



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Engenharia

# **Estudo de Desempenho da Fuselagem do SWIFT light**

**Fernando Ricardo Carvalho Leite**

Dissertação para Obtenção do Grau de Mestre em

**Engenharia Aeronáutica**

(2º Ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, Outubro 2013

Página intencionalmente deixada em branco

---

*"Education is what remains after one has forgotten  
what has learned in school"*  
*(Albert Einstein)*

Página intencionalmente deixada em branco

---

# Agradecimentos

A todos que pacientemente me acompanharam e suportaram ao longo de todo este tempo em que me ocupei no desenvolvimento da minha dissertação. Aos meus amigos que incondicionalmente ajudaram a que esta dissertação se tornasse possível. Aos meus professores em geral cujo conhecimento partilhado me permitiram alcançar a sabedoria necessário para atingir os meus objectivos.

Ao meu orientador, pela ajuda e paciência, pelo apoio e disponibilidade que sempre me suportou e facultou os meios necessários ao desenvolvimento deste trabalho.

À Universidade da Beira interior e à Cidade da Covilhã que, pelo acolhimento e pela saudade que deixaram a quando da minha partida e me proporcionarem o ambiente e o espirito académico único que todos os que por la passaram partilham, me fortaleceram e fizeram capaz de percorrer o meu caminho académico até ao seu término.

À minha família, a quem eu devo todas as minhas conquistas e vitórias, que, com todos os conselhos e apoio, me permitiram alcáçar esta etapa importante da minha vida.

À Filipa, quem mais sofreu com o tempo despendido nesta tese, pela dedicação e carinho que sempre me ajudaram e me deram ânimo para continuar em frente...

Um sincero Obrigado

Página intencionalmente deixada em branco

---

# Resumo

Sendo uma aeronave de voo livre por excelência, o SWIFT light apresenta um compromisso notável entre flexibilidade de operação e desempenho aerodinâmico. Apesar do desempenho da sua asa estar devidamente documentado e justificado, o mesmo não acontece com a sua fuselagem onde não existem referências bibliográficas que retrace, avaliem ou documentem o comportamento aerodinâmico desta secção da aeronave em específico.

Com base nesta condição, a presente dissertação centra-se, numa primeira fase, no desenvolvimento do modelo geométrico detalhado da fuselagem do SWIFT light.

De forma a alcançar os níveis de detalhe pretendidos, foram utilizadas técnicas de fotogrametria de curto alcance para extrair, com base na fuselagem real, um modelo dimensional das várias secções da aeronave que permitiu reconstruir de forma precisa toda a geometria necessária para criar o modelo 3D completo da sua fuselagem do SWIFT.

Numa segunda fase, com base nos modelos 3D gerados por fotogrametria, foram implementados casos de estudo CFD usando ANSYS FLUENT de forma a estudar o comportamento aerodinâmico desta secção específica da fuselagem do SWIFT.

Avaliando os resultados obtidos, foram identificadas possibilidades de melhoria de desempenho associadas a uma remodelação parcial da geometria da secção inferior da fuselagem, relacionada com a forma das saliências do patim e do revestimento da roda de aterragem existentes nessa zona. Estas conclusões preliminares levaram à definição de uma proposta de alteração da fuselagem do SWIFT com vista a melhorar o escoamento em torno desta região da aeronave.

Os estudos em CFD, desenvolvidos com base nos dois modelos, original e proposto, apresentaram uma significativa melhoria da resistência ao avanço da fuselagem do modelo proposto de aproximadamente 18% face ao modelo original, representando uma redução de 2% a 4% da resistência ao avanço global da aeronave.

## Palavras-chave

SWIFT light, SWIFT, Planador, performance, CFD, fotogrametria, Asa-delta, voo livre, voo à vela, PhotoModeler.

Página intencionalmente deixada em branco

---

# Índice

Agradecimentos .....	v
Resumo .....	vii
Palavras-chave.....	vii
Índice .....	ix
Lista de Figuras.....	xi
Lista de Tabelas.....	xv
1 - Introdução .....	1
1.1 Motivação .....	1
1.2 Voo livre.....	1
1.2.1 Asa-Deltas.....	2
1.2.2 Planadores .....	3
1.3 Swift light.....	3
1.3.1 Background .....	3
1.3.2 Pré-requisitos de projecto .....	4
1.3.3 Conceito da configuração .....	6
1.3.4 Desenvolvimento aerodinâmico .....	7
1.3.5 Projecto estrutural .....	9
1.4 Objectivos.....	10
2 - Revisão Bibliográfica .....	13
2.1 Resistência ao Avanço .....	13
2.2 CFD.....	15
2.2.1 A natureza do escoamento.....	15
2.2.2 Considerações importantes em CFD.....	18
2.3 Fotogrametria .....	26
2.3.1 Introdução .....	26
2.3.2 Princípio básico de fotogrametria de curto alcance .....	27
2.3.3 Aplicações.....	30
3 - Criação do modelo 3D.....	37

3.1	Introdução .....	37
3.2	Processo de calibração .....	39
3.3	Fuselagem .....	42
3.4	Bordo de fuga .....	46
3.5	Modelo CAD .....	49
4 -	Estudo Aerodinâmico.....	59
4.1	Definição e disposição das simulações.....	59
4.1.1	Caso de estudo:.....	60
4.2	Estudo do Modelo preliminar .....	61
4.2.1	Definição da malha CFD .....	63
4.2.2	Condições de fronteira .....	64
4.2.3	Modelo de turbulência.....	65
4.2.4	Parametrização da simulação .....	65
4.2.5	Análise dos resultados .....	66
4.2.6	Proposta de alteração de geometria .....	69
4.3	Estudo do modelo Detalhado .....	78
4.3.1	Condições de fronteira .....	80
4.3.2	Modelo de turbulência.....	81
4.3.3	Definição da Malha CFD .....	81
4.3.4	Parametrização da simulação .....	89
4.3.5	Análise dos resultados .....	90
4.4	Discussão dos Resultados.....	103
5 -	Conclusões e Trabalhos Futuros.....	105
5.1	- Conclusões .....	105
5.2	- Trabalhos futuros .....	106
6 -	Referências .....	107
	Anexos .....	111
	Anexo I.....	113
	Anexo II.....	115

---

# Lista de Figuras

Figura 1 - à esquerda: um exemplo de uma asa flexível (Talon 2); à direita: um exemplo de uma asa rígida (Air ATOS VR). .....	2
Figura 2 - Combinação de características da asa que resultam numa distribuição idealizada de sustentação no SWIFT. ....	8
Figura 3 - Vistas e características gerais do protótipo do SWIFT. ....	8
Figura 4 - Conceito estrutural da asa do SWIFT. [4] .....	9
Figura 5 - Diagrama N-V. [4] .....	10
Figura 6 - hierarquia dos modelos de modelação de escoamentos. [9] .....	17
Figura 7 - (a) vista geral da versão original e modificada do perfil NACA 0012; (b) detalhe da comparação do bordo de fuga da versão original e modificada do perfil NACA 0012. [5] .....	19
Figura 8 - Contornos de entropia mostrando escoamento inviscido em torno de um perfil NACA 0012 a $M_\infty = 0,74$ e $\alpha = 2^\circ$ , onde $M_\infty$ Representa a velocidade do escoamento livre e $\alpha$ o ângulo de ataque, para num solver convencional (a) e para um solver baseado nas equações de Cauchy-Riemann com correcção de entropia (b). [5] .....	22
Figura 9 - Históricos de convergência para os parâmetros de escoamento em torno de uma asa ONERA M6. [5] .....	23
Figura 10 - Exemplos de alvos codificados (à esquerda) e não codificados (à direita). ....	29
Figura 11 - <i>Dense Surface Mesh</i> obtido com o <i>software PhotoModeler Scanner®</i> .....	32
Figura 12 - Comparação dimensional entre a medição do modelo real com os dados obtidos com a utilização do <i>software</i> . [26] .....	33
Figura 13 - Exemplo da utilização de fotogrametria em aeronaves. [25] .....	34
Figura 14 - Exemplo prático da utilização de fotogrametria [25] .....	35
Figura 15 - Definição zonal dos elementos a modelar. ....	39
Figura 16 - Exemplo do procedimento de calibração da máquina fotográfica. [42] .....	40
Figura 17 - Padrão utilizado para a calibração da máquina fotográfica a utilizar no processamento das fotografias da fuselagem do SWIFT. ....	40
Figura 18 - Resultado da importação de calibração para o <i>software</i> de fotogrametria e determinação dos alvos codificados. ....	41
Figura 19 - Determinação dos parâmetros intrínsecos da Câmara usada para a obtenção das imagens e respectivo resíduo da calibração. ....	42
Figura 20 - Aparato de preparação para aquisição das imagens da zona 1 da fuselagem. ....	42
Figura 21 - Distribuição de alvos codificados e não codificados na zona 1 da fuselagem do SWIFT utilizada na obtenção das imagens. ....	43
Figura 22 - Exemplo de Comparação entre a imagem original (à esquerda) e a imagem após idealização (à direita). ....	44
Figura 23 - Nuvem de pontos resultante da importação das imagens da zona 1 pra processamento no <i>software</i> de fotogrametria. ....	45

Figura 24 - Nuvem de pontos gerada por referenciação automática dos pontos marcados na fuselagem do SWIFT (alvos codificados e não codificados). .....	45
Figura 25 - Distribuição de alvos codificados e não codificados na zona 2 da fuselagem do SWIFT utilizada na obtenção das imagens.....	46
Figura 26 - Nuvem de pontos resultante da importação das imagens da zona 2 pra processamento da imagens, salientando a posição da câmara para a foto 16.....	47
Figura 27 - Distribuição de alvos codificados e não codificados na zona 3 da fuselagem do SWIFT utilizada na obtenção das imagens.....	47
Figura 28 - Nuvem de pontos resultante da importação das imagens da zona 3 pra processamento no <i>software</i> de fotogrametria. ....	48
Figura 29 - Validação da dimensão de <b>15cm</b> entre os pontos de referência após o processamento das imagens em photomodeler (medidos <b>15.20cm</b> ). ....	49
Figura 30 - Processo de criação da superfície do SWIFT a partir da nuvem de pontos obtida por fotogrametria usando SolidWorks (exemplo da zona 1 da fuselagem). ....	50
Figura 31 - Vistas gerais do resultado da importação e tratamento das nuvens de pontos para o <i>software</i> de CAD SolidWorks. ....	51
Figura 32 - Subdivisão das zonas da fuselagem consideradas para a modelação 3D. ....	52
Figura 33 - Exemplo do processo de modelação da superfície idealizada do modelo do SWIFT. ....	53
Figura 34 - Comparação entre a malha resultante da fotogrametria (verde/azul) com o modelo CAD desenvolvido (cinza) para a zona 1 e zona 2 da fuselagem. ....	53
Figura 35 - Resultado do primeiro estágio da modelação do SWIFT .....	54
Figura 36 - Processo de criação do modelo CAD da carenagem em acrílico (zona 3). ....	54
Figura 37 - modelo completo incluindo a geometria da asa. ....	55
Figura 38 - Integração da geometria da asa no modelo da fuselagem. ....	56
Figura 39 - Modelo representativo do SWIFT simplificado para simulação e análise CFD. ....	56
Figura 40 - Resumo esquemáticos do processo utilizado na criação do modelo 3D do SWIFT. ....	58
Figura 41 - Representação esquemática da sequência de estudo de performance proposta para a fuselagem da aeronave SWIFT. ....	59
Figura 42 - Dimensionamento do volume de controlo a ser considerado por todas as simulações CFD realizadas.....	61
Figura 43 - Descrição do processo de definição do caso de estudo CFD dos modelos preliminares do SWIFT em ANSYS 13. ....	62
Figura 44 - Condições de fronteiras aplicadas ao volume de controlo para os modelos preliminares. ....	63
Figura 45 - Malha gerada em ANSYS ICEM CFD e respectivos critérios de dimensionamento (esquerda)[24].....	64
Figura 46 - Gráfico de convergência dos resíduos e principais resultados obtidos.....	66
Figura 47 - Distribuição de pressão na parede de simetria da simulação.....	67

---

Figura 48 - Distribuição de pressão na parede de simetria da simulação (detalhe da zona inferior da fuselagem) .....	67
Figura 49 - Distribuição do perfil de velocidades nas zonas do patim dianteiro (esquerda) e do patim traseiro (direita). .....	68
Figura 50 - Definição esquemática da alteração proposta: união do patim dianteiro e traseiro através de uma superfície única sem irregularidades geométricas. ....	69
Figura 51 - Descrição do passo 1 da criação do modelo proposto: definição da forma. ....	70
Figura 52 - Descrição do passo 2 da criação do modelo proposto: definição da curva de suporte.....	70
Figura 53 - Descrição do passo 3 da criação do modelo proposto: Definição dos contornos de secção.....	71
Figura 54 - Descrição do passo 4 da criação do modelo proposto: Definição da nova superfície. ....	71
Figura 55 - Visão geral do resultado a alteração da geometria. ....	72
Figura 56 - Comparação entre o modelo da fuselagem proposta (a) com o modelo da fuselagem original (b).....	73
Figura 57 - Malha gerada em ANSYS ICEM CFD para o modelo alterado e respectivos critérios de dimensionamento (esquerda). [24] .....	74
Figura 58 - Gráfico de convergência dos resíduos do modelo alterado e principais resultados obtidos.....	74
Figura 59 - contornos de pressão na fuselagem do SWIFT e na parede de simetria. ....	75
Figura 60 - Contornos de pressão na parede do SWIFT e na parede de simetria (detalhe da zona alterada geometricamente). ....	76
Figura 61 - Comparação entre fuselagem original e fuselagem alterada. (detalhe patim dianteiro).....	76
Figura 62 - Comparação entre fuselagem original e fuselagem alterada. (detalhe patim traseiro) .....	77
Figura 63 - Descrição do processo de definição do caso de estudo CFD para os modelos detalhados do SWIFT em ANSYS 13. ....	79
Figura 64 - Resumo das consideração de condições de fronteira aplicadas às simulações dos modelos detalhados. ....	81
Figura 65 - Malha de superfície gerada em PointWise. (zona de malha independente identificadas a cores diferentes).....	83
Figura 66 - Malha T-REX aplicada no bordo de fuga da fuselagem. ....	83
Figura 67 - Malha de volume de camada limite resultado da extrusão da malha de superfície. ....	84
Figura 68 - Definição da extrusão utilizada para gerar a malha de volume de camada limite. ....	84
Figura 69 - Definição da malha de volume do bordo de fuga. ....	85
Figura 70 - Organização da malha de volume em torno da fuselagem do SWIFT .....	86

Figura 71 - Malha de volume externo e suas dimensões gerais (10 comprimentos (2.7m) em cada direcção e 20 na direcção da esteira. ....	87
Figura 72 - Detalhes da malha para o Modelo alterado. (1: Malha de Superfície; 2: Malha de camada limite; 3: Malha de Volume Interno; 4: Malha de Volume Externo) .....	89
Figura 73 - Convergência dos resíduos das iterações do modelo detalhado original. ....	91
Figura 74 - Comportamento geral do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT. (distribuição de pressão na parede de simetria e da fuselagem). ....	92
Figura 75 - Comparação da resolução do escoamento entre o modelo preliminar (b) e o modelo detalhado (b) na região do bordo de ataque. ....	93
Figura 76 - comparação da resolução do escoamento entre o modelo preliminar (b) e o modelo detalhado (b) na região do bordo d e fuga. ....	94
Figura 77 - Influência da geometria dos patins da fuselagem no perfil de velocidades do escoamento na parede de simetria da simulação. ....	94
Figura 78 - Influência da geometria dos patins da fuselagem no perfil de velocidades do escoamento no plano horizontal. ....	95
Figura 79 - Distribuição das tensões de corte na região do patim traseiro resultantes irregularidade da sua forma. ....	95
Figura 80 - Convergência dos resíduos das iterações do modelo detalhado da geometria alterada do SWIFT. ....	96
Figura 81 - Comportamento geral do escoamento em torno da fuselagem alterada do SWIFT. (distribuição de pressão no plano de simetria e na parede da fuselagem). ....	97
Figura 82 - Comparação do perfil de velocidades na parede de simetria da simulação entre o modelo preliminar (em baixo) e o modelo detalhado (em cima) do SWIFT na zona do patim traseiro e bordo de fuga. ....	97
Figura 83 - Comparação do perfil de velocidades na parede de simetria da simulação entre o modelo preliminar (à direita) e o modelo detalhado (à esquerda) do SWIFT na zona do bordo de ataque da fuselagem. ....	98
Figura 84 - Distribuição dos contornos de velocidade na parede de simetria da simulação do modelo alterado. ....	99
Figura 85 - Influência da alteração da geometria dos patins da fuselagem no perfil de velocidades do escoamento no plano horizontal (A influencia da geometria no perfil de velocidades é uniforme em toda a sua extensão). ....	100
Figura 86 - Comparação da similaridade do escoamento no bordo de ataque da fuselagem entre o modelo original (à direita) e o modelo alterado (à esquerda). ....	100
Figura 87 - Comparação da similaridade do escoamento no bordo de fuga da fuselagem entre o modelo original (à direita) e o modelo alterado (à esquerda). ....	101
Figura 88 - Comparação geral do comportamento da forma original dos patins com a forma alterada proposta. ....	102

---

# Lista de Tabelas

Tabela 1 - Razão de planeio versus probabilidade de atingir a próxima térmica (baseado no modelo estatístico criado para determinar a performance necessária para o SWIFT). [4] .....	5
Tabela 2 - Relação entre a velocidade de voo e a razão de planeio requerida para permitir uma razão de descida entre térmicas de 18:1 na presença de rajada descendente de 0,5kt ou 9kt de vento frontal. [4].....	5
Tabela 3 - Resumo do desempenho alvo para o SWIFT. [4] .....	6
Tabela 4 - Tabela comparativa entre medição real e os resultados obtidos usando fotogrametria. [19] .....	34
Tabela 5 - parâmetros utilizados na integração da geometria da asa no modelo CAD da fuselagem. ....	56
Tabela 6 - características geométricas gerais da fuselagem do SWIFT extraída do modelo CAD .....	57
Tabela 7 - Comparação de áreas molhadas entre o modelo original e o modelo proposto. ....	72
Tabela 8 - Comparação dos resultados obtidos das análises CFD de entre o modelo original e modelo composto .....	77
Tabela 9 - Divisão e descrição das divisões da malha do modelo alterado. ....	88
Tabela 10 - Valores de referência considerados para a simulação dos modelos detalhados. ..	90
Tabela 11 - Resumo dos parâmetros resultantes da simulação do modelo original. ....	93
Tabela 12 - Resumo dos parâmetros resultantes da simulação do modelo alterado.....	98
Tabela 13 - Comparação geral entre os resultados das simulações das versões detalhadas do modelo original e modelo alterado. ....	102

Página intencionalmente deixada em branco

# 1 - Introdução

## 1.1 Motivação

O Voo livre tem sido um fascínio para a humanidade desde os primórdios da aviação. A sua prática tem ganho cada vez mais adeptos, e cada vez são mais os que praticam o voo livre pelo simples prazer de voar. Inspirada pelo mesmo fascínio, enquadra-se a motivação para o desenvolvimento de uma dissertação cujo objecto de estudo se caracteriza por ser uma das aeronaves mais fascinantes do voo livre: O SWIFT light.

A prática do voo sem qualquer tipo de propulsão é um disciplina extremamente exigente e a sua perfeição, quer da prática quer da criação e construção das aeronaves, requerem um elevado nível de rigor científico que é por si só um desafio da engenharia actual. Isto, juntamente com a oportunidade de dar continuidade aos trabalhos anteriormente desenvolvidos na mesma aeronave [1], resultam na decisão de usar o estudo do desempenho aerodinâmico do SWIFT como tema a desenvolver para a presente dissertação.

Influenciando também a motivação para o desenvolvimento desta dissertação foi o facto de ser concedida a oportunidade de interagir e influenciar directamente um exemplar de uma aeronave SWIFT light temporariamente facultada à Universidade da Beira Interior para servir de aplicação dos estudos realizados, alargando assim as possibilidades de estudo e criando uma motivação extra direccionando e incentivando uma aproximação prática e concreta que se torna uma mais-valia na dedicação e esforço dedicado ao desenvolvimento dos estudos envolvidos.

## 1.2 Voo livre

De entre os infinitos tipos de máquinas voadoras que ajudaram a conquistar os nossos céus, desde as mais modestas e delicadas às gigantes fortalezas voadoras com centenas de Cavalos de potência, existe apenas uma categoria de aeronaves que o fizeram completamente sem motores: os planadores. [2]

O sonho de voar tem perseguido a humanidade desde os seus primórdios. Apesar de todas as evoluções tecnológicas e conquistas na aviação, esse sonho, e em particular a capacidade de voo livre sem qualquer tipo de maquinaria, continua até aos dias de hoje um desafio da ciência e da tecnologia. Na busca de saciar esse sonho, inúmeras aeronaves foram desenvolvidas e aperfeiçoadas com o intuito de permitir que o voo sem qualquer tipo de motorização, tomando apenas partido de recursos naturais específicos, da perícia dos pilotos e da aplicação engenhosa e criativa de conhecimentos de aerodinâmica e estruturas, seja possível. A essa prática, a qual os pilotos consideram ser a experiência mais próxima do voo das aves que o ser humano consegue alcançar [3], chama-se voo livre. De forma a

compreender o conceito base do SWIFT light, torna-se necessário conhecer dois tipos de aeronaves de voo livre principais: os planadores e as Asa-Deltas.

### 1.2.1 Asa-Deltas

Sendo uma classe por excelência de aeronaves de voo livre, as Asa-Deltas tem evoluído significativamente desde a década de 70 e têm crescido em popularidade e em performance desde então [3]. Estes tipos de aeronave apareceram pela primeira vez durante os finais de 1800 e eram construídos e voados por famosos pioneiros da aviação como o engenheiro alemão Otto Lilienthal, o escocês Percy Pilcher e os norte-americanos Octave Chanute e John Montgomery. [3]

Actualmente existem dois tipos principais de Asa-deltas consoante o tipo de estrutura que utilizam para a asa, nomeadamente asa flexível e asa rígida. As asas flexíveis são as mais populares e são evolução directa do conceito desenvolvido pelo engenheiro da NASA Francis Rogallo e que se tornaram cada vez mais estáveis e com performances que permitem voos de várias horas. As asas rígidas possuem um projecto estrutural mais semelhante às aeronaves convencionais e oferecem desempenho de planeio superiores à custa da utilização de matérias compostos e de uma estrutura ligeiramente mais pesada e complexa de transportar.



Figura 1 - À esquerda: um exemplo de uma asa flexível (Talon 2); à direita: um exemplo de uma asa rígida (Air ATOS VR).

Em geral, as mais avançadas asas flexível têm actualmente uma razão de planeio (L/D) que não ultrapassa valores entre 9:1 e 14:1 dependendo da complexidade e perícia do piloto. Por outro lado, as asas rígidas conseguem atingir valores de L/D que se aproximam de 20:1, o que representa um valor consideravelmente alto tendo em conta a resistência ao avanço produzida pelo piloto completamente exposto ao escoamento. [3] Como é facilmente compreensível, a performance e utilidade destas aeronaves é limitada devido aos constrangimentos específicos de peso e operação que elas apresentam.

### 1.2.2 Planadores

Quando se pretendem desempenhos superiores e características aerodinâmicas optimizadas, que estendam o tempo de voo e as distâncias percorridas para valores bastante superiores, são necessárias aeronaves com suavidades aerodinâmicas acima da média e com um estudo aerodinâmico cuidado, não só da asa, como também em toda a extensão da fuselagem e (normalmente) cauda, como é o caso dos planadores. Este tipo de aeronaves apareceram pela primeira vez na Alemanha, após a primeira grande guerra e evoluíram até aos dias de hoje tornando-se as aeronaves por excelência do voo livre e do voo à vela [2]. Estas aeronaves são estruturalmente mais complexas e a sua utilização está quase sempre associada a um conjunto de meios que as tornam menos acessíveis ou práticas de utilizar comparadamente com as Asa-delta, contudo, são capazes de atingir razões de L/D 60:1 que as tornam de longe superior a estes últimos.

Ao contrário das aeronaves convencionais, as aeronaves de voo livre têm como único propósito serem capazes de voar da forma mais eficiente possível sem qualquer tipo de propulsão convencional, isso faz com que o desempenho aerodinâmico requerido não seja menor que uma aeronave convencional, mas sim, muitas vezes, superior. Enquanto uma aeronave convencional consegue voar de forma aerodinamicamente ineficiente, o mesmo não acontece com uma aeronave de voo à vela. De facto, este tipo de aeronaves são tipicamente utilizadas como objecto de estudo e de aplicação de conceitos aerodinâmicos, e o seu desempenho depende unicamente de um estudo aerodinâmico apropriado.

## 1.3 Swift light

O presente estudo debruça-se sobre a performance de uma aeronave em particular designada por SWIFT. Esta aeronave é considerada por muitos como o primeiro planador ultraleve de sucesso e foi desenvolvido com o objectivo de combinar algumas das vantagens e conveniências das Asa-deltas com as performances que se conseguem alcançar com um planador comum. Desta forma, o SWIFT descola e aterriza de forma semelhante às asa-deltas, mantendo uma performance excepcional a velocidades elevadas, conseguindo razões de L/D que atingem cerca de 25:1.[4] Esta aeronave consiste numa asa voadora rígida com controlos aerodinâmicos e *flaps* que consegue ser suficientemente leve para ser suportada aos ombros e lançada correndo por uma encosta.

### 1.3.1 Background

O desenvolvimento de tal aeronave foi motivado pelo desejo inerente ao ser humano de poder voar da mesma forma livre que as aves, onde a eficiência e a velocidade do transporte não são propriamente requisitos e onde o voo é realizado pelo próprio prazer de

voar. Este tem sido o pretexto para o crescimento da utilização de aeronaves como o parapente, as asa-deltas e os planadores.

Apesar do contínuo desenvolvimento e da evolução deste tipo de aeronaves, alguns aspectos associados ao voo com planadores e ao voo com asa-deltas ou parapente parecia limitar a visão de “pioneiros do voo livre” como Otto Lilienthal. Se, por um lado, o desenvolvimento dos planadores permitiu a criação de aeronaves com razões de L/D tão grandes como 60:1 (o que torna possível voos de mais de 1000km) e as asa-deltas se tornavam cada vez mais polivalentes e acessíveis, por outro, as características destas aeronaves limitavam a sua capacidade de operação a vários níveis.

O voo com planadores está inevitavelmente condicionado pela necessidade de meios especiais de reboque e de infra-estruturas como um aeródromo para a sua operação. Ainda, o seu transporte e acomodação implicam custos adicionais e complicam a facilidade de utilização destas aeronaves. No caso das asa-deltas, apesar de a maioria desses problemas serem resolvidos, as performances associadas limitam a sua operação a voos de relativamente pequenas distâncias, sendo normalmente restringidos a um pequeno corredor ao longo de uma ladeira. As asa-deltas são ainda condicionadas pelas técnicas de controlo normalmente utilizadas. O controlo através do deslocamento da posição do centro de massa do piloto limita possíveis melhoramentos de performance e conferem uma manobrabilidade que fica longe da ideal para estas aeronaves. [4]

Desta forma, em 1985, um grupo de estudantes da universidade de Standford dedicou-se ao estudo do que seria possível na fronteira entre as aeronaves de voo livre e de voo à vela, onde a ideia seria considerar a possibilidade do desenvolvimento de uma aeronave que fosse capaz de aterrar e descolar da mesma forma que as asa-deltas, mas que no entanto mantivesse uma performance e um controlo semelhantes ao dos planadores.

O projecto ganhou forma quando Brian Robbins, Erik Beckman e Brian Porter, da Bright Star Gliders, que tinham vindo a desenvolver um conceito semelhante, se juntaram ao projecto, dando início ao desenvolvimento do que mais tarde se viria a tornar no SWIFT.

### 1.3.2 Pré-requisitos de projecto

Indo de encontro aos objectivos do conceito, o SWIFT foi projectado com base nos requisitos do *cross-country soaring*. De acordo com o modelo estatístico de distribuição de térmicas, desenvolvido por Ilan Kroo, em “*Design and development of the SWIFT: a foot-launched sailplane*”, para cumprir estes requisitos, o SWIFT teria de ser capaz de realizar razões de planeio de pelo menos 15 a 18 na presença de uma descida de 0,257 m/s para que seja provável que consiga percorrer as distâncias entre as térmicas, como se verifica na Tabela 1.

Tabela 1 - Razão de planeio versus probabilidade de atingir a próxima térmica (baseado no modelo estatístico criado para determinar a performance necessária para o SWIFT). [4]

Razão de planeio efectiva	Probabilidade de atingir uma térmica	Probabilidade de percorrer 100 milhas
10	0.37	$10^{-7}$
15	0.81	0.034
18	0.91	0.21
20	0.95	0.44
40	Aproximadamente 1	Aproximadamente 1

A fim de se conseguir estes valores de razão de planeio, é necessário que se consigam valores de L/D elevados. Foram, portanto, determinados os valores de L/D mínimos (para diferentes velocidades de voo) que permitiam cumprir tal requisito que se podem verificar na Tabela 2.

Tabela 2 - Relação entre a velocidade de voo e a razão de planeio requerida para permitir uma razão de descida entre térmicas de 18:1 na presença de rajada descendente de 0,5kt ou 9kt de vento frontal. [4]

Velocidade de cruzeiro [kts]	L/D necessário
10	180.0
20	32.7
30	25.7
40	23.2
50	22.0
60	21.2
80	20.3

Em acréscimo a um bom planeio, seria também necessário que a transição entre térmicas fosse relativamente rápida e que fosse possível na presença de um vento desfavorável. Uma forma fácil de cumprir esse objectivo seria uma envergadura e carga alar elevadas. No entanto, isto colocava o SWIFT com um ponto de projecto bastante exigente pois, para que seja possível aterrar e descolar como uma asa-delta, este deveria ser leve (i.e. envergadura reduzida) e com uma baixa carga alar.

Como referido por Ilan Kroo, os requisitos impostos para este novo conceito provaram ser extremamente exigentes, mas ainda assim possíveis. Com o referido anteriormente, foi definido o desempenho alvo do projecto, que se resume na Tabela 3.

Tabela 3 - Resumo do desempenho alvo para o SWIFT. [4]

1. Razão de descida mínima numa curva de 100' de raio: 1m/s
2. L/D máximo: 20:1
3. L/D a 31 m/s 15:1
4. Velocidade de perda: não superior à das Asa-deltas existentes para permitir aterragens e descolagens em segurança.
5. Peso: menor que 41 Kg.
6. Controlo excepcional para um voo seguro a velocidades reduzidas.

Para alcançar estes objectivos exigentes seria necessária uma suavidade aerodinâmica acima da média. Seria portanto necessário um perfil de baixa resistência ao avanço e uma carenagem extremamente suave. A importância da suavidade aerodinâmica pode ser facilmente verificada no Gráfico 1. [4]

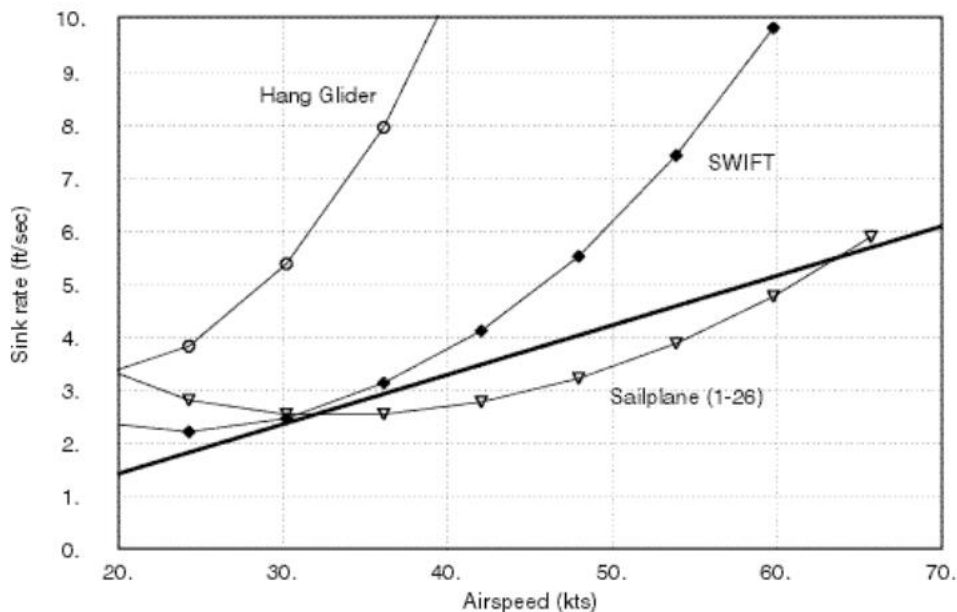


Gráfico 1 - Polar de razão de descida para diferentes aeronaves de voo livre. [4]

No Gráfico 1 pode ainda verificar-se a comparação das razões de descida previstas para o SWIFT com os outros tipos de aeronaves onde se pode verificar uma proximidade significativa da performance de alguns planadores.

### 1.3.3 Conceito da configuração

A escolha da configuração para tal aeronave não foi definida primariamente por questões de performance. Como Ilan Kroo refere, a não ser que se faça algo de muito errado, a performance de um planador é determinada principalmente pelo seu peso, envergadura, área e pela forma aerodinâmica e não pela sua configuração (*canard*, asa voadora,

convencional etc.). De facto, esta define-se com base em parâmetros como a facilidade de transporte, de arrumação, de controlo e de produção ou outras condicionantes e características específicas da aeronave em questão.

Foi provado [4] que não se verificaram grandes variações de performance entre configurações em asa voadora, convencional ou *canard*. No entanto, a configuração convencional sofria do facto de o conceito necessitar de uma cauda extremamente curta para as manobras de aterragem e descolagem pretendidas e, por outro lado, a estabilidade direccional da configuração em *canards* ligeiramente enflexados era pouco satisfatória. A configuração em asa voadora, contudo, era estaticamente equilibrada, compacta e evitava o peso significativo de possíveis *booms* necessários a configurações mais convencionais. Desta forma, e por estas razões, foi seleccionada uma configuração em asa voadora com enflexamento positivo para o desenvolvimento do SWIFT.

Durante o desenvolvimento do SWIFT foi ainda seleccionada uma configuração de asa alta que provou conferir uma boa distância ao solo e visibilidade adequada ao piloto. No conceito desenvolvido, o piloto suportaria a aeronave em solo fazendo uso de alças de ombro fixadas à estrutura primária da aeronave. Após a descolagem o piloto movia-se para a posição de voo, subindo as pernas por forma a apoiar-las na estrutura de alumínio e fazendo subir o apoio retráctil no qual fica reclinado de forma confortável para o voo. Nesta fase precoce de desenvolvimento haveria a hipótese de o SWIFT poder ser operado fazendo ou não uso de um revestimento aerodinâmico para a estrutura tubular e foi adoptada uma pequena roda traseira e um patim dianteiro que permitiriam aterragens com as pernas recolhidas e até mesmo descolagens por reboque. [4]

### 1.3.4 Desenvolvimento aerodinâmico

Optando por uma configuração em asa voadora poderia esperar-se que se verificassem algumas dificuldades relacionadas com a fraca capacidade de máxima sustentação deste tipo de asas, com as perdas de performance relacionadas com a necessidade de compensação da aeronave (quer pela utilização de perfis *reflex* ou devido à torção da asa) e com as conhecidas qualidades de controlo indesejáveis em aeronaves com esta configuração. Para minimizar estas adversidades, a asa foi projectada de forma cuidadosa, utilizando uma mistura de enflexamento, afilamento e torção, cujo efeito aerodinâmico tridimensional resultante evitasse a necessidade de utilização de perfis *reflex*, utilizando assim perfis convencionais.

A técnica referida, contudo, envolve penalizações significativas. De facto, quando compensada com os *elevons*, a  $C_L = 1$  seria necessária uma deflexão (para cima) considerável levando a uma secção de baixo  $C_L max$  e a um conseqüente aumento da resistência ao avanço induzida. Para evitar estes efeitos, o SWIFT foi projectado para manter uma distribuição de sustentação ideal quando compensado (ver Figura 2).

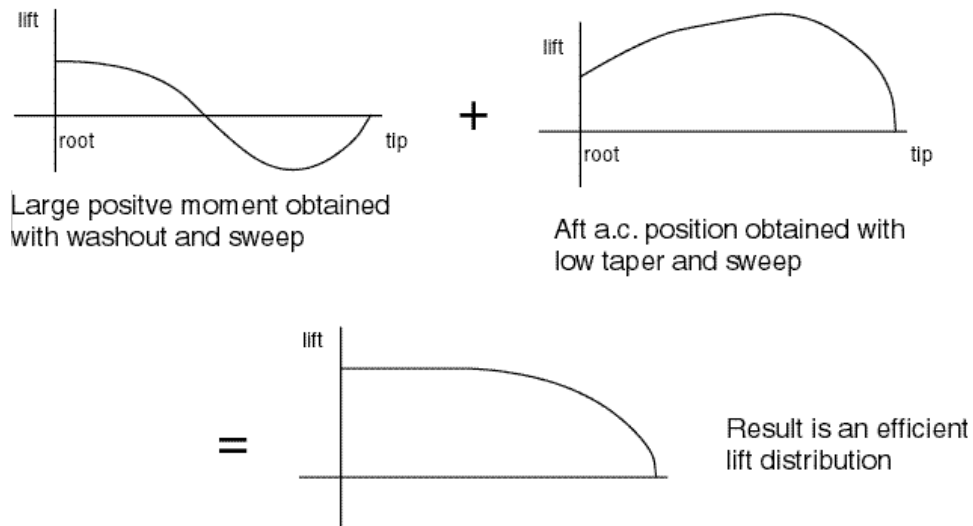


Figura 2 - Combinação de características da asa que resultam numa distribuição idealizada de sustentação no SWIFT.

Todos os parâmetros do desenvolvimento da asa do SWIFT foram analisados exaustivamente, e os estudos de compromisso finais foram feitos fazendo uso de ferramentas computacionais e simulando o voo “*cross country*” de longa duração utilizando métodos de otimização numéricos que ajudaram a determinar a configuração que conferisse o melhor desempenho global da aeronave. A configuração resultante do estudo inicial é a apresentada na Figura 3.

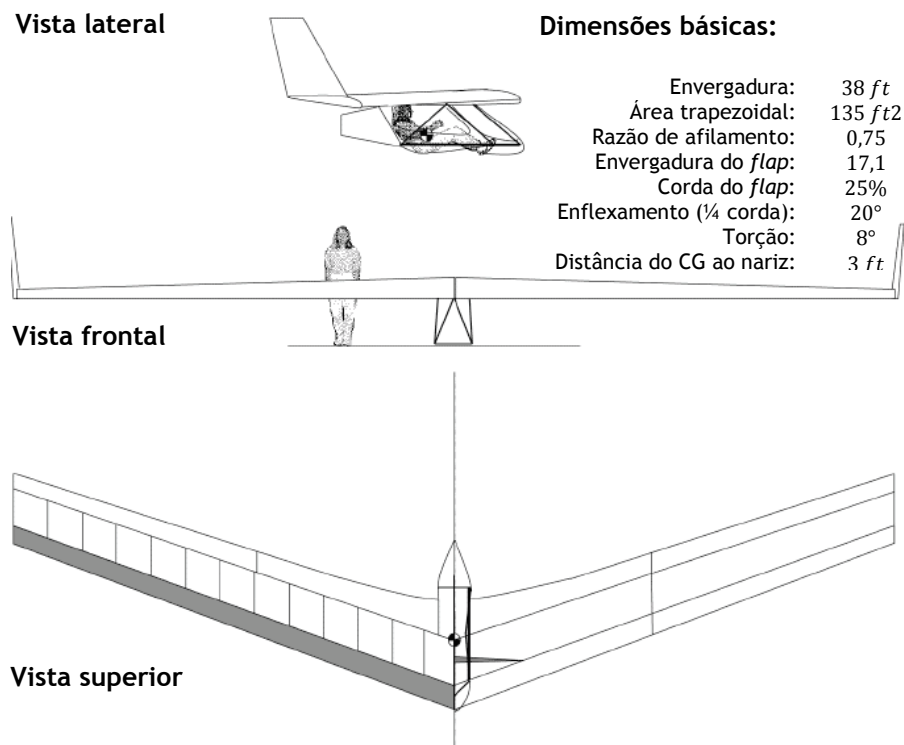


Figura 3 - Vistas e características gerais do protótipo do SWIFT.

A configuração apresentada conta com a existência de Flaps de compensação que se estendem até cerca de 45% da envergadura da asa e que, deflectidos, (até cerca de 55°), induzem uma condição de nariz em baixo, reduzindo o L/D e a velocidade, resultando num equilíbrio adequado para uma manobra de aterragem com os pés (à semelhança das asa-deltas). Ainda, o SWIFT possui um perfil desenvolvido especificamente para o projecto de forma a obter o melhor desempenho da configuração.

Esta configuração particular (o uso de flaps de compensação de ângulo de picada) justifica o nome atribuído à aeronave onde SWIFT representa “*Swept Wing with Inboard Flap for Trim*”. [4]

### 1.3.5 Projecto estrutural

No que respeita ao projecto estrutural, houve um esforço significativo para atingir os exigentes requisitos de ter baixa resistêcia ao avanço e ao mesmo tempo manter o baixo peso. O conceito desenvolvido (Figura 4) utiliza revestimentos de *kevlar* e banzos de longarinas em grafite que resultam num peso total de aproximadamente 100 lbs. A estrutura foi projectada para resistir a cargas elevadas que resultam da baixa carga alar e velocidades de projecto elevadas, o que amplia o efeito das rajadas. A estrutura resultante foi testada estaticamente com sucesso a 9g's, o que supera as cargas máximas de projecto (ver Figura 5).

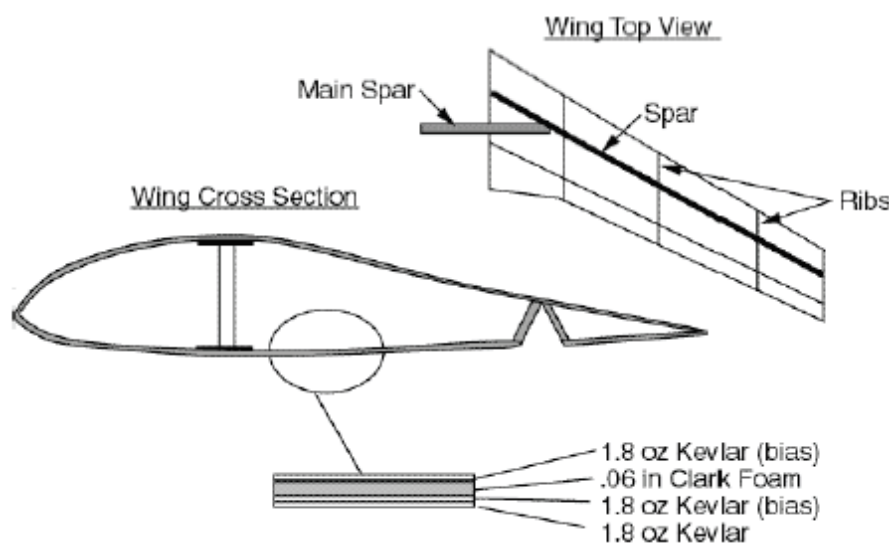


Figura 4 - Conceito estrutural da asa do SWIFT. [4]

O sucesso deste projecto foi sem dúvida mostrado pelas performances demonstradas em voo pelo SWIFT. Este foi considerado um sucesso sem precedentes em vários aspectos, mostrando ser capaz de dobrar a performance das asa-deltas convencionais e dominado várias competições de performance nessa classe. [4]

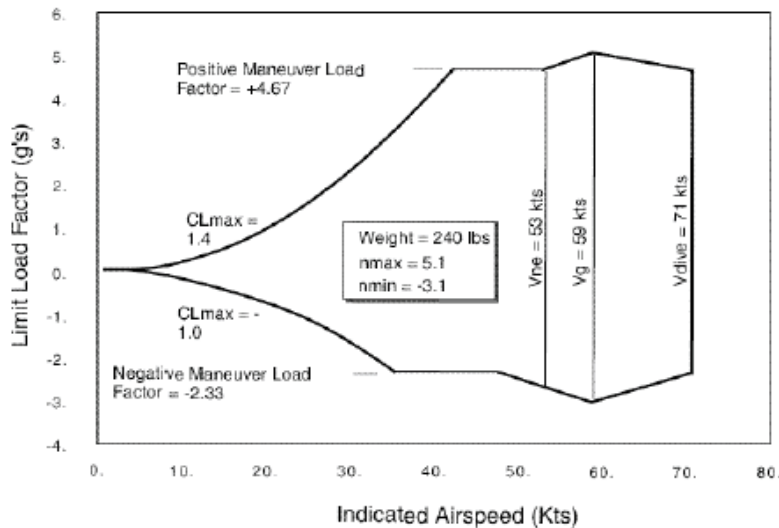


Figura 5 - Diagrama N-V. [4]

O SWIFT é produzido nos USA pela BrightStar e na Europa pela empresa Belga Aeriane. O SWIFT existe ainda numa versão bi-lugar para formação e de uma versão motorizada. Até à data foram vendidos mais de 200 unidades desta aeronave. [4]

Torna-se assim claro que o SWIFT é sem dúvida uma aeronave de um desempenho considerável. Todos os tópicos do seu desenvolvimento foram conjugados para que este desempenho seja possível. No entanto, e revendo todos os tópicos do seu desenvolvimento, mostra-se que a forma exterior da carenagem não possui qualquer referência na literatura ao seu projecto nem a sua optimização. Este facto é o que estabelece a base para este estudo. À fuselagem do SWIFT refere-se apenas que “*an extremely clean pilot fairing would be required*” [4]. Apesar de ter uma aparência cuidada, um estudo mais detalhado é necessário para compreender até que ponto esta possui a forma e o desempenho mais adequado para o tipo de voo que realiza.

## 1.4 Objectivos

Partindo da compreensão dos critérios de projecto decisivos da definição do SWIFT, este estudo tem como objectivo principal verificar e avaliar a forma e as características da sua fuselagem que possam influenciar o seu desempenho aerodinâmico quando integrada na restante aeronave. Ainda, como resultado dessa avaliação pretende-se identificar e testar possíveis alterações ou melhoramentos da secção da fuselagem que, de alguma forma, a possam melhorar em termos de prestação aerodinâmica.

