



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Estudo do desempenho e otimização aerodinâmica do planador Crossover

João André Almeida Carreira do Vale

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Mestrado Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Gamboa

Covilhã, junho de 2016

Folha em Branco

“Mathematics is the language with which God wrote the universe.”
Galileo Galilei

Folha em Branco

Agradecimentos

Cumprida mais uma etapa queria em primeiro lugar agradecer à minha família porque sem eles seria impossível estar aqui hoje, a importância deles na minha vida foi decisiva e espero um dia poder retribuir o esforço que fizeram na minha formação.

Em segundo lugar deixo o meu apreço pelo trabalho sempre profissional de toda a Faculdade de Engenharia da UBI pois sempre me proporcionaram as condições para uma formação académica de excelência.

Quero também agradecer ao meu orientador na dissertação de mestrado Professor Pedro Gamboa pela disponibilidade e dedicação na minha formação e elogiar o seu profissionalismo.

Por último, mas não menos importante aos meus amigos que foram sempre o meu suporte e sem eles não seria quem sou.

A todos vós desejo as maiores felicidades e um muitíssimo OBRIGADO.

Folha em branco

Resumo

Esta dissertação para o grau de mestre no curso de Engenharia Aeronáutica descreve um trabalho de investigação em parceria com a empresa EuroSportAircraft no estudo do desempenho e otimização aerodinâmica do planador Crossover. Este documento contém informação sobre o desempenho e algumas soluções alternativas por forma a otimizar este moto-planador.

O objetivo é melhorar a performance aerodinâmica e ir ao encontro de alguns requisitos impostos pelo fabricante, isto porque queremos que o moto-planador se adapte à legislação em vigor na Europa determinada pela EASA. As normas a ter em conta são a “Light Sport Aeroplanes, CS-LSA” e a “CS-22” para planadores e moto-planadores.

Por forma a ir ao encontro dos objetivos utilizei ferramentas como o xflr5 e o Ansys v16 para realizar diferentes simulações aerodinâmicas e comparar resultados.

Numa primeira fase estudei ao pormenor o xflr5 e implementei um modelo do Crossover, analisei a asa e o avião completo considerando o perfil HQ 17/14.38. Numa segunda fase utilizei uma ferramenta mais completa de CFD e também o xflr5 no estudo de perfis de alta sustentação que possam servir como alternativa ao atual. Aqui encontrei um novo perfil e introduzi-o na asa do Crossover, anteriormente definida, para posteriormente analisar esta nova configuração.

Para contornar o problema encontrado na velocidade de perda sugiro a análise também uma nova asa, onde alterei a forma em planta inicial e utilizo o perfil HQ 17/14.38

Por último desenhei no SolidWorks em 2D um sistema de flapes com fenda para o perfil atual da asa, com vista a melhorar a velocidade de perda do Crossover.

Com este estudo pretende-se determinar as curvas polares do moto-planador e analisar as suas implicações no projeto.

Este documento é o resultado de um trabalho sério levado a cabo durante 1 ano para otimizar o Crossover. Estes resultados não têm validação prática e apenas podemos comparar os diferentes resultados consoante o método utilizado e assim termos suporte para melhor validar as soluções aqui presentes.

Palavras-chave

Perfil alar, xflr5, Ansys, CFD, Crossover, Flape, velocidade de perda, normas, otimização, razão de planeio, moto-planador.

Folha em Branco

Abstract

This master's dissertation describes a research project in partnership with EuroSportAircraft company to study the performance and aerodynamic optimization of the glider Crossover, this document contains information on the performance and some current alternative solutions in order to optimize this moto glider.

The goal is to improve aerodynamic performance and meet some requisites imposed by the manufacturer, this is because we want the glider to suits the legislation in Europe determined by EASA, the standards to take into account are the "Light Sport Aeroplanes, CS-LSA "and" CS 22 "for gliders and motor-gliders.

In order to meet the goals, I used tools like xflr5 and Ansys v16 to perform different aerodynamic simulations and compare results.

In the first phase I studied in detail the xflr5 and implemented a Crossover model to determine the associated polar, in a second phase used a more complete tool CFD and also xflr5 in the study of high-lift profile that can serve as an alternative to the current. Finally drew in SolidWorks 2D a slotted flap system to the current wing profile, to improve the Crossover stall speed, the CFD analyzes were performed on all Fluent v16.

This document is the result of a serious work carried out for 1 year to optimize Crossover, these results do not have practical validation and can only compare the different results depending on the method used and thus terms support to better validate the present solutions.

Keywords

Flap; Airfoil; xflr5; CFD; Crossover, analysis, stall velocity, optimization, Ansys, optimization, glide ratio , motor- glider.

Folha em branco

Índice

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Palavras-chave	vii
Abstract	ix
Keywords	ix
Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas.....	xv
Lista de Acrónimos	xvi
Nomenclatura	xvii
1.Introdução	1
1.1 Motivação.....	2
1.2 Objetivos e Metodologia	3
1.3 Crossover	4
1.4 Revisão da Literatura.....	5
2.Princípios Teóricos	9
2.1 Introdução.....	9
2.2 Princípios Fundamentais do voo.....	10
2.3 Desempenho Moto-planadores	13
2.4 Aerodinâmica de planadores	18
2.5 XFLR5v6.....	21
2.6 Análises e Desempenho Xflr5	24
2.7 Considerações sobre as análises xflr5	28
2.8 Ansys v16	29
3.Procedimento Numérico	33
3.1 Implementação do Modelo (XFLR5)	33

3.2 Implementação do modelo (Ansys)	40
4.Desempenho aerodinâmico do Crossover	43
4.1 Análise dos Resultados	44
4.2 Resumo desempenho do Crossover	51
5.Configurações Alternativas	53
5.1 Introdução.....	53
5.2 Análise Crossover perfil <i>Novo</i>	54
5.3 Alteração da Forma em Planta da asa.....	60
5.4 Dimensionamento dos flapes.....	64
6.Discussão dos Resultados.....	69
7.Conclusão	71
8.Referências	73
9.Anexos.....	75

Lista de Figuras

<i>Figura 1 - Exemplo do voo em térmicas, (Amorim, 2013).</i>	1
<i>Figura 2 - Desenho do Crossover em SolidWorks. [cortesia EuroSportAircraft]</i>	4
<i>Figura 3 - Primeiros planadores no final do século XIX, (Pilcher, 2011).</i>	5
<i>Figura 4 - Planador Vampyr, (Pilcher, 2011).</i>	6
<i>Figura 5 - Introdução de materiais compósitos em planadores, (Pilcher, 2011).</i>	7
<i>Figura 6 - Planador ETA, (Pilcher, 2011).</i>	7
<i>Figura 7 - Forças que atuam num avião, (Cadete, 2011).</i>	9
<i>Figura 8 - Representação das forças aerodinâmicas num perfil, (Cadete, 2011).</i>	10
<i>Figura 9 - Variação das componentes do arrasto com a velocidade, (Cadete, 2011).</i>	12
<i>Figura 10 - Relação entre a condição de máximo alcance e tempo máximo de voo.</i>	13
<i>Figura 11 - Exemplo da polar de velocidade de um moto-planador, (Cadete, 2011).</i>	14
<i>Figura 12 - Relação entre a velocidade do ar e a velocidade de descida, (Denker, 1995).</i>	15
<i>Figura 13 - Relação entre a velocidade do ar e o ângulo do ataque associado, (Denker, 1995).</i>	16
<i>Figura 14 - Razão descida vs V_{ar}, Cl vs a, (Denker, 1995).</i>	17
<i>Figura 15 - Escoamento sobre um perfil em condição de perda, (Anderson D ; Eberhardt S, 1999).</i>	18
<i>Figura 16 - Efeito da pressão e velocidade em torno de um perfil para diferentes a, (Denker, 1995).</i>	19
<i>Figura 17 - Ilustração das condições para ocorrer sustentação e os fenómenos associados, (Denker, 1995).</i>	20
<i>Figura 18 - Eixos da asa e vento, (Deperre, 2013).</i>	21
<i>Figura 19 - Convenção de sinais.</i>	22
<i>Figura 20 - Relação entre a sustentação e a para perfil c_l e s_l flapes. Valores para aviões de transporte de médio alcance, (Tousif Ahmed, 2013).</i>	32
<i>Figura 21 - Valores típicos do $Cl_{máx}$ para vários tipos de dispositivos de elevada sustentação, (Tousif Ahmed, 2013).</i>	32
<i>Figura 22- Perfil HQ 17/ 14.38 em cima e Novo por baixo.</i>	33
<i>Figura 23 - Representação do modelo utilizado nas análises 2D.</i>	34
<i>Figura 24- Dimensões da geometria de asa utilizada.</i>	35
<i>Figura 25 - Modelo do Crossover implementado nas simulações em xflr5.</i>	36
<i>Figura 26 - Malha utilizada no modelo do Crossover em Xflr5.</i>	38
<i>Figura 27 - Modelo utilizado nas análises 3D do Croosover.</i>	39
<i>Figura 28 - Exemplos do modelo de malha utilizado tipo estruturado.</i>	40
<i>Figura 29- Desenho 3D do Crossover em SolidWorks (Cortesia EUROSPORTAIRCRAFT)</i>	44
<i>Figura 30- Polares do perfil HQ 17/ 14.38; Cl x a, Cl x Cd e Cl/Cd x a; $Re = 2\ 000\ 000$.</i>	45
<i>Figura 31- Distribuição de pressão no perfil HQ 17/ 14.38 $a=0^\circ$.</i>	46
<i>Figura 32- Relação entre razão de planeio e o ângulo de ataque para várias posições dos flapes.</i>	47
<i>Figura 33- Relação entre a razão de planeio e a velocidade do planador.</i>	48
<i>Figura 34- Variação da velocidade de descida com a velocidade do planador.</i>	49
<i>Figura 35- Relação entre a potência requerida e a velocidade do planador.</i>	50
<i>Figura 36- Polares do perfil Novo considerando as condições ao nível do mar com $v=30m/s$.</i>	54
<i>Figura 37 - Distribuição do coeficiente de pressões no perfil Novo.</i>	55

Figura 38 - Relação entre variação da razão de planeio e o ângulo de ataque para $\delta_{flapes} = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$ e 20° , considerando o nível do mar.....	56
Figura 39 - Relação entre a razão de planeio e a velocidade do planador.....	57
Figura 40 -Variação da velocidade de descida com a velocidade do planador.	57
Figura 41 - Relação entre a potência requerida e a velocidade do planador.....	58
Figura 42 - Forma em planta modificada, perfil HQ 17/ 14.38, $A_{asa}=13.64m^2$, $b=18m$	60
Figura 43 - Relação entre razão de planeio e o angulo de ataque para várias posições dos flapes.	60
Figura 44 - Relação entre a razão de planeio e a velocidade do planador.....	61
Figura 45 - Relação entre a potência requerida e a velocidade do planador.....	61
Figura 46 - Variação da potência requerida com a velocidade do planador.	62
Figura 47 - Perfil HQ 17/ 14.38 com flape de fenda, ponto de rotação do flape.	64
Figura 48 - Malha do perfil HQ 17/ 14.38 com flape de fenda.	65
Figura 49 - Polares do perfil HQ 17/ 14.38 com flapes considerando as condições ao nível do mar.	66
Figura 50 - Polares dos perfis HQ e Novo comparando os resultados entre o xflr5 e o fluent considerando o nível do mar e $V=23m/s$	75
Figura 51 - Variação do Cl/Cd vs α no perfil HQ 17/14.38; $\delta=0^\circ$ e $\delta=20^\circ$, utilizando métodos diferentes.	76
Figura 52 - Representação do modelo do Crossover utilizado nas análises em xflr5.....	77
Figura 53 - Desenho em Catia V5 de um modelo do Crossover.	78
Figura 54 - Vistas da malha do tipo estruturado utilizada nas análises em Ansys v16	79
Figura 55 - Variação do C_p e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/ 14.38__ $\alpha=0^\circ$	80
Figura 56 - Variação do C_p e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/ 14.38__ $\alpha=15^\circ$	81
Figura 57 - Variação do C_p e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/ 14.38__ $\alpha=25^\circ$	82
Figura 58 - Variação do C_p e Energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/ 14.38__ $\alpha=0^\circ$ __ $\delta=20^\circ$	83
Figura 59 - Variação do C_p e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/ 14.38__ $\alpha=15^\circ$ __ $\delta=20^\circ$	84
Figura 60 - Variação do C_p e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/ 14.38__ $\alpha=25^\circ$ __ $\delta=20^\circ$	85

Lista de Tabelas

<i>Tabela 1 - Características gerais do Crossover.</i>	<i>4</i>
<i>Tabela 2 - Normas impostas para o Crossover segundo a EASA.</i>	<i>5</i>
<i>Tabela 3 - Características dos perfis utilizados segundo o xflr5.</i>	<i>34</i>
<i>Tabela 4 - Dimensões da asa do Crossover valores retirados do xflr5.</i>	<i>35</i>
<i>Tabela 5 - Dimensões da fuselagem segundo o fabricante.</i>	<i>36</i>
<i>Tabela 6 - Dimensões da E.H. segundo o manual do Crossover.</i>	<i>37</i>
<i>Tabela 7 - Dimensões dos E.V. segundo o manual do Crossover.</i>	<i>37</i>
<i>Tabela 8 - Valores do Cg mediante o nº de passageiros, valores estimados empiricamente.</i>	<i>39</i>
<i>Tabela 9 - Definição das características para as análises em Fluent v16.</i>	<i>41</i>
<i>Tabela 10 - Velocidade de perda para diferentes posições dos flapes, perfil HQ 17/14.38.</i>	<i>51</i>
<i>Tabela 11 - Performance geral do Crossover, perfil HQ 17/14.38.</i>	<i>52</i>
<i>Tabela 12 - Velocidade de perda para diferentes posições dos flapes, perfil Novo.</i>	<i>59</i>
<i>Tabela 13 - Performance geral do Crossover, perfil Novo.</i>	<i>59</i>
<i>Tabela 14 - Velocidade de perda para a nova forma em planta da asa.</i>	<i>63</i>
<i>Tabela 15 - Performance geral do Crossover considerando a forma em planta da asa modificada</i>	<i>63</i>
<i>Tabela 16 - Localização do ponto de rotação do flape</i>	<i>64</i>
<i>Tabela 17 - Performance do Crossover comparando os dois perfis estudados.</i>	<i>76</i>

Lista de Acrónimos

UBI	Universidade da Beira Interior
CAD	“Computacional Assisted Design”: Desenho Assistido por Computadores
CFD	“Computational Fluid Dynamics”: Dinâmica dos Flúidos Computacional
Cl	“Lift Coefficient”: Coeficiente de sustentação
Cd	“Drag Coefficient”: Coeficiente de arrasto
RANS	“Reynolds Averaged Navier-Stokes”
BA	Bordo de Ataque
BF	Bordo de Fuga
MDO	Multidisciplinary Design Optimization
LLT	Lifting Line Theory
VLM	Vortex Lattice Method

Nomenclatura

α	=	Ângulo de ataque
A	=	Força axial
N	=	Força normal
R	=	Força aerodinâmica resultante
L	=	Força de sustentação
D	=	Força de arrasto
c	=	Corda do perfil local
C_d	=	Coefficiente de arrasto do perfil
C_l	=	Coefficiente de sustentação do perfil
C_m	=	Coefficiente do momento
C_p	=	Coefficiente de pressão, $(p_l - p_\infty)/q_\infty$
p	=	Pressão
q	=	Pressão dinâmica
Re	=	Número de Reynolds baseado na velocidade do escoamento não perturbado

e na corda do perfil

S	=	Localização da separação, x_s/c
T	=	Localização da transição, x_t/c
M	=	Nº de mach
e	=	Eficiência de Oswald
λ	=	Razão de afilamento
b	=	Envergadura
V_s	=	Velocidade de perda
P	=	Peso
m	=	Massa
Pr	=	Potência requerida
C_p	=	Centro de pressão aerodinâmica
C_g	=	Centro de gravidade
γ	=	Ângulo de trajetória
PMD	=	Peso máximo à descolagem “MTOW”
C_l/C_d	=	Razão de planeio
δ	=	Ângulo deflexão do flape
ρ	=	Densidade do ar

Folha em Branco

1.Introdução

O desenvolvimento de moto-planadores foi motivado pelo desejo inerente ao ser humano de poder voar da mesma forma livre que as aves onde o voo é realizado pelo próprio prazer, sendo este o fator de maior contribuição para o crescimento desta modalidade.