Para que este objectivo primário seja alcançado, alguns objectivos intermédios fundamentais são necessários e devem ser usados como actividades estruturante de todo estudo da performance do SWIFT:

- Desenvolver um modelo geométrico preciso da fuselagem do SWIFT que possa ser usado para a avaliação dos seus parâmetros dimensionais e também servir de base para a definição dos estudos aerodinâmicos pretendidos.
- Desenvolver e implementar, usando dinâmica de fluidos computacional, um modelo representativo de um voo típico do SWIFT que seja usado como caso de estudo para aferir o comportamento e desempenho aerodinâmico da sua fuselagem.
- Identificar e propor, com base na análise CFD, alterações conceituais, de fácil adaptação ao modelo real, que possam ser criadas para resolver ou melhorar comportamentos indesejáveis observados durante essa análise.
- Avaliar qualitativamente a influencia das possíveis alterações no desempenho aerodinâmico da aeronave em si, avaliando a sua aplicabilidade e conveniência.

Página intencionalmente deixada em branco

---

## 2 - Revisão Bibliográfica

Para que a abordagem aos objectivos concretos deste trabalho seja feita de forma correcta, torna-se necessário compreender os pré-requisitos associados a cada uma das actividades envolvidas. Nesta secção serão apresentados os conceitos teóricos e as referências em geral, que serão usadas como suporte para a definição utilizada no desenvolvimento deste trabalho. Assim, na secção **Erro! A origem da referência não foi encontrada.** serão abordados os conceitos aerodinâmicos fundamentais à avaliação da performance de corpos fuselados e os parâmetros mais importantes a serem considerados. Na secção 2.2 é apresentado um resumo dos critérios e conceitos relevantes à preparação e definição de estudos de dinâmica de fluídos computacionais. Por último, na secção 2.3 é apresentado o *background* teórico associado à técnica utilizada para a criação e desenvolvimento do modelo tridimensional geométrico da fuselagem do SWIFT partindo do seu modelo físico real.

### 2.1 Resistência ao Avanço

Para um corpo que se desloca dentro de um dado fluído, o parâmetro de desempenho mais significativo, no que respeita à sua aerodinâmica, é a resistência ao avanço que o fluído exerce sobre ele. Essa resistência ao avanço é uma força aerodinâmica que se opõe sempre ao movimento de qualquer corpo num dado fluído (quando se verifica uma velocidade relativa entre eles) e que é gerada pela interacção e pelo contacto do corpo sólido com o fluído. [5]

Para veículos que se deslocam na atmosfera, a resistência aerodinâmica é a soma das forças tangenciais, ou de fricção, com as forças normais, ou de pressão, paralelas e opostas ao vector de velocidade desse veículo. Para um corpo que não produza sustentação, como é o caso de uma fuselagem, existem dois tipos principais de resistência ao avanço distintos: resistência ao avanço por fricção e resistência ao avanço de efeito de forma. O primeiro, é normalmente o mais importante quando a camada limite do escoamento em torno do corpo permanece colado à sua superfície e o segundo torna-se mais importante no caso de a camada limite do escoamento em torno do corpo estar descolado da superfície. [5] A relevância de cada um destes mecanismos de resistência ao avanço está relacionada com parâmetros como a velocidade de voo do corpo, a sua forma geométrica bem como a sua qualidade de superfície.

Numa aeronave como o SWIFT, principalmente a velocidades mais elevadas onde a resistência ao avanço induzida diminui devido à diminuição de  $CL$ , a importância do desempenho aerodinâmico da fuselagem tende a ganhar significância. Prova-se que, para um planador típico com uma razão de aspecto de 30, a percentagem de resistência ao avanço da fuselagem na resistência ao avanço total da aeronave aumenta de 6% até valores próximos de

30% entre as condições de melhor planeio ( $cl=1,1$ ) e cruzeiro a grande velocidade ( $cl=0,35$ ). [6] O mesmo comportamento pode ser observado no Gráfico 2.

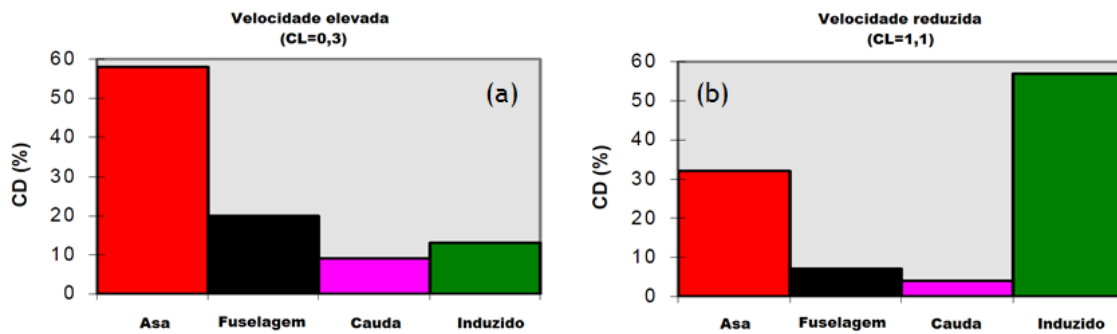


Gráfico 2 - (a): componentes de  $C_D$  para  $C_L = 0,3$  (velocidades elevadas); (b): componentes de  $C_D$  para  $C_L = 1,1$  (velocidades reduzidas). [6]

Um bom projecto aerodinâmico da forma de uma fuselagem deve portanto ser considerado de maneira a conferir um desempenho adequado à aeronave como um todo, o que torna importante analisar e ponderar de forma significativa o comportamento destes componentes e, para isso, alguns mecanismos de previsão e análise de resistência ao avanço devem ser considerados.

A precisa determinação da resistência aerodinâmica de veículos, particularmente aeronáuticos têm sido, de facto, motivo de inúmeras publicações científicas. A verdadeira importância dessa previsão precisa de valores, por exemplo de  $C_d$ , pode facilmente ser compreendida com alguns exemplos presentes na bibliografia. Paterson et. al. [5] mostrou, no estudo aerodinâmico do Lockheed C-5, que um acréscimo em um ponto do coeficiente de arrasto ( $\Delta C_D = 0,0001$ ) é equivalente a uma redução da capacidade de carga útil em 1000lb's numa condição de cruzeiro da missão de projecto. De forma semelhante, Meredith [7] mostrou que o aumento em um ponto percentual da razão L/D durante a descolagem de uma aeronave de transporte bi-motor típica é equivalente a 2800lb de aumento na capacidade da sua carga útil.

Para determinar o desempenho aerodinâmico, actualmente, existem 3 aproximações principais: os métodos analíticos, os estudos práticos usando túneis de vento e, os cada vez mais comuns estudos e CFD. O CFD tem evoluído significativamente nos últimos 30 anos e tem-se tornado uma ferramenta crucial no projecto de todo o tipo de veículos. Almejando a utilização de uma ferramenta CFD para a realização deste estudo, é apresentado na secção seguinte alguns dos conceitos mais importantes na sua utilização.

## 2.2 CFD

Nas últimas décadas, o processo de desenvolvimento de engenharia no sector da aviação tem sofrido acentuadas alterações devido ao rápido desenvolvimento das simulações computacionais. Em concreto, no projecto aerodinâmico, os métodos computacionais têm progressivamente vindo a sobrepor-se aos métodos empíricos mais comuns, o que leva cada vez mais a engenharia a dedicar parte do tempo de desenvolvimento na aplicação de ferramentas CFD para analisar e prever as características aerodinâmicas destes veículos.

Contudo, é bem sabido nesta área que a utilização deste tipo de ferramentas não é de todo trivial e, apesar da grande evolução verificada na análise de fluidos computacional, existe ainda um grande percurso de desenvolvimento para que a sua aplicação seja mais abrangente.[5] Em CFD, a complexa análise de compromisso entre o detalhe do modelo representativo do veículo e o custo computacional da simulação, a complexa natureza do próprio escoamento em corpos tridimensionais tipicamente analisados e a constante dependência de modelos de simplificação numéricos, tendem a limitar esta utilização, restringindo-a a modelos simplificados ou a modelos simples. Por outro lado, a história provou nos últimos anos que o rápido desenvolvimento das tecnologias da computação revelou um impacto crucial na aplicação de princípios da dinâmica de fluidos nos projectos de engenharia, o que fez com que problemas que outrora necessitaram de anos para resolver, possam actualmente ser resolvidos em meros minutos.[8] Esta evolução tende a mostrar que a utilização de técnicas de CFD é extremamente promissora quer a nível académico quer a nível industrial e que cada vez mais assume um papel preponderante no processo de desenvolvimento de novas aeronaves. Desta forma, antes de descrever o recente trabalho desenvolvido nesta área, é apresentado na secção 2.2.1 uma breve descrição da natureza de um escoamento fluido, e na secção 2.2.2 uma apresentação dos conceitos e noções relativas a CFD.

### 2.2.1 A natureza do escoamento

A natureza do escoamento fluido é caracterizada por uma série de fenómenos críticos que são, na sua essência, não lineares. Fenómenos como a turbulência ou ondas de choque, por exemplo, fazem facilmente compreender a dificuldade de representar num único modelo (analítico ou numérico) tais fenómenos. Os fenómenos associados a um escoamento de um fluido apresentam também uma disparidade de escalas extremamente elevadas. Se, por um lado, a espessura de uma onda de choque é da mesma ordem de grandeza que a trajectória livre da partícula gasosa, por outro, a uma escala macroscópica a sua espessura é praticamente nula. [9]

Para um escoamento turbulento, o mecanismo de transferência de energia é caracterizado pela passagem de energia dos movimentos de larga escala para turbilhões progressivamente mais pequenos até que a escala se torne tao reduzida que o movimento se dissipe por viscosidade. [9] [10]

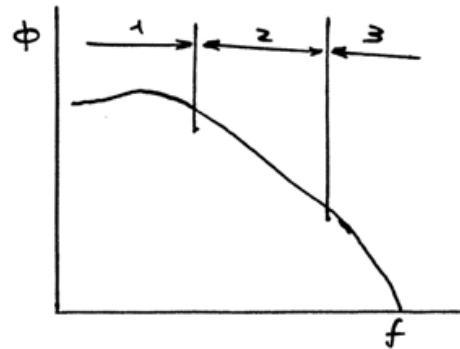


Gráfico 3 - Repartição da energia cinética no domínio da frequência, onde  $\phi$  é a densidade espectral de energia e  $f$  é a frequência. [10]

Atentando no Gráfico 3, podemos analisar a distribuição de energia cinética em 3 zonas principais: (1) Zona das baixas frequências correspondendo aos grandes turbilhões que interaccionam com o escoamento médio e contribuem com a maior percentagem da energia cinética turbulenta, são muitas vezes chamados turbilhões contendo energia, são altamente anisotrópicos, e a sua dimensão máxima é limitada pelo tamanho da camada de corte. (2) Gama correspondente ao subdomínio de inércia. Nesta zona actua simplesmente um mecanismo de inércia promovendo uma transferência de energia das grandes para as pequenas escalas por estiramento de filamentos de vórtices. (3) Gama dissipativa, a nível das pequenas escalas em que se processa a dissipação de energia, os turbilhões têm uma dimensão de tal modo inferior à distância ao longo da qual ocorrem variações significativas das propriedades do escoamento médio que, não sentindo gradientes médios, apresentam características muito aproximadamente isotrópicas. A dimensão mínima dos turbilhões está condicionada pela sua capacidade de sobrevivência num campo dissipativo. Só nesta gama se fazem sentir os efeitos da viscosidade molecular.

A todo este processo de transferência de energia, semelhante a um fraccionamento de turbilhões de grandes dimensões em turbilhões cada vez mais pequenos chama-se Cascata de Energia. [10]

Estas razões de escalas de comprimentos descritas (desde o escoamento médio aos turbilhões menores) são da ordem dos  $Re^{\frac{3}{4}}$  e este valor tipicamente ronda os 30 milhões para uma aeronave comum. Isto representaria, caso se pretendesse resolver tais escalas nas 3 dimensões espaciais, uma matriz computacional da ordem de  $Re^{\frac{9}{4}}$ , um valor claramente fora do alcance de qualquer computador actual ou previsto no futuro. [9]

Devido a esta natureza do escoamento, houve a necessidade do desenvolvimento de vários modelos matemáticos (com diferentes níveis de simplificações) que permitem que as simulações computacionais do escoamento se tornassem viáveis no tempo e nos recursos e capazes de produzir métodos de previsão rentáveis.

Em geral, as aeronaves são feitas para evitar a separação do escoamento em torno do seu corpo e minimizar os efeitos viscosos do escoamento, o que resulta em formas aerodinâmicas e suaves. Este facto faz com que, ainda assim, se possam obter bons resultados com análises baseadas em modelos inviscidos (ou potências) principalmente caso sejam consideradas correcções de camada limite. Assim, é possível obter previsões relativamente precisas da resistência ao avanço e sustentação caso o escoamento na aeronave se mantem colado ao corpo (o que acontece para planadores de alta performance e baixos Reynolds). Contudo, quando se verificam separações no escoamento (situações que podem simplesmente ser causadas por um Reynolds elevado, por formas irregulares no corpo ou simplesmente por ângulos de ataque significativos), as iterações entre a solução do escoamento inviscido exterior e a solução do escoamento de camada limite interior tornam-se progressivamente mais difíceis. Nestas situações pode tornar-se necessário a resolução completa das equações para escoamento viscoso. Tipicamente em CFD, quando uma estimativa de efeitos turbulentos é necessária, são utilizadas médias dos componentes de flutuação, o que significa a utilização de modelos de turbulência.

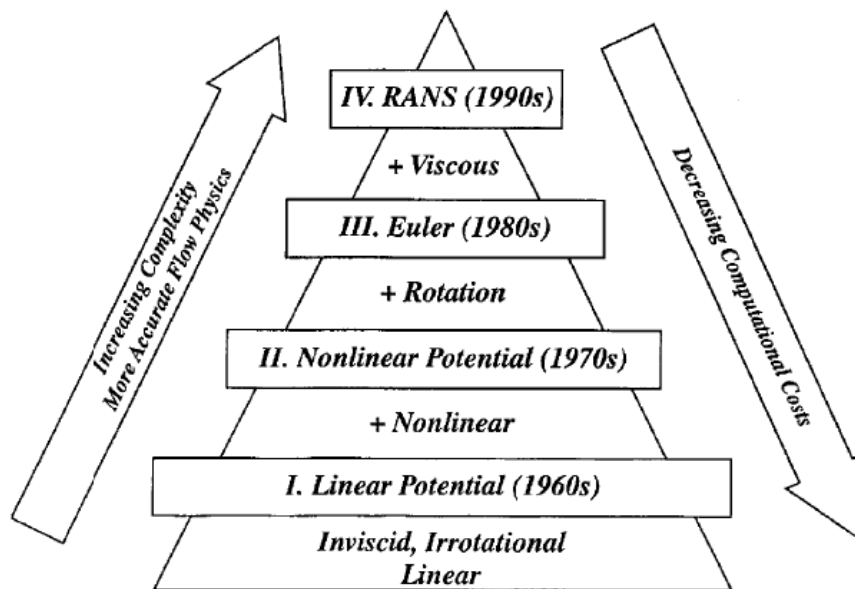


Figura 6 - hierarquia dos modelos de modelação de escoamentos. [9]

Vários modelos de turbulência são actualmente disponibilizados nos vários *softwares* de análise CFD, contudo, como o custo computacional varia dramaticamente em função do modelo de aproximação dos componentes de flutuação (modelos de turbulência) é necessário

uma correcta e ponderada consideração relativamente ao modelo de turbulência pretendidos para uma dada simulação. [9] Em acréscimo, de forma a realizar uma análise CFD usando uma aproximação correcta e compatível com os resultados desejados, algumas considerações importantes devem ser devidamente ponderadas. Na secção 2.2.2 são resumidas algumas considerações importantes a ter em conta quando se pretende realizar simulações CFD.

## 2.2.2 Considerações importantes em CFD

Para alcançar previsões de resistência ao avanço baseadas em CFD de uma forma precisa, devem ser considerados uma série de factores principais que, à semelhança dos modelos de turbulência, têm uma importância significativa na convergência, precisão e viabilidade de utilização de modelos de CFD para prever comportamentos aerodinâmicos. De seguida serão analisados alguns desses factores que deverão ser tomados em consideração.

### 2.2.2.1 Fidelidade do modelo CAD

Antes de se dar atenção a questões físicas da modelação, da malha em si ou da representação matemática do estudo, deve ter-se em consideração a fidelidade do modelo geométrico que se pretende usar face à sua forma física real. [9]

Como regra geral, a geometria deve evitar representar erradamente características do corpo que são significativas para os resultados concretos que se pretendem obter com as simulações. Identificar essas características representa portanto uma tarefa importante na análise e preparação da geometria a usar como suporte de malha. Um caso de estudo típico que permite compreender a importância da fidelidade do modelo geométrico, é a utilização do perfil NACA 0012. Em alguns casos, com o objectivo de simplificar o modelamento do bordo de fuga do perfil (de espessura finita), é alterada a sua geometria realizando-se um extensão do intradorso e do extradorso até que estes se intersectem originando um vértice. Posteriormente, para serem mantidas as características do perfil, a sua geometria é normalizada para repor as características base do perfil (0,12 a 30% da corda) como se pode verificar na Figura 7. Apesar desta simplificação facilitar a resolução da condição de Kutta, ela poderá também implicar a obtenção de resultados significativamente diferentes dos obtidos com a geometria sem alteração. Desta forma, uma alteração que, em algumas publicações pode inclusive ser passar sem referência, cria alterações nos resultados que podem atingir 15% nos valores de resistência ao avanço. [5]

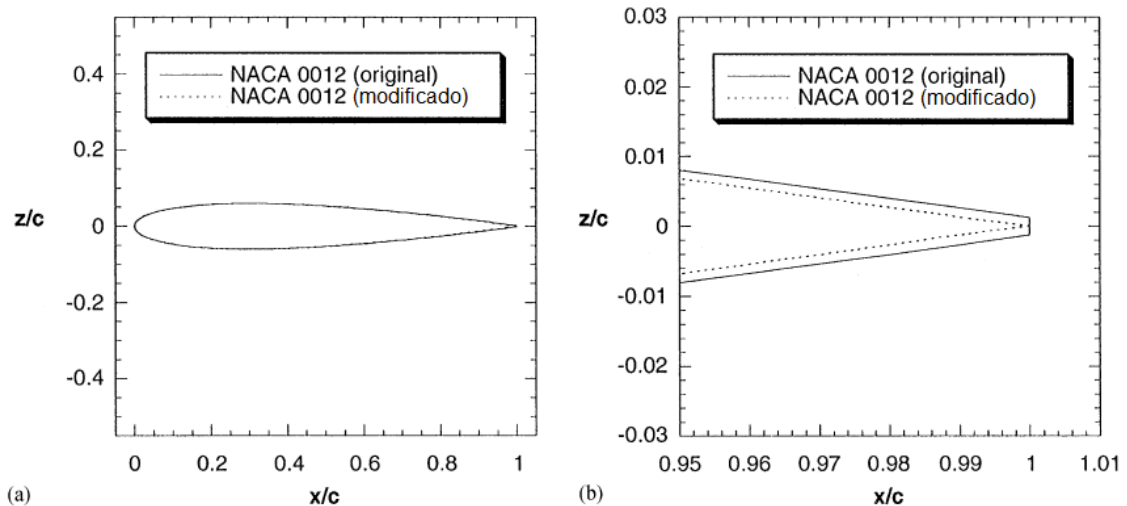


Figura 7 - (a) vista geral da versão original e modificada do perfil NACA 0012; (b) detalhe da comparação do bordo de fuga da versão original e modificada do perfil NACA 0012. [5]

Por outro lado, é de extrema importância que o modelo não seja desapropriadamente complexo. Definição deve ser dada na medida do necessário para se limitar a garantir a precisão necessária dos resultados específicos pretendidos. [11] Ainda, é sempre importante tomar em consideração o tempo e os recursos disponíveis para o caso em estudo. Considerações de simplificação de geometria ou limitações nas variáveis mostram-se muitas vezes não só necessárias como também apropriadas para estudar fenómenos ou comportamentos específicos de um modelo mais complexo tornando o tempo de resposta do estudo mais apropriado.

### 2.2.2.2 Malha

À semelhança da fidelidade do modelo geométrico, as características da malha de superfície e de volume de controlo têm uma influência determinante na qualidade e eficácia dos resultados provenientes dos modelos CFD. [5] De facto, o algoritmo desenvolvido para uma análise CFD requer uma série de decisões importantes e a forma de dividir o volume de controlo em elementos discretos menores, capazes de ser implementados em configurações complexas, é uma delas. [9]

- Tipo de malha:

As principais alternativas para o tipo de malha são as malhas cartesianas, as malhas de corpo curvilíneas (*body-fitted*) e malhas tetraédricas não estruturadas.

Malhas cartesianas simplificam o algoritmo nos pontos interiores e facilitam o uso de um elevado nível de discretização à custa de um ligeiro acréscimo de complexidade e possivelmente perda de definição no tratamento da camada limite em superfícies curvas (condição que pode ser melhorada através de refinamento da malha junto da superfície). [9]

Malhas *Body-fitted* têm sido largamente usadas e são particularmente apropriadas para escoamentos viscosos por permitirem facilmente serem comprimidas na proximidade das

paredes do corpo, de facto, vários métodos são apresentados para gerir estas transformações, alguns baseados em soluções de equações elípticas e outros na solução de equações hiperbólicas que se desenvolvem a partir da superfície para o exterior do corpo. [12]

De forma a facilitar a criação de uma malha num modelo complexo torna-se apropriado o uso de multi-blocos de malha, onde a malha de cada bloco é criada separadamente associando-se depois à malha dos blocos vizinhos. [13], [14]

Apesar do melhoramento destes modelos, o processo para a obtenção de uma malha apropriada para uma configuração significativamente complexa pode levar meses de desenvolvimento. Como alternativa, o volume de controlo pode ser discretizado em elementos tetraédricos. Este tipo de malha, apesar de requerer algum trabalho para permitir manter os mesmos níveis de precisão nos resultados, tem-se tornado cada vez mais aceite e tem mostrado ser capaz de reduzir o tempo e os recursos necessários para alcançar resultados precisos em modelos relativamente complexos. [9]

- Tamanho da malha:

No que diz respeito à dimensão da malha em si, a determinação apropriada do número de elementos nem sempre tem uma solução trivial. [5], [9]

Previsões precisas e eficientes podem ser obtidas de variadas formas. Prova-se que é possível obter óptimos resultados tanto com modelos matemáticos sofisticados que usam malhas com mais de 1 milhão de elementos calculados por supercomputadores, como também com computadores pessoais típicos em modelos matemáticos simples de  $160 \times 32$  células. [9]

Uma grande variedade de soluções é portanto possível: a natureza do problema em estudo levará a definir o nível de complexidade da malha e a correspondente exigência computacional associada.

É possível ainda provar com estudos de independência de malha que até um escoamento transónico potencial inviscido pode ser calculado de forma precisa utilizando uma malha de 160 elementos em torno de uma secção de um perfil e 32 elementos normais ao contorno, convergindo em menos de 25 ciclos utilizando uma malha múltipla. Isto representa um custo computacional relativamente reduzido cujos resultados podem facilmente ser obtidos num típico computador pessoal. [9] Ainda, se tomarmos em consideração um modelo computacional tridimensional, o mesmo tipo de análise com  $192 \times 32 \times 48 = 294,912$  células poderia devolver resultados em menos de 1 minuto com um núcleo de processamento composto por oito processadores. [9]

Para simulações considerando efeitos da viscosidade, com Reynolds elevados, as condições computacionais são seriamente acrescidas: alguns estudos provam [15], em análises bidimensionais, que uma malha com 32 intervalos na zona de camada limite turbulenta e 32 intervalos entre a camada limite e a zona de escoamento não perturbado (*far field*) seria necessária para resolver o escoamento. Ainda, a malha de superfície teria de ter uma resolução superior a 512 intervalos (na direcção da corda) para evitar a degradação da precisão e da convergência dos resultados em consequência de razões de aspecto excessivas

nas células de superfície. [9] Isto representaria resultados razoavelmente precisos em cerca de 100 ciclos com uma malha múltipla. A mesma simulação, numa situação tridimensional, representaria uma malha de entre 5 a 10 milhões de elementos (do tipo 512×64×256). Neste tipo de análises, resoluções inferiores a 1 milhão tornam-se difíceis de evitar dependências de malha e soluções sensíveis ao modelo de turbulência utilizado.

Um algoritmo típico exige operações na ordem dos 5000 pontos flutuantes para cada ponto de malha numa malha múltipla. Dado isto, com 10 milhões de pontos numa malha seriam necessárias  $5 \times 10^{11}$  iterações por ciclo. Para um computador com a capacidade de realizar  $10^{11}$  Operações por segundo (100 *gigaflops*) seriam necessários 100 segundos para serem realizados 200 ciclos.

Análises progressivamente mais exigentes e detalhadas têm sido propostas e realizadas por vários autores [16], [17] que mostram que performances superiores ao *teraflop* seriam necessárias para resolver na totalidade o comportamento dos turbilhões em função do tempo levando em consideração variáveis como a variação da espessura da cama limite entre outros. Contudo, a informação obtida com estas análises estendem-se muito além da necessária do ponto de vista de engenharia e de projecto onde os principais objectivos se focam em calcular médias de resistência ao avanço por fricção ou prever por exemplo fenómenos de separação, onde os modelos podem ser significativamente simplificados e reduzidos. [9]

### 2.2.2.3 A escolha do *Solver*

Para cada solver, as estratégias usadas para resolver as equações de governo do fluido podem ser diferentes [5], desta forma o utilizador deve estar ciente das diferentes aproximações e compreender o mecanismo de funcionamento e as peculiaridades do *solver* em específico que pretende usar nas suas análises para permitir uma interpretação correcta dos resultados que dele obtém. Para que as soluções obtidas sejam completamente convergentes em malhas suficientemente densas, os resultados do escoamento e consequentemente de resistência ao avanço devem provar ser independentes não só da malha como também do *solver* utilizado.

A título de exemplo da importância do conhecimento do *solver*, pode comparar-se os resultados provenientes da análise do perfil NACA 0012 obtidos a partir de dois *solvers* distintos presentes na Figura 8.

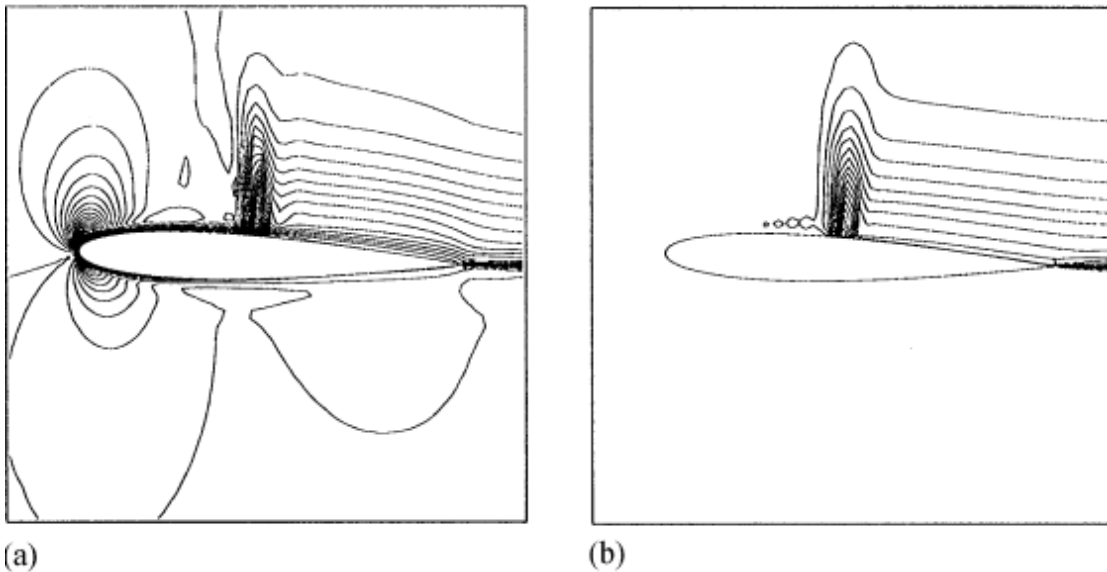


Figura 8 - Contornos de entropia mostrando escoamento inviscido em torno de um perfil NACA 0012 a  $M_\infty = 0,74$  e  $\alpha = 2^\circ$ , onde  $M_\infty$  Representa a velocidade do escoamento livre e  $\alpha$  o ângulo de ataque, para num solver convencional (a) e para um solver baseado nas equações de Cauchy-Riemann com correcção de entropia (b). [5]

Na Figura 8 está representado o escoamento transónico em torno do perfil NACA 0012 a  $M=0,75$  e com um ângulo de ataque  $\alpha=2^\circ$  na forma de distribuição de entropia. Em (a) é mostrado o contorno de entropia previsto por um *solver* comum e em (b) é apresentada a mesma distribuição de entropia num *solver* posteriormente desenvolvido baseado nas equações de Cauchy-Riemann incluindo correcções de entropia. [18]

Este exemplo é significativo pois permite observar o seguinte: tendo em consideração o fenómeno físico, a entropia deve só ser expectável em zonas de ondas de choque no extradorso do perfil a cerca de 50% da corda como é possível ver em (b). Contudo, como se verifica em (a) a resolução do escoamento por um *solver* convencional indica uma quantidade significativa de entropia gerada no bordo de ataque do perfil. Como sugere o autor [5] este fenómeno pode ser justificado pelo facto de o termo de viscosidade artificial de segunda ordem, que é geralmente activado somente em zonas de ondas de choque, também se activa em regiões de rápida variação de pressão como é o caso do bordo de ataque podendo resultar numa previsão de resistência ao avanço significativamente diferente da apresentada em (b). [5], [19]

Ser capaz de identificar estas características inerentes aos próprios *solvers* torna-se importante pois, como demonstrado, uma previsão de resistência ao avanço bem-sucedida implica não só o conhecimento do comportamento físico do fenómeno como também da forma como o *solver* o representa.

### 2.2.2.4 Níveis de convergência

As equações de governo são não lineares, parciais e diferenciais e como tal são resolvidas de uma forma iterativa. Mantendo em mente que o tempo de resposta das simulações é muitas vezes um factor fundamental para a viabilização do estudo, surge a dificuldade de definir o tempo de espera na convergência dos resultados. Sendo um processo iterativo, é importante compreender o número de iterações apropriado para a precisão pretendida. [5]

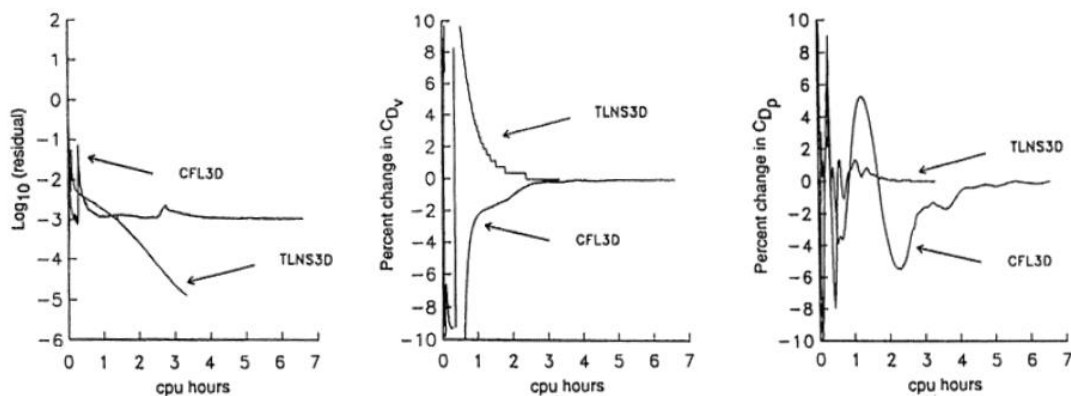


Figura 9 - Históricos de convergência para os parâmetros de escoamento em torno de uma asa ONERA M6. [5]

Para avaliar o nível de convergência do modelo são normalmente monitorizados os resíduos de alguns parâmetros importantes do escoamento. De facto, os resíduos máximos das equações de governo é o máximo valor de resíduo de um desses parâmetros. Contudo, como sugere C.P. Van Dam em [5], atenção deve ser dada aos parâmetros que se monitorizam pois, como é possível verificar no exemplo da Figura 9 (que mostra o historial de convergência dos resíduos das equações de continuidade, coeficiente de resistência ao avanço de fricção e de pressão para a asa do ONERA M6 para dois solvers diferentes), alguns parâmetros como o  $C_{Dp}$  no CFL30 podem convergir significativamente mais tarde de todos os outros parâmetros podendo induzir a medição de resultados imprecisos.

### 2.2.2.5 Modelos de turbulência

O correcto modelamento dos fenómenos de turbulência representam uma das tarefas mais problemáticas da previsão de valores de resistência a avanço baseados em CFD. [5] Torna-se claro que, sendo a maioria dos escoamentos nas aeronaves actuais turbulentos e as suas formas cada vez mais complexas, algum conhecimento empírico seja necessário para permitir, em aplicações de engenharia, implementar cálculos das equações de Navier-stokes para tais veículos de forma eficiente.

As primeiras tentativas de calcular o escoamento em torno de aeronaves evoluíram a aplicação de soluções que se limitavam a considerar um escoamento potencial.

Posteriormente, após removidas as restrições do escoamento irrotacional, foram desenvolvidos modelos capazes de resolver as equações de Euler. Contudo, no voo de uma aeronave, os efeitos viscosos não podem ser desconsiderados. De facto, uma grande componente da resistência ao avanço da aeronave é inteiramente causada pelos efeitos viscosos resultantes da interacção do escoamento com o seu corpo. Para permitir que estes efeitos fossem correctamente contabilizados, tornar-se-ia necessária a resolução das equações de Navier-Stokes (N-S). Ainda, para além dos efeitos de viscosidade, acresce-se a necessidade de ter em consideração escoamentos de natureza turbulenta para permitir uma representação fiel dos fenómenos físicos típicos associados ao voo de uma aeronave. [5]

Turbulência é um fenómeno que está associado ao voo de praticamente todas as aeronaves e é caracterizado pela sua natureza aleatória e tridimensional. Este tipo de escoamento abrange uma grande variação de escalas e está normalmente associado a uma grande componente difusiva e dissipativa [20], o que faz com que a sua representação matemática seja dependente do tempo.

As equações que governam este tipo de escoamento são as equações de Navier-Stokes definidas em função do tempo (*time-dependent* N-S). Contudo, a resolução directa destas equações (DNS - direct numerical simulation) exige uma capacidade de processamento extrema o que faz com que, mesmo com os últimos avanços na capacidade de cálculo computacional, as suas aplicações só se tornem viáveis em modelos extremamente simples e com baixos números de Reynolds. [20]

Em alternativa à resolução directa das N-S(t) surge uma aproximação diferente baseada em médias temporais (*time-averaged*) das equações de Navier-Stokes. Estas equações envolvem, no entanto, parâmetros de tensões e fluxos de transferência de calor que são desconhecidos e que, portanto, têm de ser representados através de expressões na forma de variáveis base do escoamento (velocidade e suas derivadas). Essas expressões representam o que normalmente se designa por modelos de turbulência. [20] Baseado nisto, e como referido por A. Jameson [9], é altamente improvável que se consiga desenvolver um único modelo de turbulência que possa ser universal a todos os complexos tipos de escoamento possíveis. De facto, vários tipos de modelos foram propostos desde os relativamente simples modelos algébricos, ou os modelos a uma equação, até aos modelos mais complexos a duas equações ou os modelos de tensões de Reynolds. Como referido, cada um destes modelos mostra-se mais apropriado a um determinado grupo específico de aplicações. [9], [20]

Os Modelos algébricos têm mostrado ser francamente satisfatórios na resolução de escoamentos colados e ligeiramente descolados em asas. Estes modelos baseiam-se no conceito de camada limite e utilizam normalmente equações distintas para a camada limite e para o exterior dela. Desta forma, necessitam de uma estimativa da escala de comprimentos que por sua vez depende da espessura da camada limite. Exemplos deste tipo de modelos são o modelo de Baldwin-Lomax [21] e o Johnson-King [22].

---

Os *Closure models*, dependendo da solução das equações de transporte são largamente aceites na indústria e dispensam a necessidade da estimativa de uma escala de comprimentos pois são capazes de detectar a fronteira da camada limite.

Modelos de viscosidade de turbilhões, que usam tipicamente duas equações para a energia cinética turbulenta  $k$  e a taxa de dissipação  $\varepsilon$  ou um par de quantidades equivalentes, tendem geralmente a apresentar algumas dificuldades a resolver o escoamento muito próximo das paredes e são bastante condicionados para soluções numéricas. Por outro lado, o modelo  $k-l$  prova resolver parte destas limitações ao considerar o comportamento linear da escala de comprimento  $l$  próximo da parede. [9]

Em geral, a performance de modelos algébricos continua competitiva para alguns casos de estudo em específicos como escoamentos em asas mas, em contrapartida, os modelos a uma ou duas equações apresentam-se mais promissores para uma mais ampla classe de escoamentos. [9]

Independentemente da complexidade do modelo adoptado deve ter-se sempre em consideração que todos são sujeitos a simplificações matemáticas significativas nas equações de N-S e que portanto não podem ser consideradas aptas para representar todos os distintos tipos de escoamentos. Os modelos são de certa forma “calibrados” para representarem de forma correcta uma determinada condição física, o que faz que os casos para os quais não foram pensados sejam apropriados esteja limitado os casos que sejam limitados aos casos que se enquadrem com o contexto para os quais foram desenvolvidos. [5]

Em aplicações práticas de engenharia, os modelos completos mais utilizados são os modelos a duas equações, onde a solução das equações de transporte permitem que a viscosidade turbulenta e o comprimento de escalas sejam determinados de forma independente. Um desses modelos, o modelo  $k-\varepsilon$  padrão, tem-se tornado efectivamente um dos pilares do cálculo de escoamentos quando se tratam de casos práticos de engenharia pois apresenta um bom compromisso entre robustez, economia computacional e precisão para um amplo leque de escoamentos turbulentos.

Este modelo é um modelo semi-empírico, proposto por Launder e Spalding [23] onde as derivações das suas equações se baseiam em parte considerações fenomenológica: baseia-se na modelação das equações de transporte para a energia cinética turbulenta  $k$  e a sua taxa de dissipação turbulenta  $\varepsilon$ , onde a equação de transporte para  $k$  é derivada da sua equação exacta enquanto que a equação de transporte para  $\varepsilon$  é obtida a partir de razoabilidade física e apresenta pouca semelhança com a sua formulação matemática exacta.

À medida que as vantagens e desvantagens deste modelo foram sendo conhecidas, foram desenvolvidos alguns melhoramentos com o objectivo de aumentar a sua performance. Exemplos desses modelos melhorados são o modelo RNG  $k-\varepsilon$  e o  $k-\varepsilon$  realizable. [24]

## 2.3 Fotogrametria

### 2.3.1 Introdução

O posicionamento 3D de pontos específicos em objectos, com elevada precisão, torna-se cada vez mais importante para uma variedade de aplicações na indústria actual. Essa elevada procura por medições tridimensionais prevalece principalmente em aplicações como montagem de equipamentos de grandes dimensões, registo de medições de coordenadas 3D medidas de diferentes pontos entre outros. [25] Em aplicações em que se pretendem criar representações 3D de corpos com formas mais ou menos complexas, a solução passa, na maioria das vezes, pela utilização de técnicas vulgarmente designadas por “digitalizações tridimensionais”, e em muitas dessas aplicações, principalmente a nível industrial, as preocupações com a precisão atingem padrões realmente elevados. [25]

Seguindo o objectivo proposto para este estudo, deparamos com a inevitável necessidade de representar geometricamente o corpo que pretendemos estudar. A criação de tal representação geométrica foi dificultada por dois motivos principais: (1) a falta de referências bibliográficas sobre a complexa geometria real da fuselagem da aeronave e (2) a necessidade de (para tornar os resultados mais próximos do modelo real) se obter uma representação tridimensional de precisão tal que garanta essa similaridade dimensional com um erro preferencialmente inferior a  $0.5\text{cm}$ . Este objectivo recai no contexto do parágrafo anterior.

A este respeito, nos últimos anos, as técnicas de representação baseadas em imagens (*3D image based techniques*), que combinam fotogrametria de curto alcance com correlação digital de imagens (DIC), têm atraído um acrescido interesse [26]. De facto, estes métodos têm provado ser particularmente eficientes e começam a tornar-se as técnicas padrão mesmo em meio industrial. [27]

A fotogrametria pode ser descrita como a ciência e “arte” de interpretação de imagens com o objectivo de reconstruir metricamente objectos, quer em 2D quer em 3D [28]. Consiste numa técnica precisa de determinar a geometria (normalmente) 3D (localização, tamanho e forma) de objectos físicos através de uma análise e medição de fotografias (2D)[27], [29]. É portanto uma técnica de digitalização que não implica o contacto com o objecto a digitalizar o que permite obter modelos 3D à escala, partindo apenas de múltiplas fotografias tiradas de perspectivas convergentes diferentes e com a grande vantagem de possuir cada vez mais uma qualidade que corresponde à maioria das expectativas mantendo, no entanto, custos sucessivamente mais reduzidos.[30], [31]

A fotogrametria está dividida em duas categorias: fotogrametria aérea e fotogrametria terrestre. Quando o tamanho do objecto e a distância entre a câmara e o

objecto são ambas inferiores a 100m a fotogrametria terrestre é ainda designada como *close-range photogrametry* ou fotogrametria de curto alcance. [29]

A importância desta técnica tem crescido particularmente devido não só ao acentuado desenvolvimento tecnológico das câmaras digitais “*off-the-shelf*” e à rápida evolução de vários *softwares* de fotogrametria, como também devido à exponencial evolução da tecnologia de computadores desde o início da década de 90.[29]

Desta forma, o rápido desenvolvimento da fotogrametria de curto alcance na reconstrução de informação 3D com uma câmara digital comum como sensor, tem atraído muitas atenções pois este procedimento resume-se num método que além de ser muito mais conveniente e económico do que métodos como *CMMS* (*coordinate measuring machines*) ou *range scanners*, consegue ainda ser independentes de muitas das suas restrições.[25] Desta forma, a fotogrametria encontra cada vez mais aplicações a nível industrial em áreas como a biomecânica, química, biologia, arqueologia, arquitectura, engenharia automóvel e aeroespacial chegando até às análises forenses e reconstrução de acidentes. Isto mostra o grande potencial desta tecnologia na engenharia e nas restantes áreas tecnológicas e científicas, influenciando cada vez mais a sua diversidade de aplicações.[29]

### 2.3.2 Princípio básico de fotogrametria de curto alcance

Assumindo um conjunto de imagens capturadas com uma câmara fotográfica em posições aleatórias e duas dessas imagens que cubram uma área comum, considera-se  $X = [X Y Z 1]^T$  as coordenadas homogéneas de um ponto alvo na cena 3D fotografada e  $x = [x y 1]^T$  as coordenadas do ponto correspondente na imagem obtida. Com o modelo de perspectiva do *pinhole* da câmara, a projecção de  $X$  no plano da imagem é dada por:

$$x = K[R|t]X = PX \quad (2.3.2 - 1)$$

Onde  $R$  é a matriz rotação,  $t$  o vector de translação da câmara em relação ao sistema de coordenadas global,  $P$  uma matriz  $3 \times 4$  de projecção de perspectiva e  $K$  a matriz  $3 \times 3$  que contem os parâmetros intrínsecos da câmara dada por:

$$K = \begin{bmatrix} f_x & s & u_0 \\ 0 & f_y & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3.2 - 2)$$

Onde  $f_x$  e  $f_y$  Representam a distância focal medida em pixéis nas direcções horizontal e vertical respectivamente,  $s$  o factor de desvio e  $(u_0, v_0)$  as coordenadas, em pixéis, do centro da imagem (ponto principal).

Para um ponto 3D  $X_i$ , supondo que  $x_{i_1} = P_1 X_i$  e  $x_{i_2} = P_2 X_i$  são a localização de  $X_i$  em duas imagens respectivamente. A  $x_{i_1}$  e  $x_{i_2}$  designam-se pares de pontos correspondentes na

imagem com a relação  $x_{i_1} \leftrightarrow x_{i_2}$ . Esta restrição geométrica epipolar é expressa da seguinte forma:

$$x_{i_2}^T F x_{i_1} = 0 \quad (2.3.2 - 3)$$

Onde  $F$  é uma matriz Fundamental que relaciona uma imagem à outra geometricamente.

A matriz fundamental  $F$  pode ser calculada com base na restrição da equação (2.3.2 - 3) usando o método proposto em [32] caso as localizações exactas nas imagens e as correspondências sejam garantidas em pelo menos 5 imagens, isto é:  $x_{i_1} \leftrightarrow x_{i_2}, i = 1, 2, \dots, n, n > 5$ .