O desenho de planadores é exemplo de um processo complexo, apesar da ausência de um sistema propulsivo a exigência na conceção de um design altamente eficiente e seguro é elevado. A eficiência é geralmente baseada na capacidade destes para planar o mais longe e maior tempo possível. Otimizar as características aerodinâmicas e obter altos desempenhos é obrigatório nestas aeronaves sendo estas capazes de obter razões de planeio em alguns casos de 60:1, (Anderson D ; Eberhardt S, 1999).

Ao contrário das aeronaves convencionais os planadores têm como único propósito serem capazes de voar da forma mais eficiente possível sem qualquer tipo de propulsão 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 as aeronaves de voo à vela. De facto, este tipo de aeronaves é tipicamente utilizado como objeto de estudo e de aplicação de conceitos aerodinâmicos onde o desempenho depende unicamente de um estudo aerodinâmico apropriado.

A conceção deste moto-planador é influenciada pela eficiência aerodinâmica e peso do veículo, portanto obter elevada sustentação, arrasto e peso baixos são requisitos essenciais a ter em conta neste projeto.

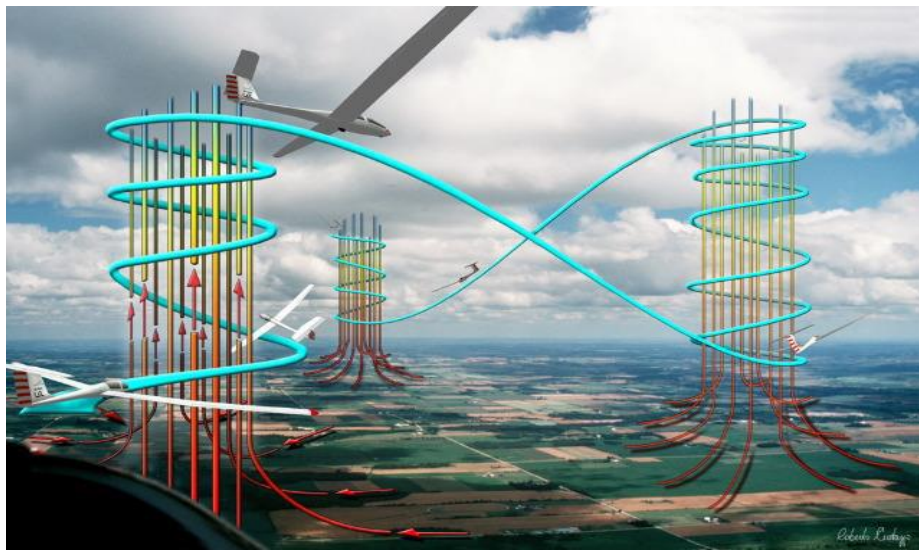


Figura 1 - Exemplo do voo em térmicas, (Amorim, 2013).

Estas aeronaves permitem o voo em térmicas, ou seja, em determinadas condições, as correntes de ar fazem voar a aeronave sem qualquer tipo de propulsão como está ilustrado na Figura 1.

As térmicas são um fenómeno criado pelas correntes de ar em massa produzidas por convecção, que através do aquecimento do solo devido à radiação solar o ar junto ao solo aquece e fica menos denso o que faz com que ele suba até voltar ao equilíbrio térmico com o ar circundante para uma informação mais detalhada consultar (Amorim, 2013).

O voo com planadores está inevitavelmente condicionado pela necessidade de meios especiais de reboque e de infraestruturas como um aeródromo para a sua operação. O seu transporte e acomodação implicam custos adicionais e complicam a utilização destas aeronaves.

1.1 Motivação

A prática do voo é uma disciplina extremamente exigente e o projeto aerodinâmico torna-se crucial no desenvolvimento de moto-planadores de excelência. No projeto e construção de aeronaves requer-se um elevado nível e rigor científico que é por si só um desafio em engenharia. O conceito de voo em moto-planadores pode ser interessante ainda para mais num país como Portugal, que com tantas horas de Sol diárias reúne as condições para excelentes voos.

Pessoalmente acho interessante e penso que existe margem de crescimento desta modalidade, tanto ao nível de entretenimento como do ponto de vista das infraestruturas de transportes.

A oportunidade de dar continuidade a um projeto já existente na tentativa de otimizar o Crossover e de fazer aquilo que mais gosto é motivador e considero importante para a economia do nosso país investir no projeto e criação deste tipo de aeronaves mais pequenas, pois os custos de produção são possíveis e o mercado global está a crescer e compra estes produtos. Mas é preciso garantir qualidade, para isso é necessário investir no conhecimento só assim podemos ser mais competitivos e ter um produto reconhecido globalmente.

Por outro lado, os conhecimentos que posso adquirir com este projeto nas mais variadas áreas da aeronáutica, desde a aerodinâmica ao desenho técnico até à dinâmica de fluídos computacional e todo o processo em geral que deve ocorrer no projeto de uma aeronave. O presente e o futuro próximo passam pelas tecnologias *CAD* e *CFD* e o potencial destas no projeto de aeronaves pode ser crucial e decisivo a todos os níveis, desde o financeiro à qualidade da aeronave.

Por todos estes motivos considerei muito interessante e motivador abraçar este projeto.

1.2 Objetivos e Metodologia

O presente trabalho tem como objetivos principais estudar o desempenho e otimizar as características aerodinâmicas da asa do Crossover, um moto-planador desenvolvido pela empresa portuguesa EuroSportAircraft. Pretende-se enquadrar este planador em duas categorias distintas e alguns requisitos foram impostos de forma a cumprir com as normas em vigor, (European Aviation Safety Agency, 2013) (European Aviation Safety Agency, 2008).

Os objetivos neste projeto são: determinar o desempenho do Crossover, melhorar o desempenho aerodinâmico da asa do Crossover e projetar um flape para asa de forma a cumprir com os requisitos da velocidade de perda.

Numa 1ª fase irei estudar o desempenho aerodinâmico do Crossover e na 2ª fase projetar possíveis alterações na asa com o objetivo de cumprir com os requisitos que são: $VS1 = 18\text{m/s}$ com o peso máximo à descolagem de 472.5 kg e $VS0 = 23\text{m/s}$ com o peso máximo à descolagem de 600 kg.

Para tal serão realizadas análises para o modelo com base no programa xflr5 que pelas referencias (Deperre, 2013), (Boermans, 1981) e (Willner) serve como um bom ponto de partida no projeto de planadores garantindo resultados precisos. A partir deste simulador podemos obter os valores da sustentação e do arrasto produzidos pela asa e estabilizadores, sendo que o arrasto criado pela fuselagem é calculado à parte pelo método explícito em (Raymer, 2004), (Gamboa, 2010), para posteriormente ser adicionado às polares obtidas a partir do xflr5. A potência requerida e análises de estabilidade em relação ao momento de arfagem serão também consideradas neste projeto a partir do xflr5.

Por conseguinte pretende-se estudar possíveis alterações na configuração da asa de forma a garantir um desempenho aerodinâmico mais eficiente do avião todo e respeitando os requisitos exigidos.

De forma a garantir resultados mais precisos e um estudo mais aprofundado as polares retiradas do xflr5 vão ser comparadas com as análises em CFD, isto em 2D e apenas para os perfis utilizados neste projeto. Será utilizado o *Icem v16* na conceção das malhas para os perfis e as simulações são feitas no *Fluent v16*, (ANSYS Inc, 2007) (ANSYS Inc, 2013).

Por fim irei dimensionar os flapes da asa, também com recurso a CFD “Computational Fluid Dynamics” o objetivo é criar um sistema de flapes que permita aumentar o $Cl_{máx}$ o suficiente de forma a obtermos velocidade de perda em conformidade com os requisitos exigidos, estes requisitos estão explícitos na alínea seguinte. O estudo em CFD para sistemas de alta-sustentação têm como bases primárias e teóricas as referências (Tousif Ahmed, 2013) e (Todorov, 2015).

1.3 Crossover

O Crossover combina características de um planador e ultraleve tornando-o único este bi-lugar pretende oferecer voos eficientes, cómodos e com custos atraentes. As características principais do moto planador são descritas na tabela 1.

Tabela 1 - Características gerais do Crossover.

Envergadura da asa [m]	18
Fatores de carga [g]	4 a -2
Vne [km/h]	280
Vc [km/h]	250
Potência disponível [KW]	75
Peso Máx Descolagem [kg]	472.5 / 600
Massa Vazio [kg]	307
Nº de hélices	2
Perfil original da asa	HQ 17/14.38
Perfil E.H.	Naca 64_012
Perfil E.V.	FX 71-L-150/25

Este incorpora um motor com 75 KW e distribui a potência por 2 hélices inicialmente projetadas no bordo de fuga da asa junto à fuselagem como podemos observar, Figura 2.

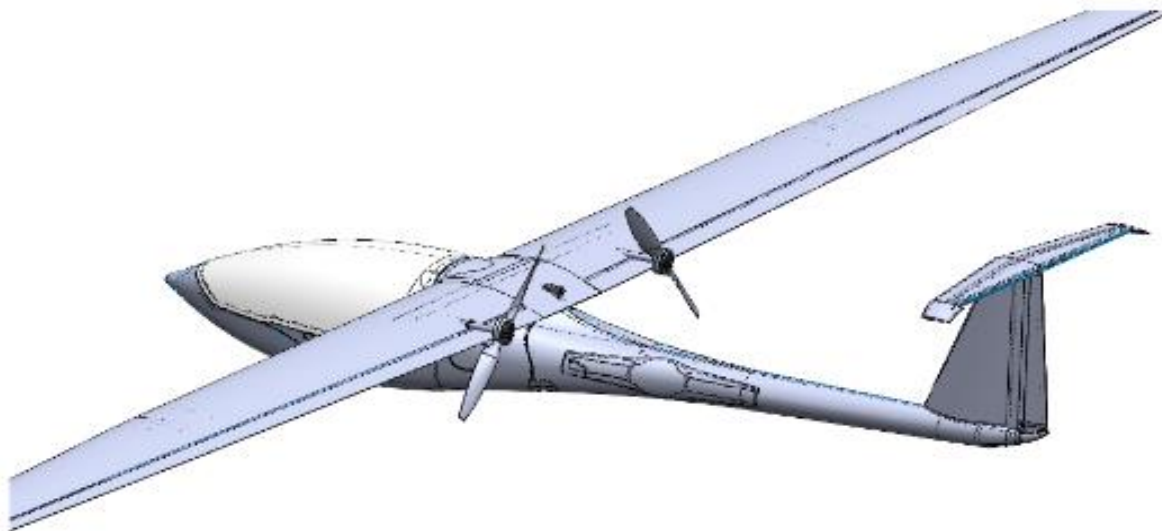


Figura 2 - Desenho do Crossover em SolidWorks. [cortesia EuroSportAircraft]

Para este estudo foram exigidas pelo fabricante o cumprimento de certas condições que respeitem as normas atualmente em vigor para esta classe de aviões.

Os certificados emitidos pela EASA, CS-VLA e CS 22 para ultraleves requerem que o modelo cumpra na íntegra com as seguintes condições (European Aviation Safety Agency, 2013) (European Aviation Safety Agency, 2008):

Tabela 2 - Normas impostas para o Crossover segundo a EASA.

VSO $\delta_{m\acute{a}x}$ /flap [m/s] -> PMD - 472.5 [kg]	18
VS1 s/flap [m/s] -> PMD - 600 [kg]	23

Estes são os requisitos que me proponho atingir de forma a otimizar o trabalho feito até agora e elevar a qualidade da aeronave. O estudo realizado para a obtenção destes valores é explícito neste trabalho, todo o procedimento experimental e resultados vão ser explicados mais à frente.

1.4 Revisão da Literatura

Este subcapítulo pretende descrever resumidamente, e com base nas referências (Pilcher, 2011), (Cadete, 2011) e (Anderson D ; Eberhardt S, 1999) a história sobre os avanços em planadores e alguns dos projetos que têm vindo a ajudar no desenvolvimento desta categoria de aeronaves.

No final do século XIX os primeiros voos em planeio bem sucedidos foram realizados por Otto Lilienthal ele desenvolveu um planador a partir do qual o piloto foi capaz de lançar o modelo do topo de uma montanha e planar vários metros Figura 3, (Pilcher, 2011).

O design para a altura era extremamente leve com hastes externas para apoiar uma asa muito fina. Este projeto proporcionou uma velocidade baixa com uma razão de planeio de aproximadamente 6.



Figura 3 - Primeiros planadores no final do século XIX, (Pilcher, 2011).

O próximo avanço fundamental no voo à vela veio com um teste preliminar realizado pelos Irmãos Wright no início de 1900. Os irmãos Wright desenvolveram o conceito de superfícies de controlo em protótipos sem propulsão com o seu famoso “Wright Flyer”. Esta terá sido a primeira vez que uma aeronave foi controlada alterando a geometria do planador em vez de deslocar o centro de gravidade. Em 1920 após a Primeira Guerra Mundial a Alemanha começou a desenvolver planadores depois de ficarem proibidos de produzir aeronaves motorizadas como resultado do Tratado de Versalhes e é durante este período que a aerodinâmica foi identificada como a principal influência sobre o desempenho num planador.

Além disso, o voo em “térmicas” foi explorado, quando se verificou que os planadores poderiam beneficiar de correntes de ar ascendentes. O Vampyr, visto na Figura 4, era um projeto dessa época que começou a empurrar a autonomia dos planadores em voo de minutos para horas.

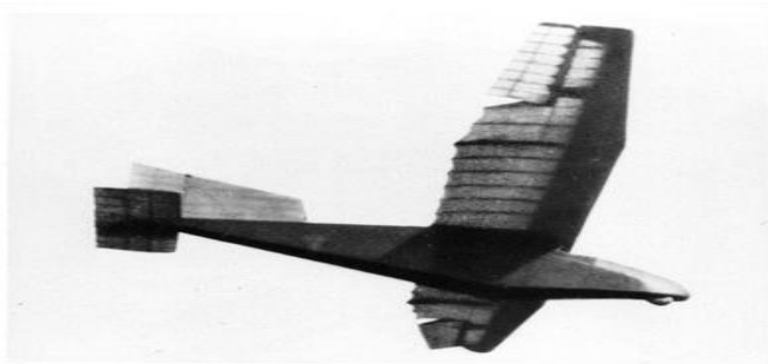


Figura 4 - Planador Vampyr, (Pilcher, 2011).

Mais progressos no desenvolvimento de planadores foram registados em competições anuais nas montanhas de Rhön que, até ao início da Segunda Guerra Mundial, viu estes aproximarem-se de alcances na ordem dos 500 km e razões de planeio aproximadamente de 30:1. Mais uma vez o desenvolvimento de planadores desacelerou durante a Segunda Guerra Mundial, mas o grande salto na tecnologia aeronáutica originado pela guerra trouxe grandes margens de potencial no desenvolvimento destes, (Pilcher, 2011).

A introdução de perfis laminares tal como a série NACA-6 iniciou um movimento em torno da produção de materiais sem rugosidade para a construção de planadores.

Entre os anos de 1950 e 1960 o Ka 6 foi o mais bem-sucedido projeto de planadores que apesar de ser principalmente em madeira foi capaz de levar uma vantagem parcial devido ao seu escoamento ser maioritariamente laminar.

O próximo grande salto no projeto de planadores veio com a introdução dos perfis Eppler. Estes foram desenvolvidos especialmente para planadores e a sua construção beneficiou dos avanços no fabrico de asas em fibra de vidro.

Tornou-se assim possível construir estruturas mais resistentes e ao mesmo tempo mais leves, sendo possível obter secções de asa menos espessas e rugosas, melhorando as propriedades laminares do escoamento. O planador Phoenix, Figura 5, foi o primeiro a tirar vantagem destes avanços e em 1957 foi capaz de atingir uma razão de planeio de 40: 1.



Figura 5 - Introdução de materiais compósitos em planadores, (Pilcher, 2011).

Por volta dos anos 70 materiais compósitos foram sendo introduzidos no projeto de planadores, sendo o primeiro o SB -10. Foi este avanço na tecnologia dos materiais que permitiu ao pesado SB - 10 com 29m de envergadura ser o primeiro planador a chegar a uma razão de planeio de mais de 50:1.

Os avanços mais modernos no design de planadores têm-se verificado no desenvolvimento de materiais compósitos que permitem utilizar envergaduras e razões de aspecto maiores. O planador com melhor desempenho até à data é o Eta, (Anderson D ; Eberhardt S, 1999) (Pilcher, 2011) visto na Figura 6, que tem uma envergadura de 31 metros e uma razão de aspecto de 51 permitindo-lhe alcançar um Cl/Cd máximo de 70:1.



Figura 6 - Planador ETA, (Pilcher, 2011).

Houve muitas aplicações bem-sucedidas nas técnicas de otimização minimizando os problemas no projeto de aeronaves. Estas técnicas abrangem uma vasta gama de abordagens dependendo da estratégia de otimização e a fidelidade dos métodos de análise escolhidos. Os níveis de fidelidade relacionados com os problemas de otimização foram definidos para análise estrutural e aerodinâmica por Bartholomew, (Pilcher, 2011) e dividem-se em três níveis possíveis.

O primeiro nível inclui a análise de baixa fidelidade com base em equações empíricas. O segundo nível tem base em teorias estruturais básicas e programas para cálculos aerodinâmicos baseados no método de painéis finalmente o terceiro nível, engloba a alta fidelidade do Método dos Elementos Finitos em análises estruturais e CFD. Em alguns casos, os métodos de análise de baixa fidelidade podem introduzir uma medida de incerteza sobre os resultados, isso não significa que os métodos de análise de baixa fidelidade forneçam resultados imprecisos, é mais uma falta de certeza em relação aos resultados preverem adequadamente a física do problema como descrevem Giesign and Barthelemy, (Pilcher, 2011).

Na última década, o aumento do poder computacional tem impulsionado o uso da análise de maior fidelidade como ferramenta na criação e otimização do projeto.

Tarefas complexas, tais como design de uma asa podem exigir algumas ferramentas de análise de fidelidade mais elevadas para fornecer resultados confiáveis e práticos.

O estudo aerodinâmico e estrutural envolvido no projeto de asas muitas vezes requer muito detalhe, algo que os métodos de baixa fidelidade podem por vezes não conseguir proporcionar, logo no projeto de otimização avançado métodos com maior fidelidade devem ser considerados, (Pilcher, 2011).

Entretanto, a utilização de gás para prever a dinâmica dos fluidos, também tem provado ser uma técnica eficiente em vários trabalhos anteriores. No final dos anos 80, um projeto aero/estrutural integrado de design da asa foi conduzido por (Grossman, 1988) onde os métodos de análise de baixa e média fidelidade foram usados para modelar as interações aero/estruturais da asa de um planador para uma determinada missão de voo. Na sua aproximação, foram utilizadas a teoria da linha sustentadora e métodos estruturais de vigas, para determinar as características da asa deformada e consequentes efeitos sobre o desempenho aerodinâmico. Este trabalho demonstrou ainda mais a necessidade de uma análise integrada ou a utilização dos métodos MDO (Multidisciplinary Design Optimization) no design de planadores, (Pilcher, 2011).

O estudo para a otimização de “winglets” ou a combinação asa/fuselagem foram realizados respetivamente por (Maughmer, 2003) e (Boermans, 1998), estes dois documentos demonstram a importância de um design aerodinâmico eficiente para uma aeronave desta categoria.

2.Princípios Teóricos

2.1 Introdução

Neste capítulo será feita uma revisão teórica dos conceitos a serem explorados no projeto do Crossover. Pretendo numa primeira parte rever princípios relacionados com o projeto e conceção de moto-planadores e numa segunda parte descrever os métodos e procedimentos executados nas simulações em xflr5 e Ansys v16.

O Crossover, como anteriormente mencionado, incorpora um motor e duas hélices entra na categoria dos moto-planadores sendo que as características aerodinâmicas mais importantes são similares às dos planadores.

Desde a Primeira Guerra Mundial que o voo em planadores tem sido estudado e aperfeiçoado até aos dias de hoje. O principal progresso na performance destes, nos últimos anos advém, do refinamento dos perfis, da resistência específica e flexibilidade de design dos novos materiais aliado ao progresso dos sistemas de produção.

A maioria dos planadores não têm motor e nestes casos a forma mais comum para deixar o solo e ganhar altitude é através do lançamento com reboque aéreo. Os moto-planadores conseguem realizar o seu próprio lançamento e podem também, em qualquer fase do voo, utilizar o motor, como é o caso do Crossover.

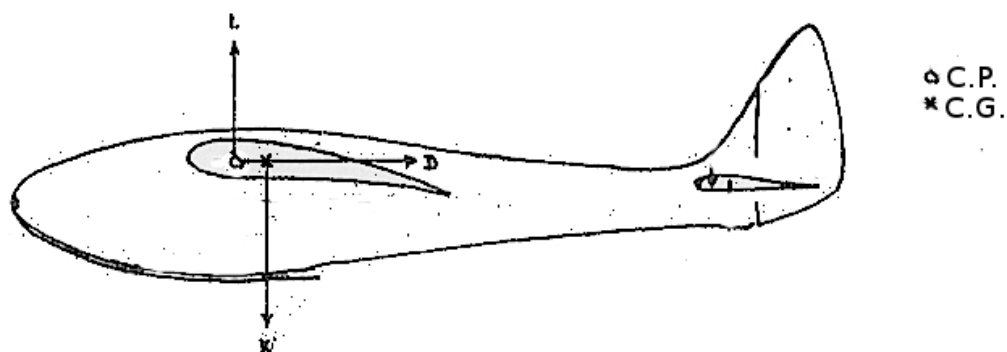


Figura 7 - Forças que atuam num avião, (Cadete, 2011).

2.2 Princípios Fundamentais do voo

Os princípios de voo para planadores é o mesmo para todos os outros aviões (Pedro V. Gamboa & Miguel Ângelo R. Silvestre, 2011) (Cadete, 2011). Um avião está em equilíbrio quando todas as forças a atuar sobre este se cancelarem. As forças que atuam sobre um planador são ilustradas na Figura 7.

Estas forças atuam no centro de pressões [Cp] ou no centro de gravidade [Cg]. A mudança nestas forças leva a alterações na posição relativa entre estes dois pontos.

Em relação às forças aerodinâmicas, todas as partes de um planador produzem sustentação e arrasto, sendo a asa responsável pela maior contribuição na força de sustentação. Para criar sustentação o escoamento tem de se movimentar a uma certa velocidade e direção em relação à asa como representado na Figura 8, onde $[\alpha]$ é o ângulo de ataque entre a corda e a direção do escoamento não perturbado e $[R]$ é a força aerodinâmica resultante.

As componentes da força, perpendiculares e paralelas ao escoamento não perturbado são a sustentação $[L]$ e o arrasto $[D]$, respetivamente. A força resultante manifesta-se como sendo a diferença de pressão entre o ar que passa pelo intradorso e o ar que passa no extradorso da asa. O extradorso é a região de menor pressão e maior velocidade, e o intradorso é a região de maior pressão e menor velocidade. A força resultante pode ser dividida nas componentes normal e axial à corda, $[N]$ e $[A]$ respetivamente.

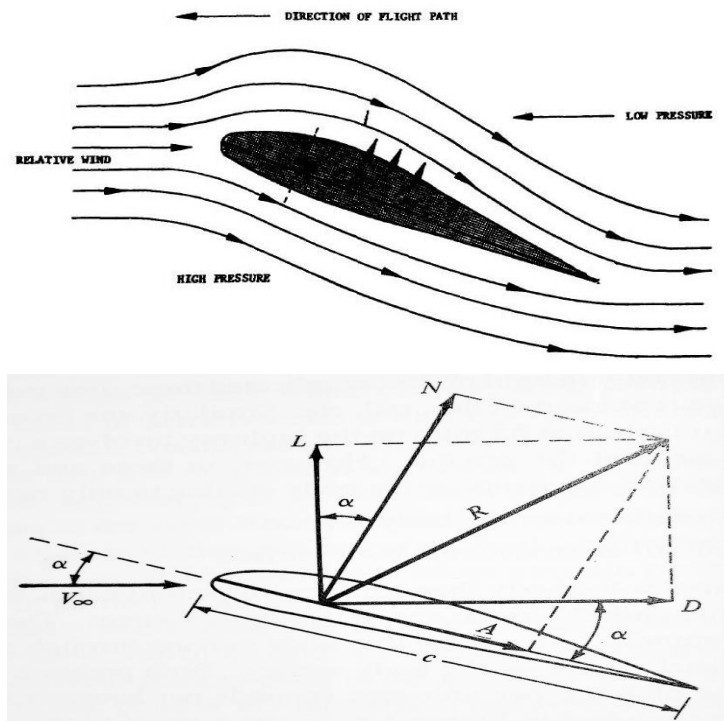


Figura 8 - Representação das forças aerodinâmicas num perfil, (Cadete, 2011).

O arrasto e a sustentação total podem ser obtidos relacionando L e D com N e A através do ângulo de ataque.

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha), (1)$$

$$D = N \sin(\alpha) - A \cos(\alpha), (2)$$

Em aerodinâmica podemos representar estas grandezas por valores adimensionais, o objetivo destes coeficientes é o de expressar significado físico. Prosseguindo temos então o coeficiente de sustentação e arrasto definidos por:

$$C_l \equiv \frac{L}{q_\infty S} \quad \text{e} \quad C_d \equiv \frac{D}{q_\infty S}, (3)$$

A pressão dinâmica pode ser calculada como:

$$q_\infty = \frac{\rho U_\infty^2}{2}, (4)$$

Abaixo estão os coeficientes aerodinâmicos mais importantes:

- N° de Reynolds: $Re = \frac{\rho U_\infty l}{\mu}$
- N° de Mach: $M = \frac{U_\infty}{a}$
- Coeficiente de Pressão: $C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}$
- Coeficiente do Momento: $C_M = \frac{M}{q_\infty S l}$, (5)

Tão importante como a sustentação é a componente da força resultante arrasto, esta resulta de três fontes principais:

- Arrasto parasita: resulta da fricção do ar em torno da asa (tensões de corte) e em alguns casos da interferência provocada nos escoamentos transônicos.

- Arrasto Induzido: resulta do escoamento vertical na asa criado pela sustentação e está relacionado com os vórtices na ponta da asa que interagem com o escoamento sobre a asa. O arrasto induzido é inversamente proporcional ao quadrado da velocidade do ar e da densidade do ar, ou seja, sustentação cria arrasto induzido e o aumento de α também.

- Arrasto de Onda: criado pelas forças de pressão na superfície da aeronave devido à presença de escoamento supersônico e, em particular, ondas de choque.

O arrasto compressível é ignorado no voo de planadores porque as velocidades envolvidas são muito pequenas para criar compressibilidade no escoamento.