Como os parâmetros intrínsecos iniciais da matriz  $K$  são conhecidos através das especificações da câmara fotográfica, a matriz Fundamental  $E$  pode ser calculada de acordo com a seguinte relação:

$$E = K^T F K \quad (2.3.2 - 4)$$

Alinhando o sistema de coordenadas global com a primeira posição da câmara, podemos expressar a matriz de projecção das duas imagens como  $P_1 = K[I|0]$  e  $P_2 = K[R_2|t_2]$  respectivamente. A matriz de rotação  $R_2$  e o vector de translação  $t_2$  da segunda posição da câmara em relação à primeira podem ser determinados factorizando a matriz  $E$  usando um método SVD (*singular value decomposition*). [32]

Conhecidos ambos os parâmetros intrínsecos e extrínsecos das primeiras duas imagens, as coordenadas 3D de todos de todos os pontos intersectados (incluindo os que os que não são usados para o processo descrito anteriormente), que são vistos nas duas imagens, podem ser calculados usando triangulação *stereo*. [33] É posteriormente realizado um ajuste global usando o algoritmo disperso de Levenberg-Marquardt [34], que minimiza o erro de re-projecção em relação a todos os pontos 3D e parâmetros da câmara:

$$\min \sum_{ij} d(x_{ij}, P_j X_i)^2 \quad (2.3.2 - 5)$$

Onde  $P_j X_i$  é a projecção prevista do  $i$ -ésimo ponto 3D na  $j$ -ésima imagem;  $x_{ij}$  é a posição detectada de  $X_i$  na  $j$ -ésima imagem e  $d(\cdot)$  a distância euclidiana, onde  $j=1, 2$ . Desta forma, a reconstituição das primeiras duas imagens fica terminada e a associação da posição das câmaras e da informação 3D contida na  $j$ -ésima imagem (com  $j \geq 3$ ) pode ser reconstruída incrementalmente até que todas as imagens tenham sido tratadas. [25], [35], [36]

Com isto, é fácil compreender que a precisão da reconstrução de informação 3D e da orientação das imagens é dependente da extracção exacta de localizações de alvos na imagem e de estabelecer de forma robusta as correspondências entre eles. Para este

propósito são normalmente utilizados alvos codificados. Estes alvos consistem num conjunto de padrões contendo uma zona central correspondente ao alvo em si, e uma zona periférica que utiliza bandas codificadas para identificar de forma única esse mesmo alvo. Tomando partido dessa identificação única, os alvos codificados são automaticamente correspondidos entre as várias imagens às quais são comuns. Em acréscimo a estes alvos codificados podem ser utilizados alvos não codificados que não são usados no processo de determinação das posições das câmaras, mas sim, após estas terem sido obtidas pelo processo descrito anteriormente, serem obtidas as suas coordenadas 3D através de triangulação *stereo*. São normalmente usados para identificar a posição de pontos de interesse na cena fotografada (a Figura 10 permite ver exemplos de alvos codificados e não codificados tipicamente utilizados). Uma melhor compreensão do processo de identificação de alvos codificados ou não codificados pode ser encontrada no trabalho de Z. Jiandong. [25]

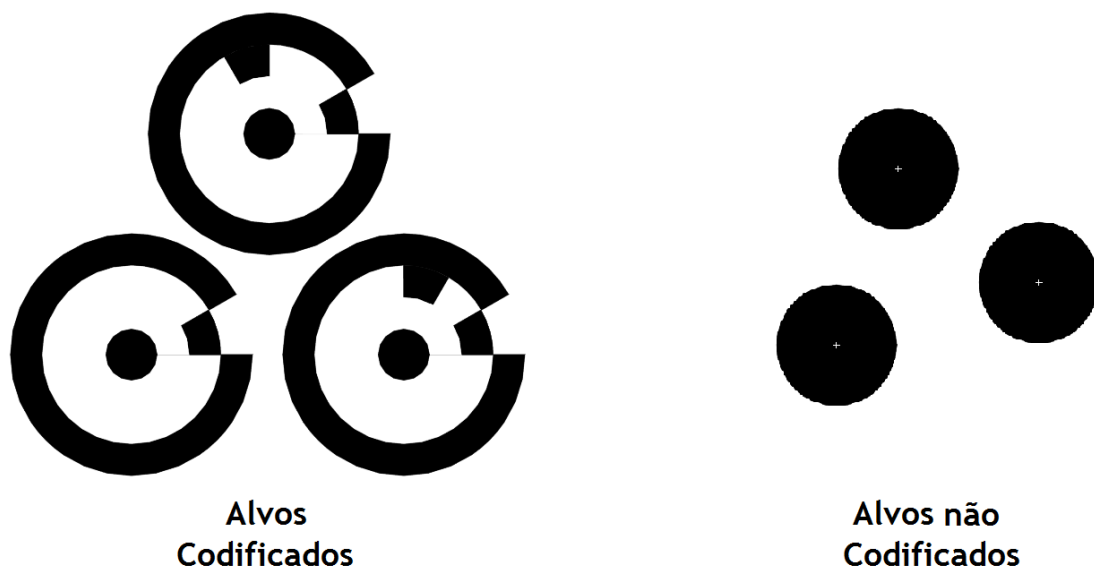


Figura 10 - Exemplos de alvos codificados (à esquerda) e não codificados (à direita).

É de salientar que são vários os algoritmos desenvolvidos ao longo dos anos, muitos deles dedicados à obtenção de correspondências entre pontos comuns nas várias imagens. Esses algoritmos cobrem não só a determinação da posição e correspondência de alvos codificados, mas também, mais recentemente, localizações na própria imagem em si, sendo capazes de criar automaticamente nuvens de pontos 3D de alta densidade coloridas e foto-realistas, i.e. cada um dos pontos com informação cromática (RGB). Informação adicional sobre estes algoritmos pode ser encontrada no trabalho de Z. Jiandong em “*Accurate 3D Target Positioning in Close Range Photogrammetry with Implicit Image Correction*”. [28].

### 2.3.3 Aplicações

São muitos os registos de aplicações de fotogrametria que se encontram na bibliografia. Uma área particularmente favorecida pela utilização de fotogrametria de curto alcance é a arqueologia. Particularmente, O. S. Juan et al. da Universidade de Santiago de Compostela apresentou, em 2010, uma metodologia simples de registar informação tridimensional de petróglifos usando um *software* de fotogrametria de baixo custo e câmaras fotográficas comuns. [26] O objectivo do estudo realizado por O. S. Juan et al. foi de provar possível a utilização deste tipo de técnicas baseadas em imagens para complementar ou substituir os métodos até então usados. As técnicas comuns mais utilizadas para documentar arte rupestre baseiam-se no desenho livre ou representação manual e na fotografia. Contudo, a documentação de heranças culturais exigiu a utilização de técnicas digitais de obter modelos tridimensionais com uma qualidade foto-realista elevada e que não tivesse as limitações dos métodos convencionais como o elevado dispêndio de tempo e a imprecisão das representações.

De acordo com o autor, as práticas mais comuns para modelação tridimensional resumem-se às técnicas baseadas em imagens (incluindo a fotogrametria) e técnicas conhecidas por *range data* (luz estruturada, luz codificada ou laser). De facto, alguns autores combinam ambas as técnicas de forma a melhorarem as qualidades de cada uma, o que origina resultados muito interessantes. São exemplos disso os trabalhos realizados em Dontelo's Madalena (2004) realizados por Guidi et al. [37], nos desertos do Jordão (2009) por Al-kheder et al. [38] e no palácio Dolmabahce em Istambul (2007) por Yastikli [39][40]. Foi demonstrado, no entanto, que ambas as aproximações conseguem produzir imagens de elevada qualidade, e que os métodos *range-based*, baseados em sensores activos que registam directamente informação da geometria 3D de um dado objecto, continuam complexos, dispendiosos e de difícil operação, sendo pouco ajustados para a referida aplicação. [41]

No seu estudo, O. S. Juan [26] utilizou o *software* comercial de fotogrametria PMS (*PhotoModeler Scanner*®) Versão 6.3.3 e uma câmara fotográfica *reflex* comum (Canon® EOS 400D). O processo para obtenção da geometria seguiu os tópicos apresentados de seguida:

#### 1. Calibração da câmara fotográfica:

Processo necessário para fornecer ao *software* de fotogrametria a informação necessária relativa aos parâmetros internos da máquina fotográfica a serem usados no processo de orientação das imagens. Um conjunto de 12 imagens é obtido, seguindo o procedimento apropriado definido pelos produtores do *software*, que é posteriormente importado e processadas em *PhotoModeler*. Todos os parâmetros da câmara fotográfica como o foco, *zoom* e distância focal são mantidos em todo o processo de calibração e posteriormente durante a aquisição das imagens do projecto em si. Este passo é particularmente importante pois determinar a precisão com que o projecto vai ser processado.

**2. Posicionamento dos alvos:**

Processo que consiste na introdução de alvos codificados na cena fotografada que são automaticamente identificados pelo *software* e que permitem não só automatizar o processo de orientação das imagens como também aumentar a precisão dos resultados obtidos.

**3. Aquisição de imagens:**

As imagens são obtidas de acordo com a referência do produtor do *software* em função do objectivo pretendido. No caso, foi apenas necessário um par de imagens com um ângulo entre elas inferior a 30°, opcionalmente, poderia ser acrescentada uma terceira imagem oblíqua para facilitar a processo de orientação. Esta última é particularmente importante para melhorar os resultados da computação da densa nuvem de pontos utilizada.

**4. Pré processamento de imagens:**

As imagens são tiradas num formato RAW para evitar alterações provocadas por compressões de formatos. As fotos devem posteriormente ser convertidas (preferencialmente) para um formato TIF antes de serem importadas para o *software*.

**5. Submissão do ficheiro de calibração:**

Associar o resultado da calibração às imagens do projecto em curso. A detecção da câmara que origina às imagens é feita de forma automática.

**6. Detecção e referenciamento dos alvos:**

Esta etapa é facilitada pela utilização de alvos codificados que são localizados e referenciados automaticamente pelo programa. É necessário informar o programa do tipo de alvos que foram utilizados.

**7. Orientação exterior:**

Etapa automática que corresponde à determinação da posição e ângulos de rotação da câmara em relação ao objecto quando as imagens foram tiradas.

**8. Escala, translação e rotação:**

Um passo opcional que permite ao utilizador do programa definir a escala e os eixos do modelo criado. Isto permite a medição de distância de forma directa no modelo 3D obtido.

Tomando partido das funcionalidades do *software* utilizado, e após o processo de orientação das fotos, foi gerada uma nuvem densa de pontos (DSM - *dense surface mesh*) que identifica e combina detalhes da textura entre o par de imagens capturadas, gerando uma densa matriz de pontos representando a morfologia do corpo fotografado que pode ser vista na Figura 11 (A). Obtida a nuvem de pontos, esta pode posteriormente ser transformada numa superfície tridimensional através da triangulação dos pontos obtidos, e pode ser representada

em “*wireframe*” (ver Figura 11 (B)) ou “*shaded*” (ver Figura 11 (C)). Por fim, conhecidos todos parâmetros associados às imagens e a câmara fotográfica, são facilmente determinadas as coordenadas das imagens correspondentes para cada vértice do triângulo da superfície tridimensional sendo, desta forma, atribuídos valores RGB para cada triângulo projectado e associados posteriormente à superfície (ver Figura 11 D).

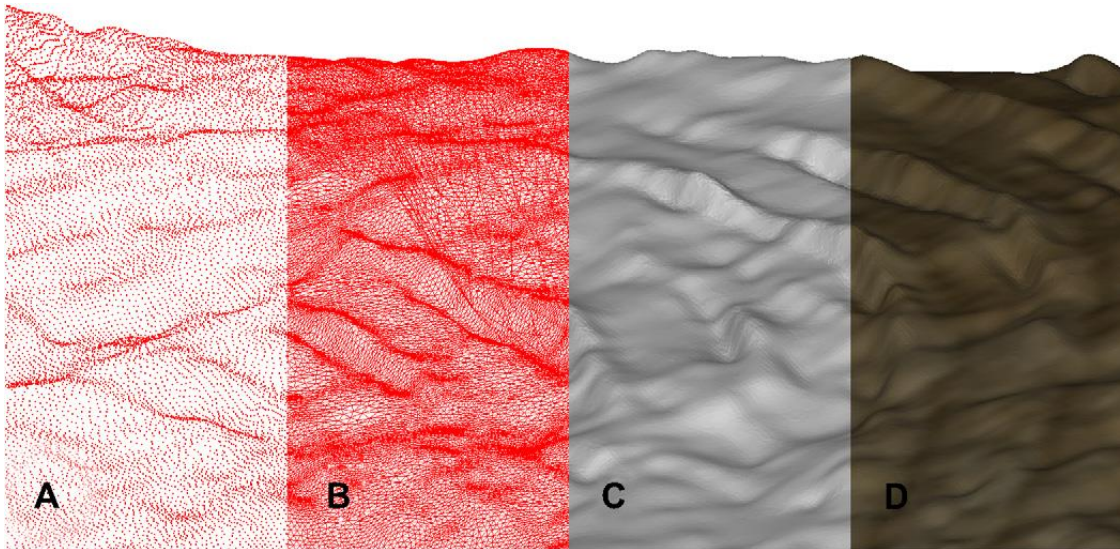
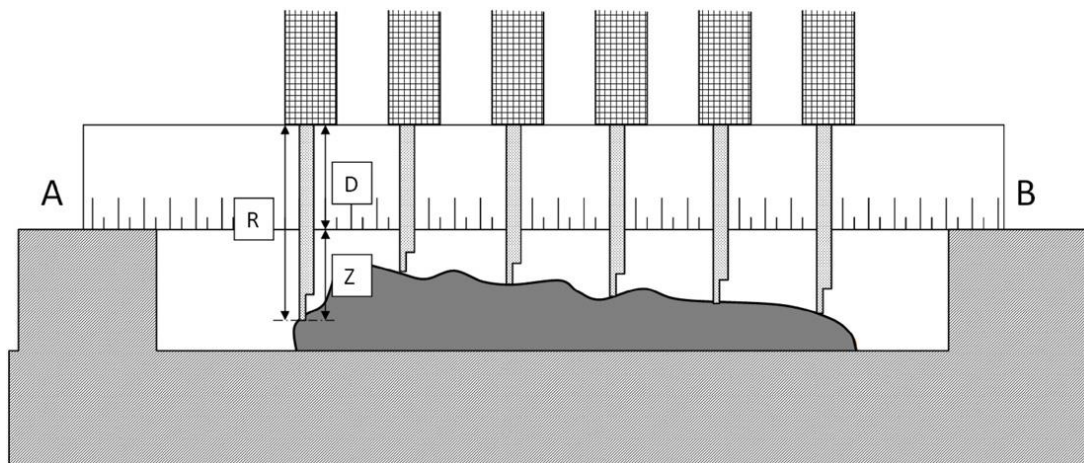


Figura 11 - Dense Surface Mesh obtido com o software PhotoModeler Scanner®

De forma a aferir a precisão dos resultados obtidos, na metodologia de O. S. Juan, foi utilizado um simples paquímetro. Os resultados retirados de tais verificações encontram-se representados na Figura 12.



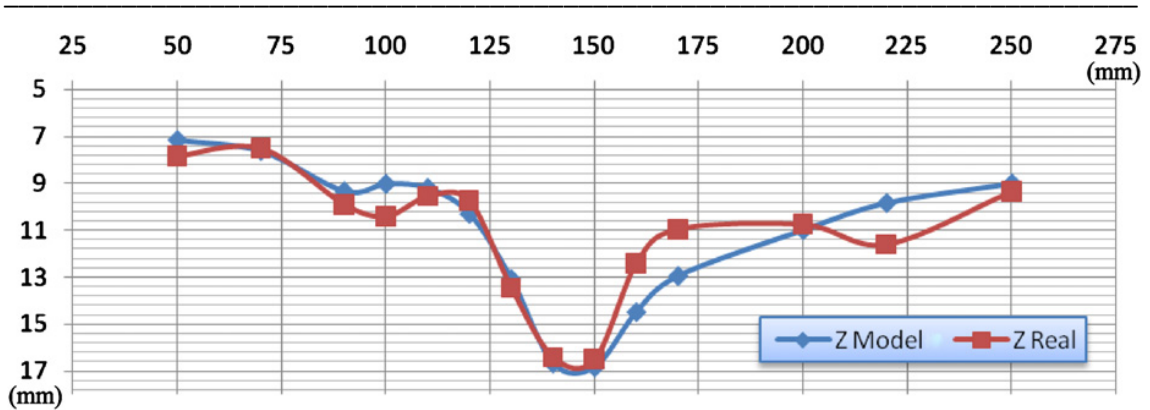


Figura 12 - Comparação dimensional entre a medição do modelo real com os dados obtidos com a utilização do *software*. [26]

Nesta abordagem, o autor utiliza um processo simples e pouco dispendioso para obter uma representação 3D de um corpo relativamente complexo. A precisão atingida com este tipo de técnica é significativa atendendo à relativa facilidade de implementação e aos custos associados. Como resultado da sua aplicação, O. S. Juan provou que, apesar de obviamente menos precisas que outras técnicas mais utilizadas (como laser scanners entre outros), a sua utilização constitui uma alternativa definitivamente viável chegando, em certos casos, a ser mais vantajosa do que os métodos mais comuns. [26]

Na área de engenharia, estudos têm sido desenvolvidos para a utilização destas técnicas na monitorização e medição de estruturas. A Fotogrametria tem sido largamente utilizada na análise de pontes. Como é possível aferir pelo trabalho de Ruinian Jiang “*Close range photogrammetry applications in bridge measurement: literature review*”, a utilização de fotogrametria para o estudo ou análises de pontes já remonta aos anos 90, onde estudos baseados em fotografias eram realizados para aferir a condição e medir as deflexões verticais de pontes de auto-estradas. Estudos mais recentes utilizam fotogrametria de curto alcance, com câmaras fotográficas e *software* de relativamente baixo custo, para analisar em laboratório deflexões em vigas com o intuito de verificar a aplicabilidade deste tipo de análises a casos reais. [29] Resultados destes estudos mostraram que a diferença de deflexões verificadas entre as medições por fotogrametria (utilizando alvos aleatórios) e as medições por comparador se encontravam entre 0,51mm e 1,27mm para uma viga de 12,2m. [29]

Várias aplicações em casos reais destes métodos têm sido relatadas. Nomeadamente, a análise da curvatura da viga de uma ponte em betão pré-esforçado localizada *las cruces*, no Novo México ou uma ponte com viga em aço construída em 1937, situada nas vizinhanças de *truth or consequences*, também no Novo México, onde, segundo R. Jiang, o desvio padrão associado à fotogrametria era de 3mm (em sectores de 213m) e de 15,9 mm nas extensões globais. Isto mostra que este método se torna mais eficiente do que os restantes normalmente usados, principalmente quando são valorizados factores como a velocidade de obtenção dos resultados (aproximadamente 3 dias, comparados com cerca de 10 em métodos de inspecção normais) e a ausência de contacto com os corpos a medir. [29]

Por último, uma outra publicação que aborda a aplicação de métodos de fotogrametria na área de engenharia (e com relevância particular no âmbito deste trabalho) é a publicação em que Zheng Jiandong et al apresentam uma aplicação industrial de fotogrametria relacionada com a “digitalização” de parte da fuselagem de uma aeronave realizada pela AutoLocator com o intuito de demonstrar a precisão e as capacidades da utilização desta técnica a objectos de relativamente grande dimensão e com uma forma complexa.



Figura 13 - Exemplo da utilização de fotogrametria em aeronaves. [25]

Nesta aplicação, a AutoLocator fotografou parte da fuselagem de uma aeronave revestida com um número significativo de alvos codificados e não codificados, usando uma câmara fotográfica comum e obtendo uma série de fotos de várias posições em torno da aeronave. No processo, os alvos codificados tinham como função orientar as várias fotos tiradas para que, posteriormente, a posição dos alvos não codificados fosse possível de determinar. Ao todo, foram usadas 152 fotos varrendo um volume de medição de aproximadamente 6m x 1,5m x 0,30m. Nas Figura 13 é possível ver-se alguns exemplos de fotos utilizadas para a reconstrução do modelo 3D.

Tabela 4 - Tabela comparativa entre medição real e os resultados obtidos usando fotogrametria. [25]

Par de marcadores	Distância real [mm]	Distância calculada [mm]	Erro absoluto [mm]	Erro relativo [mm.m <sup>-1</sup> ]
0-1	611.8980	611.899 0	-0.001 0	0.001 6
2-3	611.8000	611.803 4	-0.003 4	0.005 6
4-5	545.9400	545.936 4	0.003 6	0.006 6
6-7	545.8230	545.822 6	0.000 4	0.0007

Na Tabela 4 são resumidas as distâncias dadas e calculadas entre os pares de alvos codificados resultantes da referida aplicação. Pela tabela podemos descobrir que o valor médio absoluto do erro é de 0,0021mm, e o erro médio relativo de 0.0036mm/m, isto implica que, com a metodologia aplicada e descrita anteriormente, a AutoLocator conseguiu alcançar uma localização de pontos com um nível de precisão bastante elevado. O autor salienta, no

entanto, a óbvia influência de um correcto procedimento de calibração para a obtenção de tais resultados precisos, sendo ainda referida a grande conveniência destes métodos para aplicações industriais. [25]



Figura 14 - Exemplo prático da utilização de fotogrametria [25]

Página intencionalmente deixada em branco

## 3 - Criação do modelo 3D

Tendo resumido da literatura existente a informação relevante necessária à procura dos objectivos propostos, nos capítulos 3 e 4 são apresentadas as principais fases de desenvolvimento do estudo envolvendo a fuselagem do SWIFT light. Concretamente, no Capítulo 3 é apresentado a descrição do procedimento utilizado para a criação do modelo tridimensional da fuselagem do SWIFT a ser usado como elemento de base para análises dimensionais e para a criação da malha para CFD. Posteriormente no capítulo 4 são apresentados os processos envolvidos na avaliação aerodinâmica dos modelos geométricos obtidos.

### 3.1 Introdução

Como primeiro passo para a análise pretendida, foi necessária a criação do modelo tridimensional da geometria da fuselagem em estudo. Pretendia-se uma representação geométrica que fosse significativamente precisa e correcta relativamente ao modelo real mantendo, no entanto, conclusões resultantes que tivessem um significado prático. Desta forma, não se pretendia criar um modelo que tivesse uma precisão submilimétrica por toda a sua extensão, mas sim, que a forma e os resultados obtidos permitissem representar com algum rigor as variações de secção, curvaturas, comprimentos e formas desse modelo. Isto prendeu-se principalmente a 2 factores: (1) a própria instabilidade dimensional da carenagem do SWIFT permite deformações que certamente sairiam da margem de erro do processo de obtenção do modelo tridimensional caso essa fosse muito reduzida e, por outro lado, (2) devido à inevitável necessidade de simplificar a topologia da geometria resultante de uma qualquer “digitalização 3D” para possibilitar a criação de uma malha apropriada para uma análise CFD.

Da análise feita no capítulo 2.3 foi possível verificar que as técnicas de fotogrametria de curto alcance apresentam um compromisso entre custo e precisão dos resultados apropriado para a aplicação pretendida desde que fossem utilizados os procedimentos adequados. Atendendo a esta premissa, a viabilidade de utilização de técnicas de fotogrametria para a obtenção do modelo 3D torna-se evidente. Assim, optou-se por utilizar um *software* de fotogrametria comercial designado *PhotoModeler Scanner 7*, e todos os procedimentos associado à obtenção do modelo 3D usando fotogrametria foram baseados nos guias de utilização da própria produtora do *software*. O Esquema 1 resume o procedimento utilizado.



Esquema 1 - Procedimento utilizado para a obtenção de representações 3D usando fotogrametria. [42]

Apesar de ser possível a aplicação deste processo com praticamente qualquer câmara fotográfica digital, é aconselhável a utilização de uma câmara que permita ao operador um controlo acrescido sobre parâmetros como distância focal, a focagem, e tempo de exposição, abertura do obturador, compressão e formatos das imagens etc. De acordo com os produtores do *software*, as câmaras preferenciais são as câmaras digitais SLR. Este tipo de câmaras fotográficas permitem normalmente um elevado controlo sobre todos os parâmetros referidos, possuem resoluções elevadas, possuem uma menor distorção nas lentes e podem normalmente ser equipadas com lentes *wide-angle*, o que permite aumentar significativamente a precisão dos resultados obtidos no processo de digitalização. Com vista a aproximar os meios às condições ideais, foi utilizada uma câmara fotográfica *Canon EOS 550 SLR*.

Como os parâmetros internos associados à câmara variam em função da focagem e da distância focal, e como o intuito da calibração da câmara é fornecer ao *software* dados sobre a configuração interna desta, é aconselhado que as condições usadas na calibração se mantenham no decorrer de todas as sessões associadas ao mesmo projecto. [42] Isto significa que todos os parâmetros associados à câmara como distâncias focais, focagem, qualidade de

imagem, formatos, tempos de exposição e de abertura, flash etc. devem permanecer inalterados entre a calibração e todas as imagens retiradas para a criação do modelo 3D.

Tomando em consideração a forma da aeronave em estudo, foi necessário estabelecer uma metodologia adequada para proceder a aquisição das imagens das zonas que realmente eram importantes para a criação do modelo da fuselagem. Dado que o interesse se restringia à forma da fuselagem (e não à forma da asa) foram definidas 3 zonas distintas das quais se pretendia obter imagens (identificadas na Figura 15):

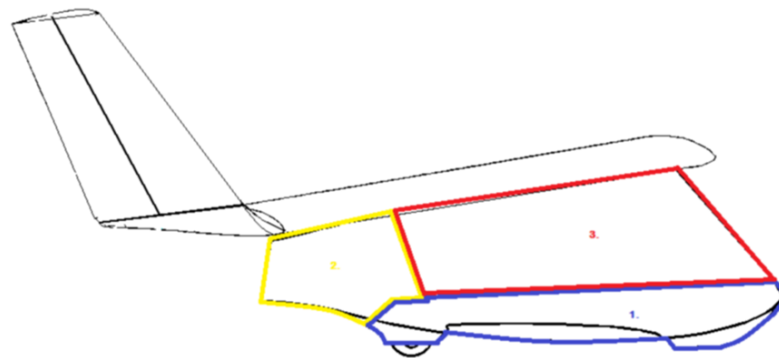


Figura 15 - Definição zonal dos elementos a modelar.

- **Zona 1.** Zona inferior da fuselagem que abrange o patim dianteiro, a parte central da fuselagem que contem a tela de abertura para descolagem convencional e região do trem principal.
- **Zona 2.** Zona correspondente à carenagem que constitui o bordo de fuga da fuselagem.
- **Zona 3.** Estrutura tubular que suporta o revestimento de acrílico do habitáculo do piloto.

Esta divisão foi implementada para facilitar o processo de aquisição de imagens (reduzir o número de imagens a orientar por cada sessão) e para aumentar a visibilidade dos respectivos alvos em cada sessão como pode ser verificado nas secções 3.3 e 3.4.

## 3.2 Processo de calibração

O processo de calibração é extremamente importante quando a precisão do resultado é significativa. O resultado deste processo é usado para informar o *software* das distâncias focais e distorções da lente de uma dada câmara em particular para que as posteriores imagens sejam interpretadas da forma mais correcta possível. Para o *software* utilizado, o processo de calibração consiste na aquisição de 12 imagens de um padrão de alvos codificados que abranja uma área semelhante à do objecto em estudo. Devem ser obtidas 4 imagens por cada orientação da câmara (4 a 0°, 4 a 90°, e 4 a -90°, três para um dos quatro lados do padrão) como se vê na Figura 16.

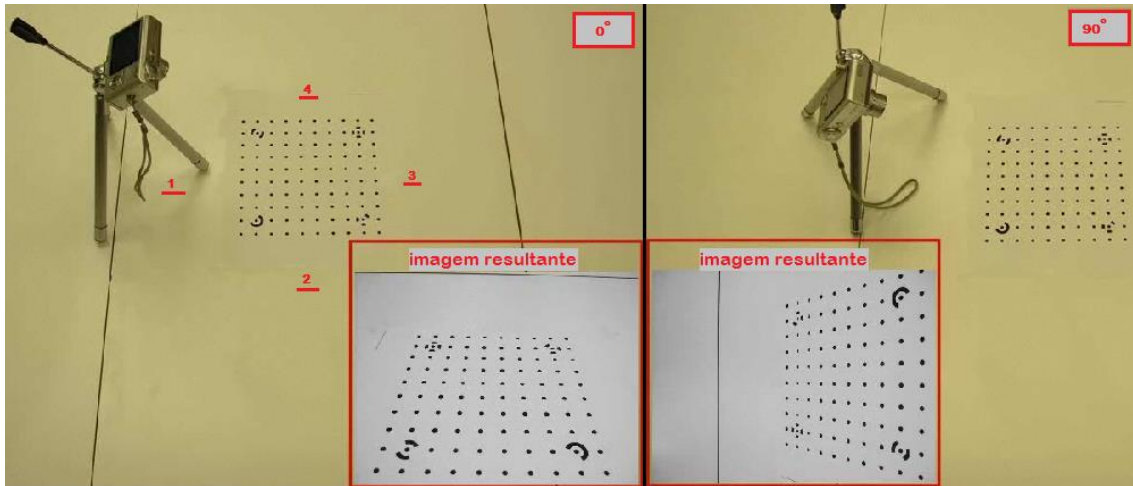


Figura 16 - Exemplo do procedimento de calibração da máquina fotográfica. [42]

É importante que o padrão seja abrangido o mais possível em cada imagem, e que esta não esteja desfocada em nenhum dos pontos para que todos eles sejam facilmente identificados pelo *software*. Para objectos relativamente grandes, é possível utilizar-se várias folhas de calibração devidamente dimensionadas para que (dispostas na área correcta) seja possível identificar todos os alvos presentes.

Para calibrar a câmara a usar na criação do modelo do SWIFT foram configuradas, usando a ferramenta apropriada do *software* PhotoModeler, 15 páginas A4 com alvos codificados para criar um padrão de aproximadamente  $2,6m \times 1,6m$  (aproximação à área ocupada pelo SWIFT) da forma representada na Figura 17.

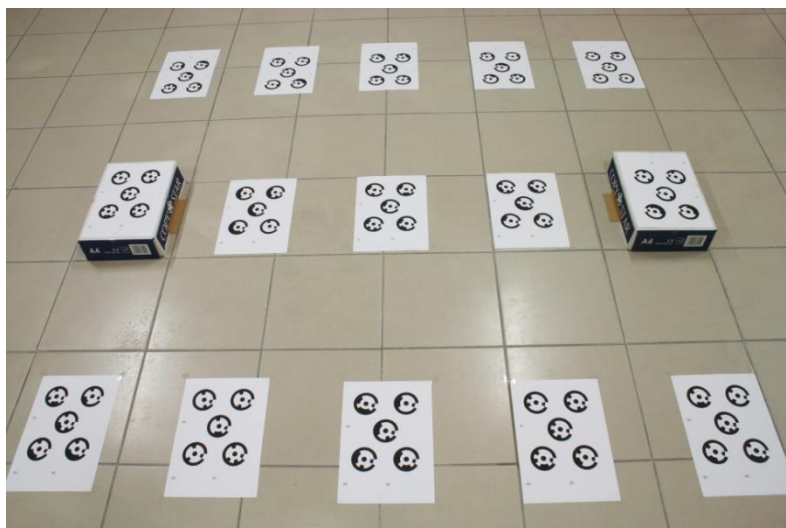
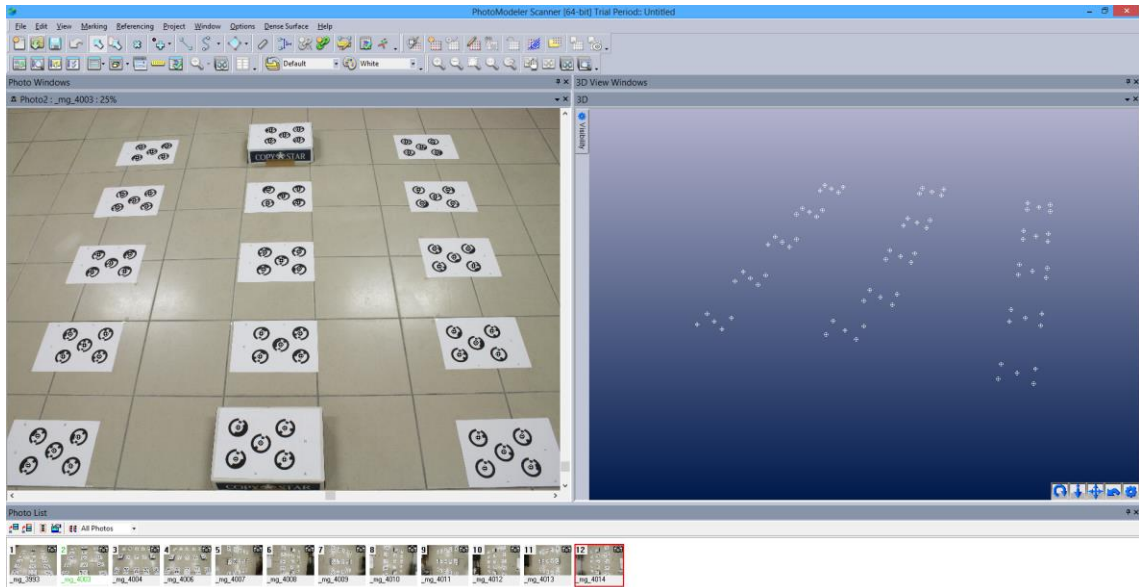


Figura 17 - Padrão utilizado para a calibração da máquina fotográfica a utilizar no processamento das fotografias da fuselagem do SWIFT.

Como podemos observar pela Figura 17, para cada folha existem 5 figuras completando um total de 75 alvos codificados únicos que são, posteriormente, identificados e

relacionados automaticamente entre as 12 fotos pelo *software*. Como resultado, é criado um ficheiro de calibração que posteriormente é utilizado para a orientação das fotos dos componentes a digitalizar.

Na Figura 18 pode ver-se o resultado da importação das imagens de calibração para o *software* PhotoModeler, onde é possível observar à direita na figura, que todos os alvos codificados foram detectados e correspondidos entre fotos.



**Figura 18 - Resultado da importação de calibração para o *software* de fotogrametria e determinação dos alvos codificados.**

A Figura 19 resume os parâmetros da câmara fotográfica que são posteriormente considerados para a interpretação das imagens do restante projecto. Pode ainda ser usada para identificar a qualidade da calibração analisando o valor de resíduo máximo, visível na secção dos valores da qualidade da calibração. Este parâmetro representa, em PhotoModeler, o erro associado a um dado ponto após o processamento das imagens, medindo a diferença entre a posição onde o PhotoModeler estima que esse ponto esteja, e a posição onde o detecta na respectiva imagem. O seu valor é, portanto, determinado comparando a projecção 3D de um dado ponto, com a sua posição numa dada imagem, em pixéis, e quanto menor for o seu valor, mais precisas são as posições dos pontos calculados. De acordo com a informação disponibilizada pelos produtores do *software*, para este tipo de análises, 1 é tipicamente um valor baixo para o resíduo. [42]

Antes de se proceder a captação das imagens para a calibração, foram realizadas uma série de ensaios com vista a optimizar os parâmetros fotográficos e procura obter a melhor definição de imagem possível para as condições de luminosidade da sala utilizada. Após esse processo, todos os parâmetros foram registados e as posições de flash, distância focal e focagem foram permanentemente fixadas para que as condições se mantivessem entre a calibração e todo o projecto em si.

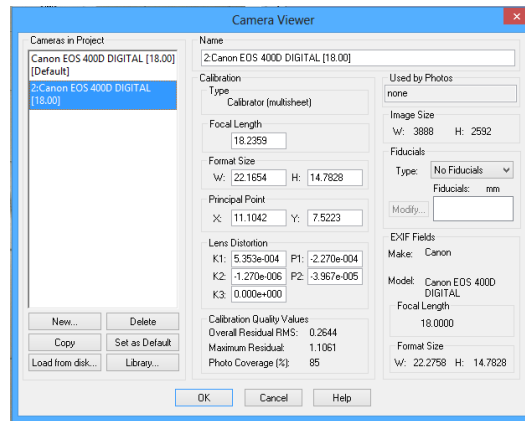


Figura 19 - Resumo dos parâmetros intrínsecos da Câmara usada para a obtenção das imagens e respectivo resíduo da calibração.

### 3.3 Fuselagem

Após calibrada a câmara, foi preparada a primeira secção da fuselagem para fazer a recolha de imagens. Para facilitar este processo em todas as zonas, a fuselagem foi posicionada de forma invertida apoiada a cerca de 1m do chão como mostra a Figura 20.



Figura 20 - Aparato de preparação para aquisição das imagens da zona 1 da fuselagem.

Com base num certo número de pontos comuns entre várias imagens, o *software* utilizado consegue extrapolar a posição 3D de qualquer outro ponto nelas identificado. Para agilizar o processo, foram colocados uma grande quantidade de alvos codificados por toda a área da fuselagem a digitalizar de forma a garantir que, de qualquer ponto que a imagem fosse obtida, fossem sempre detectados automaticamente pelo menos 8 desses alvos codificados em comum com as restantes imagens. Os 8 alvos codificados em comum são os mínimos necessários para garantir a orientação correcta das imagens quando submetidas para processamento ao *software* [42]. Após a orientação das imagens, é possível detectar automaticamente determinados padrões que possam ser correlacionados entre as imagens. Tirando partido desta capacidade do *software*, para além dos alvos codificados, revestiu-se também a restante fuselagem com alvos não codificados constituídos por pontos negros que podem ser identificados na Figura 21. Processando novamente as imagens em busca de padrões semelhantes a estes pontos negros faz com que o *software* detecta automaticamente

cada um destes alvos determinando o seu correspondente ponto tridimensional. Desta forma, para cada alvo (pontos circulares pretos) presente na fuselagem, existe uma coordenada tridimensional associada no modelo obtido como resultado da fotogrametria. Isto resulta na criação de uma nuvem de pontos para cada conjunto de imagens que sejam orientadas. Novamente, na Figura 21 pode ser verificada a distribuição de alvos codificados e não codificados usados para a obtenção das imagens para a zona 1 da fuselagem. Deve ser salientar a elevada quantidade de alvos codificados necessários para o sucesso da orientação de todas as imagens.



Figura 21 - Distribuição de alvos codificados e não codificados na zona 1 da fuselagem do SWIFT utilizada na obtenção das imagens.

O pano branco que pode ser visto nas fotos da Figura 21 foi disposto como objectivo reduzir o “ ruído” ou pontos isolados detectados automaticamente que não pertenciam á fuselagem e que teriam necessariamente de ser removidos da nuvem de pontos resultante para que não fosse adicionada informação errada ao modelo. Em acréscimo, é de salientar que todo o processo de obtenção das fotos foi feito em condições controladas de forma a evitar que alvos codificados se movessem, mesmo que imperceptivelmente, pois essas alterações seriam inevitavelmente reflectidas no resíduo do modelo resultante. Este facto resultou na necessidade de repetir várias vezes o processo de obtenção das imagens e na necessidade de fixar de melhor forma o posicionamento dos alvos à superfície do SWIFT, até que o resíduo resultante fosse mantido em valores próximos de 1.

Para completar o mapeamento de toda a área da parte da fuselagem da Figura 21 (zona 1) foram obtidas 33 imagens em torno de todo o modelo. Após a obtenção destas imagens, estas foram submetidas para processamento e orientação no *software* usado. Durante este processo, o *software* detecta e associa automaticamente o ficheiro de calibração gerado como descrito em 3.2, idealizando as imagens com base na informação dos parâmetros intrínsecos da câmara. Este processo permite ao *software* remover alguma distorção existente na lente aumentando assim a precisão dos resultados obtidos. Na Figura 22 é apresentado um exemplo da uma versão original de uma das imagens utilizadas (à

esquerda) e a mesma imagem idealizada (à direita) após o processamento baseado na informação da calibração da câmara fotográfica.

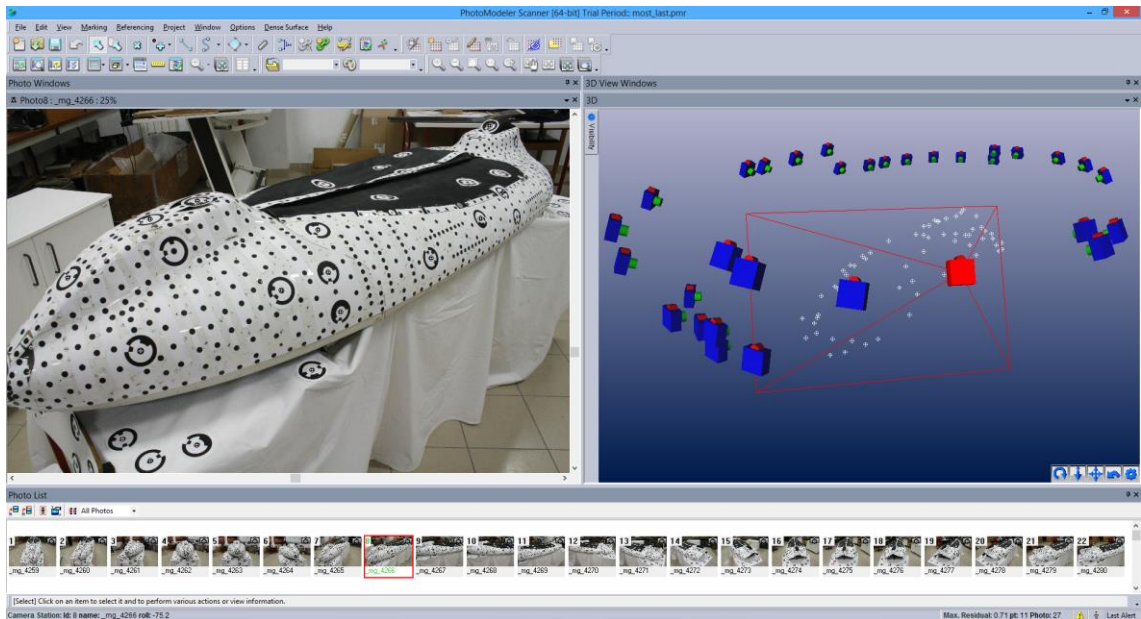


Figura 22 - Exemplo de Comparação entre a imagem original (à esquerda) e a imagem após idealização (à direita).

Pela Figura 22 é possível verificar distorção descrita entre a imagem original e a imagem idealizada. Este processo de idealização é realizado a todas as imagens importadas para o *software* sempre que um processo de calibração da câmara fotográfica usada está presente.

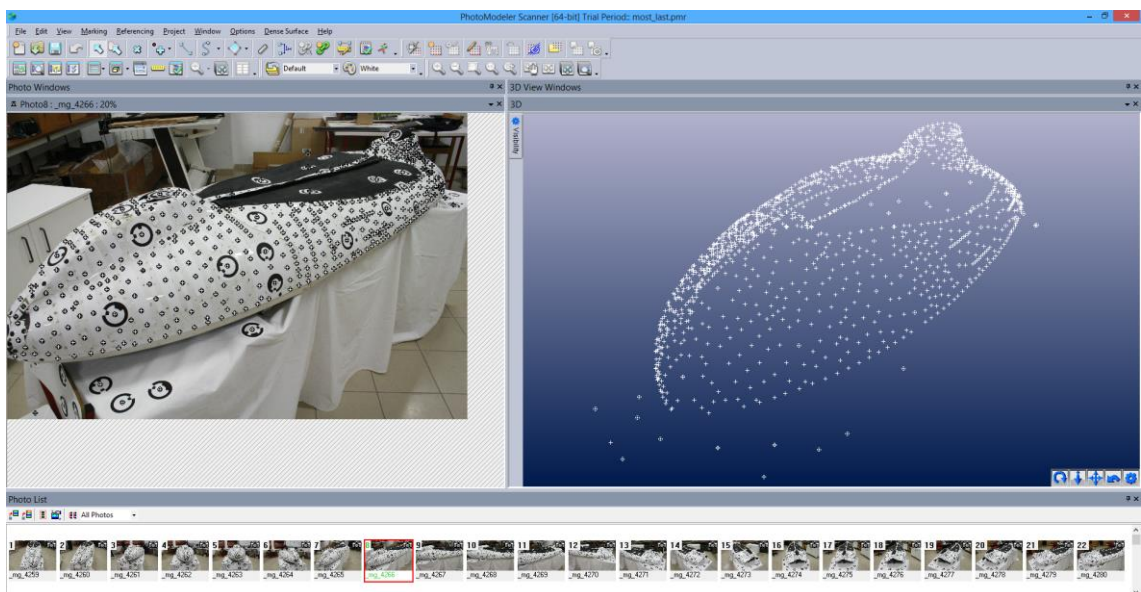
Após o processamento das imagens, as fotos são orientadas e todos os alvos codificados detectados entre as várias imagens são correlacionados e posicionados tridimensionalmente determinando a sua posição espacial e conseqüentemente a posição da em cada uma das fotos utilizadas. Na Figura 23 é possível observar o resultado deste processamento mostrando a detecção dos alvos codificados presentes nas imagens (exemplo da Foto 8 da sequência, à esquerda) e as suas posições no espaço, juntamente com a posição calculada para o posicionamento da câmara fotográfica no momento de cada uma das 33 imagens obtidas (à direita, salientando a posição da câmara para o exemplo da foto 8 da sequência). Podemos ainda observar que o resíduo associado ao processamento das imagens para esta secção de fuselagem é de 0.71 que, como referido anteriormente, identifica um resultado significativamente preciso. O conjunto completo de imagens usado na determinação da nuvem de pontos desta secção (zona 1) da fuselagem está apresentado no Anexo I.

## Criação do modelo 3D



**Figura 23 - Nuvem de pontos resultante da importação das imagens da zona 1 pra processamento no software de fotogrametria.**

Como referido, após o processamento e orientação das imagens é possível identificar automaticamente padrões pré-definidos e relaciona-los entre elas obtendo a posição tridimensional de casa um. Tendo obtido todos os pontos dos alvos codificado e respectivas posições da câmara, foram obtidas a posições de cada um dos pontos identificados na fuselagem do SWIFT, criando um densa nuvem de pontos que representa toda a área externa da fuselagem do SWIFT. O resultado pode ser visto na Figura 24 onde é ainda possível distinguir os pontos identificados através de alvos codificados dos pontos gerados por referênciação automática (estrela e cruz respectivamente).



**Figura 24 - Nuvem de pontos gerada por referênciação automática dos pontos marcados na fuselagem do SWIFT (alvos codificados e não codificados).**

### 3.4 Bordo de fuga

O processo para a obtenção da nuvem de pontos para a parte do bordo de fuga da fuselagem é em tudo semelhante ao apresentado em 3.3 à excepção da orientação da fuselagem. Para a captura destas imagens foram considerados alguns pontos em comum conservados entre as duas partes da fuselagem (zona 1 e zona 2). Estes pontos serão necessários posteriormente para a junção das várias nuvens de pontos obtidas do processo de digitalização. A Figura 25 representa exemplos das imagens obtidas para a criação da nuvem de pontos da respectiva secção da fuselagem.



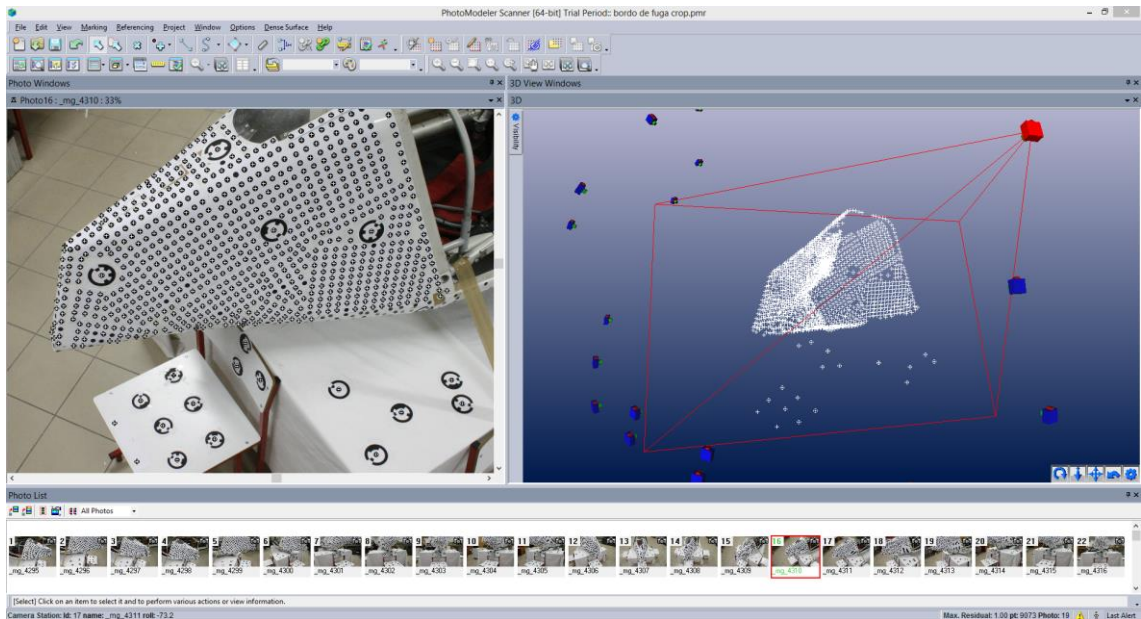
Figura 25 - Distribuição de alvos codificados e não codificados na zona 2 da fuselagem do SWIFT utilizada na obtenção das imagens.

Como é possível verificar pela Figura 25 uma dificuldade particular na obtenção das imagens para esta secção da fuselagem prendeu-se com a sua complexidade geométrica. Este facto fez com que o processo de obtenção de imagens (mantendo um número mínimo de 8 alvos codificados em comum) não fosse conseguido de imediato, e várias sessões foram testadas até que o processo fosse válido.

A nuvem de ponto desta secção da fuselagem foi conseguida usando 23 imagens e os resultados obtidos podem ser observados na Figura 25 proveniente do PhotoModeler. Nela pode observar-se a identificação de todos os alvos presentes na imagem (à esquerda) e as suas projecções tridimensionais (à direita) juntamente com o posicionamento da câmara fotográfica para cada imagem.

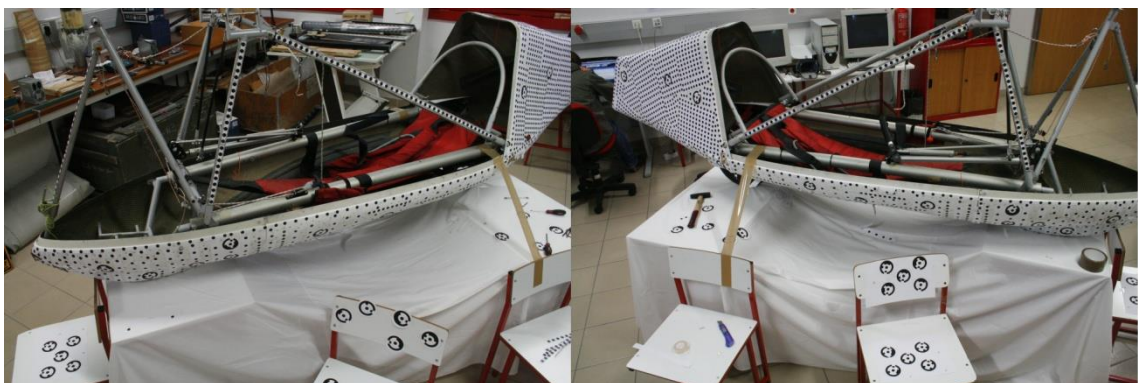
A nuvem de pontos resultante tem um resíduo máximo de 1.0 e a série completa de imagens que lhe deu origem encontra-se no Anexo II.

## Criação do modelo 3D



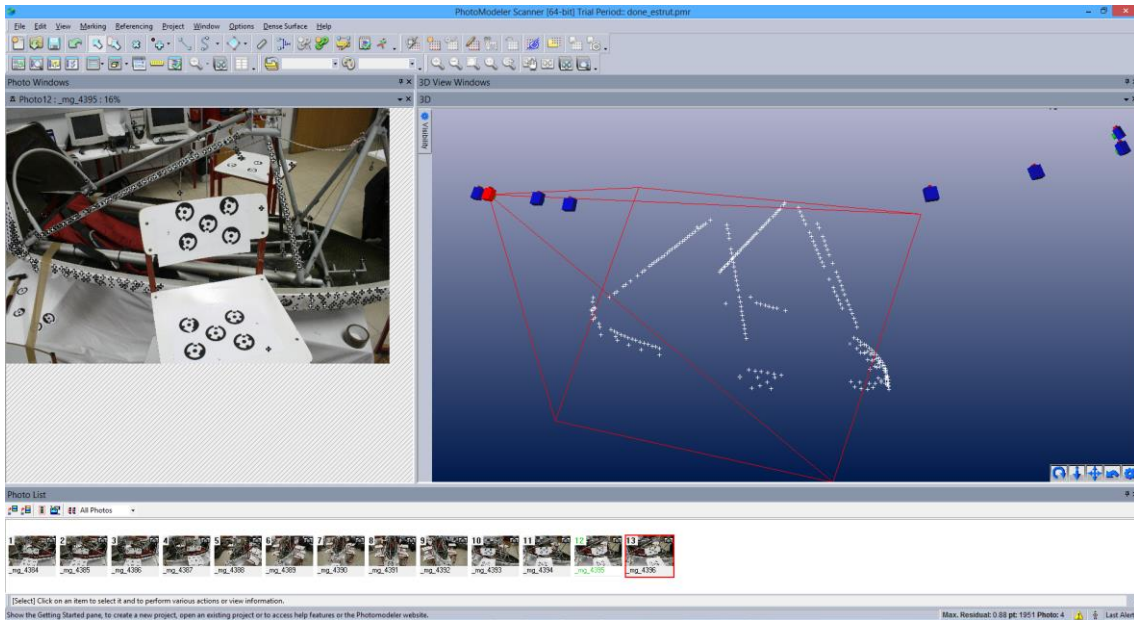
**Figura 26 - Nuvem de pontos resultante da importação das imagens da zona 2 pra processamento das imagens, salientando a posição da câmara para a foto 16.**

Por último, para completar a informação de suporte à criação do modelo 3D, foi obtida a nuvem de pontos referente à zona 3 da fuselagem. Para isso, atendendo ao tipo de estrutura, foram afixados alvos não codificados ao longo de todos os componentes da estrutura em treliça responsáveis pela fixação da carenagem em acrílico que reveste o habitáculo. Em acréscimo, foram ainda fixados na área envolvente à fuselagem (na área abrangida pelas imagens) uma série de alvos codificados para permitir o correcto processamento das imagens. Desta forma, foi possível obter um conjunto de pontos que se resumem a linhas no espaço representando a posição de cada elemento da estrutura primária da aeronave. Esta informação foi posteriormente usada para representar a geometria da carenagem em acrílico que contorna toda a zona do habitáculo. A Figura 27 exemplifica as imagens capturadas para esta secção da fuselagem.



**Figura 27 - Distribuição de alvos codificados e não codificados na zona 3 da fuselagem do SWIFT utilizada na obtenção das imagens.**

Da mesma forma que para as restantes secções da fuselagem, após a obtenção das imagens, estas foram importadas para PhotoModeler, tratadas e processadas para determinação dos alvos codificados e, posteriormente, dos restantes alvos não codificados. A Figura 28 representa o resultado do processamento das 13 imagens usadas para a criação da nuvem de pontos da estrutura tubular.



**Figura 28 - Nuvem de pontos resultante da importação das imagens da zona 3 pra processamento no *software* de fotogrametria.**

Recorrentemente, após o processamento das imagens de cada uma das 3 zonas da fuselagem descritas anteriormente, eram identificados e correlacionados pontos das áreas fotografada (com textura e forma semelhante aos alvos não codificados) que afectavam negativamente a qualidade dos resultados obtidos e não adicionavam informação útil aos modelos. Estes pontos foram desconsiderados e eliminados durante o pós-processamento dos resultados. Ainda, durante a criação dos modelos, várias medições foram realizadas entre diversos pontos das nuvens de pontos obtidas com o objectivo de aferir a precisão dos modelos resultantes comparando-os com as dimensões reais entre os mesmos pontos na fuselagem do SWIFT.

Outro ponto comum à criação de todas as nuvens de pontos descritas anteriormente consistiu na inclusão na área fotografada de 2 alvos não codificados previamente definidos e obtidos através do PhotoModeler a uma distância de 15cm entre eles. Estes dois pontos servem o propósito de serem usados no *software* de CAD para conferir escala ao modelo após a importação. Estes pontos foram ainda utilizados para registrar a precisão obtida no modelo com processo de fotogrametria utilizado.

A Figura 29 permite comparar o valor medido após o processamento das imagens entre os pontos detectados em ambos os alvos com o valor real de 15cm presente na imagem,

mostrando que a precisão de aquisição de pontos, em condições ideais confere precisões que conseguem ser inferiores a  $0.5\text{cm}$  enquadrando-se com os objectivos descritos em 2.3.1.

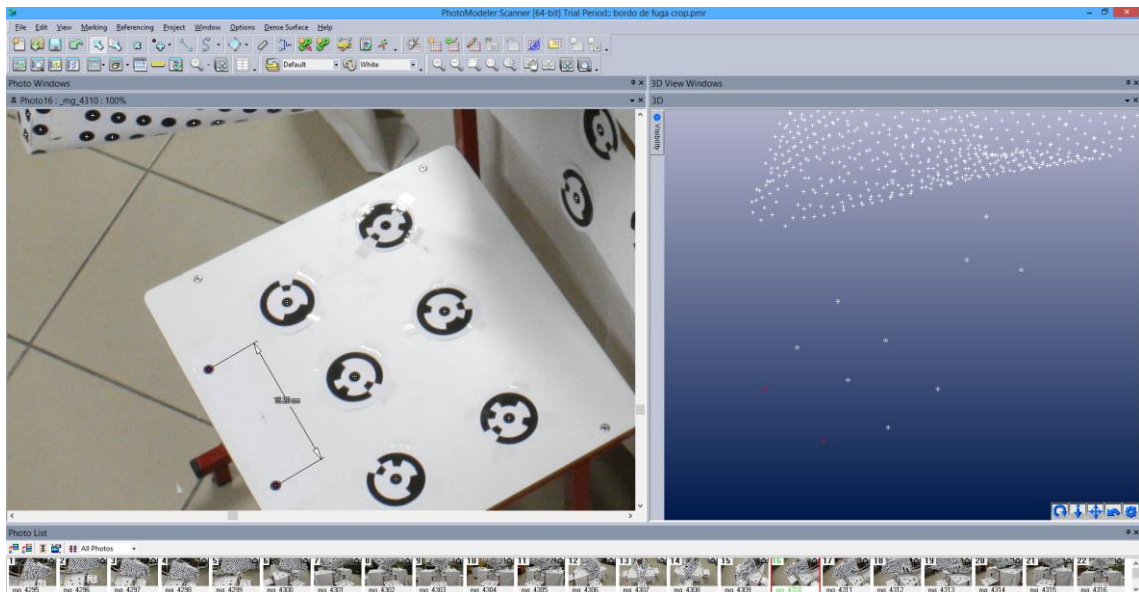


Figura 29 - Validação da dimensão de  $15\text{cm}$  entre os pontos de referência após o processamento das imagens em PhotoModeler (medidos  $15.20\text{cm}$ ).

### 3.5 Modelo CAD

Para que a informação geométrica obtida em PhotoModeler com o processo de fotogrametria possa ser utilizada e submetida a uma análise CFD, esta deve ser constituída por elementos simples, contínuos e topologicamente bem formulados. Assim, partindo das nuvens de pontos descritas anteriormente, torna-se necessário processar a informação em CAD para que a sua utilização seja viável. O processo utilizado para a preparação da superfície de base para a modelação da fuselagem encontra-se descrito na Figura 30. Como primeiro passo, o modelo resultante da fotogrametria foi exportado em formato IGES e foi de seguida importado para o SolidWorks como informação *PointCloud* utilizando funções de importação específicas de *scan to 3D*. Quando importada, a *PointCloud* é simplificada para conter apenas a informação relevante à geometria da fuselagem e processada para criar uma malha triangular unindo todos os pontos considerados. Como último passo de pré-processamento do *software* CAD, é gerada uma superfície contínua com base na malha triangular que uniformiza a geometria e serve de suporte para a modelação final da fuselagem, permitindo posteriormente ser importada para gerar a malha para a análise CFD.

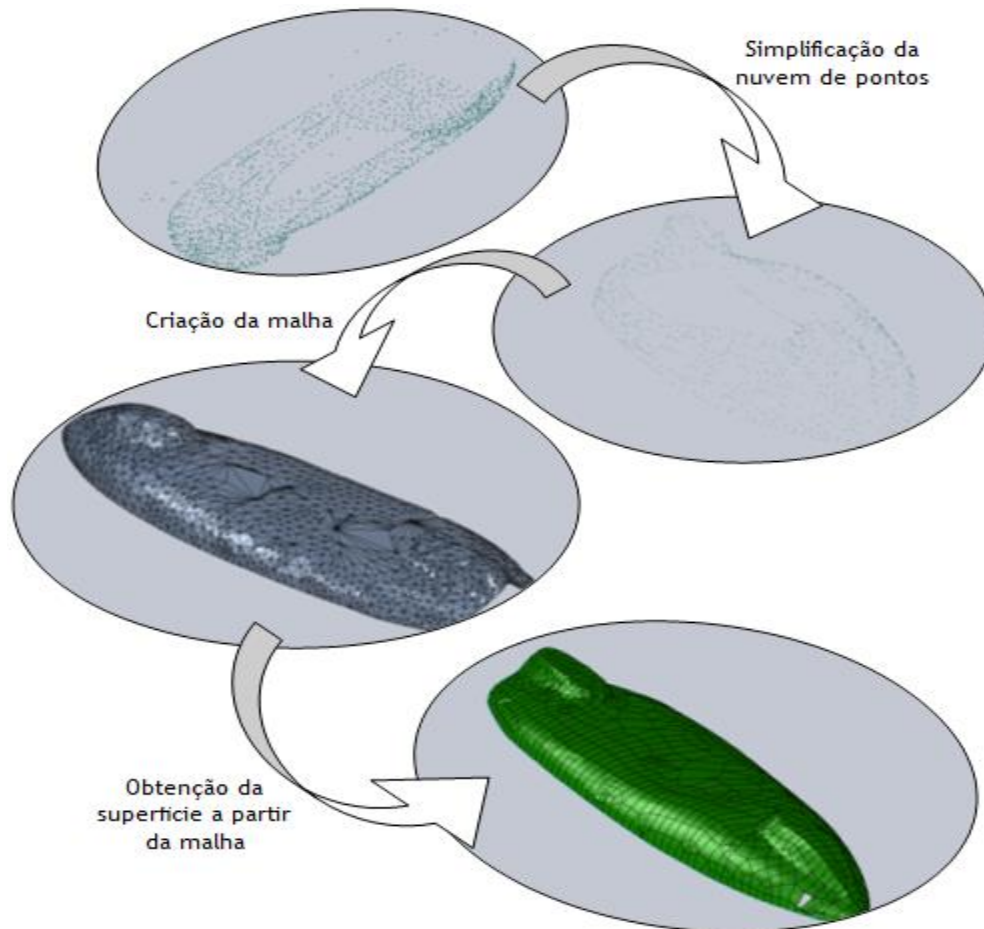


Figura 30 - Processo de criação da superfície do SWIFT a partir da nuvem de pontos obtida por fotogrametria usando SolidWorks (exemplo da zona 1 da fuselagem).

O mesmo processo apresentado na Figura 30 foi igualmente aplicado à nuvem de pontos referente à secção do bordo de fuga (zona 2). O conjunto de pontos referentes à posição da estrutura tubular da fuselagem (zona 3) não foi submetido a este pré-processamento pois permite ser usado directamente como suporte para a definição dos elementos de referência da superfície para a modelação da carenagem em acrílico.

Como descrito anteriormente, durante o processo de criação das superfícies foram assinalados 3 pontos comuns entre as nuvens de pontos da zona 1, zona 2 e zona 3. Estes 3 pontos foram usados para determinar a posição relativa entre os três componentes e realizar a sua montagem, obtendo assim a forma completa da fuselagem.

A Figura 31 mostra algumas vistas desse conjunto composto pelas duas superfícies das zonas 1 e da zona 2 bem como os elementos gerados através dos pontos da zona 3. Estas superfícies representadas na figura foram seguidamente usadas para criar o modelo 3D final da fuselagem do SWIFT.

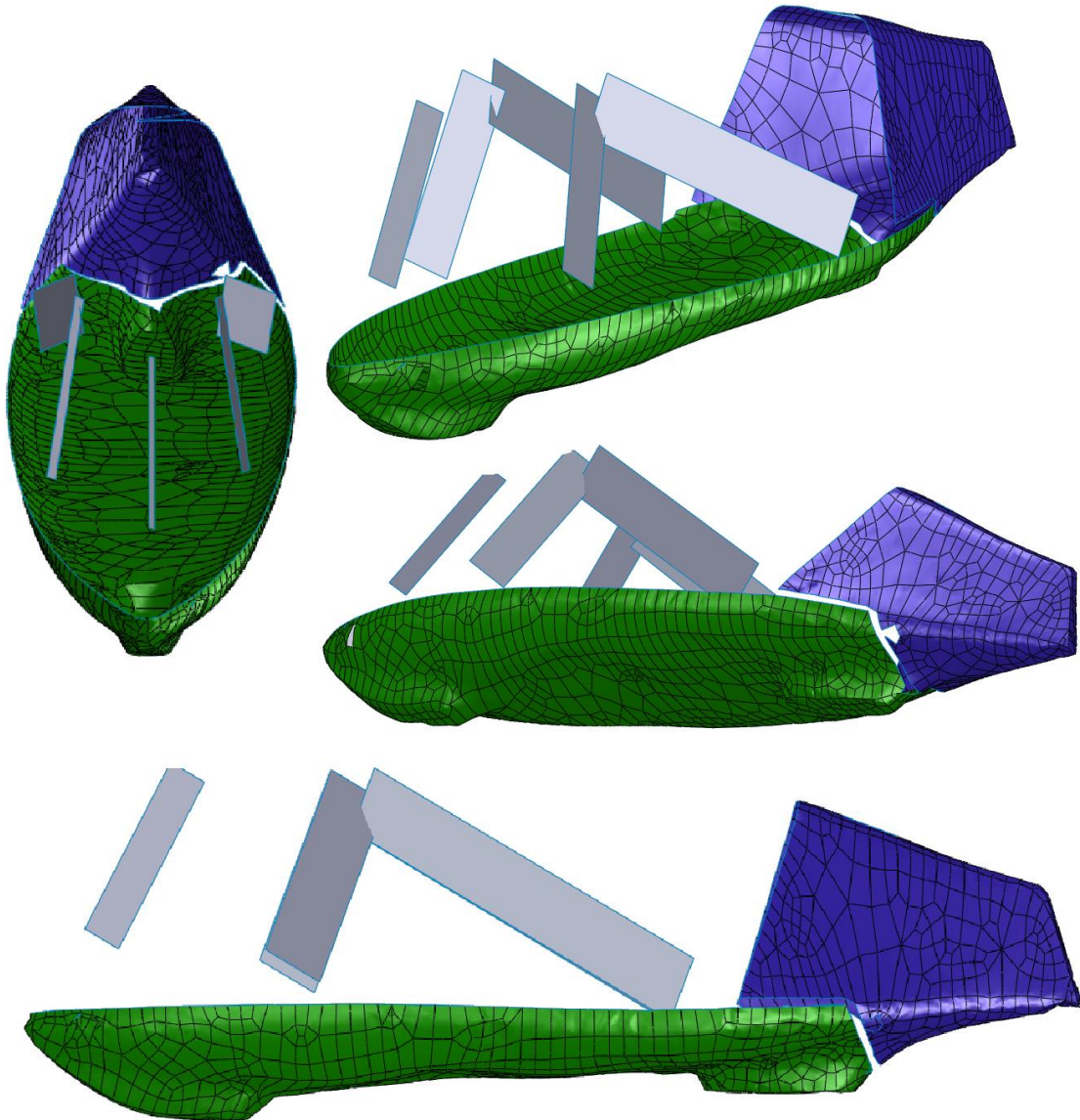


Figura 31 - Vistas gerais do resultado da importação e tratamento das nuvens de pontos para o *software* de CAD SolidWorks.

Nesta fase, existe informação suficiente para permitir a criação de um modelo geométrico da fuselagem do SWIFT que para além de preciso e apropriado topologicamente para ser usado como suporte para criar uma malha CFD, seja também um modelo com histórico, parametrizado que possa ser redefinido ou alterado caso assim se pretenda, ao invés de se tratar simplesmente de uma superfície bloqueada, resultante de um processo de digitalização. A relevância deste facto deve ser considerada pois o objectivo do modelo não é a geometria em si, mas a criação de uma ferramenta que possa ser usada para este, ou qualquer outro estudo futuro relacionado com a geometria da fuselagem do SWIFT.

Com base neste princípio, cada região da fuselagem foi modulada de forma independente, usando elementos de construção comuns extraídos das superfícies

apresentadas na Figura 31. A divisão considerada tem por base as características específicas de cada zona bem como a informação geométrica existente do modelo digitalizado. As 8 zonas independentes consideradas para a modelação da fuselagem estão identificadas na Figura 32.

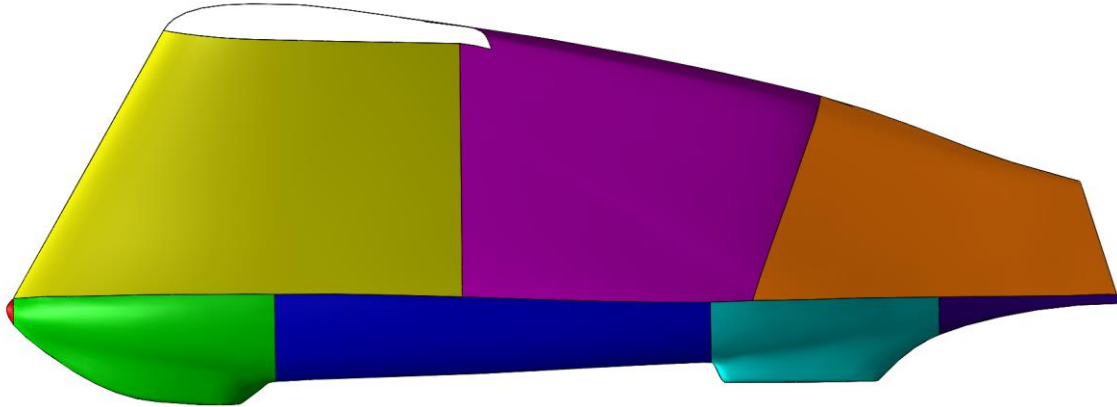


Figura 32 - Subdivisão das zonas da fuselagem consideradas para a modelação 3D.

Para cada zona, e em função da sua complexidade e curvatura, foram definidas um determinado número de secções transversais coincidentes com a superfície de referência e algumas guias longitudinais que foram posteriormente unidas para formar uma única superfície. O número de secções e de guias a utilizar para cada zona foi otimizado até que a superfície resultante respeitasse o mais possível a geometria obtida através da nuvem de pontos.

É de salientar que, para toda a modelação, por uma questão de simetria foi apenas considerada metade da fuselagem. É facilmente perceptível que a geometria resultante das nuvens de pontos não seja matematicamente simétrica, quer pelo próprio erro associado ao processo de orientação das imagens, quer pelo facto de a fuselagem real não ser também perfeitamente simétrica. Posto isto, foi optado (para a modelização) o lado da geometria que apresentava menor zonas com anomalias na malha.

A Figura 33 apresenta um exemplo do processo de modelação do modelo da fuselagem (replicado nas restantes áreas) onde é possível identificar as secções e guias descritas anteriormente.

Como é visível na Figura 33 a superfície resultante do processo apresentado é uma média da superfície resultante da nuvem de pontos, pois, como já referido, esta última é uma superfície irregular composta por um número elevado de pontos nos quais a continuidade da curvatura da fuselagem é impossível de ser correctamente definida. A semelhança dimensional entre a nova superfície e a superfície resultante da nuvem de pontos pode ser analisada pela uniformidade da sobreposição entre ambas as superfícies como se pode verificar na Figura 34.

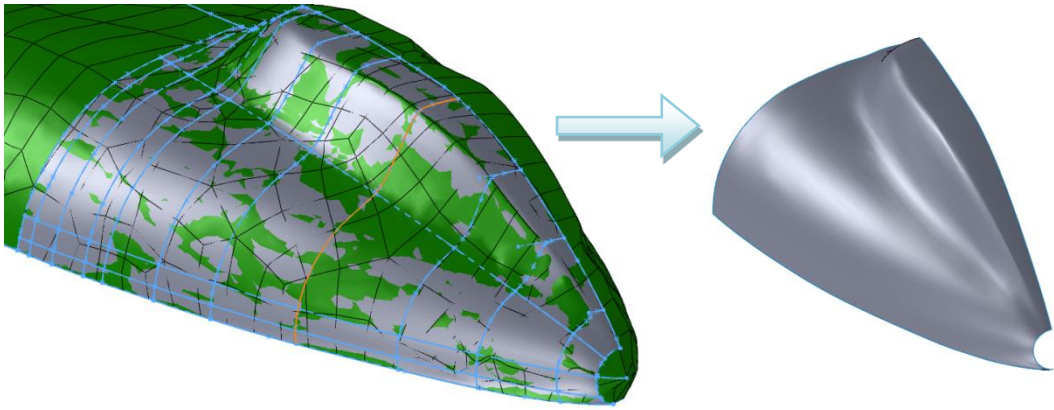


Figura 33 - Exemplo do processo de modelação da superfície idealizada do modelo do SWIFT.

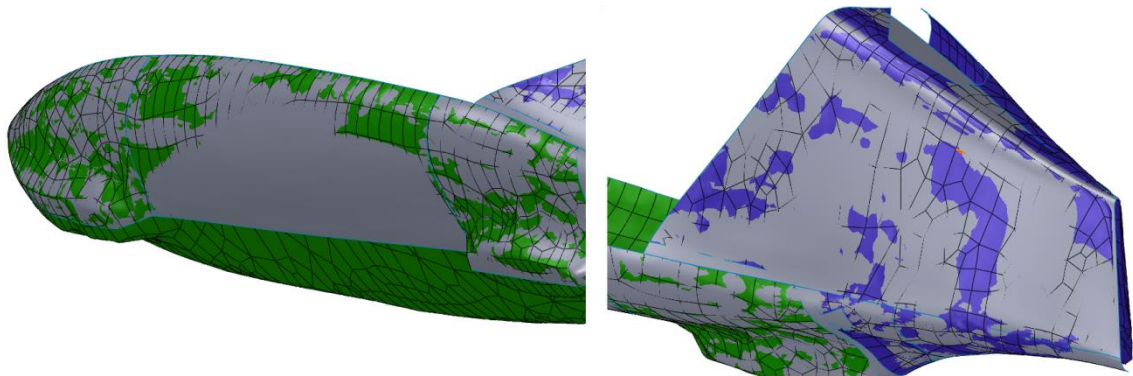


Figura 34 - Comparação entre a malha resultante da fotogrametria (verde/azul) com o modelo CAD desenvolvido (cinza) para a zona 1 e zona 2 da fuselagem.

Como pode ser facilmente identificado na Figura 34, foi necessário definir-se zonas da geometria para as quais a nuvem de pontos não continha informação ou cuja informação não era útil (como é o caso da secção em tela na parte inferior da fuselagem que permite as descolagens convencionais, da abertura na parte superior do bordo de fuga que permite o lançamento do foguete do pára-quedas de emergência e do recorte de passagem da roda do trem principal). Para estas situações foram definidas algumas considerações: no caso da parte inferior da fuselagem, foi assumida uma configuração simplificada que corresponde a versões motorizadas do SWIFT em que a carenagem é completamente fechada. A forma foi portanto definida criando uma superfície contínua e tangente a todos os contornos da superfície obtida pela nuvem de pontos. No caso da abertura para o para quedas e de passagem da roda do trem principal, foram assumidas superfícies tangentes aos contornos existentes, tornando a parte superior do bordo de fuga da fuselagem e a carenagem da roda do trem principal contínuas.

Estas considerações foram feitas com base no carácter comparativo dos objectivos do estudo e com base nas considerações apresentadas em 2.2.2.1 relativas à fidelidade do modelo CAD.

Com isto, foi possível alcançar a primeira fase da construção da geometria da fuselagem do SWIFT, em que se define a área que realmente se pretende analisar. A Figura 35 representa esse estágio do desenvolvimento do modelo completo.

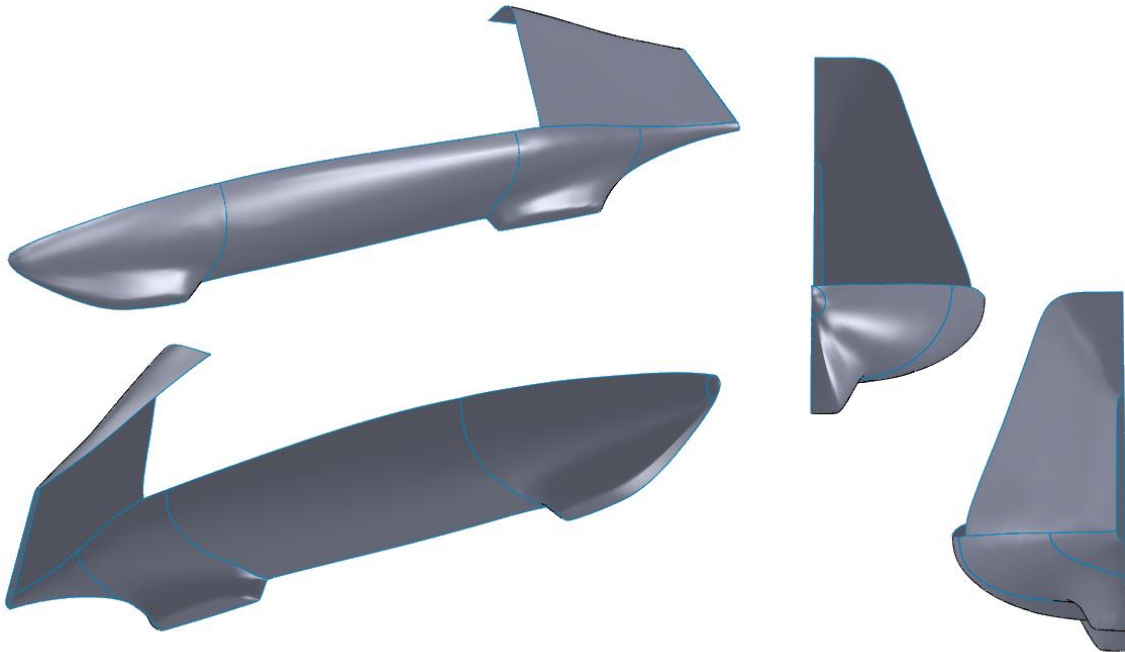


Figura 35 - Resultado do primeiro estágio da modelação do SWIFT

Para completar o modelo foi usada a informação resultante da nuvem de pontos da estrutura tubular da fuselagem. A carenagem em acrílico que reveste a estrutura do SWIFT e o habitáculo do piloto é apoiada pela própria estrutura, pelo restante contorno da fuselagem e, através de uma carenagem, pelo intradorso da asa. Para facilitar a sua definição, foi importado para o modelo o perfil da zona de suporte da carenagem em acrílico ao intradorso da asa (ponto 2 na Figura 36). O bordo de ataque da fuselagem foi definido (de acordo com o modelo real) como uma linha paralela à obtida pela nuvem de pontos e coincidente com o bordo de ataque da parte inferior da fuselagem (ver ponto 1 da Figura 36).

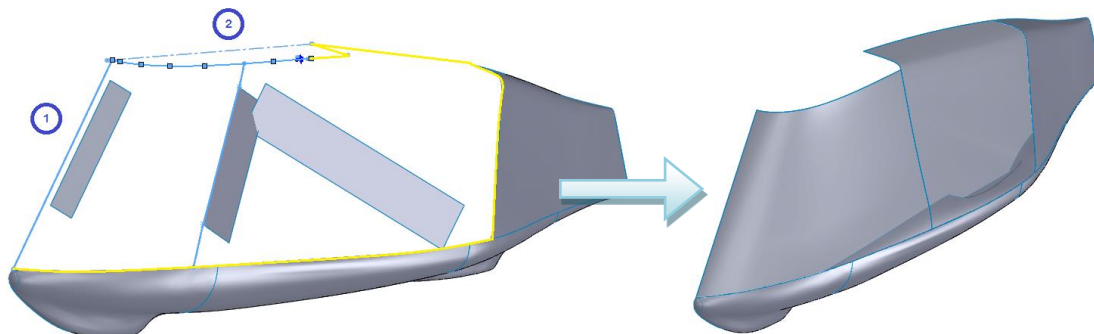


Figura 36 - Processo de criação do modelo CAD da carenagem em acrílico (zona 3).

Com este último passo, representado na Figura 36, fica completa a modelação das três zonas descritas na Figura 15. Nesta fase foi necessário tomar as seguintes considerações: De forma a avaliar correctamente a geometria na junção entre a asa e a fuselagem, com respeito aos resultados obtidos através de fotogrametria, torna-se necessário modelar o perfil e a geometria da asa nessa área. Por outro lado, uma vez que a asa se encontra fora do foco deste estudo, a sua inclusão no modelo CFD representa um aumento significativo do custo de computação e de modelação que pode ser evitado se considerarmos o carácter comparativo do estudo proposto.

Posto isto, foram paralelamente definidas duas configurações distintas do modelo:

- **Configuração 1:** Configuração composta pela geometria da fuselagem resultante da digitalização por fotogrametria, juntamente com a restante geometria da Asa e Flaps. Esta configuração representa o modelo 3D completo do SWIFT, que pode ser usada como base de dados geométricos da sua fuselagem e que serve de ferramenta para qualquer análise dimensional e para qualquer trabalho futuro relacionados com a sua geometria.

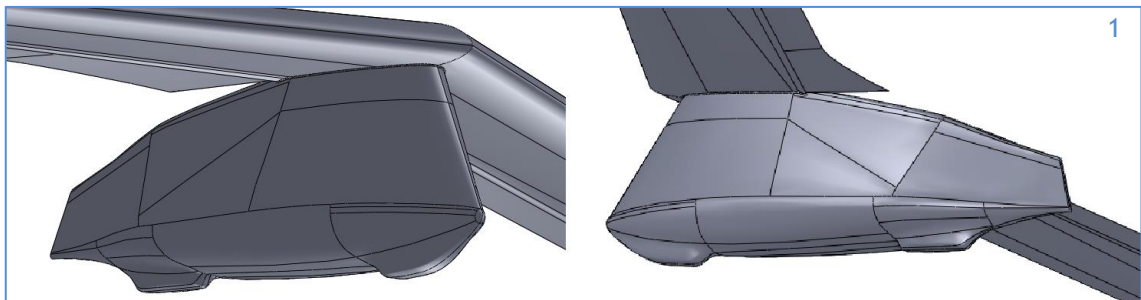


Figura 37 - modelo completo incluindo a geometria da asa.

Para atingir o resultado apresentado em Figura 37 foi necessária a importação do perfil alar do SWIFT para o *software* de CAD. O perfil usado foi obtido por medição directa das coordenadas dos pontos do perfil aerodinâmico real do SWIFT e o seu posicionamento no modelo 3D foi feito com base em referências comuns entre o modelo 3D digitalizado, os pontos de ancoragem do perfil aerodinâmico à estrutura e os desenhos AERIANE dos componentes estruturais do SWIFT.

A Figura 38 mostra a ligação entre estas referências para o posicionamento da raiz da asa. Em acréscimo a estas referências, foram considerados para a criação da geometria da asa os parâmetros aerodinâmicos do SWIFT presentes na Tabela 5 bem como as coordenadas do perfil aerodinâmico na extremidade da asa. [43]

Tabela 5 - Parâmetros utilizados na integração da geometria da asa no modelo CAD da fuselagem.[43]

Parâmetro	Valor
Enflexamento:	20°
Diedro:	4°
Torção:	6,56°
Envergadura	12m

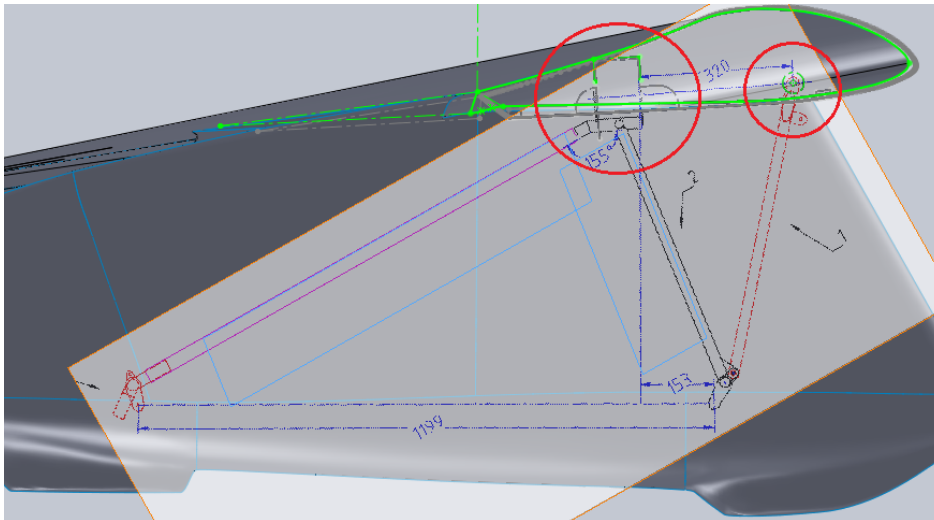


Figura 38 - Integração da geometria da asa no modelo da fuselagem.

Adicionando a geometria da asa, o modelo fica assim completo contendo toda a definição proveniente dos modelos obtidos com fotogrametria juntamente com a informação dos parâmetros aerodinâmicos da asa. Representa portanto o modelo do SWIFT mais completo ficando apenas desconsiderada a geometria do *winglets* nas extremidades da asa.

- **Configuração 2:** Configuração simplificada, sem asa, criada com vista à implementação do modelo para as análises em CFD. A asa é substituída por um preenchimento da abertura que é possível observar a verde na Figura 39.

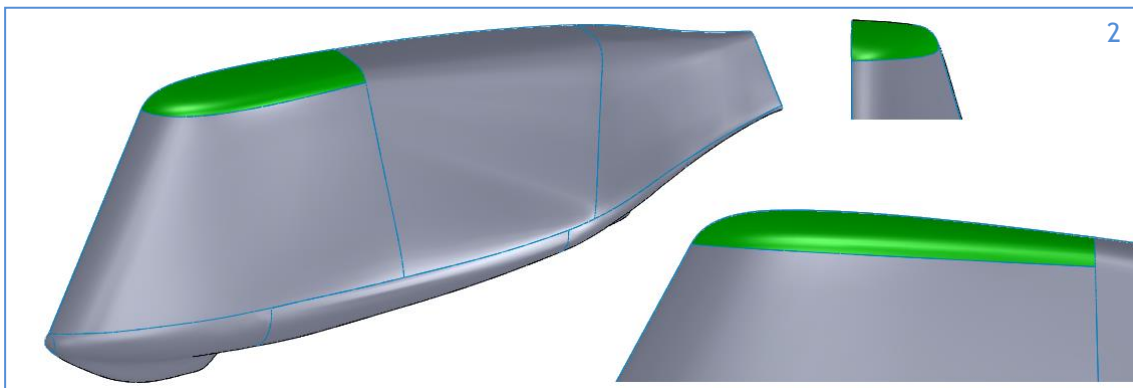


Figura 39 - Modelo representativo do SWIFT simplificado para simulação e análise CFD.

Como descrito anteriormente, no que respeita ao modelo para a análise CFD, foram tomadas em consideração uma série de simplificações com base nos princípios identificados em 2.2.2.1. De facto, a desconsideração da geometria da asa nas análises a realizar representa uma alteração significativa no resultado do estudo como um todo e deve portanto ser correctamente interpretada para que as conclusões extraídas do resultado destes modelos tenham um contexto válido. Esta simplificação não só reduz dramaticamente as dimensões a utilizar para o volume de controlo, fazendo com que a envergadura do SWIFT não seja considerada para na sua dimensão, como também evitar a necessidade de desenvolver na malha o detalhe necessário para garantir a convergência de resultados nas regiões complexas da asa e da sua junção com a fuselagem. Isto resulta numa redução significativa do custo de computação focalizando os resultados nas áreas mais relevante ao estudo da fuselagem do SWIFT. É importante notar, como referido, que estas simplificações realmente influenciam o escoamento em torno da fuselagem do SWIFT, mas são ainda assim válidas e apropriadas considerando o carácter comparativo dos objectivos definidos. Esta simplificação representa a análise de compromisso entre detalhe da malha, fidelidade do modelo CAD e pertinência dos resultados a obter da análise CFD e resumem-se aos seguintes tópicos:

- Foco dos resultados na região da fuselagem em estudo.
- Redução do tamanho e complexidade do volume de controlo.
- Redução do tempo de resposta da computação.
- Melhorar as condições de convergência

Terminado o processo de criação da geometria, os modelos foram convertidos para formatos genéricos para facilitar a exportação entre *software*. No capítulo 4 - serão definidas e descritas as análises a realizar com base nestes modelos 3D e na Tabela 6 resumem-se ainda algumas características geométricas do SWIFT obtidas com base nos modelos criados e apresentados neste capítulo.

**Tabela 6 - Características geométricas gerais da fuselagem do SWIFT extraída do modelo CAD.**

Parâmetro	Valor
Área frontal	0,461 m <sup>2</sup>
Área molhada	5,523 m <sup>2</sup>
Volume fuselagem	0,78 m <sup>3</sup>
Largura máxima	0.719 m
Comprimento máximo	2.728 m

Nota: Valores referentes ao modelo da configuração 2.

Por fim, na Figura 40 encontra-se um resumo da migração de informação entre os vários processos e *softwares* utilizados para a criação do modelo 3D do SWIFT, desde a preparação do processo de fotogrametria até a exportação do modelo CAD.

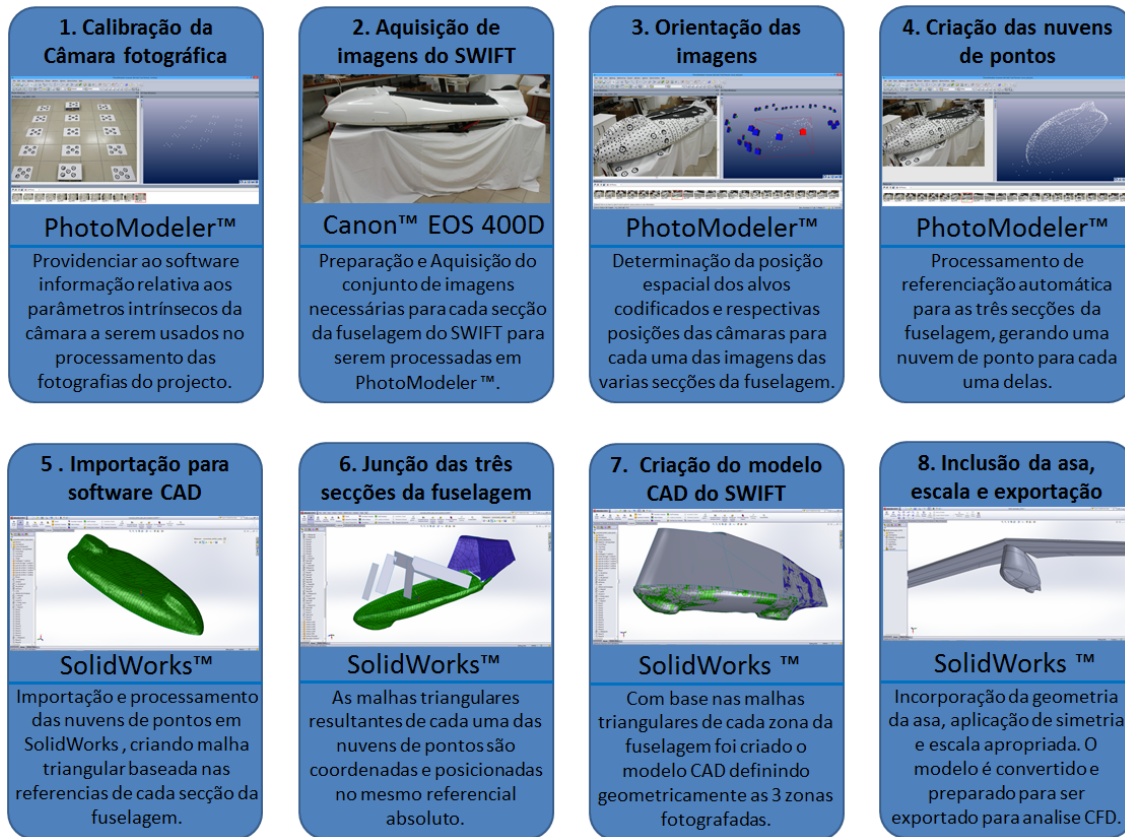


Figura 40 - Resumo esquemáticos do processo utilizado na criação do modelo 3D do SWIFT.

## 4 - Estudo Aerodinâmico

Com base nos resultados do processo de modelação da geometria 3D do SWIFT, apresentados no capítulo 3, neste capítulo são apresentados os processos de avaliação aerodinâmica definidos para cada um dos modelos considerados. Assim, na secção 4.1 é identificado e descrito o caso de estudo proposto para as referidas avaliações aerodinâmicas e, posteriormente em 4.2 e 4.3, são apresentadas as considerações, desenvolvimento e análises relacionadas com a implementação CFD destes mesmos modelos. Nesta secção são definidos desde os critérios seleccionados para o desenvolvimento da malha, aos detalhes da modelação CFD proposta para cada modelo e os respectivos resultados. Por último, em 4.4 são avaliados os estudos realizados anteriormente, aferindo as suas principais conclusões e características, servindo de fundamento às conclusões apresentadas posteriormente no Capítulo 5.