As componentes restantes variam com a velocidade como indicado no gráfico apresentado na Figura 9.

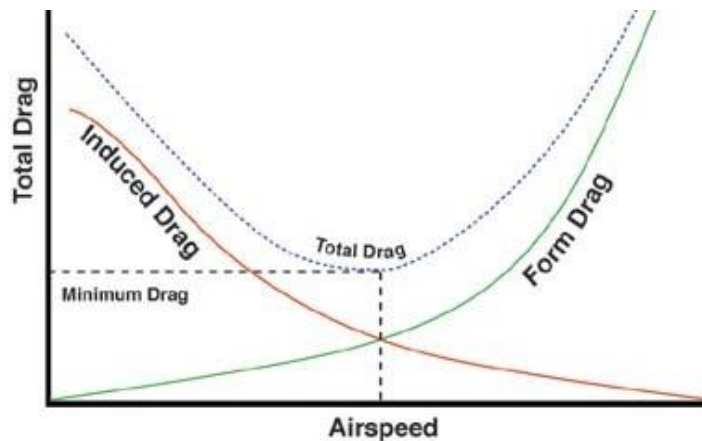


Figura 9 - Variação das componentes do arrasto com a velocidade, (Cadete, 2011).

O arrasto total pode ser estimado matematicamente a partir das duas componentes restantes, ou seja:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2, (6)$$

Onde o primeiro termo representa a contribuição do arrasto parasita e o segundo termo a contribuição do arrasto induzido. No segundo termo, k é o fator de correlação, $k = 1/(\pi Ae)$, onde “ e ” é a eficiência de Oswald que representa os efeitos geométricos da asa e a interferência da fuselagem sobre as asas.

Outra grandeza muito importante em aerodinâmica e para este projeto é a razão de planeio, L/D ou C_L/C_D , esta depende da área da asa S , do perfil, da razão de aspeito da asa AR e do vento relativo.

$$AR = \frac{2b}{C_r(1+\lambda)} = b^2/S, (7)$$

, onde “ λ ” é a razão de afilamento e “ b ” a envergadura da asa. A razão de afilamento afeta diretamente a distribuição de sustentação ao longo da envergadura.

Na aviação geral a razão de aspeito é mantida baixa, mas em planadores é normalmente maior do que 16.

Note-se que o estudo do desempenho da asa do Crossover é muito importante no resultado final do avião e na qualidade do mesmo sem uma boa asa não podemos ter um bom avião.

2.3 Desempenho Moto-planadores

O objetivo principal no estudo da aerodinâmica é manter o voo eficiente, (Cadete, 2011). A eficiência de um planador pode ser medida com base no alcance e duração máxima do voo. Para percebermos melhor a diferença entre estes dois conceitos, devemos assumir que o moto-planador está em equilíbrio, resultando as seguintes equações de movimento:

$$T - D - W \sin(\gamma) = m\dot{V} = 0$$

$$L - W \cos(\gamma) = m\dot{V}_s = 0, (8)$$

, onde γ é o ângulo de trajetória e $V_s = V \sin(\gamma)$ a velocidade de descida. Dividindo uma equação pela outra a relação entre o ângulo de trajetória e a razão de planeio surge, esta expressão dá-nos um ângulo de trajetória negativo.

O alcance máximo $[R]$, corresponde à maior distância percorrida pelo planador, em relação ao solo. Assumindo a altitude inicial, h_1 e a altitude do chão, h_2 , o alcance pode ser calculado a partir:

$$R = \frac{h_1 - h_2}{\tan \gamma_1} = \frac{L}{D} (h_1 - h_2), (9)$$

O alcance máximo está relacionado com o L/D máximo como podemos ver na Figura 10 e 11.

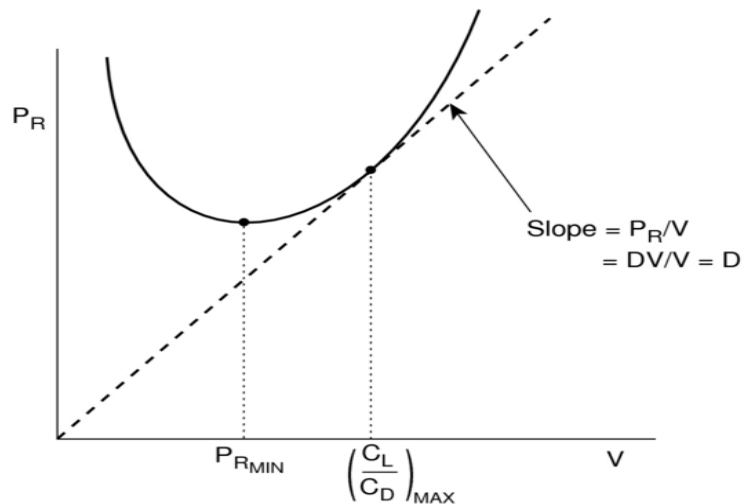


Figura 10 - Relação entre a condição de máximo alcance e tempo máximo de voo.

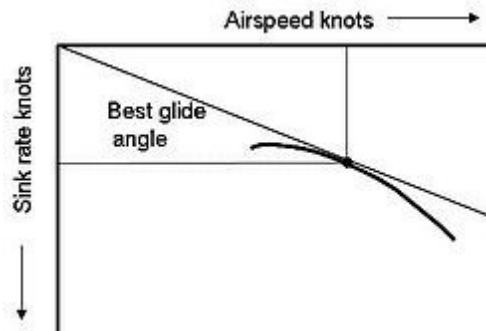


Figura 11 - Exemplo da polar de velocidade de um moto-planador, (Cadete, 2011).

Para atingir a maior duração no voo [E], o γ deve ser mantido no mínimo o que corresponde a uma velocidade mínima de descida. Matematicamente esta velocidade é dada por:

$$Vs = V \sin(\gamma) = -V \frac{D}{W}, (10)$$

Como o melhor ângulo de trajetória é normalmente pequeno, assume-se ($L = W \cos(\gamma) \approx W$).

$$Vs = -V \frac{D}{W} \approx -V \frac{D}{L} = -\sqrt{\frac{W}{1/2 \rho S}} \frac{C_D}{C_L^{3/2}}, (11)$$

A razão de descida está diretamente relacionada com a quantidade $C_D/C_L^{3/2}$ e é também dependente do peso W , no entanto para minimizar a razão de descida, maximizar a duração, estas quantidades devem ser minimizadas. Estas duas medições no desempenho de aeronaves são muito importantes no contexto desta tese.

2.3.1 Ângulo de ataque:

O conceito do ângulo de ataque é muito importante nas análises futuras a performance de um avião está estritamente relacionada com α (Denker, 1995), por exemplo:

- A menor relação potência - razão de descida ocorre para um determinado α .
- A melhor relação potência - razão de planeio ocorre para um determinado α .
- A melhor taxa de subida ocorre para um α particular.
- O melhor ângulo de subida ocorre para um α particular.
- O regime de perda ocorre para um determinado α .

2.3.2 Potência Requerida

A curva da Potência Requerida é também muito importante no projeto de aeronaves, (Denker, 1995). Agora que percebemos melhor sobre o ângulo de ataque vou indicar algumas noções importantes a retirar deste gráfico.

A zona da frente na curva representa os ângulos de ataque mais baixos. O regime denominado por ‘mushing’, termo em inglês, representa os ângulos de ataque médios. O regime de perda representa os ângulos de ataque mais elevados.

De forma particular, a melhor maneira de pensar na curva de potência é como função de duas coisas: velocidade do ar em função de α e razão de subida em função de α também.

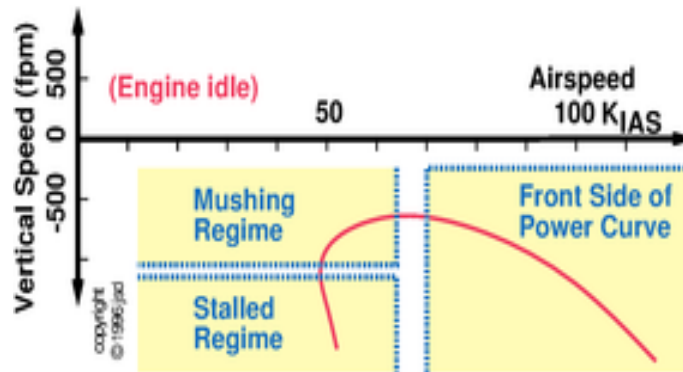


Figura 12 - Relação entre a velocidade do ar e a velocidade de descida, (Denker, 1995).

Quando observamos uma curva polar, Figuras 12 e 13, podemos pensar na razão de subida em função da velocidade do ar, mas essa não é a forma inteligente de pensar nestas coisas. No caso particular, não se pode dizer a diferença entre o regime de perda e o ‘mushing’ baseado no valor da velocidade. Logo a abordagem mais correta é referir a diferença em função de α . A velocidade de escoamento pode ser usada como uma indicação aproximada do ângulo de ataque.

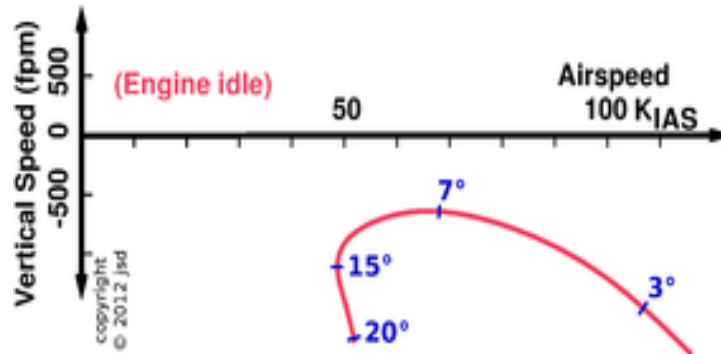


Figura 13 - Relação entre a velocidade do ar e o ângulo do ataque associado, (Denker, 1995).

Quando queremos perceber a curva de potência como um todo, incluindo o regime de perda, temos de pensar nela em função do ângulo de ataque. Tanto a velocidade vertical como a velocidade do ar são determinadas por α .

O ponto na fronteira entre o regime 'mushing' e o regime de perda têm características especiais, o α correspondente é denominado por ângulo de ataque crítico e a velocidade por velocidade de perda.

Não é possível manter o voo para velocidades abaixo da velocidade de perda, mas é possível manter ângulos de ataque mais elevados do que o α_{crit} .

Estes conceitos são de extrema relevância no projeto de um avião, o objetivo é relacionar o contexto teórico com a prática.

2.3.3 Condição de Perda

O α_{crit} é o ponto onde um aumento no ângulo de ataque não aumenta o coeficiente de sustentação, logo acima de α_{crit} estamos no regime de perda. O α_{crit} corresponde a uma velocidade específica, denominada por velocidade de perda, mas a melhor aproximação é falar em termos do ângulo de ataque. Isto porque podemos estar a voar para um α muito elevado e a uma velocidade acima da velocidade de perda, ou seja, a velocidade de voo vai nos enganar e podemos estar a voar em condições de perda, (Denker, 1995).

Existe uma relação profunda entre velocidade do ar e o coeficiente de sustentação, se temos pouca sustentação temos de voar mais depressa. Logo nesta secção vamos discutir sobre dois gráficos muito importantes mais à frente neste documento: V_y vs V ; C_l vs α A Figura 14 ilustra alguns pontos importantes a retirar destes gráficos.

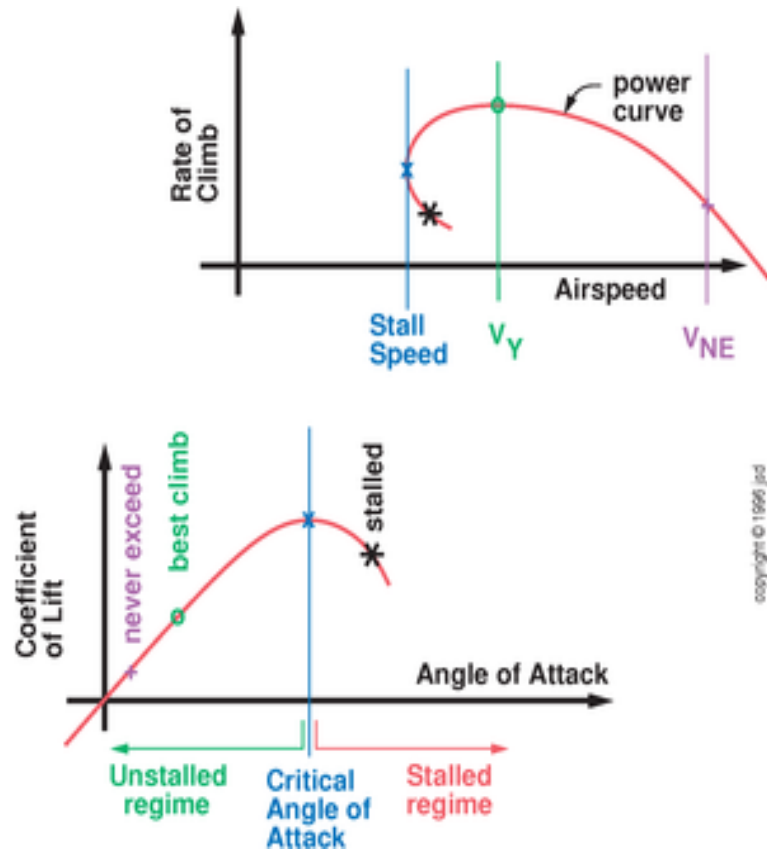


Figura 14 - Razão descida vs V_{ar} , Cl vs α , (Denker, 1995).

No regime de perda o coeficiente de sustentação decresce com o aumento de α , logo a velocidade necessária para suportar o peso do avião deve aumentar à medida que o avião vai ficando cada vez mais em perda. Neste regime ocorre um grande aumento no coeficiente de arrasto o que requer muita potência para manter o nível de voo, a potência constante a taxa de descida aumenta à medida que o avião vai entrando cada vez mais em perda.

Contudo, mesmo no regime de perda as asas produzem sustentação suficiente para suportar com o peso do avião. A força de sustentação não é zero na perda, de fato o coeficiente de sustentação é maximizado na perda. A perda é um problema derivado não da perda de sustentação, mas por causa da perda no amortecimento vertical, (Denker, 1995).

2.4 Aerodinâmica de planadores

A extensão laminar de um escoamento ao longo da asa é um fator chave no melhoramento da performance do perfil, os modelos atuais requerem perfis que maximizem a região laminar do escoamento, (Anderson D ; Eberhardt S, 1999).