### 4.1 Definição e disposição das simulações

Tendo desenvolvido o modelo geométrico da fuselagem da aeronave SWIFT, criamos uma base sólida para a análise do seu desempenho. Esta geometria pode ser usada, como referido anteriormente, para avaliar os seus parâmetros geométricos como factor de forma, secções transversais, perfil, área molhada e área frontal. Todos estes parâmetros podem agora ser usados como ferramenta para interpretar o desempenho e comportamento aerodinâmico desta aeronave.

Desta forma, como primeira aproximação aos estudos de performance do SWIFT, é proposto o esquema de estudos representado na Figura 41:

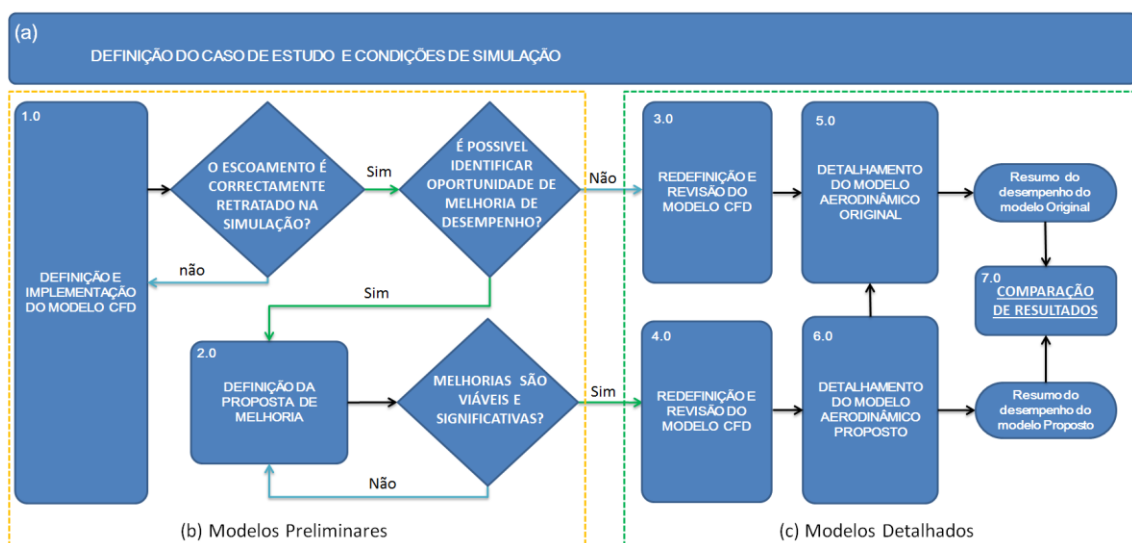


Figura 41 - Representação esquemática da sequência de estudo de performance proposta para a fuselagem da aeronave SWIFT.

Numa primeira fase (a) foram definidas as condições físicas a serem consideradas para o estudo. Posteriormente foram montados casos de estudo em CFD que visam analisar e interpretar o comportamento do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT na tentativa de identificar características que possam ser melhoradas para beneficiar a sua performance. Esta análise foi dividida em duas fases distintas, identificadas em (b) - Modelos Preliminares e (c) - Modelos Detalhados no esquema da Figura 41 e são descritos nas suas respectivas secções.

Na fase (b) foram desenvolvidos testes preliminares de modelação CFD da fuselagem do SWIFT que pretendem validar as condições e consideração das simulações bem como procurar indícios de possibilidade de melhoria aerodinâmica baseadas na forma da fuselagem. Por este motivo, estas análises não pretendem ter uma apreciação quantitativa mas sim, um estudo qualitativo que possa identificar rapidamente que tipo de alterações pode beneficiar o seu desempenho.

Posteriormente na fase (c) serão detalhados os estudos realizados em (b) melhorando a qualidade da malha e do modelo em geral de forma a ser possível caracterizar quantitativamente os estudos e conclusões preliminares analisadas nesta fase.

#### 4.1.1 Caso de estudo:

Para o propósito de estudar o desempenho das características aerodinâmicas da fuselagem, o caso de estudo foi definido considerando uma velocidade de voo típica da aeronave de aproximadamente  $80\text{Km/h}$  [43] a uma temperatura padrão de  $15^{\circ}\text{C}$ , resultando num baixo número de Reynolds de  $4.05 \times 10^6$ . O caso de estudo estabelecido considera ainda a versão simplificada da fuselagem do SWIFT sem rodas, sem asa e admitindo um voo sem incidência entre a direcção longitudinal da fuselagem e o escoamento (escoamento segundo direcção  $x$  do referencial de simulação).

As simplificações impostas na geometria da fuselagem servem dois motivos principais, e as suas considerações são de relevante importância, como visto anteriormente, na compreensão e análise deste estudo. Por um lado, a simplificação da geometria permite obter tempos de resposta em CFD significativamente menores não sobrecarregando o modelo com detalhes inevitáveis à inclusão das asas e *winglets* que não estariam no foco deste estudo, por outro permitir facilmente interpretar o impacto de pequenas alterações na geometria da fuselagem descartando a possível influência da complexa geometria e aerodinâmica da asa e *winglets*.

É importante contudo referir que esta simplificação é apenas válida atendendo ao carácter comparativo dos resultados pretendidos com este estudo.

Para o propósito das simulações em CFD, foi ainda definido um volume de controlo em torno da geometria da fuselagem do SWIFT comum a todos os modelos estudados. Ainda durante o desenvolvimento da geometria, foi criado um paralelepípedo em torno da

fuselagem, baseado nas suas dimensões, com  $56m \times 85m \times 28m$  representando a relação típica de 10 vezes o comprimento de referência (comprimento da fuselagem) em todas as direcções e 20 vezes o comprimento de referência na direcção da esteira da aeronave como mostra a Figura 42 [24]

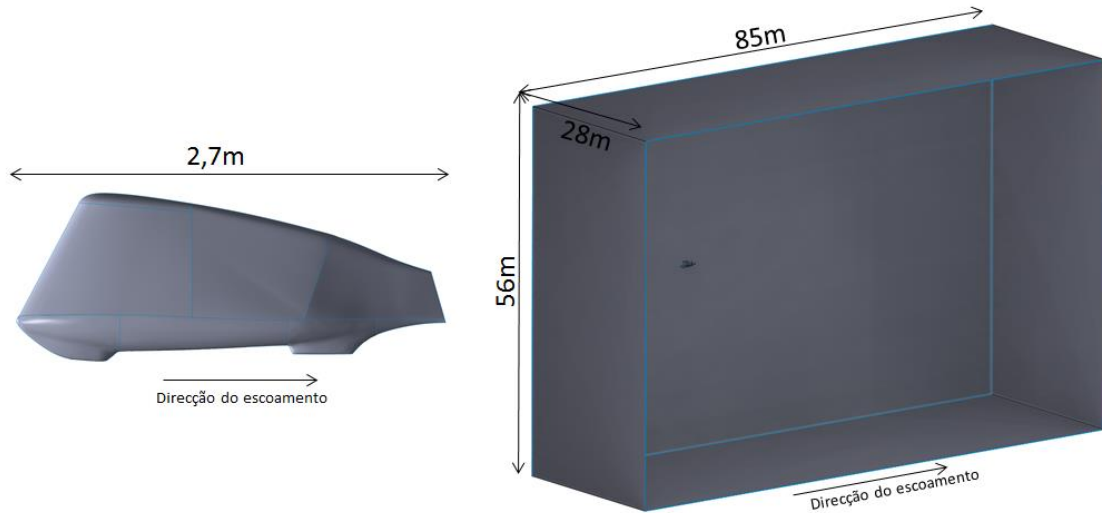


Figura 42 - Dimensionamento do volume de controlo a ser considerado por todas as simulações CFD realizadas.

## 4.2 Estudo do Modelo preliminar

Como referido no capítulo anterior, com este estudo preliminar pretende-se identificar o comportamento geral do escoamento em torno do SWIFT, procurando identificar oportunidades de melhoria do comportamento aerodinâmico da fuselagem em geral. Para isso, foram definidos alguns casos de estudo CFD usando unicamente o ambiente ANSYS para importação de geometria, criação da malha, definição e análise dos resultados das simulações.

Para o ponto 1.0 no esquema da Figura 41, considerando a geometria de base resultante da fotogrametria, o modelo foi importado para o ambiente ANSYS™. Uma vez que o módulo de CAD de ANSYS é compatível com o *software* SolidWorks, o modelo pode ser importado directamente para o *Workbench* ANSYS. Uma vez importada, a geometria é sujeita ao processo de estudo CFD definido no esquema da Figura 43, representado um típico caso de estudo integrado de ANSYS 13.

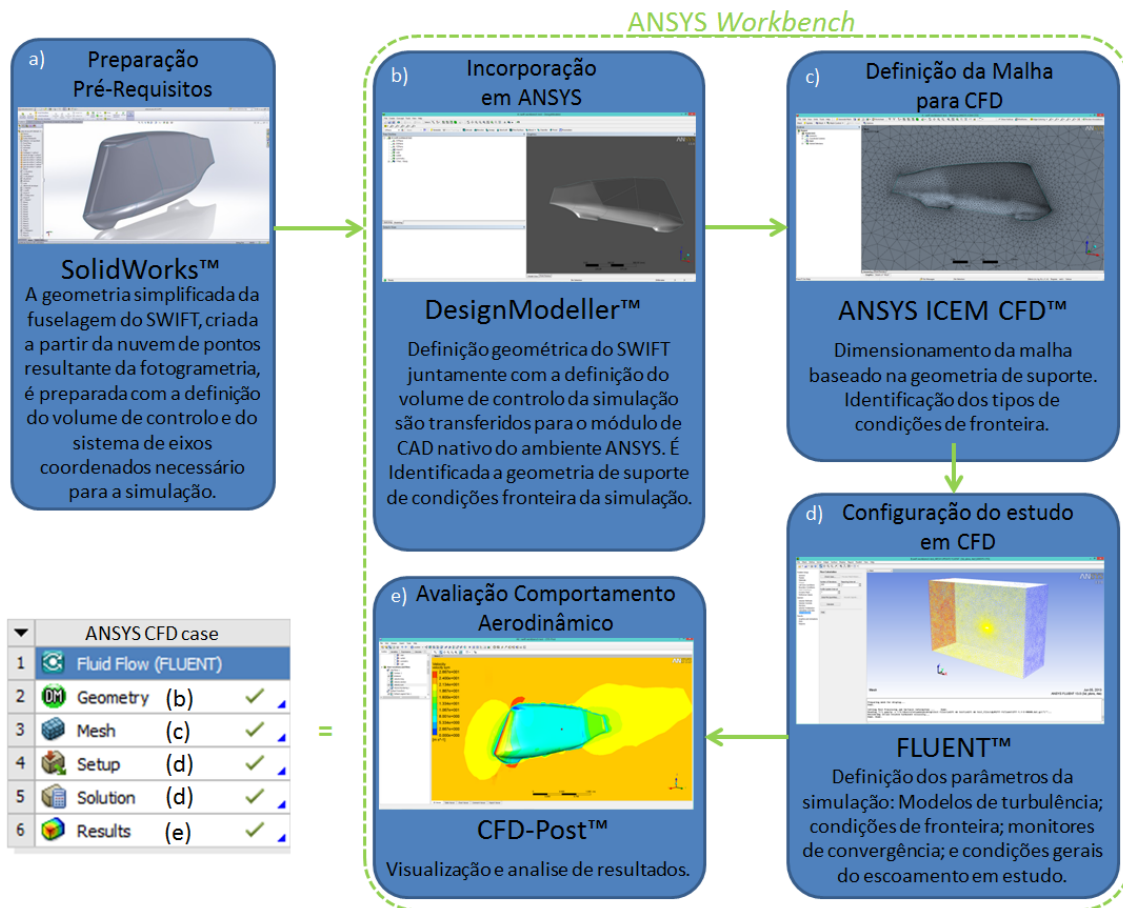


Figura 43 - Descrição do processo de definição do caso de estudo CFD dos modelos preliminares do SWIFT em ANSYS 13.

O esquema da Figura 43 representa o processo de desenvolvimento de um estudo CFD em ANSYS aplicado a todas as simulações dos modelos preliminares. Uma vez terminado o modelo CAD em SolidWorks (a), considerando a geometria do corpo em estudo, o volume de controlo e o referencial de simulação, este é incorporado no módulo CAD do *WorkBench* ANSYS (b) onde são definidas as topologias das condições de fronteira de simulação usando como suporte a geometria do Volume de controlo existente. Para os estudos preliminares, as condições de fronteira foram definidas de acordo com a Figura 44 e são posteriormente reconhecidas em FLUENT para a sua parametrização na análise CFD.

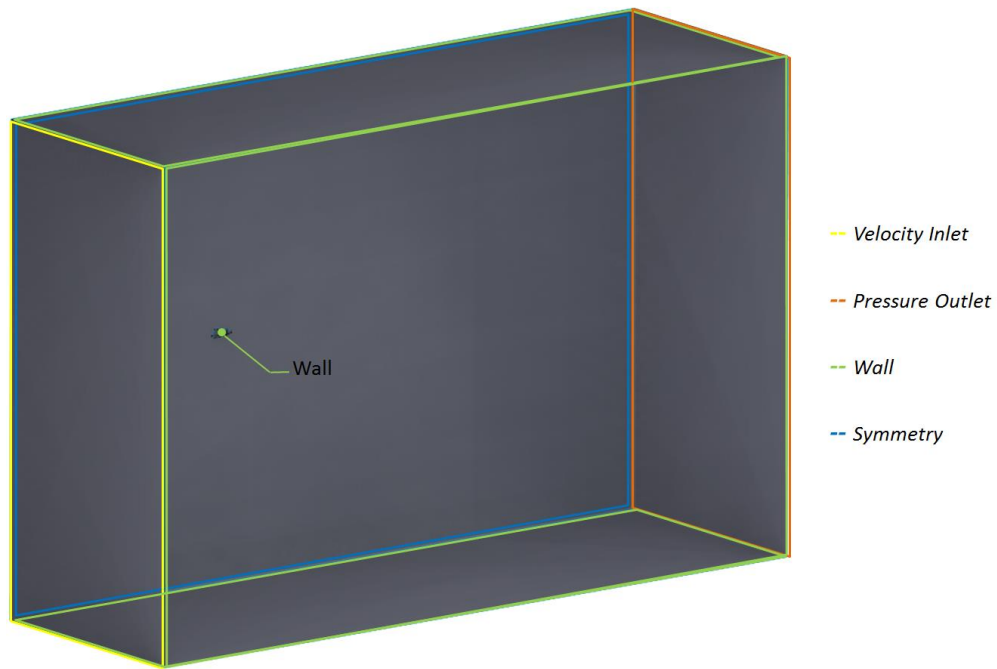


Figura 44 - Condições de fronteiras aplicadas ao volume de controle para os modelos preliminares.

As descrições e definições destas condições de fronteira são posteriormente apresentadas na secção 4.2.2.

#### 4.2.1 Definição da malha CFD

Para o passo c) do esquema da Figura 43, uma malha triangular/tetraédrica foi criada usando o módulo de malha CFD padrão do *software* ANSYS: ANSYS ICEM CFD.

A malha foi automaticamente definida tendo por base a curvatura da superfície do modelo 3D e os parâmetros predefinidos para simulações de fluidos externos para o *software* FLUENT considerando uma taxa de crescimento dos elementos de 10% (partindo da superfície do SWIFT) e uma desvio máximo da curvatura de 18° como estimativa inicial de número de elementos da malha. [24].

O resumo dos parâmetros considerados e os detalhes do dimensionamento da malha são apresentados na tabela da Figura 45 (à esquerda).

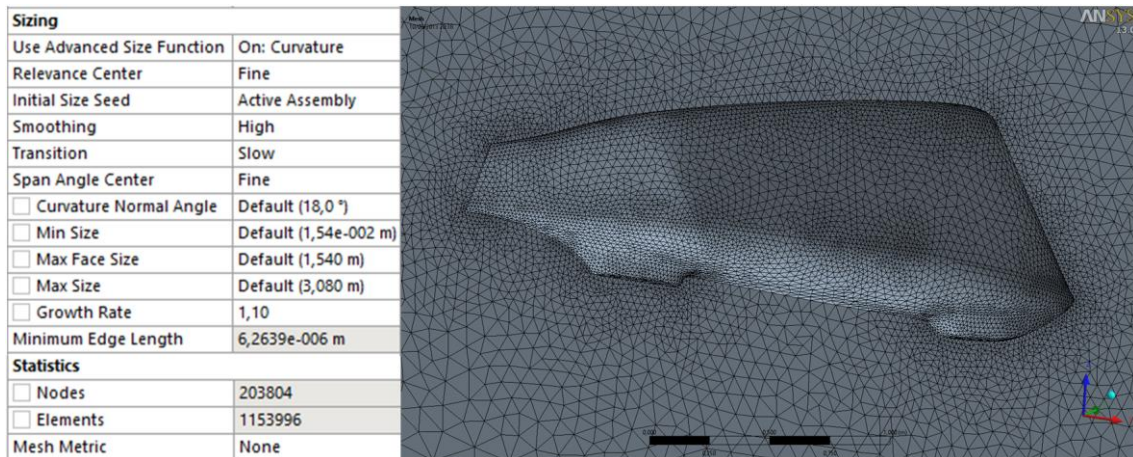


Figura 45 - Malha gerada em ANSYS ICEM CFD e respectivos critérios de dimensionamento (esquerda)[24]

A malha resultante deste processamento automático não tem como objectivo permitir retirar medições dos parâmetros do escoamento mas sim compreender e avaliar o comportamento geral do escoamento em torno do SWIFT bem como a ordem de gradeza da resistência ao avanço que o fluido exerce sobre ele.

Posto isto, no ponto d), a malha foi transferida para FLUENT onde o modelamento matemático do escoamento foi estabelecido.

#### 4.2.2 Condições de fronteira

Como explicado anteriormente, foi definido para cada simulação um conjunto de condições de fronteira que usam os limites do volume de controlo como suportes:

Como é prática comum no estudo de corpos expostos a escoamentos externos, para reduzir o tempo de computação foi apenas considerada metade da geometria da fuselagem do SWIFT, sendo os resultados respeitantes ao lado omitido, computados através da condição de fronteira *Symmetry* considerada para toda a parede de simetria do volume de controlo usado.

Na face do volume de controlo a montante do SWIFT foi considerada uma condição de fronteira de *velocity inlet* onde foi considerada uma velocidade constante de  $22\text{m/s}$  no sentido negativo do eixo  $Ox$  definindo a condição base de análise da fuselagem. Para as primeiras simulações a modelação da turbulência na condição de fronteira de “*velocity inlet*” foi mantida nos valores por defeito considerando uma energia cinética turbulenta ( $k$ ) de  $1\text{ m}^2/\text{s}^2$  e  $1\text{ m}^2/\text{s}^3$  de taxa de dissipação turbulenta ( $\epsilon$ ) usando o método  $k - \epsilon$ .

Na face do volume de controlo a jusante do SWIFT foi considerada uma condição de fronteira de *pressure outlet* com uma pressão estática definida em  $0\text{ Pa}$  em relação a pressão de operação. Da mesma forma, a energia cinética turbulenta considerada ( $k$ ) foi  $1\text{ m}^2/\text{s}^2$  e  $1\text{ m}^2/\text{s}^3$  para a taxa de dissipação turbulenta ( $\epsilon$ ) usando também o método  $k - \epsilon$ .

Para a parede da geometria da fuselagem, foi considerada uma condição de fronteira de parede (*Wall*) como condição de não escorregamento, estacionária em relação ao escoamento e com rugosidade desprezível (*0mm* de rugosidade superficial). Como primeira aproximação, a condição de fronteira nos restantes limites externos do escoamento foram também definidos com uma condição de fronteira de parede.

#### 4.2.3 Modelo de turbulência

Foi adoptado para todas as simulações o modelo de turbulência RNG a duas equações *k - ε realizable*. Os modelos *k - ε* são os mais simples e robustos modelos de turbulência a duas equações onde a solução independente das equações de transporte permite que a viscosidade turbulenta e os comprimentos de escala sejam determinados independentemente. A robustez, economia de computação e precisão deste modelo tornam-no no mais comum modelo de turbulência para uma larga gama de escoamentos e aplicações de engenharia. A versão *realizable* deste modelo tem vantagem relativamente ao modelo *k - ε* padrão pois tem uma diferente formulação para a viscosidade turbulenta e uma nova equação de transporte para a taxa de dissipação  $\varepsilon$ . O termo *realizable* significa que o modelo consegue satisfazer certas limitações matemáticas nos tensores de Reynolds, consistentes com a física do escoamento, conferindo uma melhor precisão ao modelo na resolução da camada limite principalmente em condições de gradientes de pressão adversos, separação ou recirculação. [24]

#### 4.2.4 Parametrização da simulação

A simulação realizada foi definida como um caso de escoamento *Pressure-Based* e estacionário e os valores de referência foram calculados com base nas condições de fronteira de *velocity inlet* e as condições do caso de estudo. Foram utilizadas equações de discretização espacial de primeira ordem para *k*,  $\varepsilon$  e momento. A monitorização da simulação foi feita com base nos resíduos do momento, velocidade, *k* e  $\varepsilon$  e, como primeira aproximação, os critérios de convergência destes resíduos foi estabelecido em  $10 \times 10^{-3}$ .

O resultado das interações da solução do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT submetidas ao caso de estudo descrito anteriormente e os coeficientes de momento e de resistência ao avanço podem ser verificados no gráfico e na tabela da Figura 46.

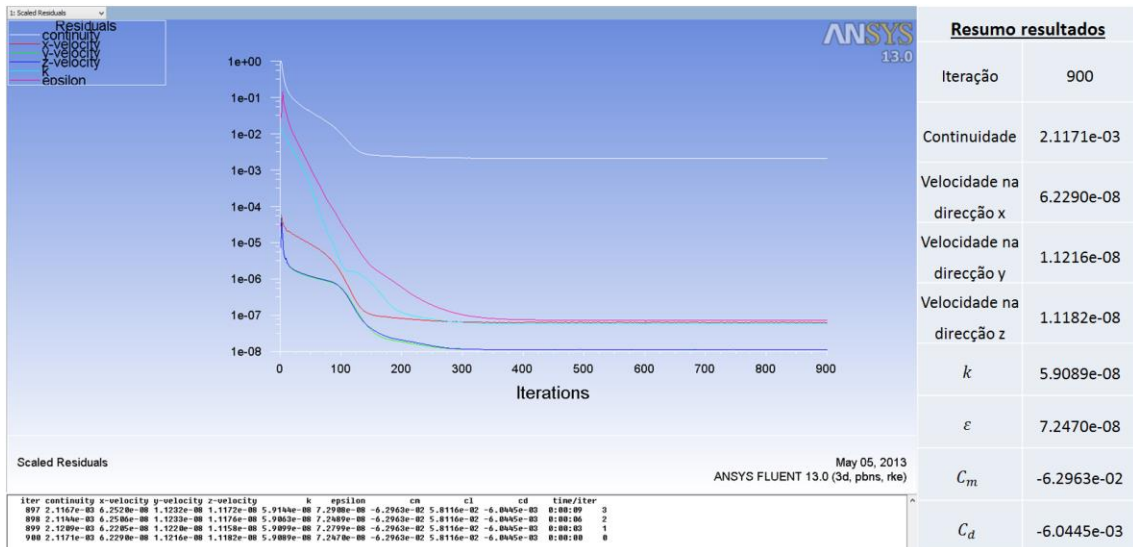


Figura 46 - Gráfico de convergência dos resíduos e principais resultados obtidos.

Como pode ser comprovado pela tabela da Figura 46, todos os resíduos com a exceção da continuidade convergem abaixo das 400 iterações para valores inferiores a  $1 \times 10^{-6}$ . Até cerca de 900 iterações, contudo, a continuidade continua ligeiramente acima dos critérios de convergência estabelecido ( $2.1 \times 10^{-3}$ ), no entanto, a precisão obtida enquadra-se com os resultados pretendidos para a primeira aproximação ao desempenho aerodinâmico da fuselagem do SWIFT e permite compreender o comportamento geral do escoamento em torno da fuselagem da aeronave. Na secção seguinte são apresentados os resultados provenientes desta análise preliminar.

#### 4.2.5 Análise dos resultados

Os resultados obtidos com esta primeira aproximação à análise do comportamento aerodinâmico do SWIFT descrito anteriormente, apesar de não permitirem uma análise quantitativa detalhada e precisa, devem permitir avaliar e compreender o comportamento do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT. Com eles pretende-se compreender as suas características principais, e perceber o impacto das irregularidades da geometria no próprio escoamento e consequentemente no desempenho da fuselagem em voo.

Na Figura 47 pode verificar-se a distribuição geral de pressão estática em torno da fuselagem e na parede de simetria da simulação (representando a distribuição de pressão no plano central da fuselagem).

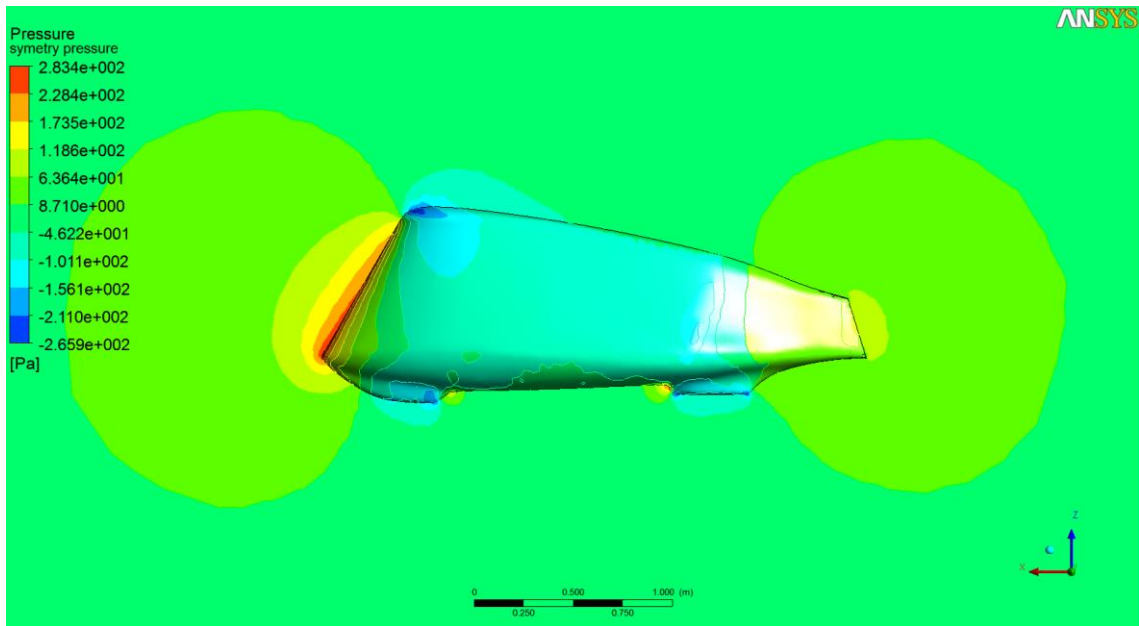


Figura 47 - Distribuição de pressão na parede de simetria da simulação.

Como é possível verificar na Figura 48, o escoamento apresenta um comportamento coerente (ainda que pouco detalhado) com respeito à geometria da fuselagem do SWIFT. É fácil, ainda, identificar algumas regiões onde a pressão (e conseqüentemente a velocidade) são particularmente afectadas pelas acentuadas variações de forma da fuselagem, que podem ser observadas por exemplo após a contracção da zona do bordo de fuga, na região inferior da fuselagem entre as a saliência do patim dianteiro e da região da roda traseira ou até mesmo na taxa de crescimento da curvatura na região do bordo de ataque da fuselagem.

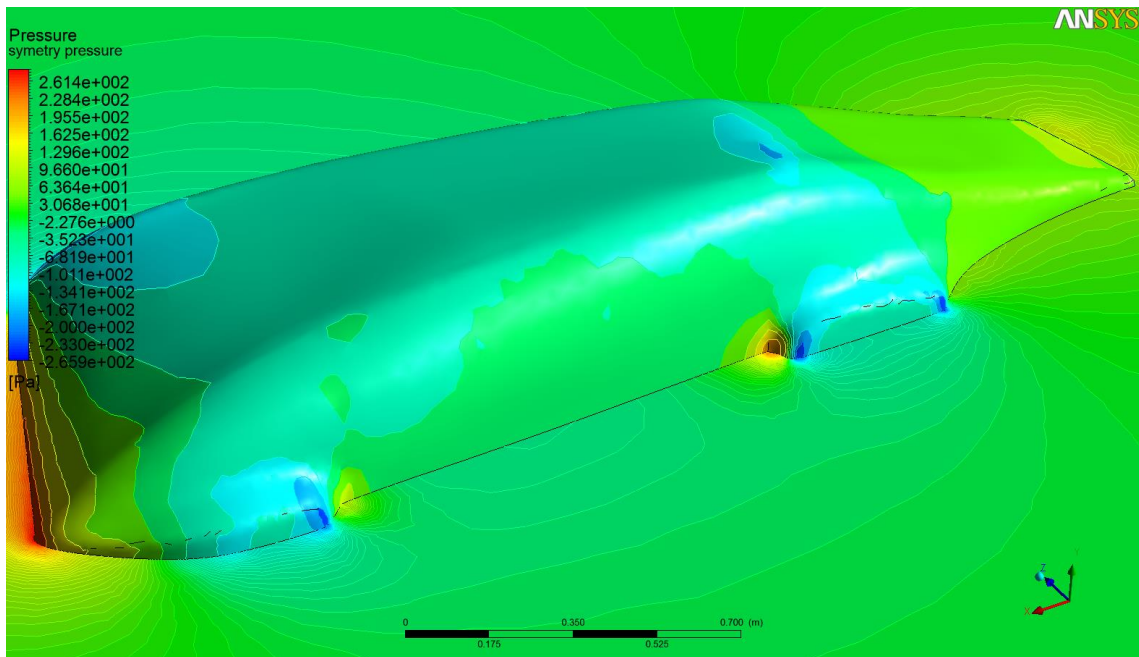


Figura 48 - Distribuição de pressão na parede de simetria da simulação (detalhe da zona inferior da fuselagem)

Concretamente, se olharmos em mais detalhe para a parte inferior da fuselagem, podemos verificar que de facto, a irregularidade da forma e abrupta transição entre as saliências do patim dianteiro e do revestimento da roda traseira, afectam a distribuição de pressão local, criando uma série de gradientes de pressão favoráveis e desfavoráveis que influenciam o comportamento do escoamento em toda a zona inferior da fuselagem. Este comportamento pode ser observado analisando em detalhe os contornos de pressão apresentados na Figura 48.

Na Figura 49 pode ainda verificar-se os contornos da magnitude da velocidade na parede de simetria da simulação juntamente com a distribuição das tensões de corte resultantes na superfície do patim dianteiro e do revestimento roda traseira.

Avaliando a distribuição de pressão, velocidade e fricção na parede do SWIFT mostradas na Figura 48 e Figura 49 e atendendo à análise feita anteriormente, pode prever-se uma influência particularmente negativa da geometria abrupta entre o patim dianteiro e o revestimento da roda traseira da zona inferior da fuselagem do SWIFT. Assim, Seguindo o procedimento definido no esquema da Figura 41 (ponto 2.0), e para melhor compreender este impacto, uma nova versão da geometria foi proposta, na qual o patim dianteiro e o revestimento da roda traseira (ou patim traseiro) foram interligados com uma forma aerodinamicamente suave. Na secção 4.2.6 é descrito o processo de criação da geometria proposta e realizada uma avaliação CFD preliminar com o intuito de comparar o comportamento do escoamento em ambas as condições e perceber o impacto real da configuração actual do SWIFT na sua performance aerodinâmica.

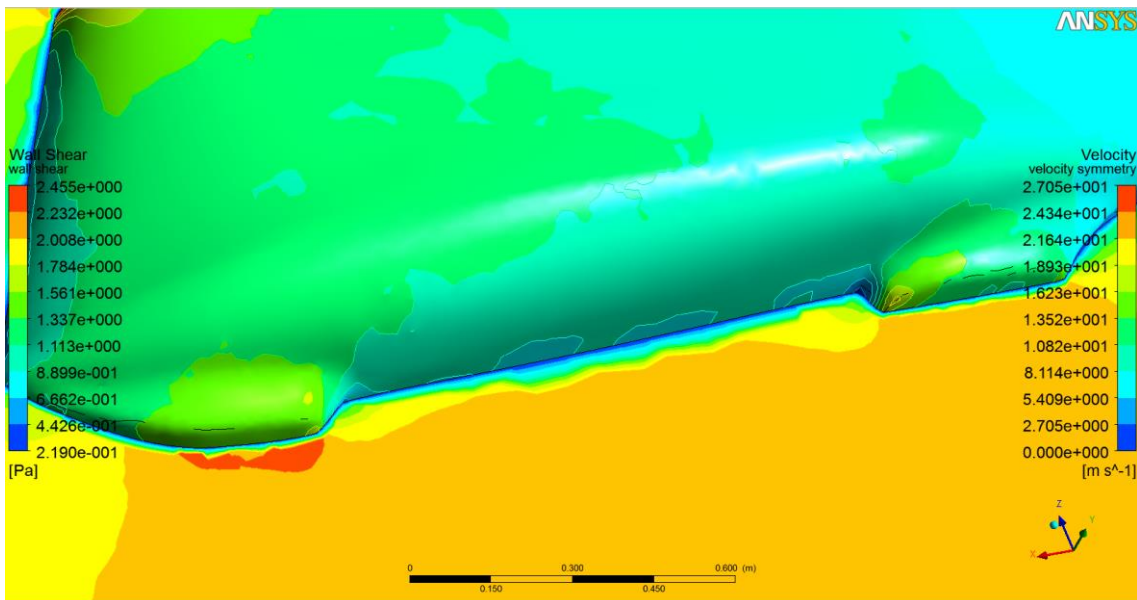


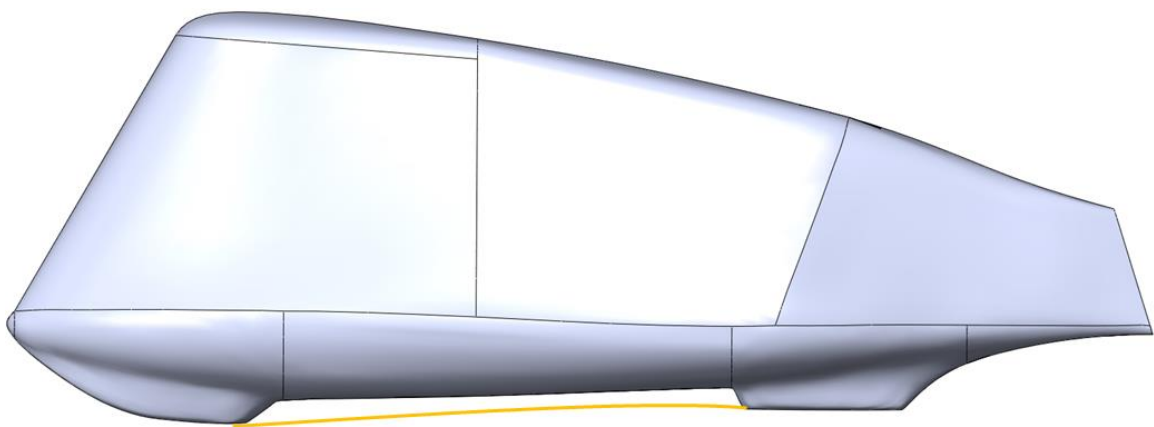
Figura 49 - Distribuição do perfil de velocidades nas zonas do patim dianteiro (esquerda) e do patim traseiro (direita).

#### 4.2.6 Proposta de alteração de geometria

Para o propósito especificado no tópico anterior, e seguindo a lógica definida no ponto 2.0 do esquema da Figura 41, a proposta sugerida para estudar a influência das irregularidades da fuselagem do SWIFT consiste na criação de uma superfície de transição entre o patim dianteiro e o revestimento que aloja parcialmente a roda de aterragem do SWIFT. Nesta secção é descrito o conceito e o processo de criação desta versão alterada da geometria e posteriormente, após análise preliminar em CFD, avaliados os resultados da comparação do estudo dos dois modelos.

##### 4.2.6.1 Definição geométrica da alteração

Na imagem seguinte está representada esquematicamente o perfil da alteração proposta descrito em 4.2.5:



**Figura 50 - Definição esquemática da alteração proposta: união do patim dianteiro e traseiro através de uma superfície única sem irregularidades geométricas.**

De forma a implementar esta alteração geométrica na fuselagem do SWIFT foi necessário partir do modelo original resultante da fotogrametria (criado como demonstrado no capítulo 3.5) e desenvolver localmente secções de controlo da superfície com base na curva guia tangente à curvatura das duas saliências em cada extremidade.

O processo de modelação da geometria proposta pode ser resumido em 4 passos principais, descritos de seguida da Figura 51 à Figura 54.

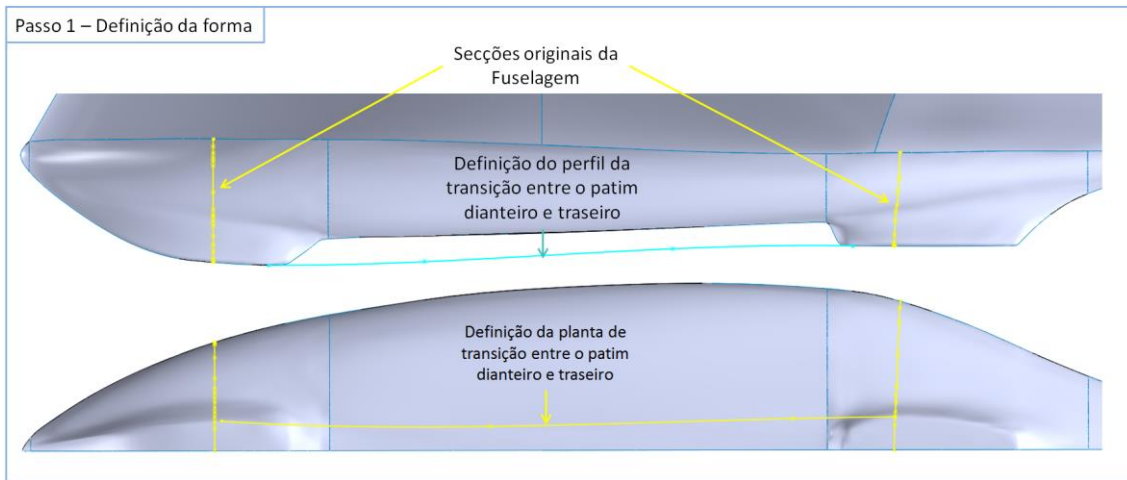


Figura 51 - Descrição do passo 1 da criação do modelo proposto: Definição da forma.

A criação da geometria começa por identificar a transição pretendida entre os limites da fuselagem original que se pretende alterar. Como se pode verificar pela Figura 51, foram criados dois contornos independentes que definem a forma da carenagem entre o patim dianteiro e traseiro: o contorno da carenagem em perfil e o contorno da carenagem em planta. Ambas as definições têm por base a tangencia da curvatura nas suas extremidades garantindo assim uma transição suave entre a antiga e a nova superfície.

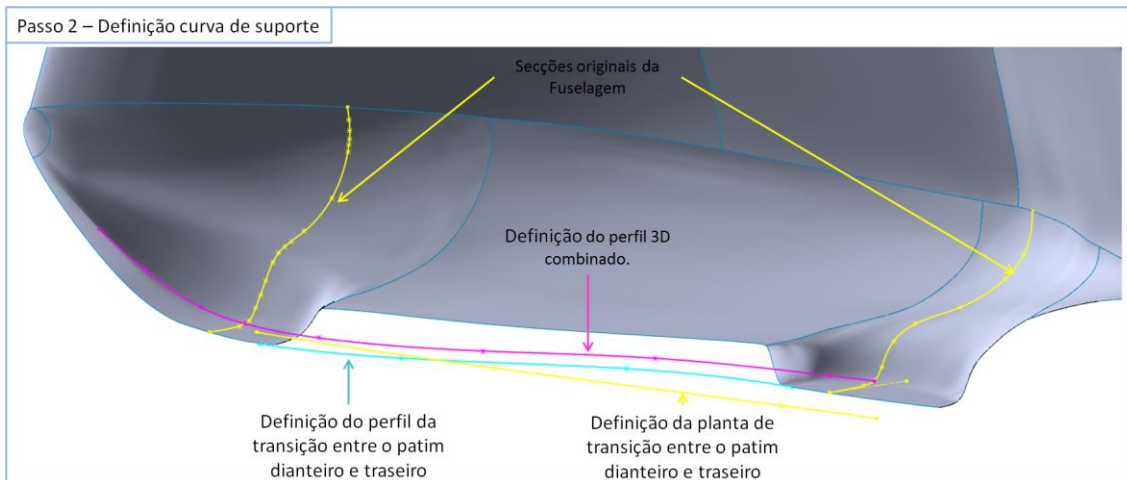
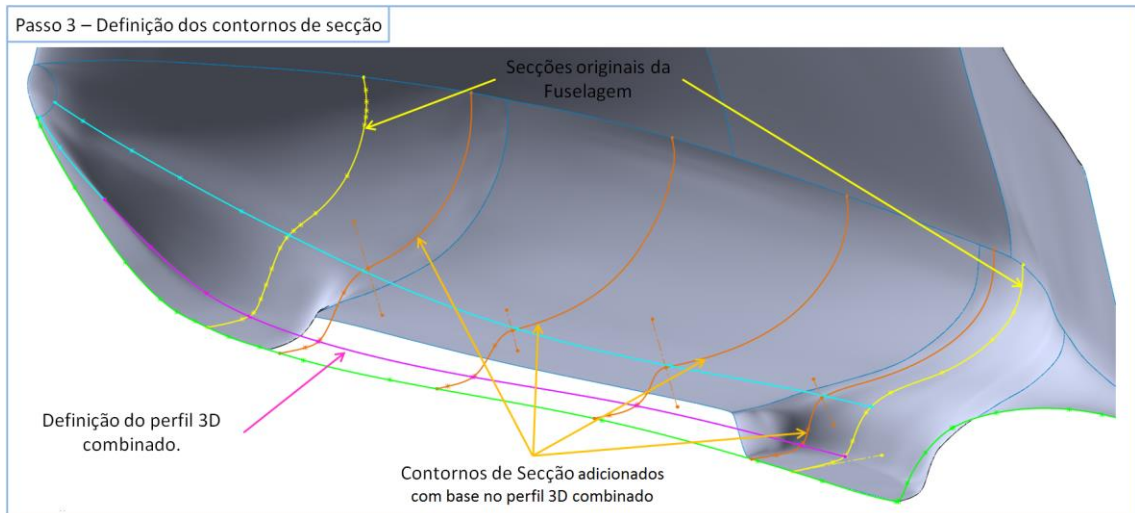


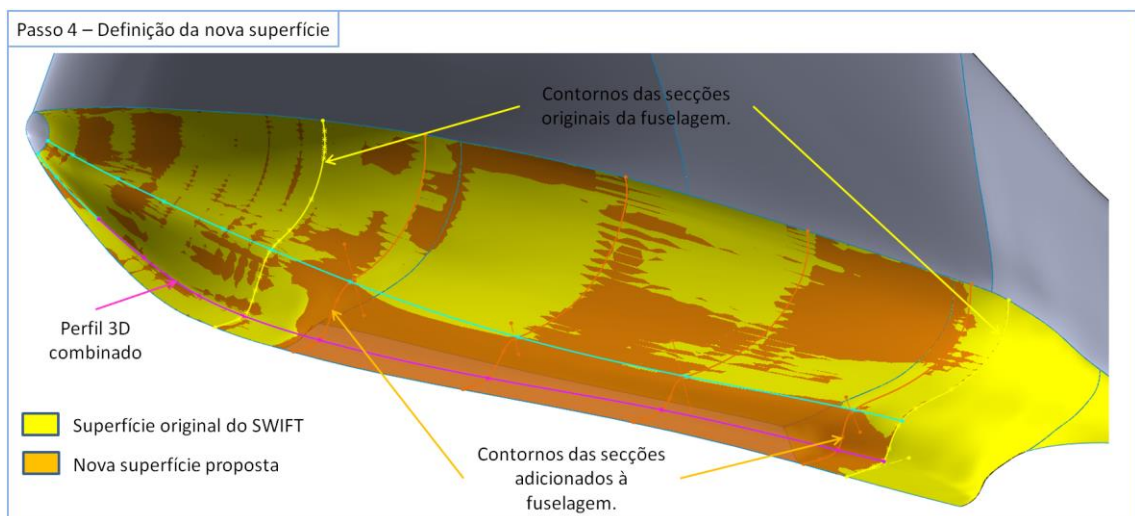
Figura 52 - Descrição do passo 2 da criação do modelo proposto: Definição da curva de suporte.

Para obter o contorno tridimensional real de controlo da nova superfície, os contornos descritos no passo 1 foram combinados gerando assim uma linha tridimensional (Perfil 3D combinado) que respeita as suas projecções ortogonais independentes.



**Figura 53 - Descrição do passo 3 da criação do modelo proposto: Definição dos contornos de seção.**

Com suporte no perfil 3D combinado (descrito no passo 2) foram criados contornos de seção adicionais (que podem ser vistos na Figura 53) que à semelhança do procedimento descrito na Figura 33 são usadas como suporte para a obtenção da superfície pretendida. Em acréscimo aos contornos de seção, foram ainda criadas algumas linhas guia para garantir coesão quer entre a parede de simetria e nova superfície (linha a verde na Figura 53), quer entre esta e a superfície original na zona de transição (linha a azul na Figura 53).



**Figura 54 - Descrição do passo 4 da criação do modelo proposto: Definição da nova superfície.**

Partindo da geometria de suporte descrita nos passos anteriores e a base já existente usada para gerar a superfície original, foi obtida a nova superfície proposta (a laranja na Figura 54). Como é possível verificar pela Figura 54, e como seria pretendido, a nova geometria da fuselagem difere apenas da superfície original na região entre os patins, sendo a restante definição geométrica mantida.

Na Figura 55 encontra-se uma visão geral da forma obtida com o processo descrito anteriormente.

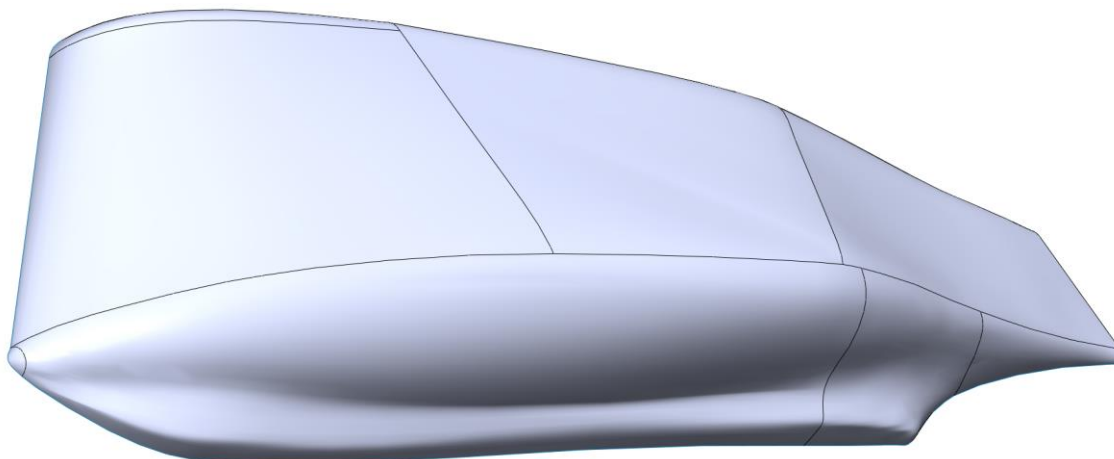


Figura 55 - Visão geral do resultado a alteração da geometria.

A geometria resultante desta alteração tem como consequência um aumento da área molhada da fuselagem (alteração resulta no acréscimo de aproximadamente  $490\text{cm}^2$  face à versão original), o que por si só poderia significar um aumento da resistência ao avanço, aumentando a área molhada e conseqüentemente a resistência ao avanço por fricção. Por outro lado, o aumento da suavidade aerodinâmica pode significar uma redução do arrasto de forma, o que pode efectivamente contribuir para uma diminuição da resistência ao avanço global da fuselagem como um todo.

Terminado o modelo alterado (como proposto em 4.2.5), este pode ser comparado com o modelo original da fuselagem. A Figura 56 apresenta lado a lado ambos os modelos, e na Tabela 7 são apresentados alguns dados relativos à geometria de cada um deles.

Tabela 7 - Comparação de áreas molhadas entre o modelo original e o modelo proposto.

Parâmetro	Modelo original	Modelo alterado
Área frontal	$0,461\text{ m}^2$	$0,461\text{ m}^2$
Área molhada	$5,522\text{ m}^2$	$5,571\text{ m}^2$
Volume fuselagem	$0,780\text{ m}^3$	$0,790\text{ m}^3$
Largura máxima	$0,719\text{ m}$	$0,719\text{ m}$
Comprimento máximo	$2,728\text{ m}$	$2,728\text{ m}$

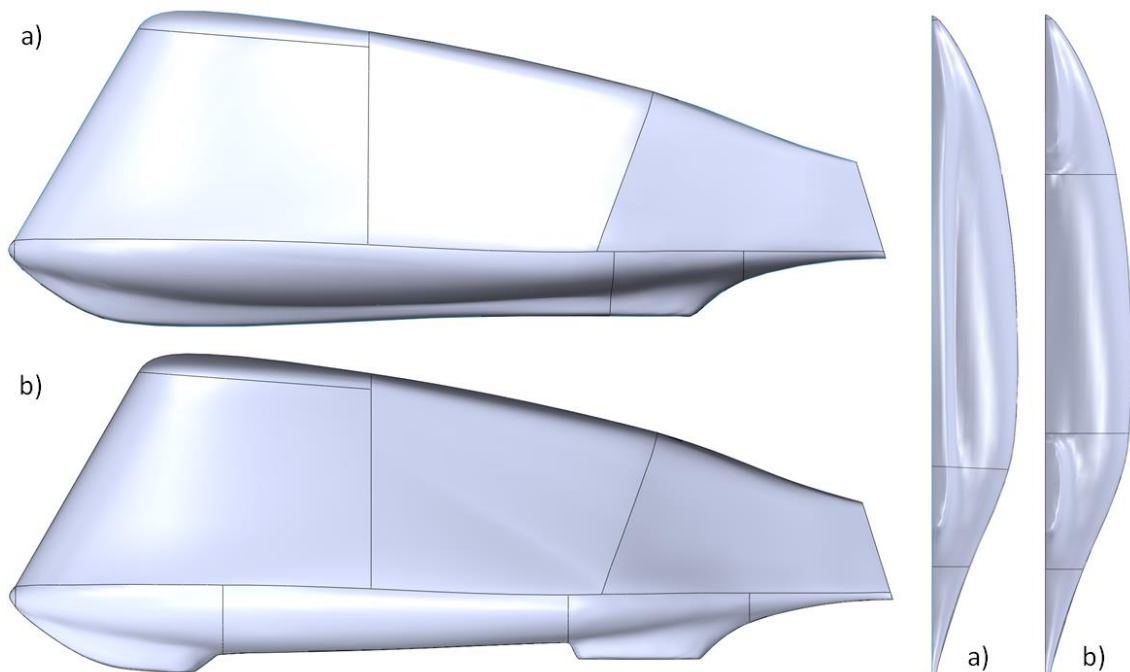


Figura 56 - Comparação entre o modelo da fuselagem proposta (a) com o modelo da fuselagem original (b).

#### 4.2.6.2 Avaliação da proposta de alteração

De forma a avaliar o impacto das alterações descritas em 4.2.6.1, a geometria criada foi submetida a uma análise CFD simplificada utilizando a mesma parametrização e processo descrita em 4.1.1 para a forma original da fuselagem.

Seguindo o mesmo critério, as condições físicas simuladas para o modelo original foram replicadas para este caso de estudo, alterando somente a geometria utilizada.

Tendo a nova geometria como *input*, uma nova malha foi gerada automaticamente em ANSYS baseada nos mesmos parâmetros definidos para o modelo original. O resumo dos parâmetros considerados e os detalhes do dimensionamento da malha são apresentados na tabela da Figura 57 (à esquerda).

Como pode ser comprovado pela Figura 57, todos os parâmetros de controlo da malha são mantidos face à configuração definida para o modelo original, resultando assim numa malha globalmente semelhante (de notar a semelhança no número total de nós e de pontos). A similaridade entre ambos os modelos é importante para garantir que possíveis diferenças nos resultados são consequência unicamente na alteração geométrica descrita em 4.2.6.1.

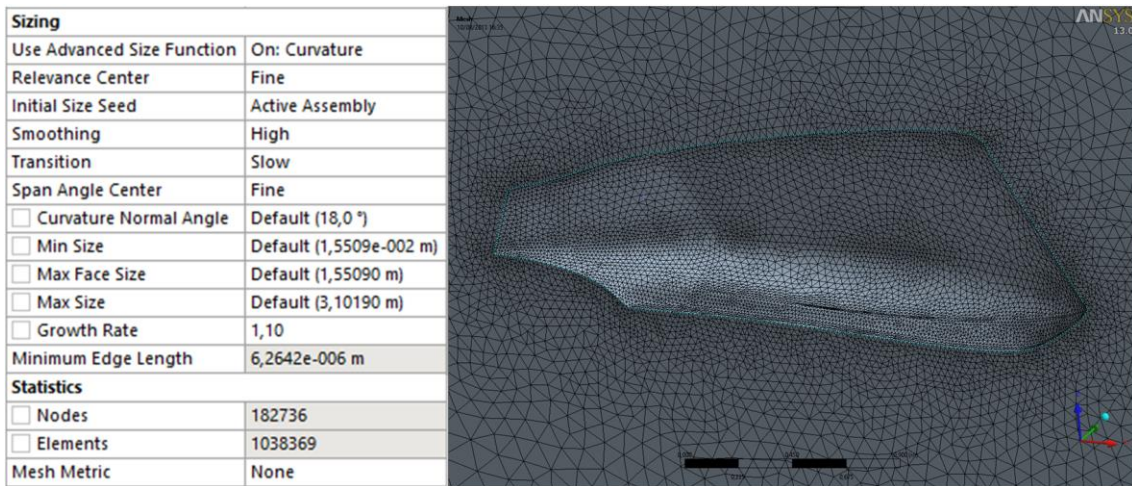


Figura 57 - Malha gerada em ANSYS ICEM CFD para o modelo alterado e respectivos critérios de dimensionamento (esquerda). [24]

Como referido anteriormente, toda a parametrização do modelo alterado é trazida da definição utilizada para o modelo original tomando partido da capacidade de duplicação de casos de estudo do ANSYS *WorkBench*. Desta forma, o caso de estudo foi definido como descrito em 4.1.1, as condições de fronteiras de acordo 4.2.2 e o modelo de turbulência  $k - \epsilon$  foi usado, de acordo com 4.2.3. Nenhum parâmetro relativo à análise CFD foi alterado entre os dois modelos, original e alterado.

Da mesma forma, a simulação foi definida como um caso de escoamento *Pressure-Based*, estacionário. Os valores de referência foram calculados com base na condição de fronteira de *velocity inlet* e caso de estudo e foram utilizadas equações de discretização espacial de primeira ordem para  $\epsilon$ ,  $k$  e momento.

Para a monitorização da solução foram considerados os resíduos de momento, velocidade,  $k$  e  $\epsilon$  e os critérios foram definidos à semelhança do caso de estudo da versão original em  $10 \times 10^{-3}$ .

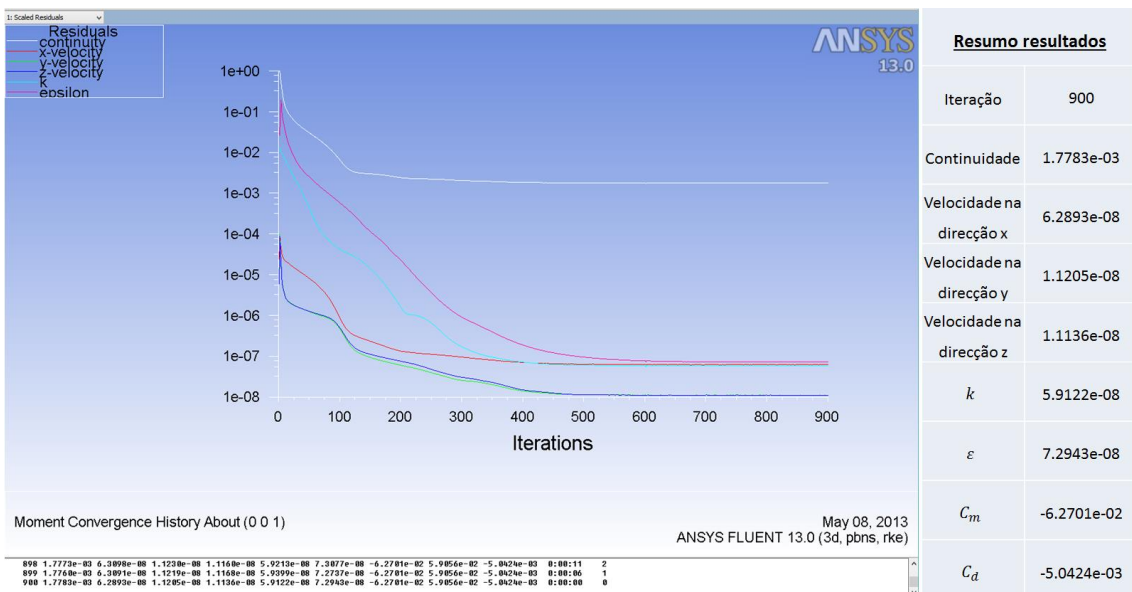


Figura 58 - Gráfico de convergência dos resíduos do modelo alterado e principais resultados obtidos.

Na Figura 58 é apresentado o resultado das iterações da solução do escoamento em torno da fuselagem para o modelo com a alteração geométrica definida anteriormente, juntamente com o valor dos resíduos e dos coeficientes de resistência ao avanço e momento obtidos.

Podemos observar com o gráfico da Figura 58 a evolução da convergência da solução ao longo das 900 iterações. Como anteriormente, todos os resíduos convergem para valores abaixo de  $1.0 \times 10^{-6}$  com exceção da continuidade ( $1.78 \times 10^{-3}$ ). Com estes resultados é então possível analisar e comparar o comportamento do escoamento em torno deste modelo e interpretar qualitativamente a influência da alteração proposta na eficiência aerodinâmica da fuselagem do SWIFT. Na Figura 59 pode ser observada a distribuição geral de pressão estática em torno da fuselagem alterada e da parede de simetria da simulação.

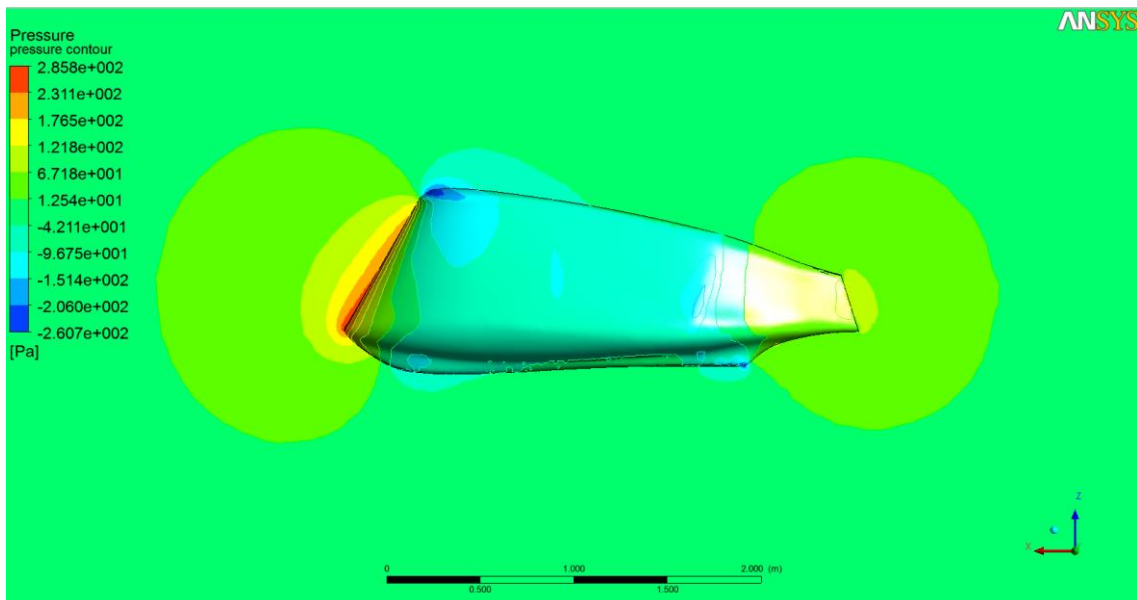


Figura 59 - contornos de pressão na fuselagem do SWIFT e na parede de simetria.

Como pode ser analisado na Figura 59, o comportamento geral do escoamento em torno da fuselagem modificada é comparável ao mostrado na Figura 47 para o modelo original. De facto, avaliando a Figura 59 podemos observar que toda a distribuição de pressão é idêntica à obtida no modelo original para todas as regiões da fuselagem com exceção da zona especificamente alterada no modelo proposto, onde se verifica uma distribuição de pressão mais uniforme.

Olhando em detalhe para a região alterada (na Figura 60), torna-se evidente a influência das alterações descritas anteriormente no comportamento do escoamento em torno da parte inferior da fuselagem, conferindo ao corpo uma suavidade aerodinâmica melhorada.

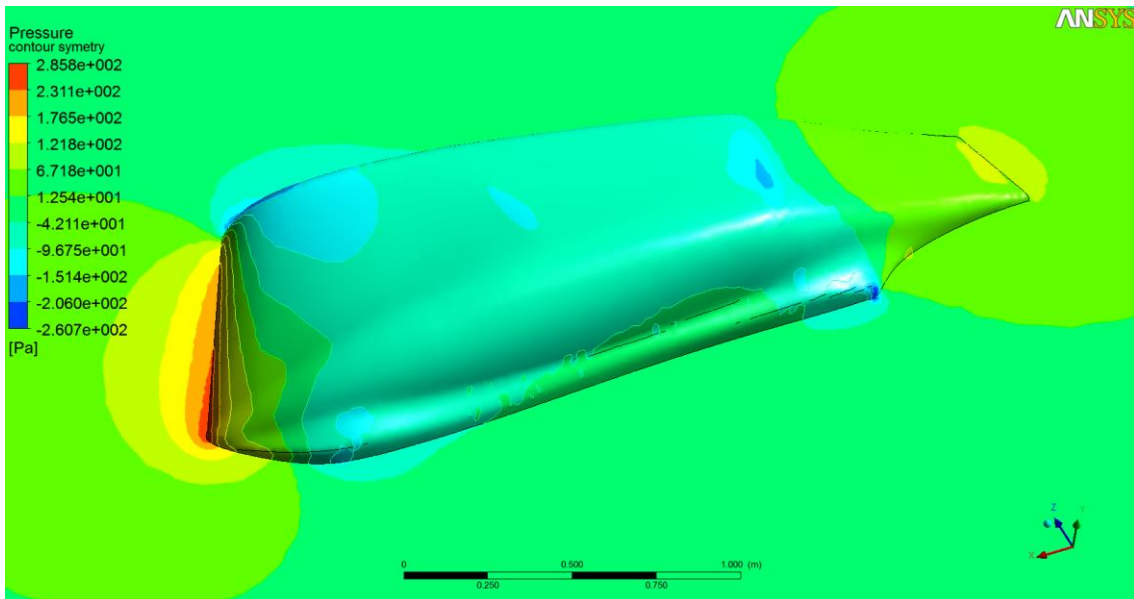


Figura 60 - Contornos de pressão na parede do SWIFT e na parede de simetria (detalhe da zona alterada geometricamente).

Todas as perturbações ao escoamento e gradientes de pressão presentes na Figura 48 não são agora verificadas nesta configuração, o que pode evidenciar possíveis melhorias do desempenho global da fuselagem com a alteração proposta.

Na Figura 61 e Figura 62 são ainda apresentadas as distribuições de pressão (na parede da fuselagem) e contornos de velocidade (na parede de simetria) para ambos os modelos preliminares estudados, onde se pode verificar as diferenças de comportamento descritas anteriormente em paralelo nos dois modelos, para a região do patim dianteiro (Figura 61) e para a região do patim traseiro (Figura 62).

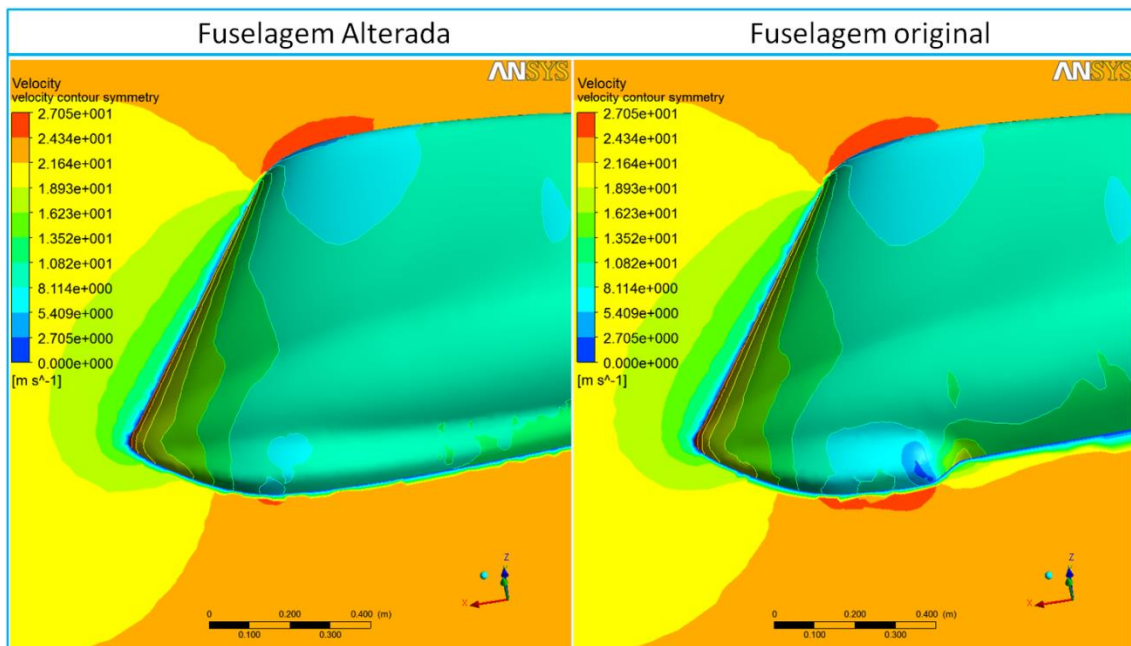


Figura 61 - Comparação entre fuselagem original e fuselagem alterada. (detalhe patim dianteiro)

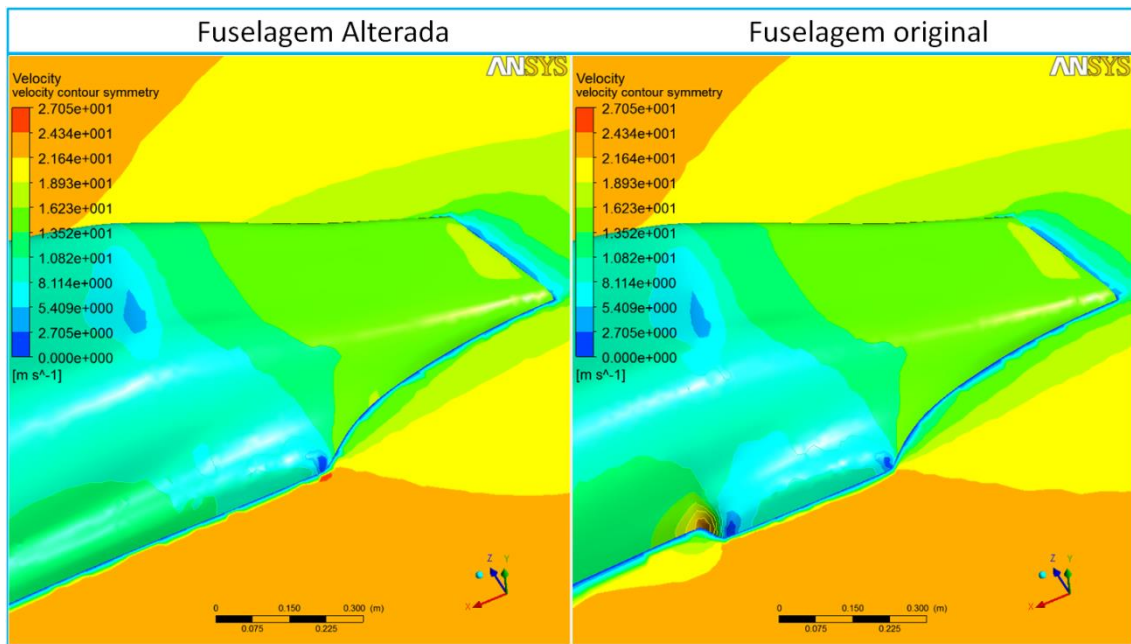


Figura 62 - Comparação entre fuselagem original e fuselagem alterada. (detalhe patim traseiro)

Com base nas figuras anteriores e na análise feita ao modelo alterado, pode verificar-se, como descrito anteriormente, que o comportamento global do escoamento em torno da fuselagem é mantido entre os dois modelos com excepção da região dos patins onde a forma foi alterada. Ainda, verifica-se que a irregularidade geométrica presente no modelo original influencia significativamente o escoamento em torno desta região e que o modelo proposto, por outro lado, confere um escoamento mais uniforme na mesma zona. Em acréscimo, analisando os valores calculados durante a análise CFD em ambos os casos, é possível verificar uma redução relevante do valor do coeficiente de resistência ao avanço, o que indicia um possível melhoramento de desempenho aerodinâmico da fuselagem na sua versão alterada.

Tabela 8 - Comparação dos resultados obtidos das análises CFD de entre o modelo original e modelo composto preliminares.

Resumo dos resultados da comparação dos modelos preliminares:		
	Modelo original	Modelo alterado
Nº de Iterações	900	900
Continuidade	$2.1171 \times 10^{-3}$	$1.7783 \times 10^{-3}$
Velocidade na direcção x	$6.2290 \times 10^{-8}$	$6.2893 \times 10^{-8}$
Velocidade na direcção y	$1.1216 \times 10^{-8}$	$1.1205 \times 10^{-8}$
Velocidade na direcção z	$1.1182 \times 10^{-8}$	$1.1136 \times 10^{-8}$
$k$	$5.9089 \times 10^{-8}$	$5.9122 \times 10^{-8}$
$\varepsilon$	$7.2470 \times 10^{-8}$	$7.2943 \times 10^{-8}$
$c_m$	$6.2963 \times 10^{-2}$	$6.2701 \times 10^{-2}$
$c_d$	$6.0445 \times 10^{-3}$	$5.0424 \times 10^{-3}$

Apesar de preliminares, as análises anteriores permitem indicar uma possível melhoria no comportamento aerodinâmico da fuselagem do SWIFT com as alterações geométricas sugeridas em 4.2.6.1, unindo o patim dianteiro e o patim traseiro usando uma superfície combinada que anula a agressividade geométrica presente no modelo original. De forma a interpretar, validar e quantificar a o impacto resultante da nova geometria foram desenvolvidos modelos detalhados para as malhas das versões original e alterada bem como detalhadas e melhoradas as parametrização das simulações aos quais estes são submetidos. Na secção 4.3 é descrito o processo de desenvolvimento de cada um destes modelos detalhados bem como a análise e comparação dos resultados obtidos com as simulações CFD definidas.

### 4.3 Estudo do modelo Detalhado

De forma a avaliar em detalhe as conclusões preliminares sugeridas na secção anterior, e com o objectivo de aumentar a precisão dos resultados apresentados em 4.2, todos os passos necessários à definição da análise CFD devem ser devidamente revistos e melhorados. Posto isto, devem ser reavaliados os critérios de convergência das soluções, as propriedades das condições de simulação e o rigor matemático das equações utilizadas na resolução das propriedades do escoamento. Da mesma forma, o modelo da malha utilizado deve conter detalhe necessário para representar de maneira precisa todas as zonas particulares do escoamento em torno da geometria como a camada limite, a esteira ou zonas de recirculação. Ainda, a malha utilizada deve ser estruturada e permitir uma manipulação flexível das várias zonas que a constituem de forma independente.

Tem em conta este objectivo, foi considerado como ferramenta para o desenvolvimento desta malha o *software* PointWise, tipicamente utilizado para aplicações em CFD e caracterizado por disponibilizar várias ferramentas que tornam o processo de criação de malha menos dispendioso. [11]

Com base nestas considerações, foi estabelecido um novo procedimento de análise CFD específico para os modelos detalhados que pode ser observado na Figura 63.

Partindo da mesma geometria CAD de base, contendo o referencial da simulação e a definição do volume de controlo considerado (ponto *a*), o modelo foi submetido a um teste adicional para avaliar e garantir a qualidade coesão das superfícies a serem importadas para CFD usando o *software* CATIA V5 (ponto *b*). O modelo é posteriormente convertido para um formato genérico IGES e importado para PointWise onde todas as definições da malha (incluindo condições de fronteira) são implementadas.

Após terminada a construção da malha em PointWise, esta é exportada para o ANSYS *Workbench* onde as condições de simulação CFD são identificadas e definidas em FLUENT (ponto *d*) e seguidamente avaliadas (ponto *e*).

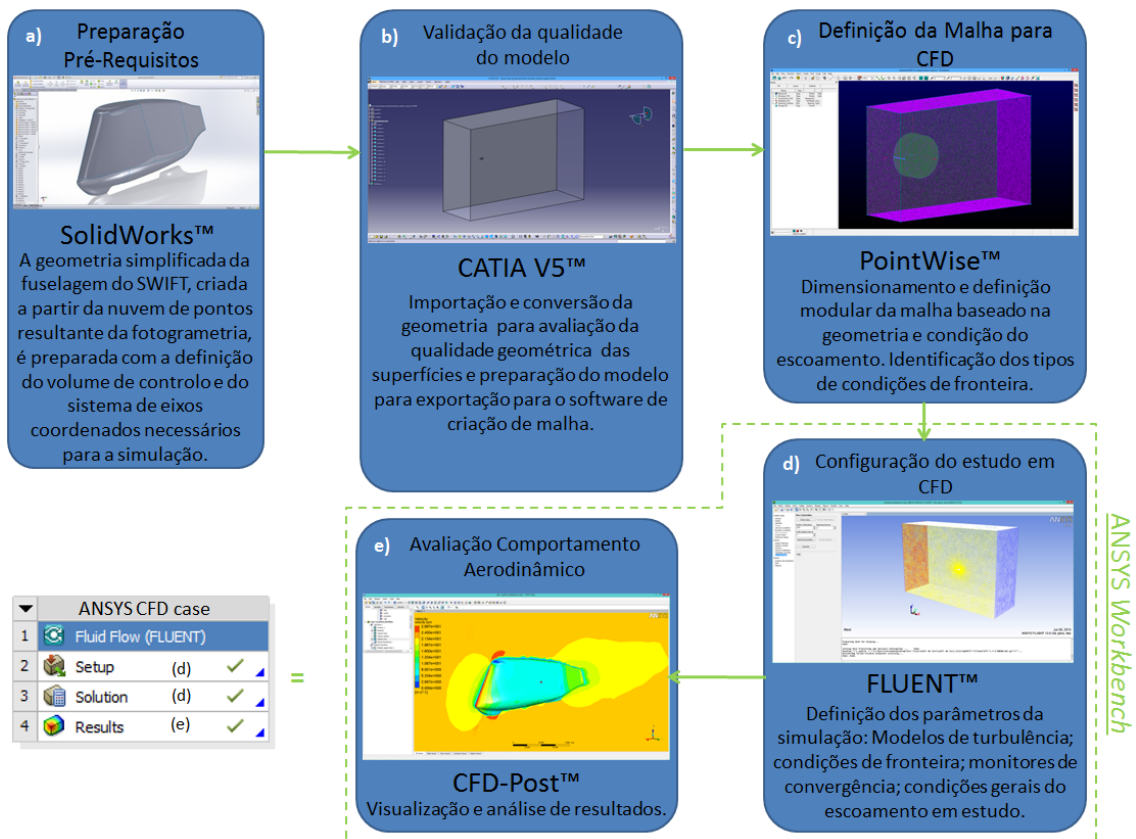


Figura 63 - Descrição do processo de definição do caso de estudo CFD para os modelos detalhados do SWIFT em ANSYS 13.

Como descrito anteriormente, para além da definição da malha, as condições e parâmetros de modelação do escoamento devem ser otimizados para a implementação CFD dos modelos detalhados. Baseado nos resultados dos modelos preliminares foram tomadas algumas considerações com a finalidade de aumentar a precisão e níveis de convergência das análises a realizar:

1. Os Parâmetros de modelação de turbulência das condições de fronteira foram ajustados para melhorar o nível de convergência da solução.
2. A Definição de critérios de convergência foi elevada a valores mais exigentes com o conseqüente aumento do número de iterações.
3. A Precisão matemática das simulações foi aumentada (utilizadas *second order upwind* como método de discretização espacial para o momento,  $k$  e  $\epsilon$ ).
4. As definições das condições de fronteira foram revistas de forma a melhor se ajustarem ao tipo de escoamento em estudo.
5. Os valores de referências da simulação foram ajustados com valores mais precisos das condições da simulação.

Contudo, de forma a manter a compatibilidade e conservar os mesmos critérios de análise entre os modelos anteriormente descritos (secção 4.1.1) e os modelos detalhados, todas as considerações relativas ao caso de estudo foram mantidas. Assim, da mesma forma que descrito no capítulo 4.1.1, este caso de estudo foi definido considerando uma condição típica de voo do SWIFT com velocidade de voo de aproximadamente  $80 \text{ km/h}$  a uma temperatura padrão de  $15^\circ \text{C}$  resultando num número de Reynolds de aproximadamente  $4.05 \times 10^6$ . Da mesma forma, todas as considerações de simplificação da geometria foram transferidas para os novos modelos, mantendo a coerência da aproximação CFD e simplificando a interpretação dos resultados obtidos. Contrariamente ao estudo anterior, esta análise tem como objectivo um estudo comparativo mas quantitativo e que permita identificar o impacto das alterações referidas em 4.2.6 no comportamento aerodinâmico da fuselagem do SWIFT.

### 4.3.1 Condições de fronteira

Como regra geral, as considerações tomadas no capítulo 4.2.2 para os modelos preliminares relativamente às condições de fronteira foram mantidas para os modelos detalhados com algumas excepções:

Todos os elementos da malha em contacto com o plano de simetria da simulação foram definidos como condição de fronteira do tipo *Symmetry*.

A face do volume de controlo (perpendicular à direcção do escoamento) a montante do SWIFT foi definida como *Velocity Inlet*, considerando uma velocidade constante na direcção negativa do eixo  $Ox$  de  $22 \text{ m/s}$  representando a condição de voo descrita em 4.1. Para os modelos detalhados, contudo, um diferente método de especificação de turbulência foi usado: a turbulência nesta condição de fronteira foi definida com base na intensidade e escalas de comprimentos da turbulência, sendo a intensidade definida em 1% e escala de comprimento em  $1 \text{ m}$ . Esta consideração pretende descrever de melhor forma as condições de modelação da turbulência face aos modelos anteriores tendo em consideração a tipo de escoamento associado a voos de planadores, onde tipicamente existem baixas taxas intensidade de turbulência. [44]

A face do volume de controlo (perpendicular à direcção do escoamento) a jusante do SWIFT foi definida como *pressure outlet* com uma pressão estática definida em  $0 \text{ Pa}$  em relação a pressão de operação. Da mesma forma, os parâmetros da turbulência foram definidos com base na intensidade e escalas de comprimentos da turbulência, sendo a intensidade definida em 1% e escala de comprimento em  $1 \text{ m}$ .

Como anteriormente, a parede da fuselagem do SWIFT foi definida como *Wall* numa condição de não escorregamento (estacionária em relação ao escoamento) e com rugosidade desprezível ( $0 \text{ mm}$  de rugosidade superficial).

Para as paredes externas do volume de controlo (parede superior, inferior e opostas a fuselagem do SWIFT) foram adoptadas diferentes condições de fronteira face aos modelos apresentados em 4.2.2. De forma a procurar uma melhor representação das condições físicas

destas paredes virtuais, foram definidas condições de *Velocity Inlet*, idêntica às consideradas para a parede perpendicular ao escoamento a montante do SWIFT com uma velocidade constante na direcção negativa do eixo  $Ox$  de  $22m/s$ . Esta definição tem o intuito de aumentar os níveis de convergência da simulação, aproximando as condições desta fronteira às condições física reais do escoamento. Isto é valido uma vez que a velocidade do escoamento tem uma direcção tangencial a estas faces do volume de controlo, representado o movimento do fluido não perturbado presente a esta distância do corpo. A Figura 64 resume estas condições de fronteira.

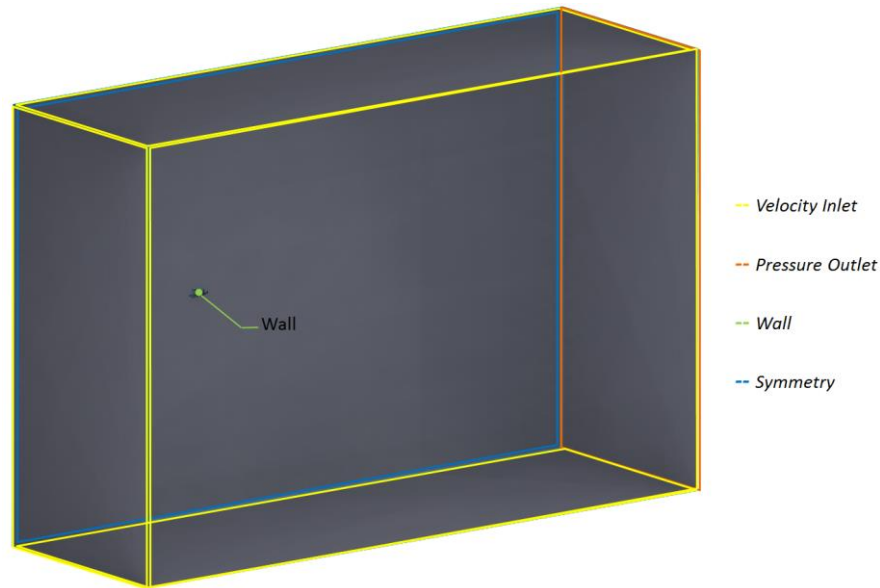


Figura 64 - Resumo das considerações de condições de fronteira aplicadas às simulações dos modelos detalhados.

#### 4.3.2 Modelo de turbulência

Para as simulações dos modelos detalhados foi considerado o mesmo modelo de turbulência definido em 4.2.3: O modelo RNG  $k - \epsilon$  *Realizable* com funções de parede padrão. Como descrito anteriormente, a robustez, simplicidade e “economia” deste modelo torna-o um dos mais utilizados em aplicações de engenharia para escoamentos externos onde a componente laminar possa ser desprezável. Isto é aplicável, uma vez que se assume que a componente laminar do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT é desprezável e que se pode considerar que toda a fuselagem está sobre escoamento turbulento.[24] De facto, mesmo se tratando da fuselagem de um planador, a percentagem de escoamento laminar na fuselagem não é normalmente significativa principalmente em fuselagens irregulares como a do SWIFT. [6]

#### 4.3.3 Definição da Malha CFD

De forma a validar a influência das alterações propostas na secção 4.2.6, os resultados preliminares descritos na secção 4.2.5, e aumentar a precisão dos resultados obtidos, foram criadas duas malhas detalhadas, uma para cada um dos modelos descritos

anteriormente. As malhas foram desenvolvidas usando PointWise, um *software* dedicado à criação de malhas para mecânica de fluidos computacional.

#### 4.3.3.1 Filosofia de modelamento e objectivos da malha

De forma a obter resultados adequados, a malha deve ser definida de forma coerente com os objectivos específicos da análise, ou seja, esta deve ter em consideração o tipo de resultados pretendidos e a precisão que se espera dos mesmos.

Para as análises pretendidas, a malha deve ser, portanto, construída de forma a permitir representar correctamente o comportamento do fluido em torno do corpo, ser geometricamente adaptativa para compreender dois corpos ligeiramente diferentes com a mesma filosofia e permitir uma análise comparativa entre ambos. De forma a controlar independentemente as várias zonas do escoamento e racionar a distribuição de elementos, a malha foi estruturada em cinco blocos principais: malha de superfície; malha de camada limite; malha de bordo de fuga; malha de volume interno e malha de volume externo. A definição de cada uma destes blocos é descrita independentemente nas secções seguintes.

#### 4.3.3.2 Malha de superfície

De forma a controlar devidamente a malha nas distintas zonas da fuselagem do SWIFT, a superfície do modelo deve ser dividida em várias partes para permitir um controlo detalhado sobre a malha em zonas específicas. Devem ser subdivididas as zonas de bordo de ataque, de bordo de fuga e zonas com irregularidades na forma da fuselagem como os patins dianteiro e traseiro onde o detalhe da malha possa influenciar particularmente a correcta interpretação do escoamento. De forma a apropriar a malha às variações do escoamento, a sua distribuição de tamanho de elementos dentro de cada zona deve ser também dependente da própria curvatura do modelo.

Para facilitar a criação da malha de superfície e consequentemente malha de volume interno, tendo em consideração o nível de detalhe que se pretende atingir com os resultados, foram considerados elementos não estruturados (elementos triangulares) para a malha de superfície. Criada de forma cuidada, como descrito em 2.2.2.2, este tipo de malha permite resultados com um compromisso entre custo de computação e precisão cada vez mais satisfatórios à custa de algum tempo de preparação da malha.

Seguindo estes princípios, foi criada uma malha de superfície usando como suporte a geometria do SWIFT juntamente com alguns contornos previamente definidos para as divisões pretendidas.

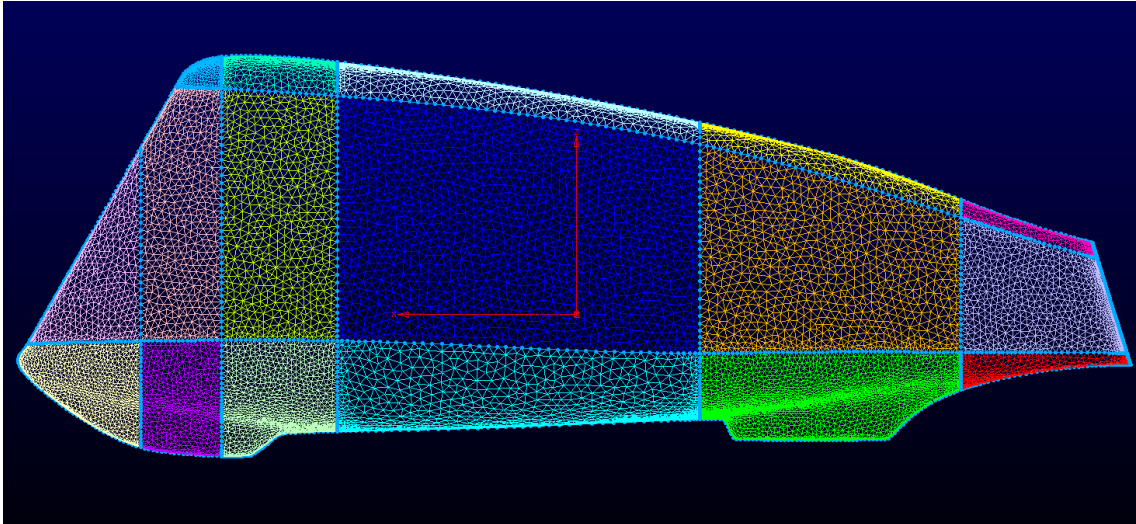


Figura 65 - Malha de superfície gerada em PointWise. (zona de malha independente identificadas a cores diferentes)

A malha, apresentada na Figura 65, foi criada através de um critério de curvatura, com um ângulo máximo de desvio face à geometria de  $15^\circ$  e com distâncias entre nós que variam entre os  $0.5\text{ mm}$  e os  $4\text{ cm}$ . O número de elementos nas áreas apresentadas na Figura 65 foram definidos em função da complexidade geométrica do SWIFT para cada zona. As regiões do patim dianteiro e traseiro foram particularmente detalhadas pois não só representam geometrias complexas como também são um dos principais pontos de estudo da análise proposta.

Para a zona específica do bordo de fuga de fuselagem, foi utilizado um tipo especial de malha triangular organizada designada em PointWise por *T-REX mesh*. Este tipo de malha permite uma distribuição controlada de elementos irregulares a partir de uma fronteira. Esta malha é particularmente apropriada para zonas de bordos de ataque ou bordos de fuga e mostrou-se particularmente eficaz para lidar com zonas geometricamente complexas da geometria e também para a criação da malha de volume nessas zonas. [11]

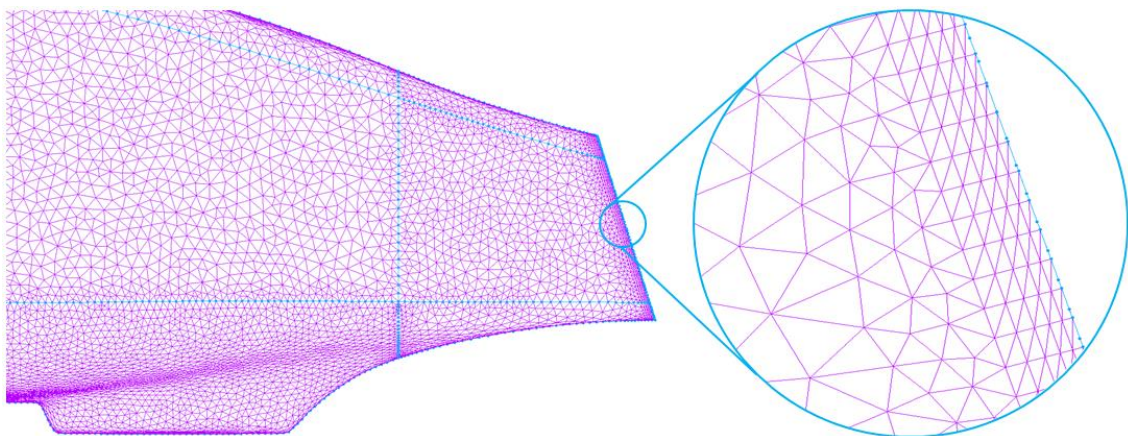


Figura 66 - Malha T-REX aplicada no bordo de fuga da fuselagem.

#### 4.3.3.3 Malha de volume da camada limite

De forma a resolver com precisão o escoamento na zona de camada limite, uma malha de volume constituída de elementos tetraédricos foi utilizada em todo o contorno da fuselagem. A sua altura e número de camadas devem ser adequados à dimensão da camada limite para o corpo nas condições simuladas.

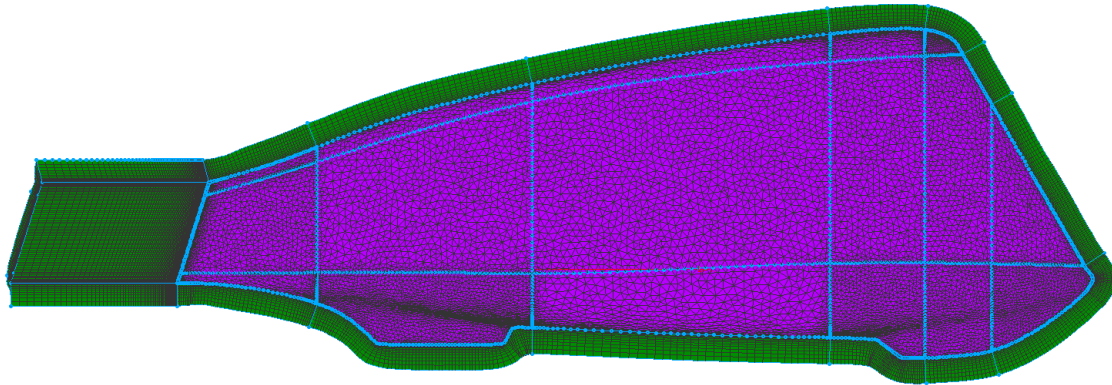


Figura 67 - Malha de volume de camada limite resultado da extrusão da malha de superfície.