Os escoamentos laminares são muito sensíveis a mudanças de velocidade e até na asa mais perfeita o escoamento tende a separar. Em alguns casos o escoamento depois de se separar tende a ‘colar’ de novo criando uma separação laminar, ou bolha, nos outros separa-se em absoluto.

A separação laminar ocorre sem a passagem para turbulento, mas cria imenso arrasto e perdas de sustentação associadas. Uma forma de resolver este problema será através do uso de *turbulators* que vão perturbar o escoamento, forçando a passagem deste para o regime turbulento sem formação de bolhas.

A grande maioria dos planadores entram em perda para α entre os 15° e os 16° . Acima deste ângulo maior parte das características da asa são perdidas, o arrasto devido à turbulência aumenta consideravelmente. A separação, ou linha de transição, começa perto do bordo de fuga e vai avançando para o bordo de ataque à medida que α aumenta. A figura 15 ilustra o escoamento sobre uma asa em condições de perda, a separação ocorre muito cedo e não existe sustentação.

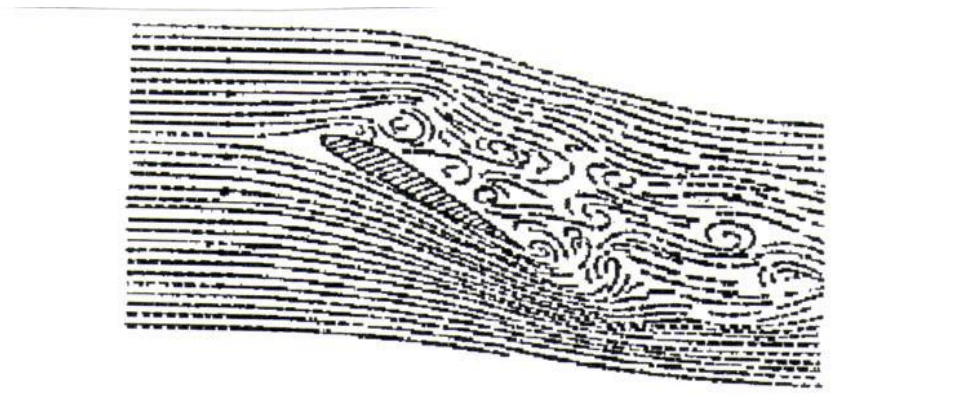


Figura 15 - Escoamento sobre um perfil em condição de perda, (Anderson D ; Eberhardt S, 1999).

O centro de pressões é o ponto no perfil onde as forças de arrasto e sustentação atuam em simultâneo. O C_p varia com o ângulo de ataque em qualquer momento, logo deve ser considerado com muito rigor nas análises de estabilidade.

2.4.1 Camada limite:

Todas as pressões são medidas relativamente ao ar atmosférico, *Gauge pressure*, analisemos a Figura 16, as regiões a azul indicam sucção, pressão negativa em relação ao ambiente, enquanto que as regiões a vermelho indicam pressão positiva em relação ao ambiente. A linha divisória entre sucção e pressão também está indicada na figura 16.

A pressão máxima a que um perfil é sujeito ocorre no ponto de estagnação porque segundo o princípio de Bernoulli o ar parado tem a maior pressão, na linha de estagnação o ar está parado.

A sucção máxima num perfil depende do ângulo de ataque e do detalhe na geometria do perfil. A sucção no extradorso de uma asa é muito mais relevante para a força de sustentação do que a pressão no intradorso. Este efeito de sucção na parte superior da asa é o que realmente a faz voar, (Denker, 1995).

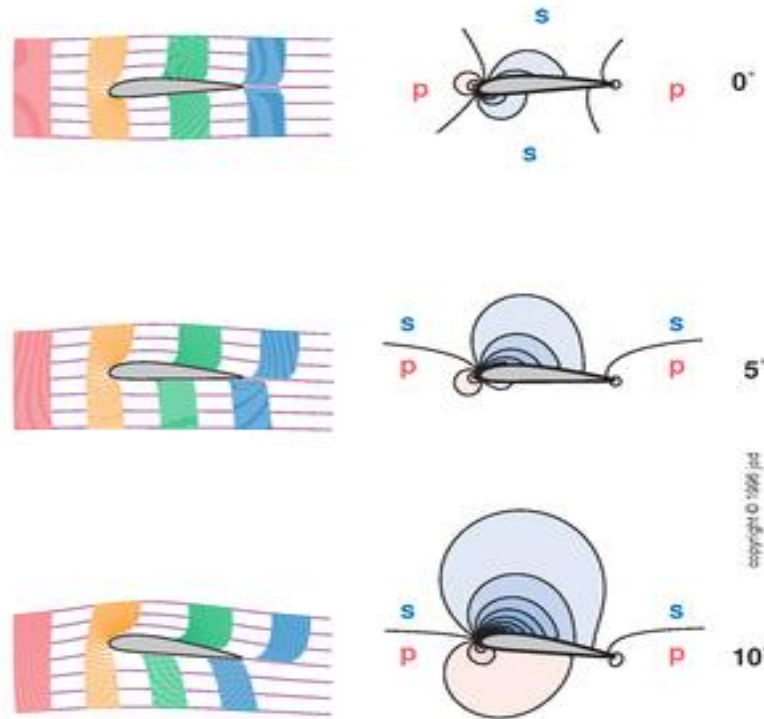


Figura 16 - Efeito da pressão e velocidade em torno de um perfil para diferentes α , (Denker, 1995).

Consideremos a relação entre pressão e velocidade. A Figura 15 representa a pressão e velocidades para diferentes ângulos de ataque, como é visível a velocidade e a pressão dependem do ângulo de ataque.

Se em algum momento a trajetória de uma partícula de ar for curvilínea existe diferença de pressão nas zonas mais próximas do escoamento. Pela figura podemos observar que quanto mais apertadas as curvaturas da trajetória maiores as diferenças de pressão e vice-versa.

2.4.2 Sustentação - Vórtices e Circulação:

Um vórtice é um pedaço de ar em torno de si próprio, (Denker, 1995). A circulação necessária para produzir sustentação pode ser atribuída a vórtices de fronteira, na ponta das asas temos os vórtices de ponta que são a continuação dos vórtices de fronteira que se estendem por largos metros em voo.

A circulação corresponde à rotação do ar em torno da linha de vórtices e sabemos que os aviões para suportar o seu peso têm de empurrar o ar para baixo.

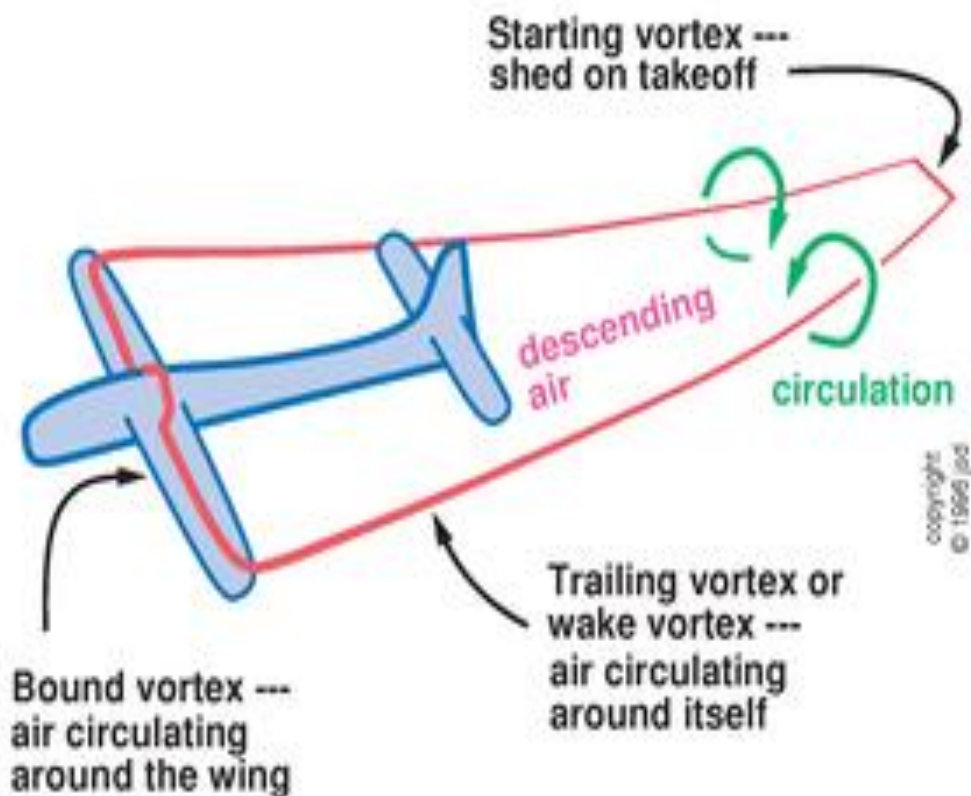


Figura 17 - Ilustração das condições para ocorrer sustentação e os fenômenos associados, (Denker, 1995).

2.5 XFLR5v6

No estudo preliminar de uma nova asa para o Crossover, irei usar o software de simulação xflr5, seguindo a referência (Deperre, 2013) irei descrever o funcionamento do programa. Considerado como uma boa ferramenta para análises aerodinâmicas em perfis, asas e aeronaves para Re baixos, baseia-se nas seguintes teorias:

- **Lifting Line Theory** - Utilizada quando se querem curvas de sustentação precisas, tendo em conta os efeitos viscosos.

- **Vortex Lattice Method** - Este método é preciso o suficiente na maioria das aplicações.

- **3D Panel Method** - Este método não melhora a precisão dos resultados em relação aos métodos anteriores, permite visualizar o C_p .

A convenção utilizada é ilustrada nas Figuras 18 e 19. Os coeficientes de sustentação e arrasto são relativos ao eixo do vento.

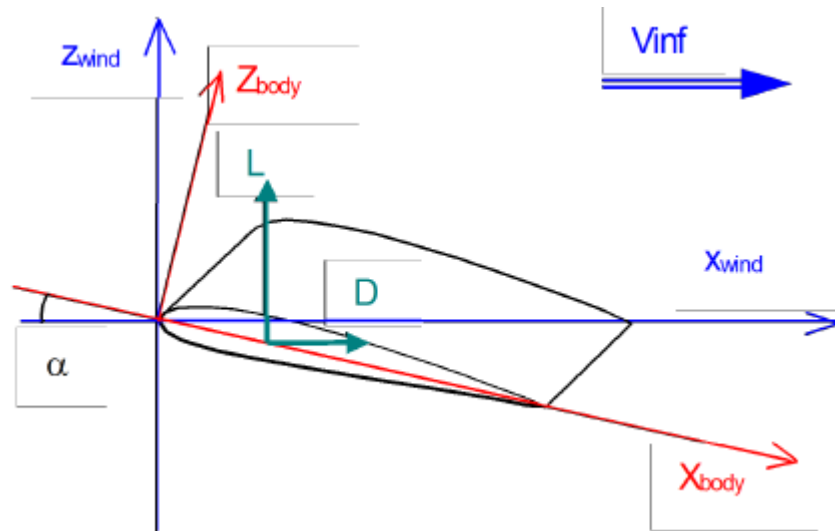


Figura 18 - Eixos da asa e vento, (Deperre, 2013).

A convenção de sinais em aeronáutica mais comum define o rolamento em torno do eixo longitudinal, a guinada em torno do eixo vertical do corpo e a arfagem em torno do eixo horizontal, como é ilustrado na Figura 18:

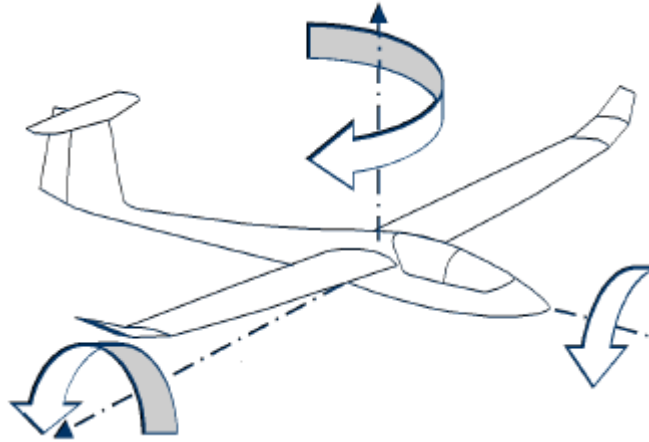


Figura 19 - Convenção de sinais.

2.5.1 Perfis

O Xflr5 fornece várias opções para modificar um perfil já existente, criando assim um novo com base nas seguintes opções:

- modificação da espessura e curvatura de um perfil,
- refinamento local e global,
- alteração da espessura máxima,
- interpolação de perfis,
- métodos inversos.

Para garantir resultados mais precisos é recomendado fazer um refinamento nos painéis do perfil, isto depois de terem sido carregados ou modificados sendo uma medida para garantir o sucesso de futuras análises. Qualquer análise de perfis neste estudo utilizará pelo menos 250 painéis, isto porque o máximo é de 300 e em alguns perfis podem ocorrer problemas computacionais, particularmente não consegui em alguns perfis calcular as polares com mais de 250 pontos, a simulação não convergia e não tinha avanços significativos.

O número máximo de pontos em cada uma das superfícies é de 150. Isto é consistente com o dimensionamento das matrizes no xflr5 e com a precisão necessária para a aplicação, embora o aumento de poder computacional e da capacidade de memória dos computadores modernos permitirem mais pontos. Tipicamente requer pelo menos 50 pontos em cada lado para efetuar uma análise adequada, (Deperre, 2013).

É sempre prudente reformular a malha do perfil, para melhorar a convergência da análise e a sua precisão.

2.5.2 Asa

A asa é definida como um conjunto de painéis, existem 3 opções para calcular a Polar associada à asa aqui será apenas analisado o Tipo 2 - Sustentação constante, isto porque considera-se que a asa deve criar, a qualquer momento, sustentação suficiente para equilibrar o peso do modelo, sendo esta a abordagem mais indicada no seguimento deste trabalho. As análises efetuadas no xflr5 são todas de carácter viscoso e considerando a força de sustentação igual ao peso do motorplanador.

2.5.3 Estimativas de Inércia

O programa permite uma avaliação aproximada da posição do Cg e para os tensores de inércia associados à geometria. A inércia é avaliada no sistema de coordenadas predefinido, ou seja, em relação ao Cg. No xflr5 v6 é definido como massas pontuais distribuídas nas direções da envergadura e da corda.