A malha de volume da camada limite, foi obtida através de uma extrusão algébrica da malha de superfícies com um passo inicial de  $2\text{mm}$  e um crescimento de  $20\%$  por camada até um total de 13 camadas (aproximadamente  $7\text{cm}$ ). O tamanho preliminar definido para a altura da camada limite tem por base garantir um mínimo de 5 camadas tipicamente utilizado para conferir definição necessária à interpretação dos elevados gradientes de velocidade desta zona.[44]

O volume resultante completa um total de 133263 pontos (10251 pontos por camada por 13 camadas).

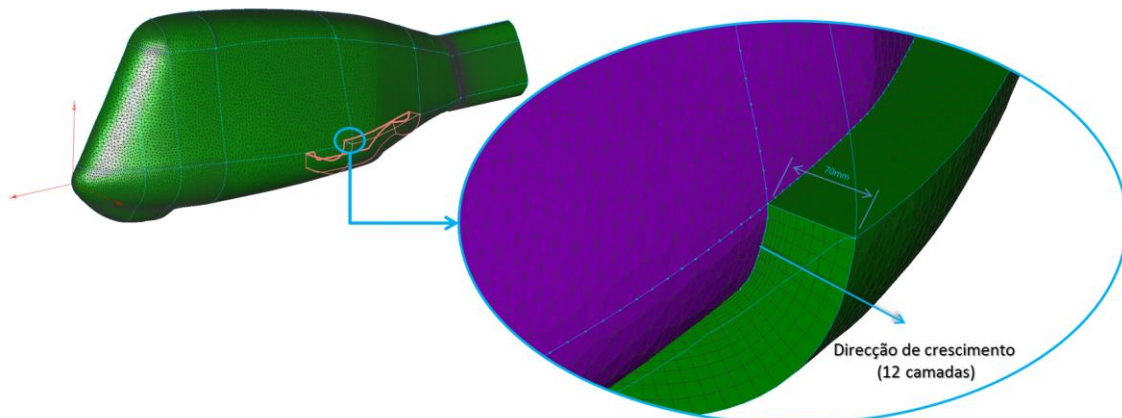


Figura 68 - Definição da extrusão utilizada para gerar a malha de volume de camada limite.

Este tipo de malha deve permitir uma boa resolução dos parâmetros do escoamento na zona da cama limite, e a sua definição (número de pontos e altura máxima) devem ser avaliados e redimensionados em função dos níveis de convergência obtidos.

#### 4.3.3.4 Malha de volume do bordo de fuga

Para a região do bordo de fuga foi implementada uma malha semelhante à malha de camada limite com um desenvolvimento longitudinal, aumento desta forma a definição da malha numa zona complexa e crítica do escoamento.

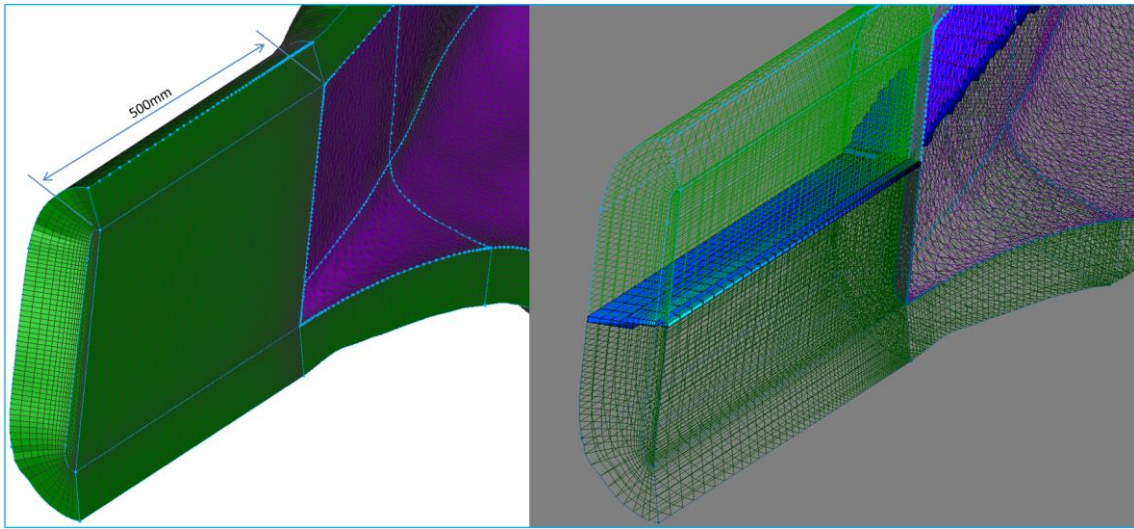


Figura 69 - Definição da malha de volume do bordo de fuga.

Tomando partido do resultado obtido com a extrusão da malha de superfície, a malha de volume do bordo de fuga foi obtida por uma extrusão semiestruturada dos elementos das faces da extrusão da malha de camada limite.

A extrusão utilizada tem uma extensão de 500mm na direcção do escoamento, tem um passo inicial de 2mm e chegando a um máximo de 25mm na extremidade da extrusão. O volume criado totaliza um total de 80210 pontos.

#### 4.3.3.5 Malha de volume

Como forma de otimizar o número de elementos no volume de controlo afastado do corpo, foi criada uma subdivisão desse volume. Esta subdivisão permite um controlo individualizado dos elementos imediatamente a seguir à camada limite e restante volume de controlo. Da mesma forma que para a malha gerada em ANSYS 13, o volume de controlo foi definido em função da corda da fuselagem do SWIFT. O dimensionamento da malha de volume interno foi definido de acordo com a Figura 70.

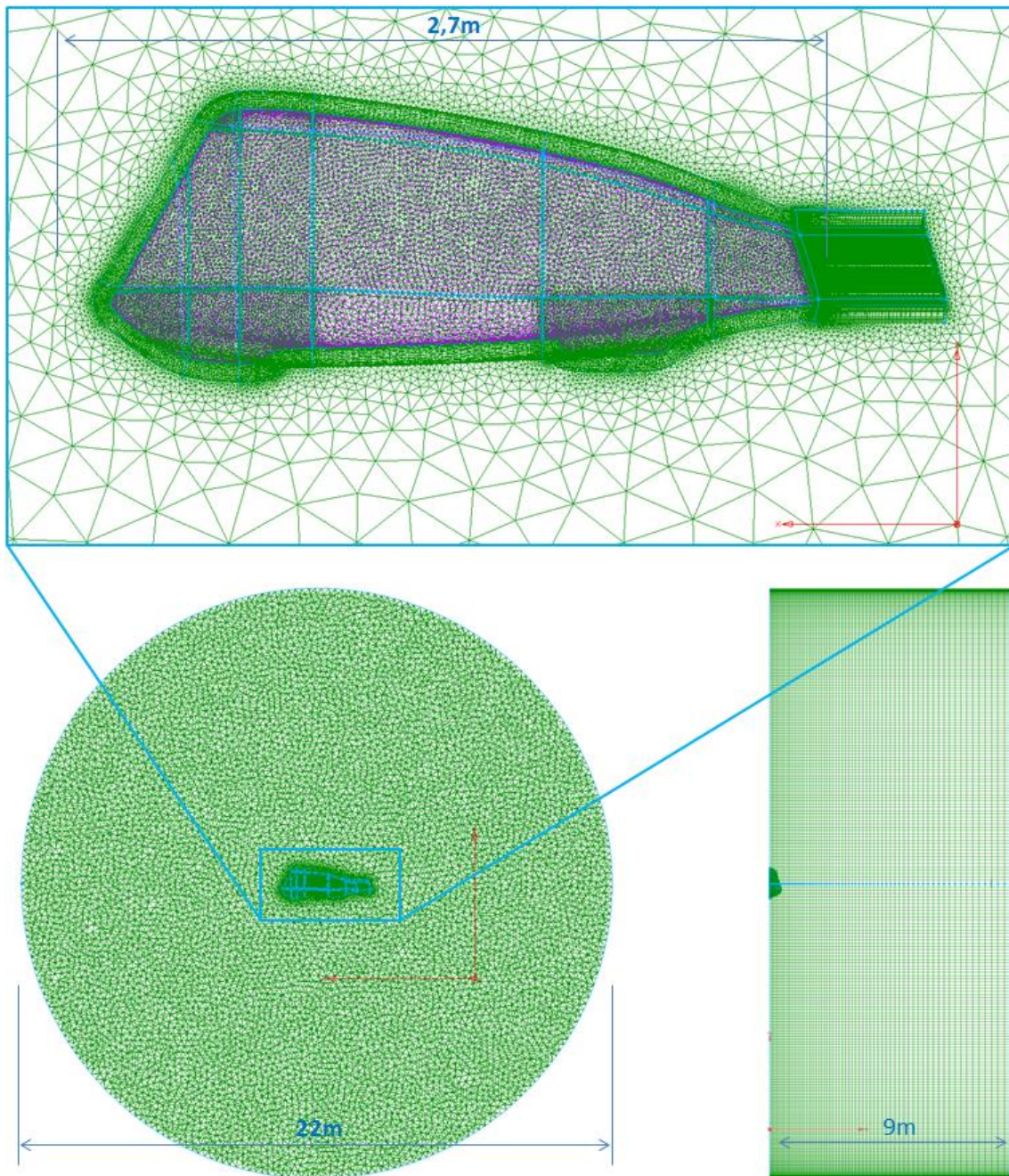


Figura 70 - Organização da malha de volume em torno da fuselagem do SWIFT

Partindo do exterior da malha de cama limite, foi desenvolvida um malha triangular na parede de simetria da simulação, fazendo a transição da malha de camada limite com  $2\text{mm}$  de distância entre pontos para uma malha de dimensão constante de aproximadamente  $250\text{mm}$  até uma distância radial de  $11\text{m}$  do corpo do SWIFT. Posteriormente, essa malha foi extrudida para o interior do volume de controlo com um passo inicial de  $50\text{mm}$  chegando a  $250\text{mm}$  de distância entre pontos quando se encontra a  $9\text{m}$  da parede de simetria.

Esta definição representa uma área circundante ao corpo em estudo com aproximadamente  $3421.2\text{m}^2$  e cerca de 296700 pontos. Para o restante volume de controlo, foram definidas malhas de superfície triangulares nas paredes do volume definido para a

simulação (paralelepípedo com  $27m \times 55m \times 85m$ ) e a malha da parede de simetria foi expandida partindo deste sub-volume até aos limites das restantes faces do paralelepípedo do volume de controlo. As malhas definidas para este volume têm dimensões máximas de  $1m$  entre pontos (nas arestas do paralelepípedo do volume de controlo) e uma média de aproximadamente  $500mm$  nas restantes zonas.

O volume foi posteriormente preenchido com elementos tetraédricos criados com base na malha das superfícies circundantes. A malha de volume externo e as suas dimensões gerais está demonstrada na Figura 71.

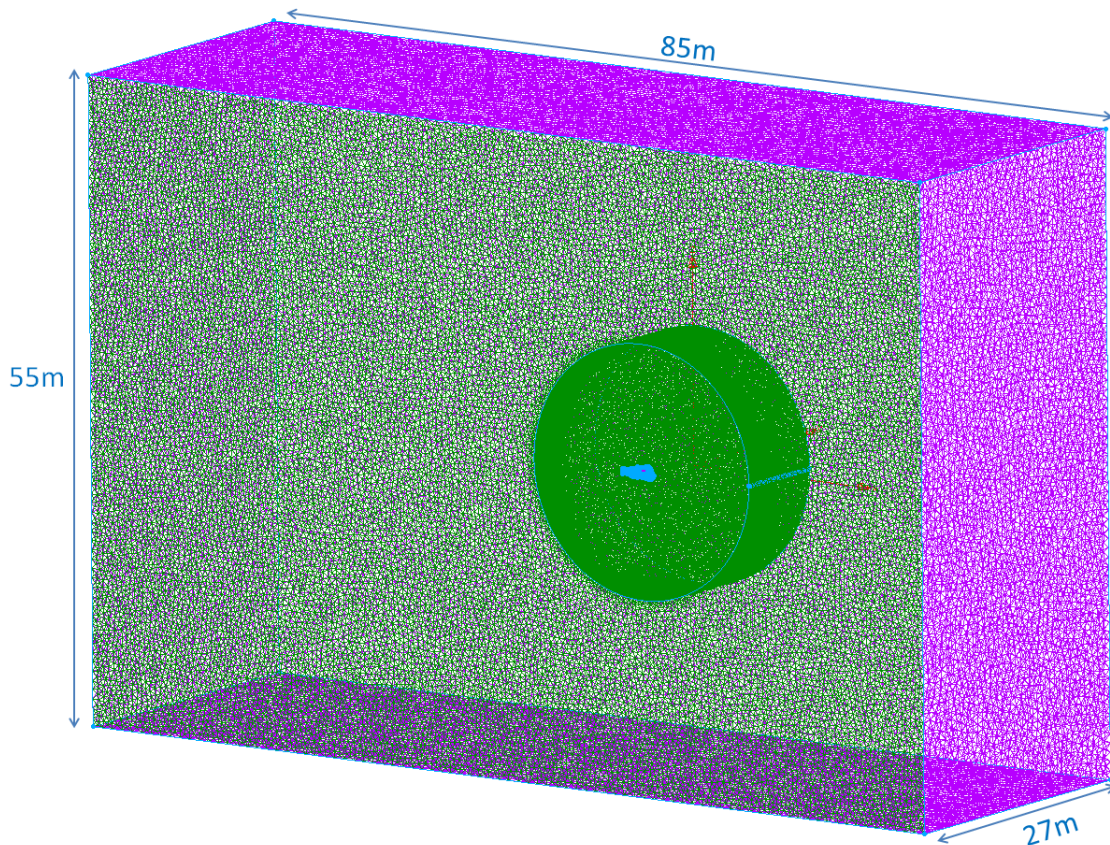


Figura 71 - Malha de volume externo e suas dimensões gerais (10 comprimentos ( $2.7m$ ) em cada direcção e 20 na direcção da esteira).

No total, combinando todas as secções descritas anteriormente, a malha fica composta por 984493 pontos e 4368157 células.

Como último passo da definição da malha, antes da sua exportação para ANSYS/FLUENT, esta é parametrizada de acordo com o solver ao qual vai ser submetida. Desta forma, todas as predefinições de condições de fronteira descritas em 4.3.1 são implementadas nas faces apropriadas da malha. Esta predefinição é posteriormente reconhecida e completada em FLUENT durante a preparação das simulações.

#### 4.3.3.6 Malha do modelo alterado

Seguindo o mesmo princípio, uma malha do modelo alterado foi também criada de forma detalhada e modular para que os resultados do modelo original possam ser comparados com a proposta de alteração de geometria, mantendo os mesmos critérios de precisão de

resultados. Uma vez que as subdivisões utilizadas na criação da malha do modelo alterado seguem a topologia e a sequência das que foram criadas para o modelo original, todos os critérios de dimensionamento de elementos, taxas de crescimento, topologia e procedimento de desenvolvimento da malha, são replicados deste. Isto resulta numa malha em tudo semelhante à original como a excepção óbvia da área geometricamente alterada. Como resumo, as características dos vários módulos da malha do modelo alterado são apresentadas na Tabela 9.

Tabela 9 - Divisão e descrição das divisões da malha do modelo alterado.

Secção da Malha:	Descrição
<b>Malha de superfície</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Malha não estruturada (triangular) com distribuição de nós baseada na curvatura e ajustada às variações do escoamento.</li> <li>• 18 Áreas de malha distintas com 30522 elementos.</li> <li>• Malha de bordo de fuga obtida por <i>T-REX mesh</i>.</li> </ul>
<b>Malha de camada limite</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Extrusão da malha de superfícies com 12 camadas com passo inicial de <i>2mm</i> e factor de crescimento de 1,2 resultando em <i>7,3cm</i> de distância da parede do SWIFT.</li> <li>• Malha com <math>15223 \times 13</math> elementos.</li> </ul>
<b>Malha de bordo de fuga</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Extrusão direccional da malha do bordo de fuga (até altura da malha de camada limite) com um passo inicial de <i>2 mm</i> e com 65 camadas resultando num comprimento máximo de aproximadamente 500mm.</li> <li>• Malha com 54925 elementos (<math>65 \times 13 \times 13</math>).</li> </ul>
<b>Malha de volume interno</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Volume intermédio independente, extrudido a partir de uma malha circular da parede de simetria da simulação.</li> <li>• Esta malha consiste num volume cilíndrico, centrado no SWIFT com <i>11 m</i> de raio e 70 camadas (<i>9 m</i> de comprimento) resultando em 1665142 elementos.</li> </ul>
<b>Malha de volume externo</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Malha que preenche o restante volume de controlo (partindo da malha de volume interno até às suas paredes de fronteira)</li> <li>• Os elementos partem de um tamanho inicial de <i>250 mm</i> (no contorno da malha de volume internos) e chegam a uma dimensão máxima de <i>1 m</i> (nas paredes do Volume de Controlo).</li> <li>• Malha com 1970856 elementos.</li> </ul>

Na Figura 72 pode ainda observar-se algumas fases do desenvolvimento da malha para o modelo alterado em PointWise. Como referido, todo o conceito e dimensionamento da malha foi mantido entre a configuração original e alterada. A única diferença (que pode ser evidenciada na Figura 72 no ponto 1 e 2) é a área afectada pela alteração geométrica que foi modelada de uma forma significativamente mais uniforme uma vez que não estão presentes as irregularidades verificadas na mesma zona do modelo original.

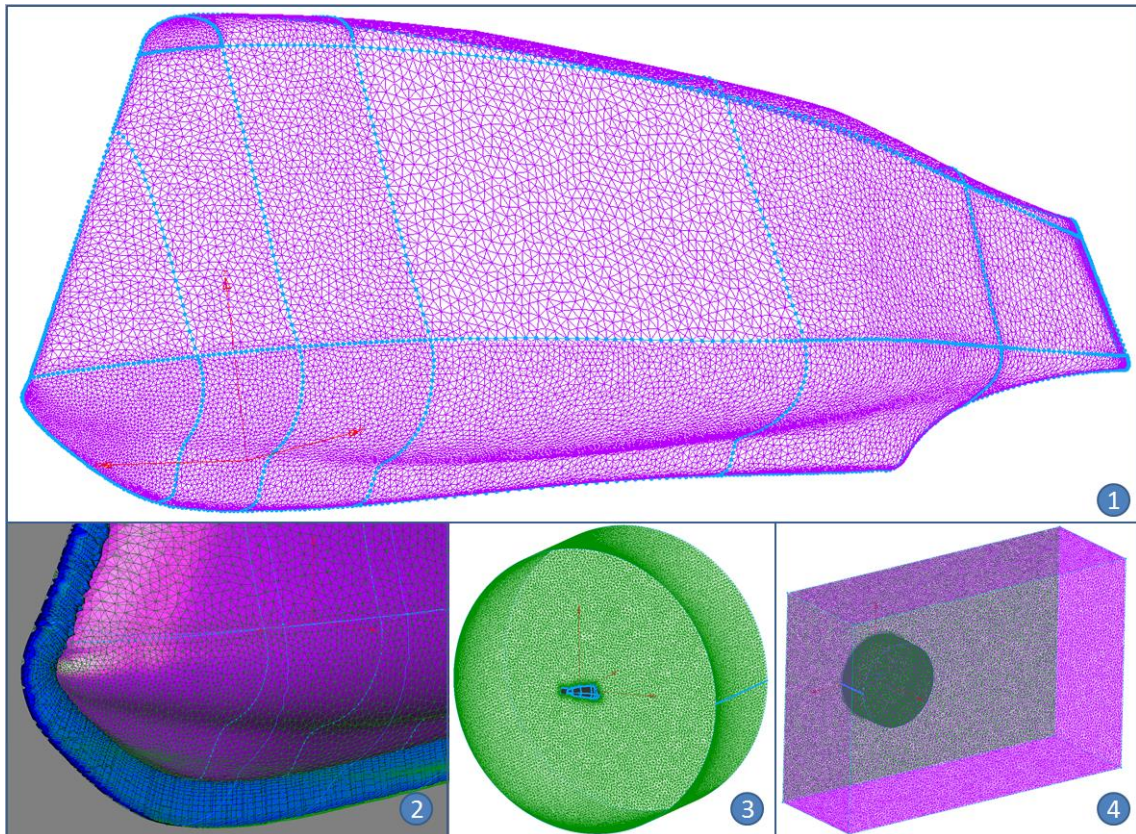


Figura 72 - Detalhes da malha para o Modelo alterado. (1: Malha de Superfície; 2: Malha de camada limite; 3: Malha de Volume Interno; 4: Malha de Volume Externo)

À semelhança do processo de criação da malha no modelo original, Como último passo da definição da malha do modelo detalhado, antes da sua exportação para ANSYS/FLUENT, esta é parametrizada de acordo com o solver ao qual vai ser submetida. Desta forma, todas as predefinições de condições de fronteira (descritas em 4.3.1) são implementadas nas faces apropriadas da malha. Esta predefinição é posteriormente reconhecida e completada em FLUENT durante a preparação das simulações.

#### 4.3.4 Parametrização da simulação

Como referido anteriormente, Para a implementação em FLUENT das simulações dos modelos detalhados, foram redefinidos alguns parâmetros relacionados com a modelação do escoamento em CFD (relativamente aos apresentados em 4.2.4) com o objectivo de facilitar a convergência da solução e aumentar a precisão dos resultados.

A simulação foi, da mesma forma, parametrizada como um escoamento *pressure-based*, estacionário e com velocidade absoluta. A modelação de turbulência foi definida para fluidos viscosos através do modelo RNG  $k - \epsilon$  *Realizable*, com funções de parede padrão.

O fluido foi definido como ar ao nível do mar com as correspondentes propriedades ISA (densidade de  $1.225 \text{ Kg/m}^3$  e viscosidade de  $1.7897 \times 10^{-5} \text{ Kg/ms}$ ).

Todos os valores de referência foram definidos com base na condição de fronteira de *velocity inlet* e encontram-se resumidos na Tabela 10.

Tabela 10 - Valores de referência considerados para a simulação dos modelos detalhados.

Valores de referência da simulação	
Parâmetro [ <i>unidade</i> ]	Valor de referência
Área [ $m^2$ ]	2.785
Densidade [ $kg/m^3$ ]	1.224999
Comprimento [ $m$ ]	2.7
Pressão [ $Pa$ ]	101000
Temperatura [ $K$ ]	294
Velocidade [ $m/s$ ]	22
Viscosidade [ $kg/ms$ ]	$1.7894 \times 10^{-5}$

Os valores de referência para o comprimento e área foram determinados através da área e comprimentos respectivos do modelo 3D da fuselagem do SWIFT.

Em acréscimo, para os resultados finais das simulações, os métodos de solução para discretização espacial dos elementos foram consideradas de segunda ordem, aumentando os requisitos computacionais da simulação, mas permitindo também aumentar a precisão dos resultados obtidos, interpolando os valores da simulação no centróide dos elementos através de uma série de Taylor. [24]

A monitorização da simulação foi feita com base nos resíduos do momento, velocidade,  $k$  e  $\varepsilon$  e, para os modelos detalhados, o critério de convergência dos seus resíduos foram estabelecidos em  $1 \times 10^{-6}$ . Para todas as simulações seguintes foram ainda consideradas 1000 iterações (compromisso entre tempo de modelação e nível de convergência) como será visto para cada um dos casos.

Nas secções seguintes serão apresentados os resultados das iterações da resolução do escoamento em torno de cada uma das versões, original e alterada, nos seus respectivos modelos detalhados.

#### 4.3.5 Análise dos resultados

Com base nas considerações apresentadas nas secções anteriores, ambos os modelos foram submetidos a análise CFD de acordo com o procedimento representado na Figura 63. De forma a compreender o comportamento de cada um, nas secções 4.3.5.1 e 4.3.5.2 serão apresentados os resultados individualmente para cada modelo (original e alterado) respectivamente e na não secção 4.3.5.3 serão usadas essas análises individuais para fundamentar a comparação entre as duas versões.

#### 4.3.5.1 Modelo Original

Os resultados da implementação das considerações das secções anteriores na iteração do cálculo do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT podem ser observados no gráfico da Figura 73. Este representa a evolução dos resíduos dos parâmetros da simulação ao longo das várias iterações.

Como pode ser verificado no gráfico da Figura 73, após aproximadamente 800 iterações, todos os resíduos monitorizados convergem para valores significativamente baixos. Todos os resíduos monitorizados atingem o valor de referência pretendido ( $1E - 6$ ) o que faz com que os níveis de convergência da simulação se enquadrem com os objectivos do estudo.

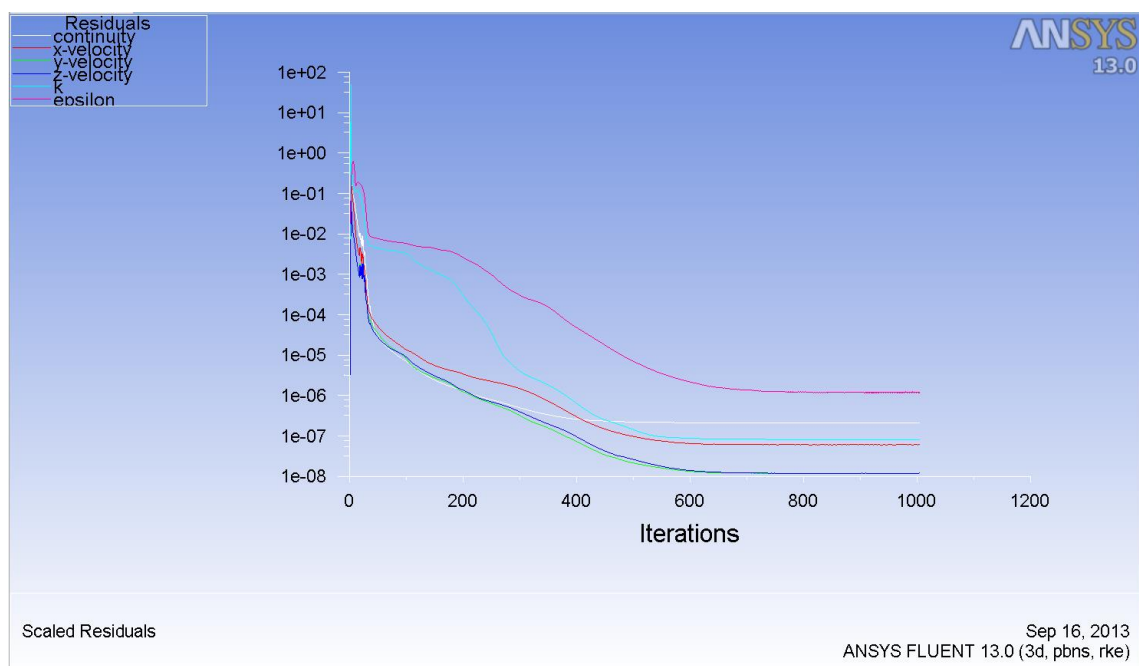


Figura 73 - Convergência dos resíduos das iterações do modelo detalhado original.

Com base na solução da simulação, o comportamento do escoamento pode agora ser estudado com um nível de precisão significativo, permitindo analisar e interpretar a influência das características da fuselagem do SWIFT no comportamento do escoamento em si.

A Figura 74 representa a distribuição de pressão estática na fuselagem do SWIFT e na secção central correspondente ao seu plano de simetria.

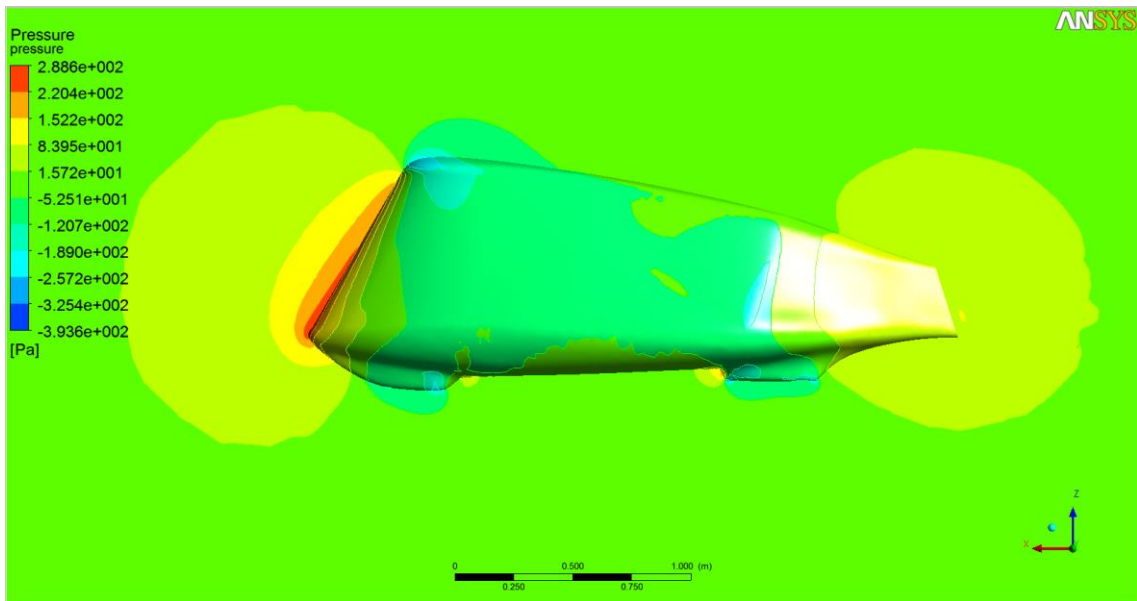


Figura 74 - Comportamento geral do escoamento em torno da fuselagem do SWIFT. (distribuição de pressão na parede de simetria e da fuselagem).

Com base na Figura 74, pode verificar-se que globalmente, o comportamento do escoamento se assemelha ao descrito anteriormente para os resultados preliminares mostrados na Figura 47 na secção 4.2.5. É fácil identificar contudo, o aumento de elementos da malha do modelo detalhado na representação dos contornos de velocidade e pressão que é possível ver na Figura 74, Figura 75 e Figura 76. Ainda, o escoamento na zona do bordo de fuga, próximo da parede da fuselagem e em regiões de complexidade geométrica, apresenta maior definição e, em alguns casos uma representação mais fiel do comportamento do escoamento. Na Figura 75 e Figura 76 são apresentadas algumas comparações entre o modelo preliminar e detalhado mostrando detalhes da influência da complexidade da malha na definição do escoamento na zona do bordo de ataque (Figura 75) e na zona do bordo de fuga (Figura 76) da fuselagem do SWIFT.

Como esperado, pode observar-se um contraste particular em todo o contorno próximo da fuselagem entre o modelo preliminar (b) e o modelo detalhado (a). Em (a) toda a zona em contacto com a fuselagem possui uma resolução superior que resulta da definição detalhada em toda a extensão da camada limite da fuselagem, corrigindo importantes imprecisões presentes em (b). De forma semelhante, na região do bordo de fuga (onde o tamanho dos elementos da malha é particularmente importante devido às acentuadas variações do escoamento) verifica-se uma alteração significativa entre o perfil de velocidades do modelo preliminar (b) e do modelo detalhado (a), onde não só a camada limite foi tratada com uma malha específica, como também a malha definida para o bordo de fuga é particularmente ajustada para lidar com esta região complexa do escoamento, facilitando a sua resolução.

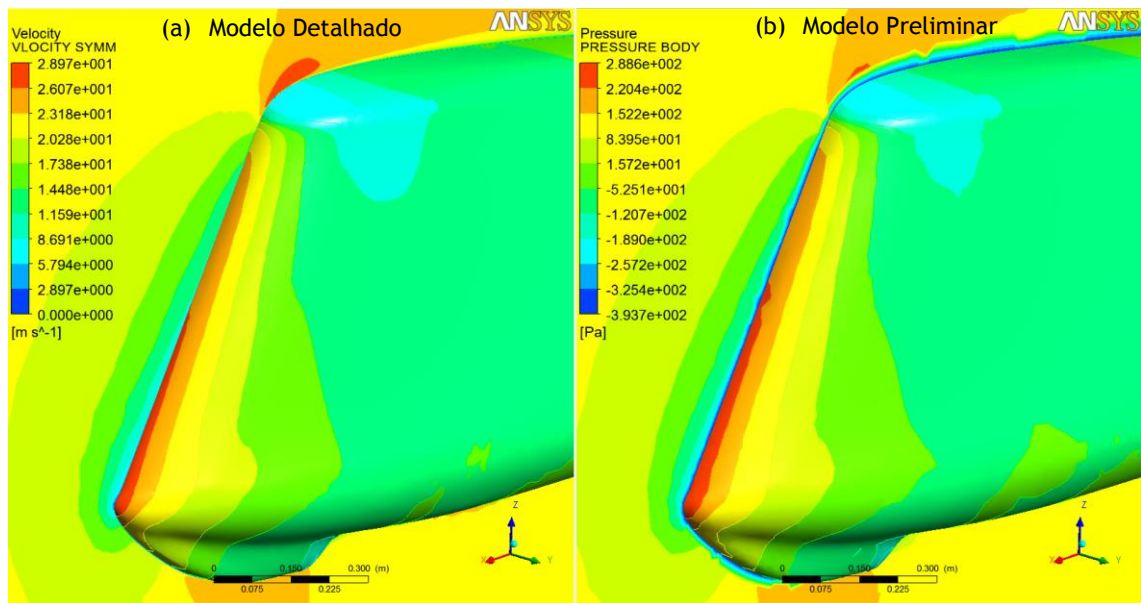


Figura 75 - Comparação da resolução do escoamento entre o modelo preliminar (b) e o modelo detalhado (a) na região do bordo de ataque.

Apesar dos diferentes níveis de detalhe entre o modelo preliminar e o modelo detalhado, salienta-se que ambos representam o escoamento de uma forma semelhante e coerente. Se considerarmos a valor calculada para o coeficiente de resistência ao avanço da Tabela 11, com o valor calculada para o modelo preliminar (Figura 46), por exemplo, verificamos que os dois modelos diferem em menos de 5% no valor total de coeficiente de resistência ao avanço, mesmo considerando as diferentes proveniências e natureza, dimensão e detalhes das malhas usadas em cada um dois casos.

Tabela 11 - Resumo dos parâmetros resultantes da simulação do modelo original.

Resumo dos resultados da simulação	
Nº de iterações	1000
Continuidade	$2.1232 \times 10^{-7}$
Velocidade segundo X	$6.1296 \times 10^{-8}$
Velocidade segundo y	$1.2081 \times 10^{-8}$
Velocidade segundo z	$1.2088 \times 10^{-8}$
$k$	$8.2128 \times 10^{-8}$
$\varepsilon$	$1.2508 \times 10^{-6}$
$c_m$	$1.0763 \times 10^2$
$c_d$	$6.2784 \times 10^{-3}$

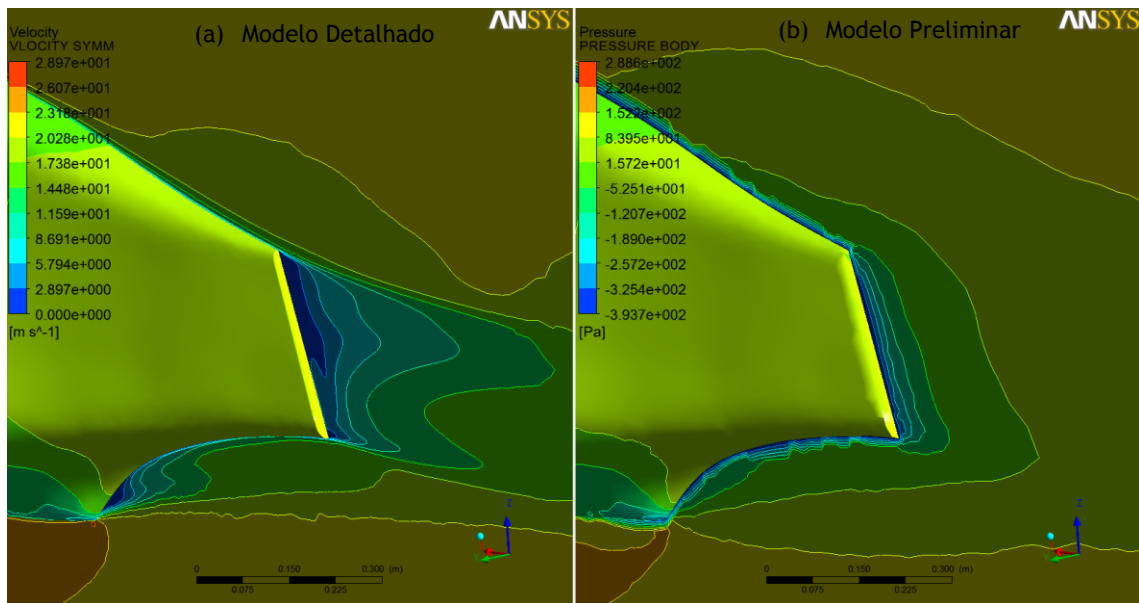


Figura 76 - comparação da resolução do escoamento entre o modelo preliminar (b) e o modelo detalhado (a) na região do bordo d e fuga.

Como foi possível verificar com a comparação entre o modelo preliminar e o modelo detalhado, existe coerência no comportamento geral do escoamento em torno do SWIFT. Assim, da mesma forma que em 4.2.5, é possível validar a forte influência da irregularidade dos patins no comportamento aerodinâmica desta zona da fuselagem.

A Figura 77 representa em detalhe as alterações no perfil de velocidades e a criação de irregularidades no escoamento no bordo de fuga do patim dianteiro e imediatamente antes do patim traseiro. É importante salientar que estas alterações no escoamento propagam-se também no plano horizontal afectado todo o volume circundante à zona inferior da fuselagem, como mostra a Figura 78.

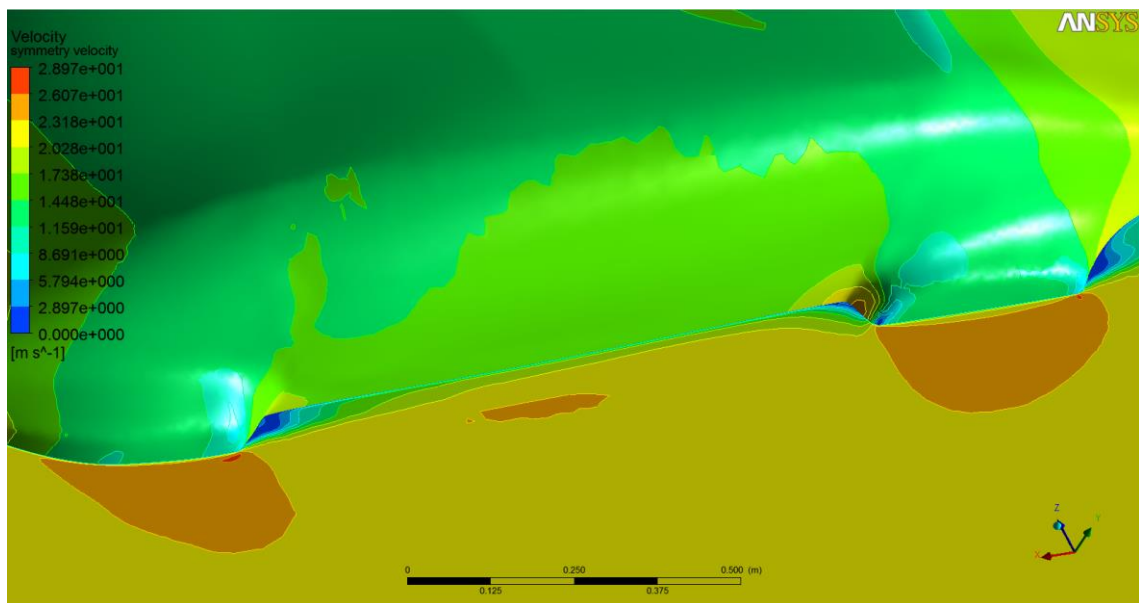


Figura 77 - Influência da geometria dos patins da fuselagem no perfil de velocidades do escoamento na parede de simetria da simulação.

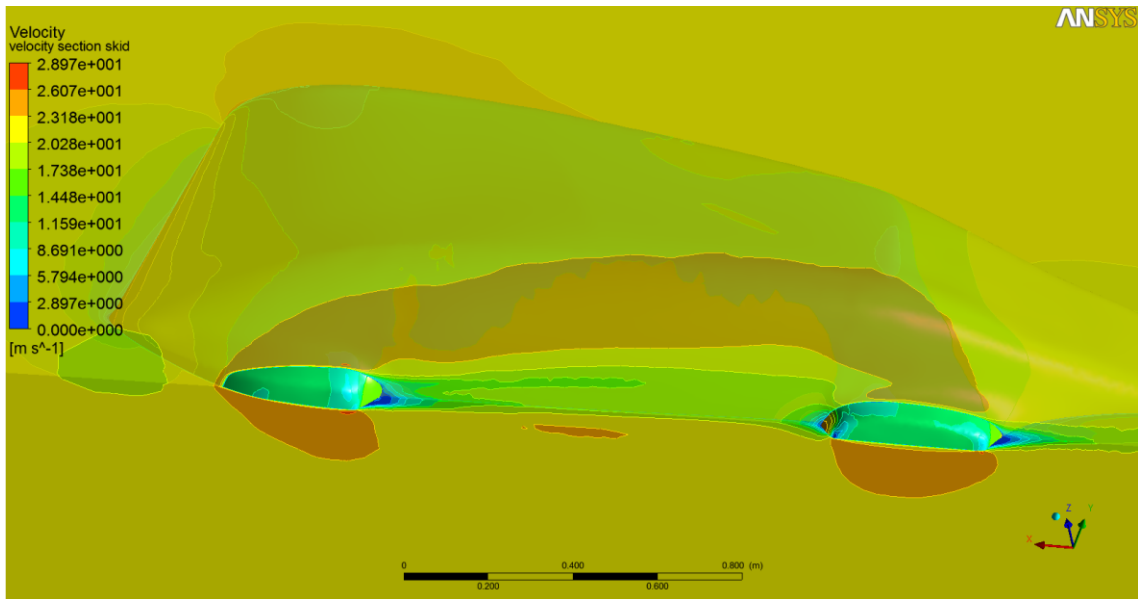


Figura 78 - Influência da geometria dos patins da fuselagem no perfil de velocidades do escoamento no plano horizontal.

Como resultado das irregularidades causadas no escoamento e dos gradientes de pressão e velocidades criados nesta zona, pode observar-se um aumento de fricção nas paredes dos patins, e particularmente, na região do patim traseiro a montante do escoamento onde a velocidade aumenta localmente devido à irregularidade da geometria (como pode ser visto na Figura 79).

Como é possível verificar pelas análises dos resultados apresentados, torna-se mais evidente, após a análise detalhada, a pertinência da proposta de alteração da geometria descrita em 4.2.6. Na secção seguinte é ainda resumida a análise e considerações dos resultados do modelo detalhado da fuselagem alterada e posteriormente na secção 4.3.5.3 ambas as análises dos resultados são comparados entre os dois modelos, para quantificar comparativamente o impacto das alterações propostas.

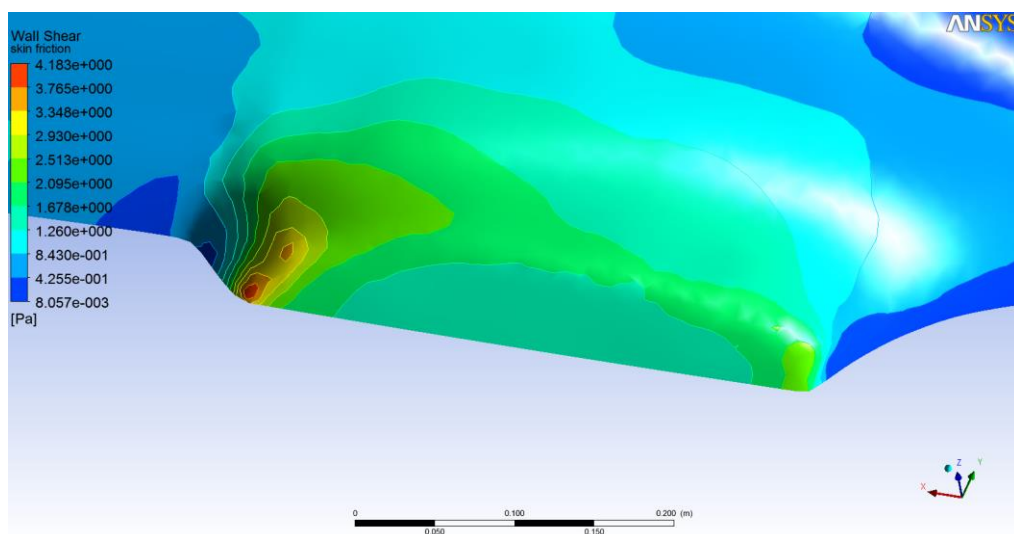
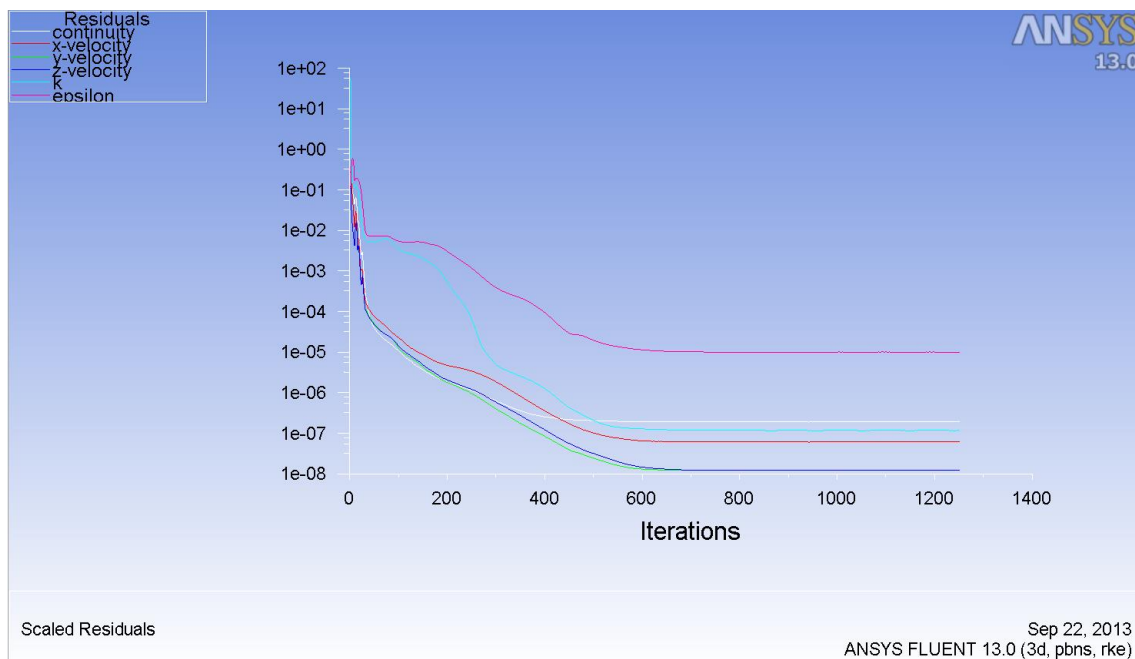


Figura 79 - Distribuição das tensões de corte na região do patim traseiro resultantes irregularidade da sua forma.