A distribuição de massa é independente da malha usada na asa para cálculos aerodinâmicos.

Nesta fase de desenvolvimento do código, os resultados não são utilizados em qualquer ponto do cálculo de desempenho. As avaliações de inércia são fornecidas como uma conveniência para análise de estabilidade, tais como códigos AVL, (Deperre, 2013).

2.5.4 Malha:

A malha no Xflr5 para asas, estabilizadores e fuselagem é uma série de painéis distribuídos ao longo da envergadura e corda destes, associados a cada painel estão um vórtice e uma fonte, (Deperre, 2013). As recomendações para implementar uma boa malha são as mesmas para todos os modelos numéricos.

Recomenda-se escolher um painel de distribuição consistente com a geometria da asa, ou seja, a densidade da malha tem de ser maior nos pontos onde existe interrupção geométrica, na raiz e ponta também. A distribuição do tipo cosseno é recomendada na direção da corda para proporcionar maior densidade nos bordos de ataque e fuga.

Há um limite inferior para o tamanho dos painéis, isto porque o cálculo torna-se instável ou pode levar a resultados sem sentido físico. Isto acontece geralmente quando utilizamos funções *sin* na modelação dos painéis. Idealmente, a precisão do cálculo aumenta com o refinamento da

malha, assim como os tempos. Para evitar instabilidade numérica a razão de aspecto dos painéis deve ser mantida baixa.

A implementação atual usa painéis planos de 1º ordem. Idealmente, estes tipos de painéis necessitam de ter os seus quatro cantos no mesmo plano, o que não é possível em geometrias com torção. No entanto não é visto como uma questão importante na conceção de asas para planadores.

Por conseguinte, recomenda-se ter o mesmo número de painéis na direção da corda ao longo da extensão total da asa, e o mesmo tipo de distribuição, quer uniforme ou sinusoidal.

Idealmente, os painéis devem compartilhar os mesmos limites e nós de canto.

2.6 Análises e Desempenho Xflr5

As simulações consistem em três métodos distintos, cada um com as suas próprias vantagens, mas todos eles têm algumas restrições.

O primeiro método é o LLT “Lifting Line Theory”, deriva da teoria da asa de Prandtl. O segundo é o VLM “Vortex Lattice Method” e o terceiro é o “Panel Method 3D”.

Os 3 métodos permitem simulações viscosas e apenas as características principais necessárias para uma boa utilização do código são detalhadas neste capítulo para uma análise mais alargada e completa deste programa sugiro a consulta da referência (Deperre, 2013) e consequentemente as referencias presentes nesse trabalho. A introdução teórica presente apenas pretende contextualizar o leitor com o programa e os métodos utilizados na execução deste projeto.

2.6.1 (LLT) Teoria da Linha Sustentadora - Não Linear:

Esta teoria baseia-se na hipótese de que uma asa pode ser substituída por uma linha sustentadora com o incremento de circulação ao longo da envergadura situados no bordo de fuga da asa em linhas retas na direção da velocidade do escoamento a infinito.

A força destes vórtices de fuga é proporcional à taxa de variação da sustentação ao longo da envergadura. Os vórtices induzem uma velocidade normal à direção da velocidade do escoamento livre. O ângulo de ataque efetivo de cada secção da asa é, portanto, diferente do α geométrico. O ângulo de ataque efetivo, está relacionado com a distribuição de sustentação através do ângulo de ataque induzido. Além disso, o ângulo de ataque efetivo está relacionado com o coeficiente de sustentação, ambas as relações devem ser satisfeitas simultaneamente no cálculo da distribuição de sustentação da asa.

Se as curvas de sustentação das secções forem lineares, estas relações podem ser expressas por uma equação simples que pode ser resolvida analiticamente. Em geral, no entanto, as curvas de sustentação não são lineares, particularmente para ângulos de ataque elevados, e as soluções analíticas não são viáveis. O método de cálculo da distribuição de sustentação na direção da envergadura usando a teoria não-linear das secções torna-se assim na execução de sucessivas aproximações até que seja encontrada uma que satisfaz simultaneamente as relações acima mencionadas.

- Limitações:

Existem 2 limitações principais na Teoria da Linha Sustentadora:

- ✓ Os cálculos estão sujeitos às limitações da teoria e não devem ser esperados resultados precisos para asas com baixa razão de aspecto e grandes quantidades de torção.
- ✓ Além disso, a forma em planta da asa deve situar-se no plano xy, logo aconselha-se utilizar pouco diedro.

- Precauções:

A convergência não é um processo robusto, requer o uso cuidadoso do fator de relaxamento. Este fator deve ser sempre maior do que 1. Um valor de 20 é geralmente um bom começo e pode ser aumentado se necessário para a convergência. Normalmente as asas com uma razão de aspecto baixa exigem valores altos.

O número de estações em toda a extensão da asa deve ser mantido por volta dos 20, mas pode ser aumentado até 40. Um número maior não melhora a precisão da análise e tende a prejudicar seriamente a convergência. O fator de relaxamento deve ser aumentado quanto maior for o número de estações ao longo da envergadura. Este método só permite análises viscosas.

2.6.2 Vortex Lattice Method (VLM) - Linear:

Este método foi implementado como uma alternativa na análise de geometrias de asa que saiam fora dos limites da análise pelo método LLT, (Deperre, 2013). As principais diferenças em relação ao LLT são:

- ✓ No cálculo da distribuição de sustentação, o arrasto induzido é invíscido e linear, por exemplo, ele é independente da velocidade da asa e de as características viscosas do ar.
- ✓ O método é aplicável a qualquer geometria comum, incluindo aquelas com torção, baixa razão de aspeto e diedro alto, incluindo os “*winglets*”.

O princípio do método VLM é modelar a perturbação gerada pela asa por uma soma de vórtices distribuídos ao longo da forma em planta da asa. Os vórtices são calculados para satisfazer as condições de fronteira apropriadas, ou seja, não permitir penetrações nas superfícies dos painéis.

- Limitações:

Os algoritmos neste método calculam primeiro o coeficiente de sustentação os outros valores coeficientes de momento e a posição do centro de pressões, podem ser calculados pela integração das forças sobre a superfície. As variáveis em relação a escoamentos viscosos são interpoladas a partir dos valores de C_l nas polares anteriormente criadas pelo xfoil, isto levanta um problema para C_l altos e baixos, onde a curva polar Tipo 1 pode ser interpolada quer antes quer depois do ângulo de perda.

Isto quer dizer que não devemos utilizar este método em torno de ângulos de ataque perto dos ângulos de perda.

2.6.3 Método do Painel 3D - Linear:

Este método foi introduzido com os seguintes objetivos:

- ✓ aperfeiçoar os resultados dos métodos LLT e VLM por um modelo mais sofisticado e completo em 3D, tendo em conta a espessura das asas, enquanto que o VLM apenas considera a superfície de curvatura média.
- ✓ fornece informações mais precisas nas distribuições do C_p sobre as superfícies superior e inferior da asa.
- ✓ fornece um método capaz de modelar fuselagens.

No Método do Painel 3D a asa é modelada de forma distinta dependendo se a análise corre para uma asa ou para o avião todo. As condições de fronteira podem ser do tipo Dirichlet ou Neumann.

- ✓ para a análise apenas sa asa esta é considerada como uma superfície com espessura.
- ✓ para a análise de um avião completo, a fuselagem é incluída e as asas são implementadas como superfícies finas, esta restrição deve-se à impossibilidade de criar conexões apropriadas entre asa e fuselagem sem a ajuda de um programa de CAD-3D.

2.6.4 Condições de Fronteira (CF):

No cálculo pelo método do Páinel-3D as CF podem ser do tipo Neumann ou Dirichlet. Após um processo de tentativa e erro a recomendação é usar as condições de fronteira do tipo Dirichlet. A última condição é mais sensível a alterações na geometria local, e leva a resultados menos convincentes.

2.7 Considerações sobre as análises xflr5

Regra geral os métodos LLT e VLM adaptam-se para ângulos de ataque relativamente baixos.

A suposição mais questionável do algoritmo de design da asa é provavelmente o uso do modelo em xfoil e a transição para asas com razão de aspecto finita. A simulação 2D proposta pelo xfoil corresponde a asas infinitas, onde uma bolha laminar se estende indefinidamente ao longo da envergadura, alguns autores sugerem que nas asas com envergadura limite essas bolhas vão aparecer apenas numa fração da asa. No entanto, as teorias para transições 3D ainda estão em desenvolvimento e para o autor (Deperre, 2013) não garantem satisfação total ainda.

O método consiste em interpolar os resultados criados no xFoil o que é claramente uma aproximação sem fundamento teórico ou experimental, mas deve ser uma aproximação razoável para asas com razões de aspecto médias e altas

As características viscosas precisas tendem a degradar-se para geometrias de asa diferentes da asa infinita ideal em 2D. Assim os resultados para geometrias não planares e com baixa razão de aspecto devem ser considerados com muita cautela.

O arrasto viscoso é estimado por interpolação das polares existentes no xflr5, através dos valores de C_l , o que pressupõe implicitamente que o comportamento do perfil para uma asa finita não é muito diferente para uma "infinita". Este método de interpolação a partir do xfoil traduz resultados que são uma boa aproximação sem suporte teórico ou experimental consistente, (Deperre, 2013).

No caso do arrasto, devido à transposição de resultados 2D para 3D, a estimativa do arrasto viscoso é provavelmente muito baixa e pode levar a resultados indiscutivelmente otimistas.

2.7.1 Seleção de um Método de Análise:

O método LLT deve ser sempre preferido se a geometria da asa é consistente com as limitações da teoria. Este proporciona maior fidelidade nas medições do arrasto viscoso, dá uma estimativa melhor do comportamento em torno das condições de perda para ângulos de ataque elevados e é o mais aceite pela comunidade aeronáutica.

O método do painel 3D deve ser selecionado se houver interesse na distribuição do C_p na asa, ou se a influência do corpo for importante na análise. A análise VLM é preferível para todos os outros casos. Para este projeto irei utilizar as três análises, o método LLT para análises da velocidade de perda, o VLM para analisar as polares do modelo sem fuselagem note-se que o arrasto criado pela fuselagem é calculado e adicionado posteriormente às polares obtidas no xflr5.

2.8 Ansys v16

2.8.1 Introdução:

O desenho de configurações de asas com alta-sustentação é uma das partes mais importante deste projeto influenciando as características aerodinâmicas de todo o modelo, mesmo tratando-se de um estudo em 2D, apenas depois desta fase do projeto podemos avançar para simulações mais avançadas em 3D.

Com a ajuda de métodos computacionais CFD “Computacional Fluid Dynamics”, podemos resolver as equações de Navier-Stokes para escoamentos incompressíveis de forma a prever a dinâmica dos fluidos em torno de perfis alares, estes métodos permitem prever a sustentação, arrasto e visualizar o escoamento em torno do perfil de forma pouco dispendiosa e com um detalhe e precisão considerável.

Hoje em dia estes programas são largamente utilizados para prever as características aerodinâmicas de asas, porém este método numérico para asas de alta sustentação ainda permanece difícil de resolver. O programa escolhido é o Fluent e é provavelmente o mais atual e completo no mercado, na minha observação. Com a introdução deste tipo de análises (CFD) pretende-se:

- Obter um modelo de comparação com os dados obtidos no xflr5 para os perfis HQ 17/14.38 e Novo.
- Dimensionar os flapes da asa com o perfil HQ 17/14.38.

Selecionar o modelo adequado no estudo de escoamentos é determinante para o sucesso deste tipo de análises tratando-se de um planador sabemos que o escoamento será maioritariamente laminar, mas também tem zonas turbulentas. A turbulência tem um caráter determinante em muitos parâmetros no estudo de escoamentos, como por exemplo no arrasto de fricção, na transferência de calor, na separação, na transição laminar para turbulento, na espessura da camada limite e nos vórtices, logo as configurações de alta sustentação complicam a física do escoamento porque temos que considerar tais fenómenos, (Todorov, 2015), (Tousif Ahmed, 2013), (Coder, 2010).

Este programa permite utilizar vários modelos turbulentos tendo características diferentes e adaptáveis às mais variadas situações, ou seja, nenhum dos modelos é considerado pela crítica como sendo superior, a escolha de um modelo depende de uma análise cuidadosa da física do escoamento, do nível de exatidão necessário, dos recursos computacionais, e do tempo gasto na

simulação. As limitações dos recursos computacionais menos dispendiosos como os utilizados neste estudo através do xflr5, podem assim ser avaliadas, comparadas e validadas.

Em primeiro lugar e muito importante é a execução das malhas dos perfis, estas foram desenhadas no ICEM, (ANSYS Inc, 2007). A malha pode ser do tipo: não-estruturada, estruturada ou híbrida.

- **Estruturada:** Preenchimento do espaço eficiente permitindo melhor convergência e resoluções mais altas, não pode ser utilizada em geometrias complicadas.
- **Não-estruturada:** preenchimento do espaço ineficiente, utilizada em geometrias mais complicadas.
- **Híbridas:** contém uma mistura das duas últimas de forma eficiente mediante o problema.

Neste projeto as malhas utilizadas são todas do tipo estruturado. Outro passo importante como referido anteriormente é a escolha do modelo turbulento, sendo a parte mais difícil e limitante na precisão da solução. De forma a reproduzir as condições do escoamento reais para moto-planadores e segundo (Hansen, 1981) a intensidade turbulenta é de 0.02% e a viscosidade turbulenta igual a 10, o escoamento é incompressível, a densidade e a pressão atmosférica são consideradas como os valores de referencia ao nível do mar. Para investigar o desempenho do perfil utilizado no Crossover e após uma análise cuidadosa das referências (Coder, 2010), (Hansen, 1981) (GOKDEPE, 2015) e (João Morgado, 2016) verificou-se que os modelos mais corretos para este estudo são:

- **SST turbulent model (4 equações)** - Este modelo criado em 2009 por *Langtry e Menter* prevê o uso de equações de transporte adicionais para os modelos turbulentos, estas permitem prever a transição via separação laminar com formação de bolha ou transições naturais.

- **Spalart-Allmaras (1 equação)** - É um RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) de baixo custo, este modelo resolve uma equação de transporte para uma viscosidade de Eddy modificada. Foi desenhado especialmente para uso na indústria aeronáutica envolvendo *wall-bounded flows*.

- **Transition k-kl-omega (3 equações)** - O denominado modelo “transition k-kl omega” é baseado no código formulado por *Walters and CoklJat*. Neste modelo foram adicionadas três equações de transporte para a energia cinética turbulenta, laminar e para a dissipação específica. Para uma análise mais detalhada consultar a referência (Y. Zhang*, 2013), (João Morgado, 2016).

2.8.2 Dimensionamento dos flapes

Um estudo foi feito no perfil HQ 17/14.38 com flape de fenda no intuito de examinar os coeficientes aerodinâmicos e o incremento de sustentação criado. Como sabemos o uso de flapes nas asas de um avião hoje em dia é muito comum pois aumenta a sustentação produzida pela asa. Este dispositivo é fundamentalmente um elemento móvel que ajuda o piloto a mudar a geometria e as características da asa de forma a controlar o avião em movimento ou melhorar as suas características de forma antecipada.

A Figura 21, mostra alguns modelos possíveis de flapes que podem ser utilizados para aumentar a sustentação máxima dos perfis.

A velocidade de perda pode ser obtida em termos do coeficiente de sustentação máximo, pela definição de C_l temos:

$$L = q_{\infty} S C_l = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S C_l, (12)$$

Onde, $V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_{l_i}}}$, no caso de voo nivelado, $W = L$. Analisando esta equação retiramos que uma das formas de diminuir a velocidade de perda é maximizando o C_l para um determinado peso, tamanho e altitude. Prosseguindo obtemos a V_s como:

$$V_s = \sqrt{\frac{gW}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} S C_{l,máx}}}, (13)$$

De forma a reduzir a V_s e aumentar o $C_{l,máx}$ de um perfil podemos utilizar dispositivos de alta sustentação como por exemplo os flapes no bordo de fuga da asa. Quando a deflexão (δ) do flape é positiva, para baixo, o coeficiente de sustentação aumenta devido ao aumento da linha de curvatura média.

A Figura 20 representa a variação da curva de sustentação x ângulo de ataque com o efeito dos flapes. Podemos constatar que quando os flapes estão defletidos para baixo o $C_{l,máx}$ aumenta e o ângulo de ataque associado baixa, o ângulo de sustentação nula desloca-se mais para a esquerda do gráfico.

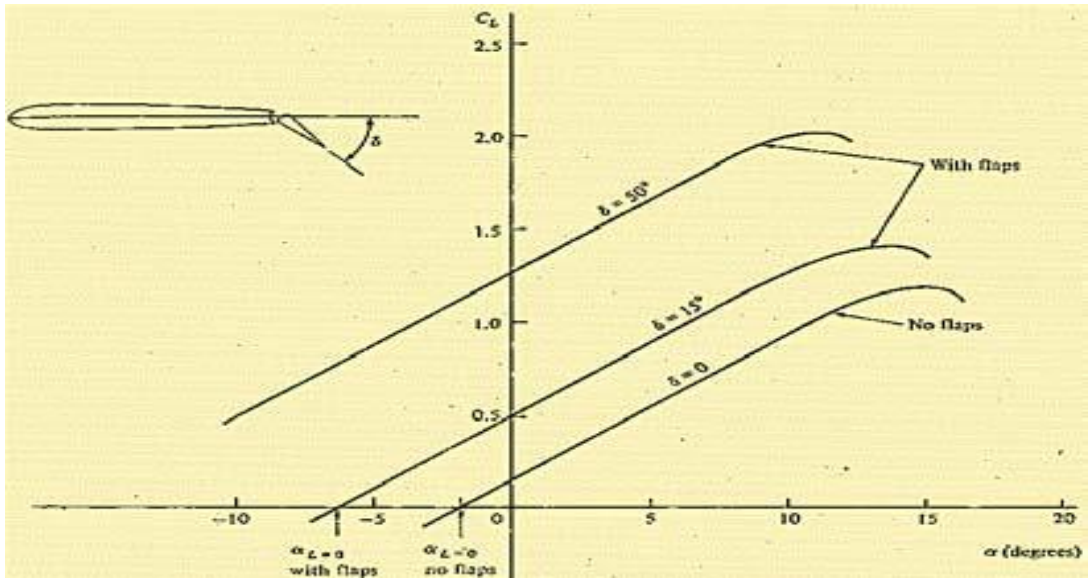


Figura 20 - Relação entre a sustentação e α para perfil c/ e s/ flapes. Valores para aviões de transporte de médio alcance, (Tousif Ahmed, 2013).

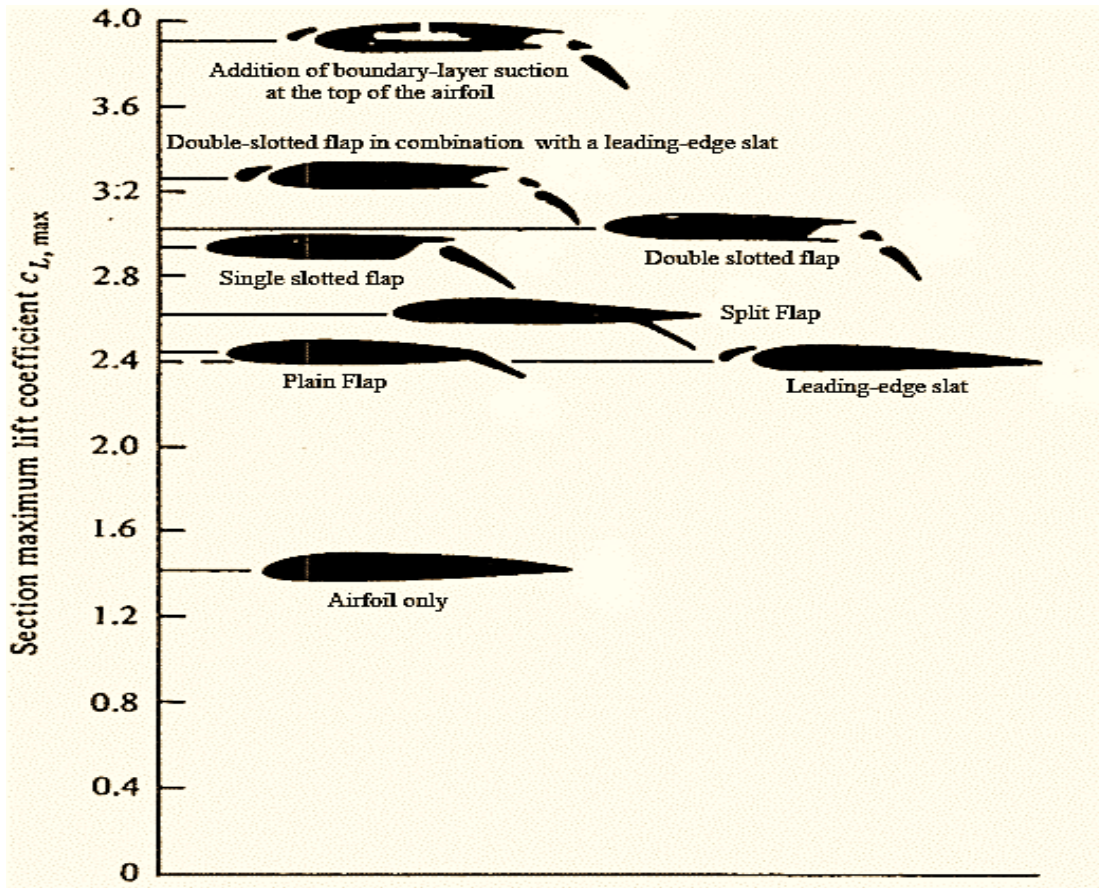


Figura 21 - Valores típicos do $C_{L,max}$ para vários tipos de dispositivos de elevada sustentação, (Tousif Ahmed, 2013).

3.Procedimento Numérico

3.1 Implementação do Modelo (XFLR5)

O perfil atualmente implementado no planador é o Horstmann and Quast 17/14.38, este foi desenvolvido para planadores apresentando desempenhos elevados, sendo um modelo já existente no mercado com grande aceitação como é exemplo o planador ASW 22.

A partir daqui o objetivo passa por fazer um estudo aerodinâmico do moto-planador, para posteriormente considerar alterações, de forma a otimizar a asa e obter os valores exigidos nas condições do projeto.

3.1.1 Perfil

A Figura 22 ilustra os perfis utilizados neste trabalho, HQ 17/14.34 e Novo, o número de painéis é refinado para valores entre os 250 e os 300, com maior densidade junto ao bordo de ataque e bordo de fuga seguindo a referência (Willner) (Deperre, 2013) é um procedimento importante de forma a melhorar a precisão de análises posteriores.

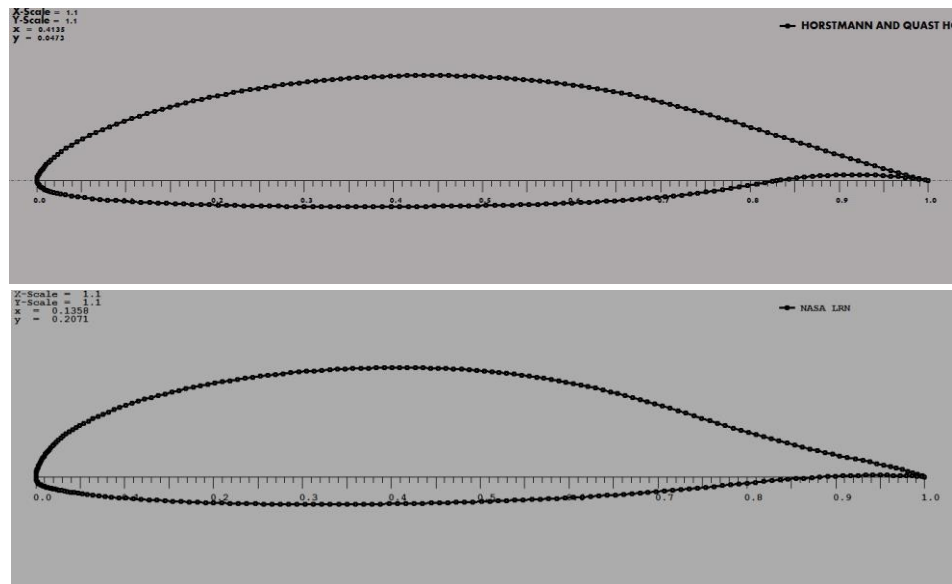


Figura 22- Perfil HQ 17/14.38 em cima e Novo por baixo.

O modelo da asa original do Crossover tem uma ligeira diferença no bordo de fuga, apesar disso não é significativa porque essa diferença refere-se à posição do flape, considerando esta

geometria como sendo a normal, a utilizada no Crossover utiliza -5° de flape como posição inicial do flape. As características principais dos perfis estão indicadas na tabela 3 segundo o Xflr5.

Tabela 3 - Características dos perfis utilizados segundo o xflr5.

Perfil	Espessura %c	Linha curvatura média %c	Corda Flaperon %c
<i>Horstmann and Quast HQ-17/14.38</i>	14.39	4.32	18
<i>Nasa LRN</i>	15.17	4.59	18

No seguimento da implementação do perfil recorro aos comandos “*De-Rotate e normalize*” antes de iniciar uma análise “*Batch*” do Tipo 1 para o perfil, o modelo escolhido para as análises dos perfis neste projeto está ilustrado na Figura 23. Segundo (Deperre, 2013) e (Marc Drela) o n_{crit} foi escolhido como sendo 11 pois é o indicado para moto-planadores.

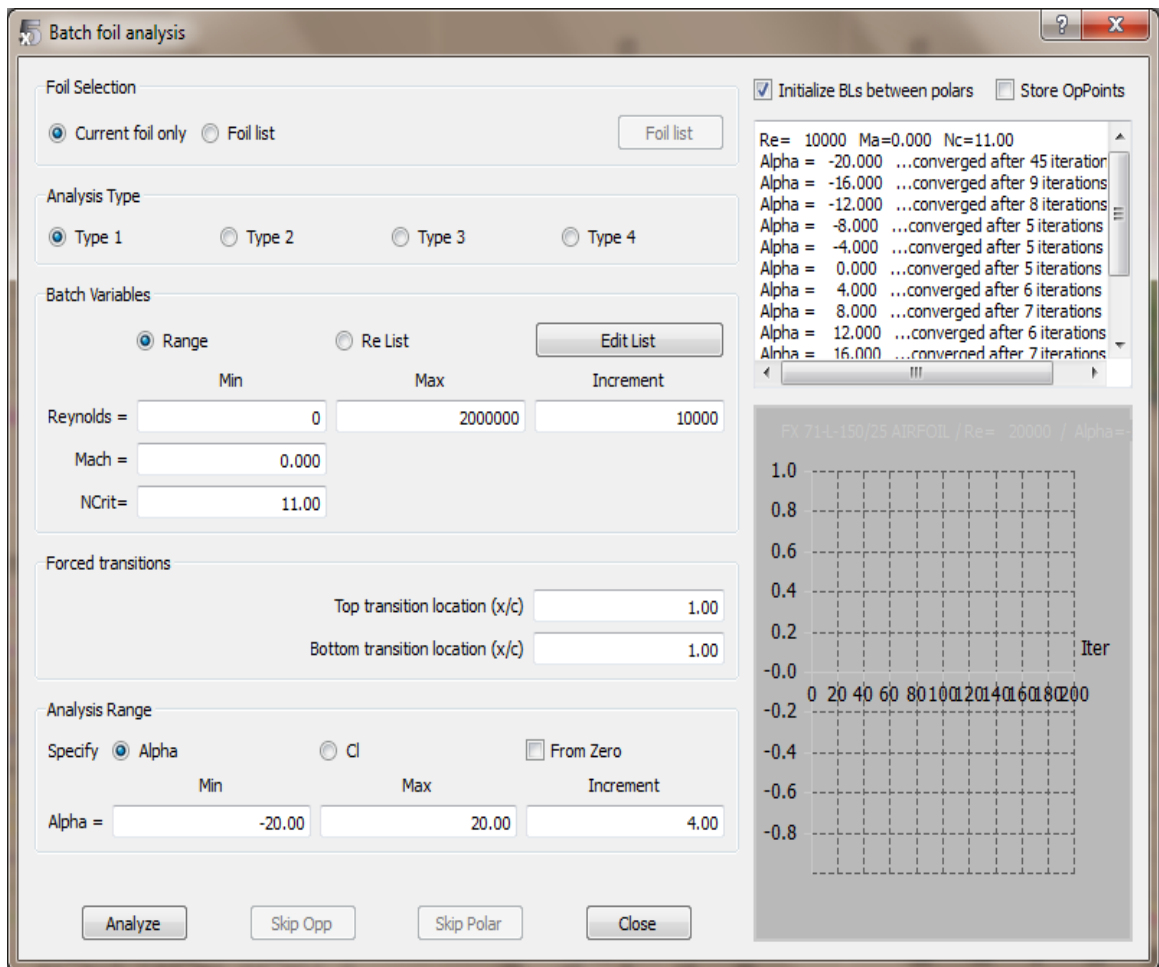


Figura 23 - Representação do modelo utilizado nas análises 2D.