#### 4.3.5.2 Modelo Alterado

Tendo verificado a qualidade do modelo detalhado original, comparando-o com as análises preliminares e avaliando a qualidade da convergência da solução, o estudo foi transferido para o modelo detalhado da fuselagem alterada. De forma a manter igualdade de critérios entre os modelos original e alterado, o caso de estudo CFD em ANSYS foi duplicado considerando a malha da versão alterada da fuselagem do SWIFT. Este facto é importante pois assegura que toda a parametrização (incluindo a malha, como visto anteriormente) é a mesma entre ambos os modelos.

Posto isto, foi desenvolvida a análise CFD do modelo detalhado da fuselagem proposta com o objectivo de a avaliar quantitativamente em relação ao modelo original, usado na aeronave SWIFT. Como referido anteriormente, é importante salientar que toda a informação desta análise deriva da mesma metodologia e parâmetros dos quais resultam as análises feitas em 4.3.5.1, focando desta forma todas as divergências na alteração da geometria proposta. Os resultados da convergência da solução para este modelo encontram-se no gráfico da Figura 80:



**Figura 80 - Convergência dos resíduos das iterações do modelo detalhado da geometria alterada do SWIFT.**

Como é possível observar pela Figura 80, e à semelhança do modelo original, todos os resíduos convergem a partir das 800 iterações para valores significativamente baixos, com excepção da taxa dissipativa ( $\epsilon$ ) que ainda assim converge para valores aceitavelmente baixos ( $1 \times 10^{-5}$ ) tendo em conta o objectivo da simulação. Assim, podemos avaliar de forma precisa o comportamento aerodinâmico desta geometria, compara-lo com os resultados preliminares apresentados em 4.2.6.2 e avaliar a influência real da alteração proposta neste modelo no desempenho aerodinâmico geral da fuselagem quando comparando com a sua versão original.

A Figura 81 representa a distribuição de pressão estática (na superfície da fuselagem e na parede de simetria da simulação) do modelo referido.

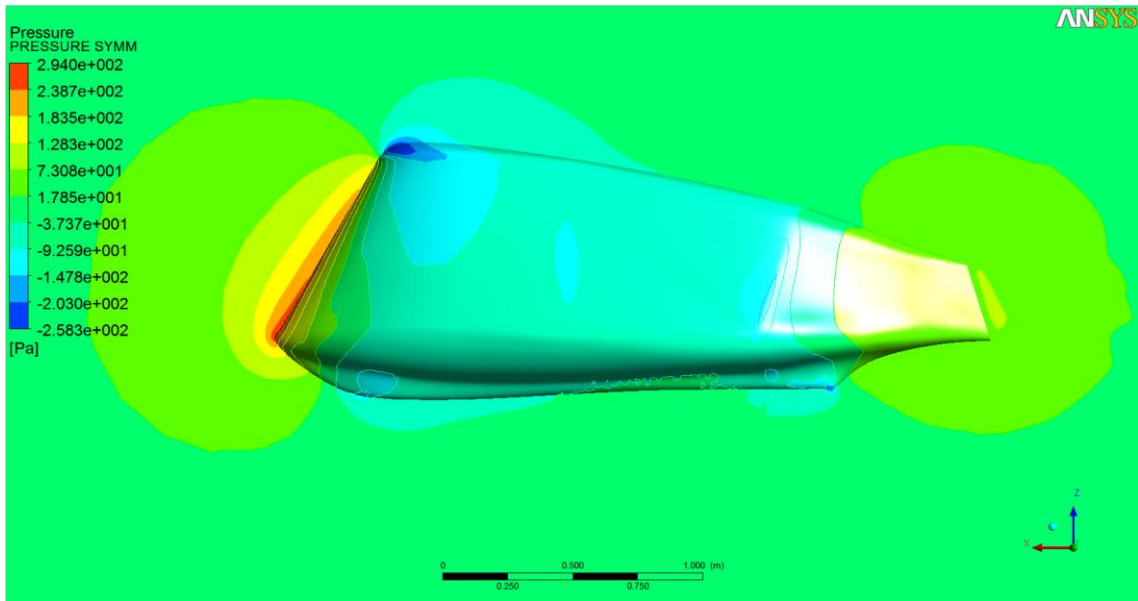


Figura 81 - Comportamento geral do escoamento em torno da fuselagem alterada do SWIFT. (distribuição de pressão no plano de simetria e na parede da fuselagem).

À semelhança da análise feita para o modelo original, podemos verificar pela Figura 81 que no modelo alterado, o comportamento do escoamento é na generalidade semelhante ao mostrado na Figura 59 da secção 4.2 mantendo a mesma distribuição de pressão do modelo preliminar apresentado. Da mesma forma, Podemos ainda comprovar a influência do nível de detalhe da malha na resolução da representação dos resultados, principalmente nas regiões mais sensíveis para o escoamento onde as variações de propriedades são mais acentuadas como concluído para o modelo original (como é possível observar na Figura 82 e Figura 83).

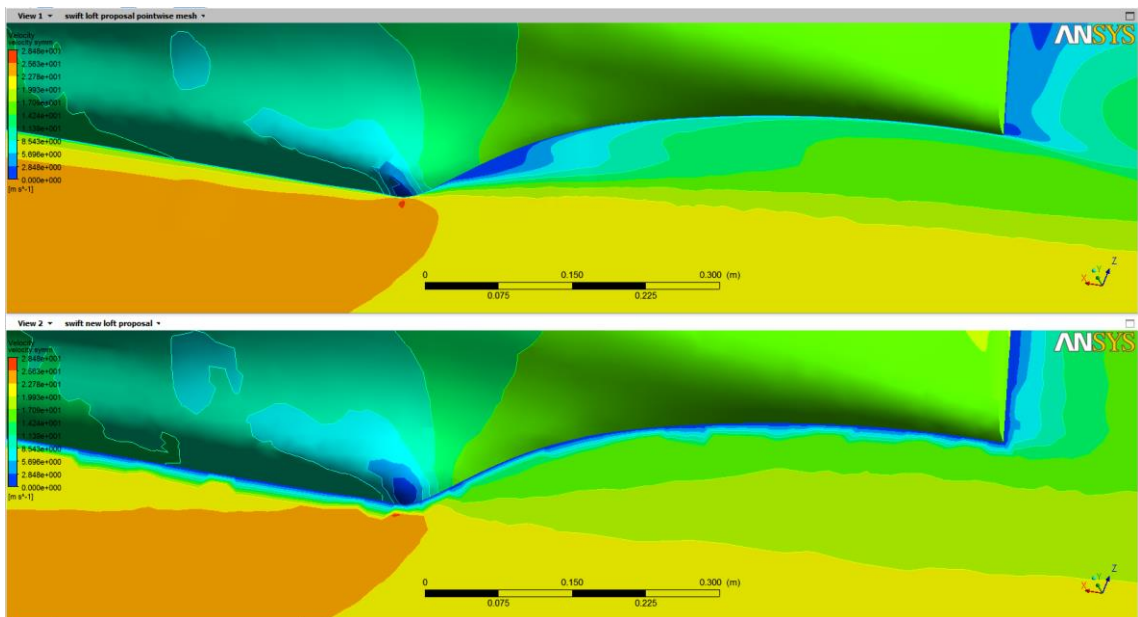


Figura 82 - Comparação do perfil de velocidades na parede de simetria da simulação entre o modelo preliminar (em baixo) e o modelo detalhado (em cima) do SWIFT na zona do patim traseiro e bordo de fuga do modelo alterado.

Zonas como o bordo de fuga (Figura 82) ou bordo de ataque (Figura 83) (junto da fuselagem, como acontece no modelo original) encontram-se com níveis de detalhe bastante superiores devido ao tipo de malha usada para a zona da camada limite da superfície do SWIFT aplicada aos modelos detalhados. Isto permite que os contornos de velocidade sejam detectados com uma resolução até 2mm próximo das paredes da fuselagem.

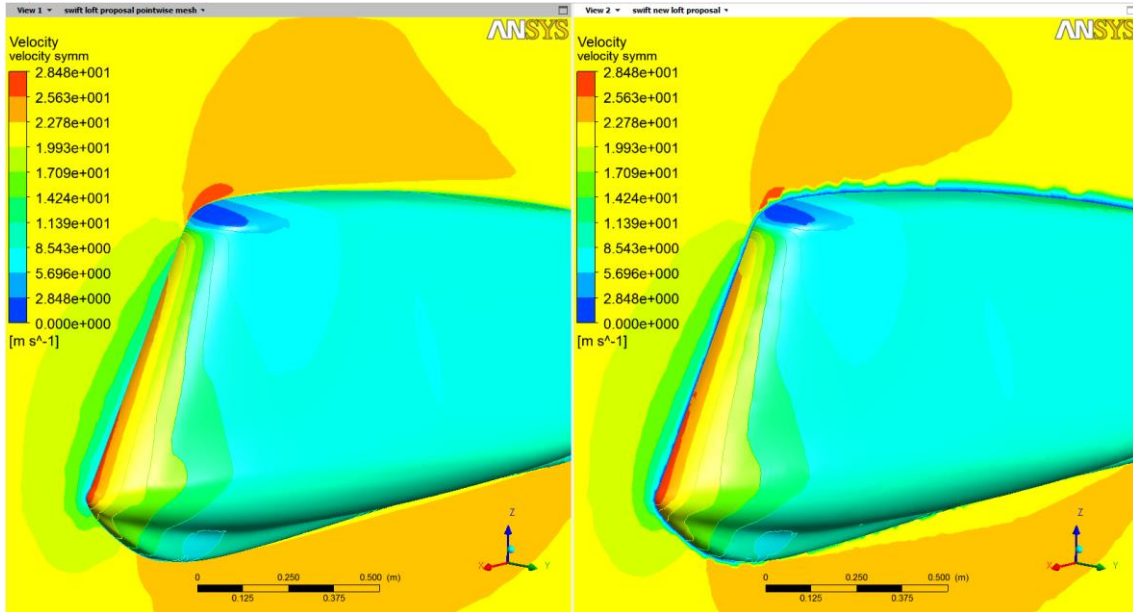


Figura 83 - Comparação do perfil de velocidades na parede de simetria da simulação entre o modelo preliminar (à direita) e o modelo detalhado (à esquerda) do SWIFT na zona do bordo de ataque da fuselagem para o modelo alterado.

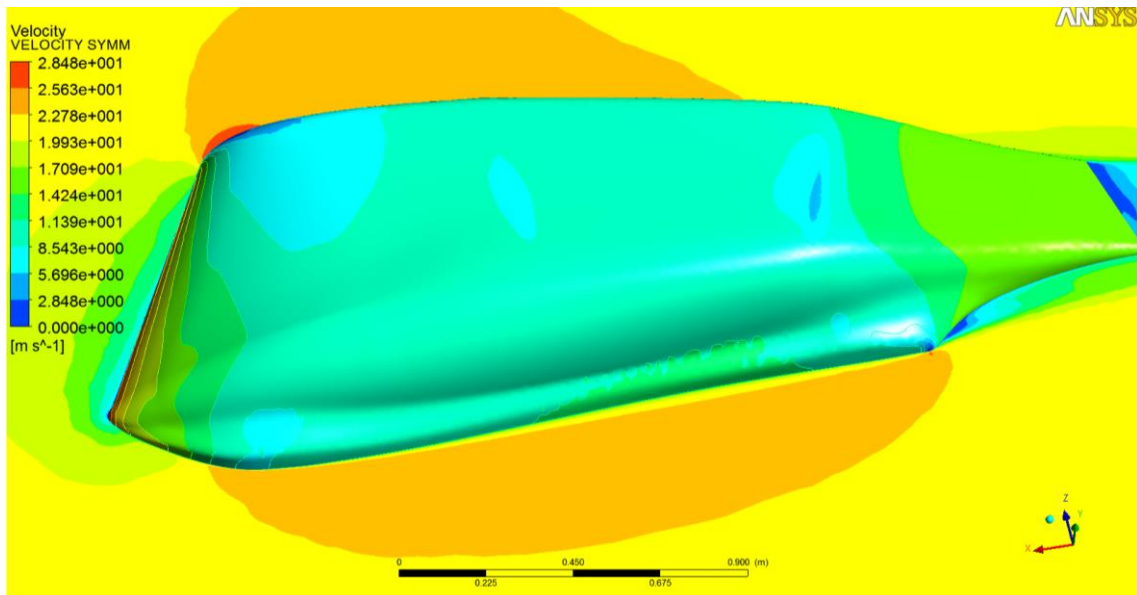
A Tabela 12 resume os resultados da convergência da solução apresentada na Figura 80 para o modelo alterado. Pode comprovar-se, avaliando o valor dos parâmetros obtidos, que a equivalência dos resultados descrita entre o modelo detalhado e o modelo preliminar (visível na Figura 81, Figura 82 e Figura 83) é também significativa. Comparando a tabela 12 com os resultado obtidos para os modelos preliminares é possível verificar que, por exemplo, o coeficiente de resistência ao avanço tem uma variação de apenas cerca de 1%.

Tabela 12 - Resumo dos parâmetros resultantes da simulação do modelo alterado.

Resumo dos resultados da simulação	
Nº de iterações	1300
Continuidade	$1.9253 \times 10^{-7}$
Velocidade segundo X	$6.1611 \times 10^{-8}$
Velocidade segundo y	$1.2240 \times 10^{-8}$
Velocidade segundo z	$1.2237 \times 10^{-8}$
$k$	$1.1776 \times 10^{-7}$
$\varepsilon$	$1.0031 \times 10^{-5}$
$c_m$	$1.1065 \times 10^2$
$c_d$	$5.1200 \times 10^{-3}$

Este facto, e o conseqüente nível de convergência da solução, permite-nos avaliar com bastante precisão de que forma as alterações propostas na geometria do SWIFT influenciam efectivamente o escoamento em torno da fuselagem.

Tomando particularmente em consideração a zona afectada pela alteração de geometria proposta, é possível identificar, como referido preliminarmente na secção 4.2.6.2, como esta nova geometria confere um comportamento significativamente diferente na região entre o patim dianteiro e traseiro da fuselagem do SWIFT. Submetendo o modelo à mesma análise realizada na Figura 77 e Figura 78, podemos ver que todo o escoamento desta zona se torna mais uniforme, reduzindo significativamente as irregularidades de velocidade e pressão presentes no modelo original na mesma zona.



**Figura 84 - Distribuição dos contornos de velocidade na parede de simetria da simulação do modelo alterado.**

Na Figura 84 podemos ver, para o modelo detalhado, a forma como o escoamento se comporta na região referida. Como anteriormente, a forma inferior da fuselagem cria influencia no perfil de velocidades nesta zona mas, neste caso, não se verificam as irregularidades locais na zona de transição entre as saliências dos dois patins presentes na Figura 77. Como resultado, a distribuição de velocidade é mais uniforme e continua, não só nesta zona, mas em toda a região do central da fuselagem do SWIFT, como pode ser visto na Figura 85.

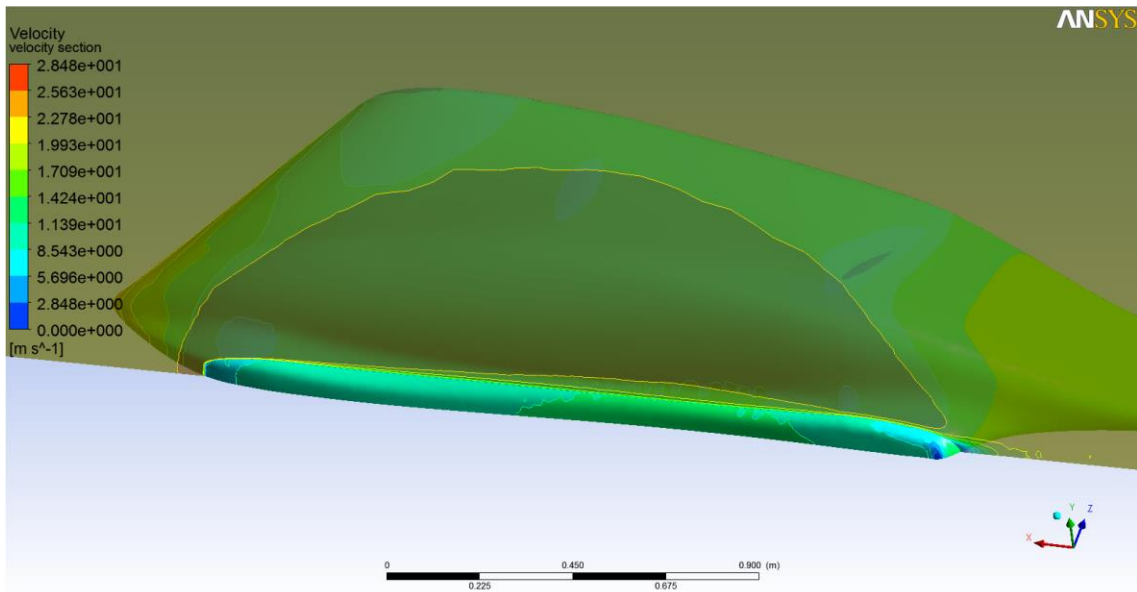


Figura 85 - Influência da alteração da geometria dos patins da fuselagem no perfil de velocidades do escoamento no plano horizontal (A influencia da geometria no perfil de velocidades é uniforme em toda a sua extensão).

#### 4.3.5.3 Comparação de resultados

Nesta secção serão resumidas as comparações lado a lado dos resultados analisados para cada um dos modelos descritos nas secções 4.3.5.1 e 4.3.5.2. e com isso quantificar o impacto da alteração proposta no modelo actual do SWIFT.

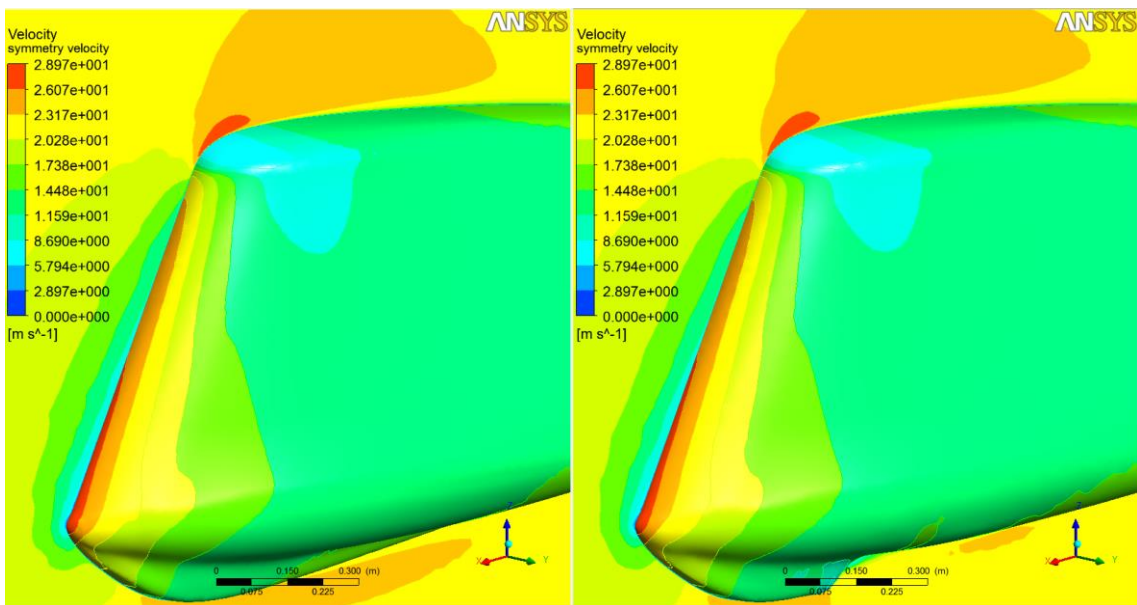


Figura 86 - Comparação da similaridade do escoamento no bordo de ataque da fuselagem entre o modelo original (à direita) e o modelo alterado (à esquerda).

Analisando lado a lado o modelo original e o modelo alterado, torna-se claro que os parâmetros do escoamento como a pressão e a velocidade se distribuem de uma forma idêntica em todas as zonas não afectadas pela alteração geométrica, o que permite descartar, de certa forma, dependências dos resultados aos modelos individuais utilizados. Tomando a Figura 86 com suporte, podemos exemplificar esta similaridade de resultados na

zona do bordo de ataque da fuselagem. As figuras representam os resultados das distribuições de velocidade nas paredes de simetria da simulação e os contornos de pressão na fuselagem do SWIFT.

De forma semelhante, na Figura 87 podemos verificar o mesmo tipo de semelhança entre modelos na região do bordo de fuga da fuselagem.

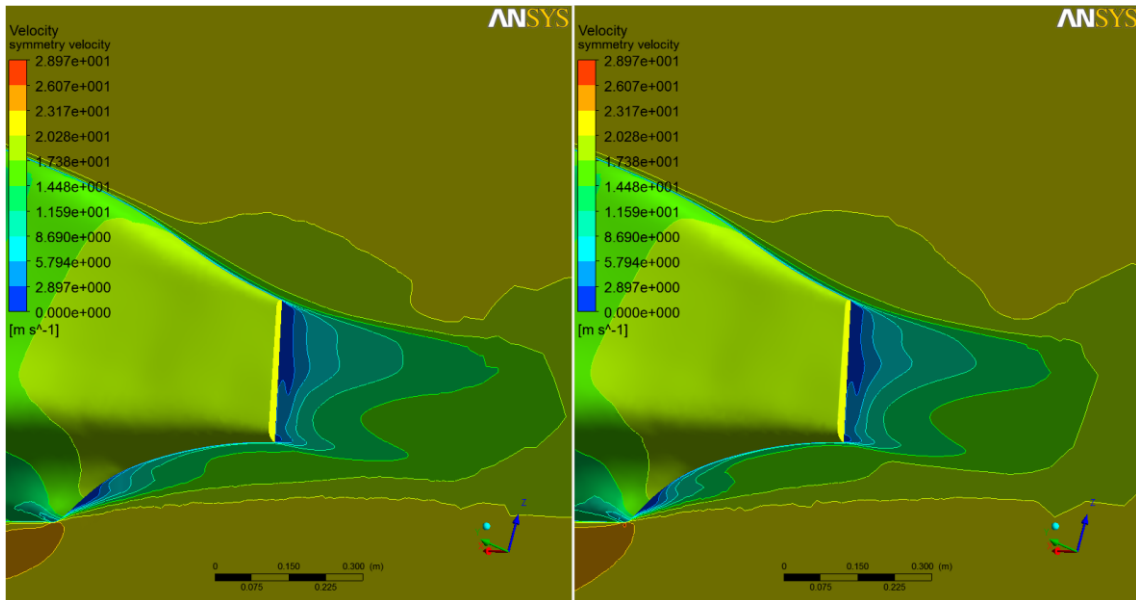


Figura 87 - Comparação da similaridade do escoamento no bordo de fuga da fuselagem entre o modelo original (à direita) e o modelo alterado (à esquerda).

Se nos focarmos no entanto na região central da fuselagem, podemos verificar que a simplificação da configuração geométrica entre os patins, resulta também numa simplificação das transições de velocidade e pressão em torno da parede do SWIFT nessa área, como seria esperado. De facto, as transições abruptas que existem nesta região devido à forma dos patins criam abrandamento e recirculação do escoamento imediatamente antes do patim traseiro e a seguir ao dianteiro.

Na Figura 88 encontra-se uma representação combinada das tensões de corte na fuselagem do SWIFT com a distribuição de perfis de velocidade do escoamento da parede de simetria, focadas na zona alterada da geometria proposta. Nela é possível observar o fundamento dos comentários anteriores nas tensões geradas na fuselagem durante um voo típico. De novo, é facilmente perceptível que na fuselagem alterada, com uma forma bastante mais suave aerodinamicamente, todas estas consequências da perturbação do escoamento visíveis na Figura 88 (em baixo) não são sentidas.

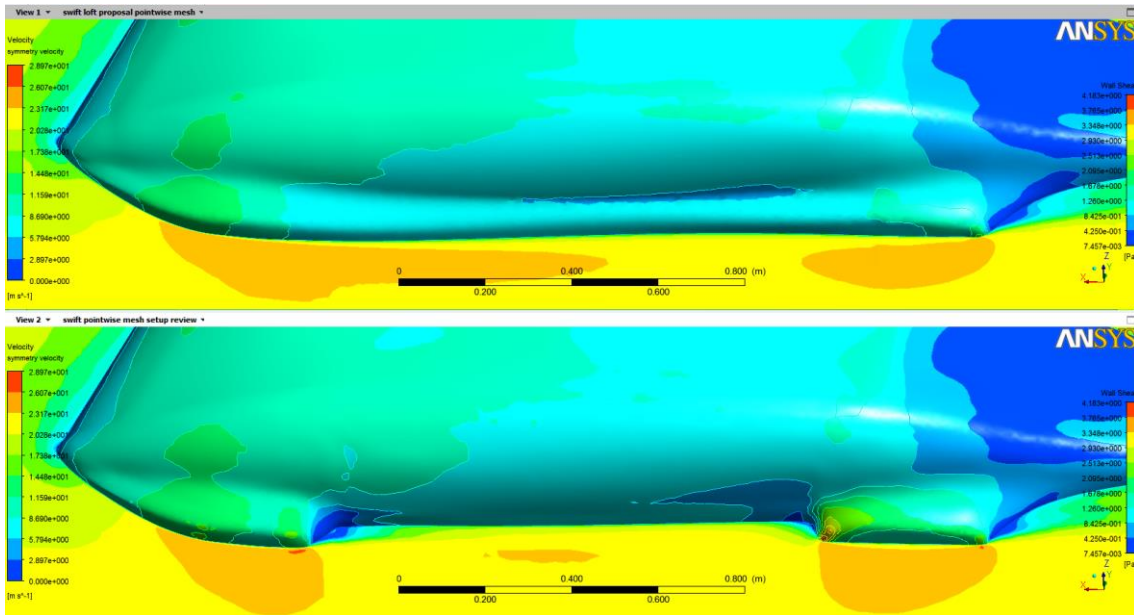


Figura 88 - Comparação geral do comportamento da forma original dos patins com a forma alterada proposta.

O resultado das apreciações feitas durante a análise dos dois modelos em estudo é apresentado na Tabela 13. Como pode ser verificado, as alterações feitas na fuselagem do SWIFT resultam, de acordo com as simulações realizadas, numa redução do coeficiente de resistência ao avanço de aproximadamente 18%, um valor significativo tendo em consideração a relevância da resistência ao avanço da aeronave em questão.

Tabela 13 - Comparação geral entre os resultados das simulações das versões detalhadas do modelo original e modelo alterado.

Resumo comparativo de resultados:		
	Modelo original	Modelo alterado
Nº de Iterações	1200	1200
Continuidade	$2.1232 \times 10^{-7}$	$1.9253 \times 10^{-7}$
Velocidade na direcção x	$6.1296 \times 10^{-8}$	$6.1611 \times 10^{-8}$
Velocidade na direcção y	$1.2081 \times 10^{-8}$	$1.2240 \times 10^{-8}$
Velocidade na direcção z	$1.2088 \times 10^{-8}$	$1.2237 \times 10^{-8}$
$k$	$8.2128 \times 10^{-8}$	$1.17762 \times 10^{-7}$
$\epsilon$	$1.2508 \times 10^{-6}$	$1.00313 \times 10^{-5}$
$C_m$	$1.0763 \times 10^2$	$1.1065 \times 10^2$
$C_d$	$6.2784 \times 10^{-3}$	$5.12 \times 10^{-3}$

É importante salientar, que os resultados e conclusões obtidos são sempre relativos ao modelo simplificado usado para as simulações e às condições de simulação apresentadas em 4 -. Ainda, os valores absolutos não são representativos da fuselagem do SWIFT e devem ser apenas considerados os resultados relativos entre as duas configurações apresentadas.

## 4.4 Discussão dos Resultados

O trabalho realizado durante os estudos associados a esta dissertação é fundamentado, em grande parte, pelo trabalho anteriormente realizado na aeronave SWIFT. Como tal, todas as actividades foram influenciadas por um elevado sentido prático e concreto de implementar melhorias de desempenho e funcionalidade desta aeronave.

O modelo tridimensional desenvolvido, com o pretexto de servir de ferramenta para o estudo do desempenho aerodinâmico da fuselagem do SWIFT, traduz-se ele próprio, bem como o processo usado para o criar, num dos resultados significativos do presente trabalho. O nível de detalhe obtido através da técnica de fotogrametria usada permitiu que fosse gerado um modelo 3D suficientemente preciso para que possa ser usado, não só para este estudo aerodinâmico como também como base de dados para qualquer análise dimensionar da fuselagem desta aeronave. Dados até então indisponíveis.

Como descrito anteriormente, a simplificação à qual este modelo tridimensional foi sujeito tem por base a simplificação da configuração da aeronave, direccionando as análises efectuadas aos seus objectivos específicos. Desta forma, todos os resultados apresentados têm um carácter comparativo e servem para quantificar, em percentagem, o efeito das alterações propostas no desempenho da fuselagem do SWIFT.

Os resultados e análises apresentados nesta dissertação representam apenas uma parte do trabalho e dos estudos que foram desenvolvidos em torno da aeronave SWIFT. Vários outros testes foram realizados com o intuito de identificar na geometria da fuselagem, pontos que de alguma forma pudessem ser aperfeiçoados beneficiando o seu desempenho aerodinâmico.

A utilização do *software* ANSYS 13 mostrou-se particularmente útil na gestão das análises CFD preliminares, onde os casos de estudo foram facilmente duplicados e derivados de forma a analisar diferentes configurações de uma forma relativamente rápida. Partindo destes estudos preliminares, a opção de estudar a configuração da ligação ente as saliências da área inferior da fuselagem tem por base, como referido anteriormente, o facto de se tratar de uma área particularmente prejudicial ao escoamento e por se tratar de uma zona da fuselagem cujo impacto das simplificações impostas no modelo é o mais reduzido possível. A geometria proposta foi facilmente desenvolvida partindo do modelo gerado com base no resultado da digitalização por fotogrametria e vai de encontro à topologia de fuselagens usadas para outras versões optimizadas do SWIFT que não permitem descolagens manuais.

Toda a definição usada para a criação dos modelos detalhados desenvolvidos e apresentados nesta dissertação tem por base os resultados preliminares descritos anteriormente. Desta forma, quer a malha detalhada, desenvolvida em PointWise quer a parametrização CFD usada em FLEUNT foram alimentadas pelos modelos preliminares anteriormente estudados, ajustando assim os critérios aos resultados esperados nas análises e

facilitando a convergência das simulações realizadas. É importante ainda realçar que, apesar desta diferença significativa entre as malhas dos modelos preliminares e dos modelos detalhados (cerca de 1/5 da dimensão em número de elementos) os resultados obtidos para as mesmas grandezas físicas apresentaram variações máximas de aproximadamente 5%,isto, juntamente com a coerência dos resultados nos vários modelos desenvolvidos, permite aferir de forma simplificada uma independência dos resultados aos modelos e malhas utilizados. A flexibilidade do *software* PointWise permitiu ainda que os dois modelos detalhados (baseados em modelos CAD distintos) pudessem ser parametrizados de forma semelhante, beneficiando assim a igualdade de critérios entre as duas malhas nele desenvolvidos reduzindo o número de variáveis a considerar na interpretação dos resultados.

A comparação entre os dois modelos detalhados permite concluir uma melhoria significativa com a alteração proposta na zona inferior da fuselagem. Em aeronaves como o SWIFT, 18% de melhoria de coeficiente de resistência ao avanço na fuselagem pode significar uma redução entre 2% a 4% da sua resistência ao avanço global. [6] Tendo em consideração uma aeronave de performance, melhoramentos acima de 1% são significativos e devem ser sempre consideradas, o que faz com que as alterações propostas com esta dissertação possam tornar-se parte de uma próxima versão otimizada da aeronave SWIFT light.

## 5 - Conclusões e Trabalhos Futuros

### 5.1 - Conclusões

Com base nos objectivos que foram propostos para o desenvolvimento desta dissertação, e as avaliações descritas na secção 4.4, algumas conclusões podem ser identificadas:

O desenvolvimento do modelo tridimensional da aeronave SWIFT traduziu-se não só na criação da ferramenta que permitiu a avaliação do desempenho aerodinâmico desta aeronave como também, por si só, constitui um dos resultados práticos desta dissertação e representa uma base de dados dimensional fidedigna da geometria da sua fuselagem.

O modelo CAD obtido da geometria do SWIFT permite ser usado como suporte para eventuais estudos posteriores que requeiram análise de parâmetros como áreas de secção, áreas molhadas, volumes etc. e devido a sua natureza parametrizada permite ser usado para desenvolvimento de alterações e melhorias da geometria da versão actual da aeronave.

Os resultados das análises CFD preliminares indicaram uma importante influência da geometria do patim e carenagem da roda traseira no comportamento do escoamento na zona inferior da fuselagem. Esta avaliação levou à criação de uma proposta de alteração da geometria desta zona que consiste na junção das duas saliências descritas usando uma única superfície contínua, criando uma transição suave entre elas.

Dois modelos de CFD detalhados distintos foram desenvolvidos com o objectivo de avaliar quantitativamente a influência da alteração proposta no desempenho global da aeronave.

A comparação entre os resultados dos dois modelos, baseados na mesma metodologia de malha e modelação CFD, mostrou uma melhoria significativa nos valores da resistência ao avanço entre o modelo original e o modelo proposto de aproximadamente 18% da resistência ao avanço da fuselagem, correspondendo a uma melhoria entre 2% e 4% do desempenho global da aeronave.

A alteração proposta para a melhoria de desempenho da fuselagem representa uma solução inteiramente viável uma vez que não implica nenhuma limitação de espaço ou de forma, desde que seja abdicada a possibilidade de descolagem manual, como é o caso da versão motorizada do SWIFT light (E-SWIFT).

## 5.2 - Trabalhos futuros

Tomando em consideração as referências desenvolvidas com o decorrer desta dissertação, realça-se um conjunto de trabalhos que podem ser considerados para dar continuidade à avaliação e ao estudo do desempenho aerodinâmico da fuselagem do SWIFT.

O primeiro trabalho futuro proposto consiste na conclusão do modelo CAD da aeronave SWIFT considerando os elementos não implementados no decorrer do presente trabalho para a análise da fuselagem. O modelo completo, contemplando a geometria da fuselagem, asa, *flaps* e *winglet* pode posteriormente ser utilizado para desenvolvimento de estudos aerodinâmicos complementares que englobem a aeronave completa.

A disponibilidade de um modelo completo da aeronave SWIFT pode permitir complementar as análises iniciadas neste estudo, implementando ambas as configurações descritas em conjunto com a restante geometria da aeronave, avaliando efectivamente o desempenho aerodinâmico integral de cada uma e comprovando os resultados relativos obtidos com o presente estudo.

Por último, e como identificado no desenvolvimento do presente estudo, várias outras características da fuselagem do SWIFT podem ser consideradas para avaliação aerodinâmica. Características como a contracção do bordo de fuga e agressividade do bordo de ataque da fuselagem ou a sua secção longitudinal devem ser estudadas para alcançar o objectivo global de compreender se a fuselagem existente no modelo actual é de facto apropriada para o desempenho que se espera desta aeronave.

---

## 6 - Referências

- [1] M. ; Fernandes, F. Leite, and P. Gamboa, “Design and Testing of Structural Modifications to Fit the Swift ’ light Sailplane with an Electric Propulsion Unit,” in *International Conference on Engineering*, 2011.
- [2] S. Frati, *the glider*. editore ulrico hoepli milano, 1946.
- [3] P. Dees, B. Associate, and T. Fellow, “Hang Glider Design and Performance,” 2010, no. September, pp. 1-13.
- [4] I. Kroo, “DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE SWIFT : A FOOT-LAUNCHED SAILPLANE AIAA-00-4336,” 2000, pp. 1-9.
- [5] C. P. van Dam, “Recent experience with different methods of drag prediction,” *progress in aerospace sciences*, vol. 35, no. 8, pp. 376-421, 1999.
- [6] F. Nicolosi, “SAILPLANE FUSELAGE AND WING-FUSELAGE JUNCTION DESIGN,” 1997, vol. 1, no. July, p. 10.
- [7] J. Paterson, “An analysis of flight test data on the C-141A aircraft,” p. 1970, 1970.
- [8] H. A. Hadjiilias, “The Aerodynamic Design and Optimization of a Wing-Fuselage Junction Fillet as Part of a Multi-Disciplinary Optimization Process during the early Aircraft Design Stages,” Cranfield University, 1996.
- [9] A. Jameson, “A perspective on computational algorithms for aerodynamic analysis and design &,” *progress in aerospace sciences*, vol. 37, pp. 197-243, 2001.
- [10] V. Brederode, *Fundamentos de aerodinâmica incompressível*. Lisboa: , 1997.
- [11] Pointwise, *Pointwise User Manual*. 2011.
- [12] J. Thompson, F. Thames, and C. Mastin, “Automatic numerical generation of body-fitted curvilinear coordinate system for field containing any number of arbitrary two-dimensional bodies,” *Journal of Computational Physics*, p. 1974, 1974.
- [13] N. Weatherill and C. Forsey, “Grid generation and flow calculations for aircraft geometries,” *Journal of Aircraft*(ISSN 0021-8669), p. 1985, 1985.
- [14] K. Sawada and S. Takanashi, “A numerical investigation on wing/nacelle interferences of USB configuration,” *AIAA Paper 87-0455*, no. January, p. 1987, 1987.
- [15] L. Martinelli and A. Jameson, “Validation of a multigrid method for the Reynolds averaged equations,” *AIAA Paper 88-0414*, p. 1988, 1988.
- [16] W. Jou, “Boeing Memorandum,” no. September. 1992.
- [17] P. Spalart, W. Jou, M. Strelets, and S. Allmaras, “Comments of feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach,” *Advances in DNS and LES*, Greydon Press, p. 1997, 1997.
- [18] C. Tang, “Solution of viscous and inviscid flows using a new zonal formulation,” University of California, 1999.

- [19] G. Seider and D. HSnel, "Numerical influence of upwind TVD schemes on transonic airfoil drag prediction," *AIAA 29th Aerospace Sciences Meeting*, no. January, p. 1991, 1991.
- [20] E. G. Tulapurkara, "Turbulence Models for the Computation of Flow Past Airplanes," *Prog. Aerospace Sci.*, vol. 33, no. 96, pp. 71-165, 1997.
- [21] J. Boris and D. Book, "Flux-corrected transport. I. SHASTA, A fluid transport algorithm that works," *Journal of computational physics*, vol. 11, pp. 38-69, 1973.
- [22] M. Bristeau and O. Pironneau, "the numerical solution of nonlinear problems in fluid dynamics by least squares and finite element methods (II). Application to transonic flow simulations," *Computer Methods in ...*, vol. 51, no. li, p. 1985, 1985.
- [23] B. Launder and D. Spalding, *Lectures in mathematical models of turbulence*, 1972nd ed. London: Academic Press, 1972.
- [24] ANSYS Inc, *Ansys fluent 12.0 Theory Guide*, no. April. 2009.
- [25] Z. Jiandong, Z. Liyan, and D. Xiaoyu, "Accurate 3D Target Positioning in Close Range Photogrammetry with Implicit Image Correction," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 22, no. 6, pp. 649-657, Dec. 2009.
- [26] J. O. Sanz, M. D. L. L. G. Docampo, S. M. Rodríguez, M. T. R. Sanmartín, and G. M. Cameselle, "A simple methodology for recording petroglyphs using low-cost digital image correlation photogrammetry and consumer-grade digital cameras," *Journal of Archaeological Science*, vol. 37, no. 12, pp. 3158-3169, Dec. 2010.
- [27] T. K. Lee, "An experimental investigation on shear behaviour of RC T-beams strengthened with CFRP using photogrammetry," *composite structures*, vol. 82, pp. 185-193, 2008.
- [28] L. Lerma, S. Navarro, and M. Cabrelles, "Terrestrial laser scanning and close range photogrammetry for 3D archaeological ´ as a case study documentation : the Upper Palaeolithic Cave of Parpallo," *Journal of Archaeological Science*, vol. 37, no. 3, pp. 499-507, 2010.
- [29] R. Jiang, D. V. Jáuregui, and K. R. White, "Close-range photogrammetry applications in bridge measurement: Literature review," *Measurement*, vol. 41, no. 8, pp. 823-834, Oct. 2008.
- [30] J. Armesto, I. Lubowiecka, C. Ordóñez, and F. I. Rial, "Automation in Construction FEM modeling of structures based on close range digital photogrammetry," *Automation in Construction*, vol. 18, no. 5, pp. 559-569, 2009.
- [31] C. Ordóñez, J. Martínez, P. Arias, and J. Armesto, "Measuring building façades with a low-cost close-range photogrammetry system," *Automation in Construction*, vol. 19, no. 6, pp. 742-749, Oct. 2010.
- [32] D. Nistér, "An efficient solution to the five-point relative pose problem," *Pattern Analysis and Machine Intelligence, IEEE ...*, vol. 26, no. 6, pp. 756-770, 2004.
- [33] E. Trucco and A. Verri, *Introductory techniques for 3-D computer vision*. New Jersey: Prentice Hall: , 1998, p. 1998.

- [34] A. Lourakis, M Argyros, “The design and implementation of a generic sparse bundle adjustment software package based on the Levenderg-Marquardt algorithm,” p. 2004, 2004.
- [35] Z. Liyan and W. Ling, “3D Target Location with One Single Hand-held CCD Camera,” *219.239.227.37*, vol. 28, no. 6, p. 2007, 2007.
- [36] Z. Zhang, Y Shan, “Incremental motion estimation through local bundle adjustment,” *MSR-TR-01-54*, p. 2001, 2001.
- [37] G. Guidi, J. Beraldin, and C. Atzeni, “High-accuracy 3D modeling of cultural heritage: the digitizing of Donatello’s,” *Image Processing, IEEE ...*, vol. 13, no. 3, p. 2004, 2004.
- [38] S. Al-Kheder, Y. Al-Shawabkeh, and N. Haala, “Developing a documentation system for desert palaces in Jordan using 3D laser scanning and digital photogrammetry,” *Journal of Archaeological ...*, vol. 36, no. 2, p. 2009, 2009.
- [39] N. Yastikli, “Documentation of cultural heritage using digital photogrammetry and laser scanning,” *Journal of Cultural Heritage*, vol. 8, no. 4, p. 2007, 2007.
- [40] J. Beraldin, F. Blais, and P. Boulanger, “Real world modelling through high resolution digital 3D imaging of objects and structures,” *ISPRS Journal of ...*, p. 2000, 2000.
- [41] S. El-Hakim, J. Beraldin, and L. Gonzo, “A hierarchical 3D reconstruction approach for documenting complex heritage sites,” p. 2005, 2005.
- [42] PhotoModeler®, *Retrieved September 15, 2013*,. from <http://www.photomodeler.com/index.htm>, 2012.
- [43] Aeriane®, *Retrieved May 10, 2012*,. from <http://http://www.aeriane.com/>, 2012.
- [44] T. D. Canonsburg, *ANSYS FLUENT User ’ s Guide*, vol. 15317, no. November. 2010, pp. 724-746.

Página intencionalmente deixada em branco

# Anexos

Página intencionalmente deixada em branco

# Anexo I

Conjunto das 33 imagens usadas para processamento da nuvem de pontos da zona 1 da fuselagem do SWIFT.



\_MG\_4290.JPG



\_MG\_4291.JPG



\_MG\_4259.JPG



\_MG\_4260.JPG



\_MG\_4261.JPG



\_MG\_4262.JPG



\_MG\_4263.JPG



\_MG\_4264.JPG



\_MG\_4265.JPG



\_MG\_4266.JPG



\_MG\_4267.JPG



\_MG\_4268.JPG



\_MG\_4269.JPG



\_MG\_4270.JPG



\_MG\_4271.JPG



\_MG\_4272.JPG



\_MG\_4273.JPG



\_MG\_4274.JPG



\_MG\_4275.JPG



\_MG\_4276.JPG



\_MG\_4277.JPG



\_MG\_4278.JPG



\_MG\_4279.JPG



\_MG\_4280.JPG



\_MG\_4281.JPG



\_MG\_4282.JPG



\_MG\_4283.JPG



\_MG\_4284.JPG



\_MG\_4285.JPG



\_MG\_4286.JPG



\_MG\_4287.JPG



\_MG\_4288.JPG

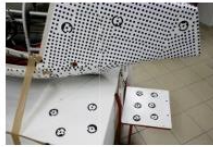


\_MG\_4289.JPG

Página intencionalmente deixada em branco

## Anexo II

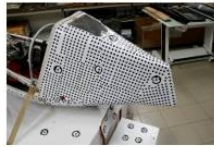
Conjunto das 23 imagens usadas para processamento da nuvem de pontos da zona 2 da fuselagem do SWIFT.



\_MG\_4296.JPG



\_MG\_4297.JPG



\_MG\_4298.JPG



\_MG\_4299.JPG



\_MG\_4300.JPG



\_MG\_4301.JPG



\_MG\_4302.JPG



\_MG\_4303.JPG



\_MG\_4304.JPG



\_MG\_4305.JPG



\_MG\_4306.JPG



\_MG\_4307.JPG



\_MG\_4308.JPG



\_MG\_4309.JPG



\_MG\_4310.JPG



\_MG\_4311.JPG



\_MG\_4312.JPG



\_MG\_4313.JPG



\_MG\_4314.JPG



\_MG\_4315.JPG



\_MG\_4316.JPG



\_MG\_4317.JPG



\_MG\_4295.JPG