3.1.2 Forma em planta da asa

As características principais da asa são apresentadas na tabela 4 e segundo o xflr5:

Tabela 4 - Dimensões da asa do Crossover valores retirados do xflr5.

Envergadura [m]	18
Corda aerodinâmica média [mm]	701.555
X_CG [mm]	347.956
Área [cm ²]	117385.260
Razão de Aspeto	27.60
Torção [°]	2.45

As dimensões da asa são ilustradas na Figura 24. Esta imagem foi retirada do manual de instruções do DG 800, dado ser esta a forma em planta da asa atualmente implementada no Crossover, (DG Flugzeugbau GmbH, 2005).

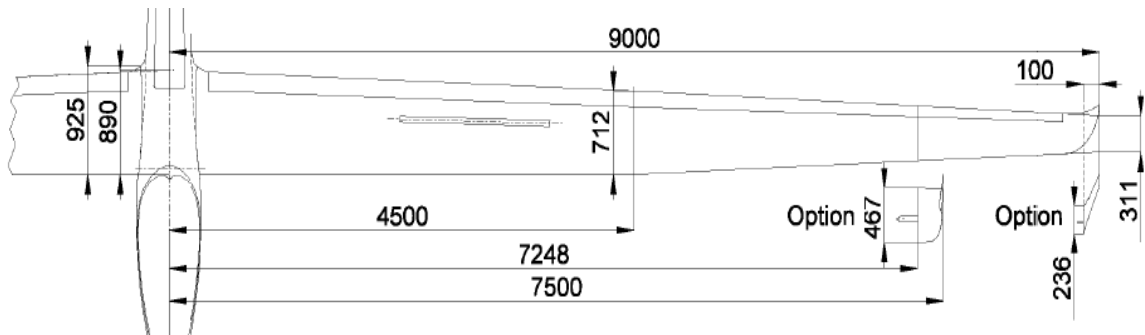


Figura 24- Dimensões da geometria de asa utilizada.

3.1.3 Fuselagem:

As dimensões da fuselagem estão indicadas na Tabela 5 o objetivo aqui passa por reproduzir com máximo pormenor a geometria da fuselagem, isto porque a medição do arrasto criado pela fuselagem não pode ser ignorada e deve ser precisa. Note-se que o modelo numérico utilizado pelo Xflr5 não permite calcular o arrasto total criado pela fuselagem, isto porque despreza a contribuição do arrasto viscoso no arrasto total criado. De forma a contornar esta limitação do programa vou calcular o arrasto viscoso da fuselagem e nacelas pelo método referenciado (Raymer, 2004) (Gamboa, 2010), e adicionar a sua contribuição aos resultados do xflr5 sem fuselagem.

A área da fuselagem utilizada foi retirada do modelo ilustrado no Anexo, Figura 53. O modelo do Crossover no Xflr5 é ilustrado na Figura 25 e em anexo Figura 52.

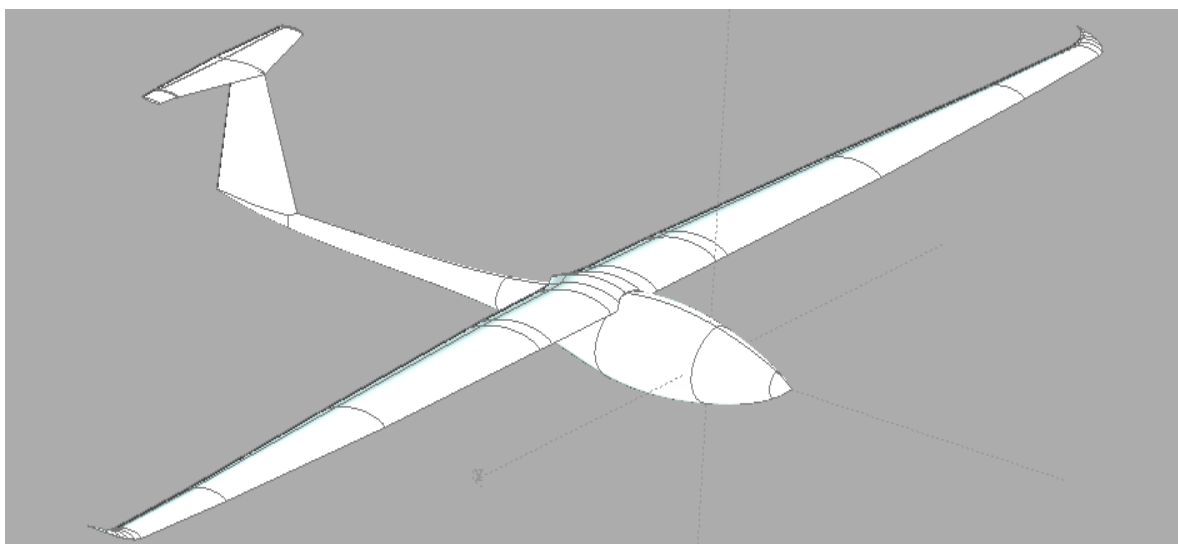


Figura 25 - Modelo do Crossover implementado nas simulações em xflr5.

Tabela 5 - Dimensões da fuselagem segundo o fabricante.

Comprimento [m]	6.9
Área frontal máxima [m ²]	0.900
Altura máxima [m]	0.85
Largura máxima [m]	1.16
Peso [kg]	150

3.1.4 Empenagens Horizontal / Vertical

As tabelas 6 e 7 apresentam os dados geométricos das empenagens horizontal e vertical, respectivamente:

Tabela 6 - Dimensões da E.H. segundo o manual do Crossover.

Envergadura (m)	2.59
Corda na raiz (m)	0.584
Corda na ponta (m)	0.227
Área de referência (m^2)	0.907
Dimensão flape [%c]	20
Posição inicial do flape (%b)	0
Posição final do flape (%b)	87
Enflechamento raiz[°]	9
Incidência [°]	-1
Perfil	Naca 64-012

Tabela 7 - Dimensões dos E.V. segundo o manual do Crossover.

Envergadura (m)	1.141
Corda raiz (m)	0.974
Corda ponta (m)	0.377
Enflechamento raiz [°]	24
Área de referência (m^2)	0.77
Dimensão flap [%c]	27
Posição inicial do flap (%b)	4
Posição final do flap (%b)	96
Perfil	FX 71-L-150/25

3.1.5 Malha

A Figura 26 ilustra a malha utilizada nas simulações para o modelo inteiro devido a restrições no código a malha para a asa não pode ter mais do que 5000 painéis.

Podemos observar que existe uma maior densidade de painéis nos bordos de ataque e fuga, mas também junto à raiz e ponta da asa, como sugerido por (Deperre, 2013). Foram utilizados aproximadamente 5000 painéis pois não são permitidos mais.

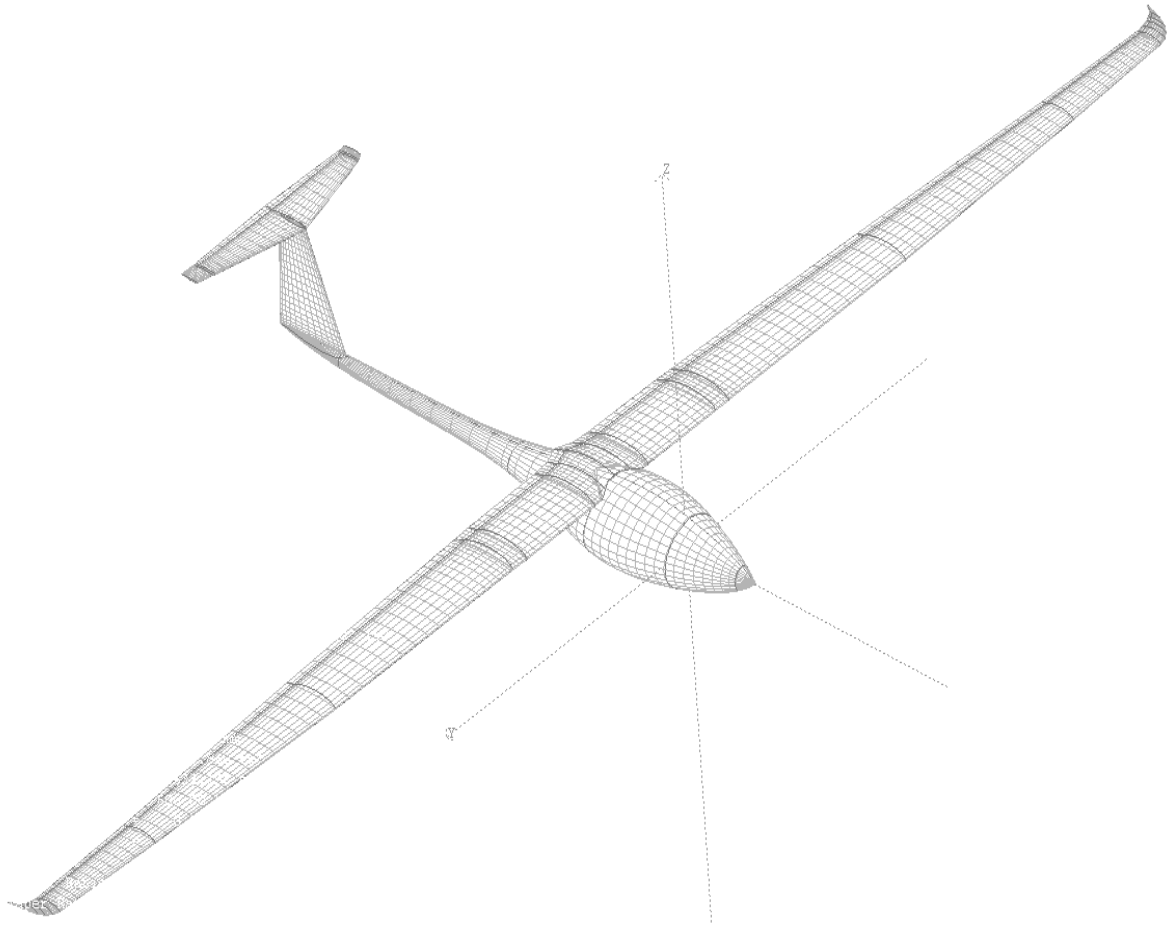


Figura 26 - Malha utilizada no modelo do Crossover em Xflr5.

3.1.6 Análises 3D

Por último e após termos o modelo idealizado e implementado no programa vamos correr as simulações em 3D para o modelo do Crossover. As análises utilizadas ao longo deste projeto são do Tipo 2, onde o peso é igual à sustentação, o centro de gravidade é considerado segundo a sugestão do Engenheiro Teófilo, a tabela 8 indica o passeio do Cg para diferentes distribuições de peso.

As análises consideram a viscosidade e densidade do ar ao nível do mar. Para as análises do avião asa mais estabilizadores o único método disponível é o *Mix 3D Panels/VLM*, se considerarmos só a asa o método escolhido foi o *LLT*. Esta situação é importante quando queremos estudar a velocidade de perda da asa, pois os outros métodos não convergem para ângulos de ataque elevados. A figura 27 mostra-nos a configuração utilizada para as análises.

Tabela 8 - Valores do Cg mediante o nº de passageiros, valores estimados empiricamente.

Distância do Cg ao B.A. da asa na raiz [mm]	Nº passageiros
150 atrás da asa	2 passageiros
280 atrás da asa	1 passageiro
400 a 380 atrás da asa	vazio

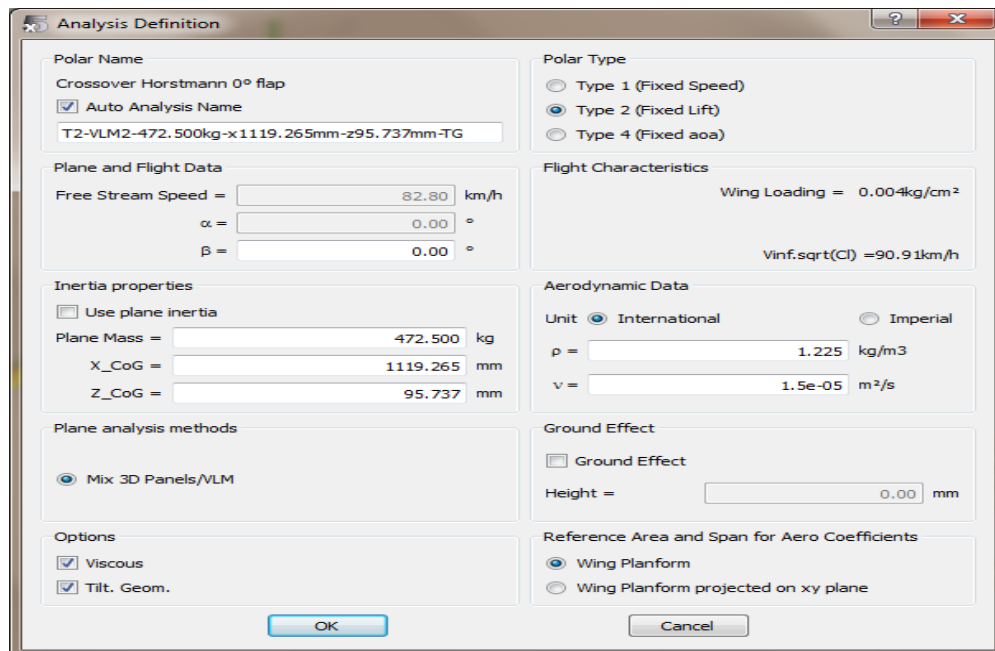


Figura 27 - Modelo utilizado nas análises 3D do Crossover.

3.2 Implementação do modelo (Ansys)

Como é natural para chegarmos a um resultado temos todo um procedimento a fazer antes de qualquer análise vou agora resumir os procedimentos utilizados nas análises pelo Ansys v16.

Em primeiro lugar exportei as coordenadas dos perfis no Xflr5 para o Ansys, esta aplicação permite desenhar as malhas com critério e é uma ferramenta complementar e relativamente simples de utilizar. A Figura 28 ilustra a malha utilizada nos perfis.

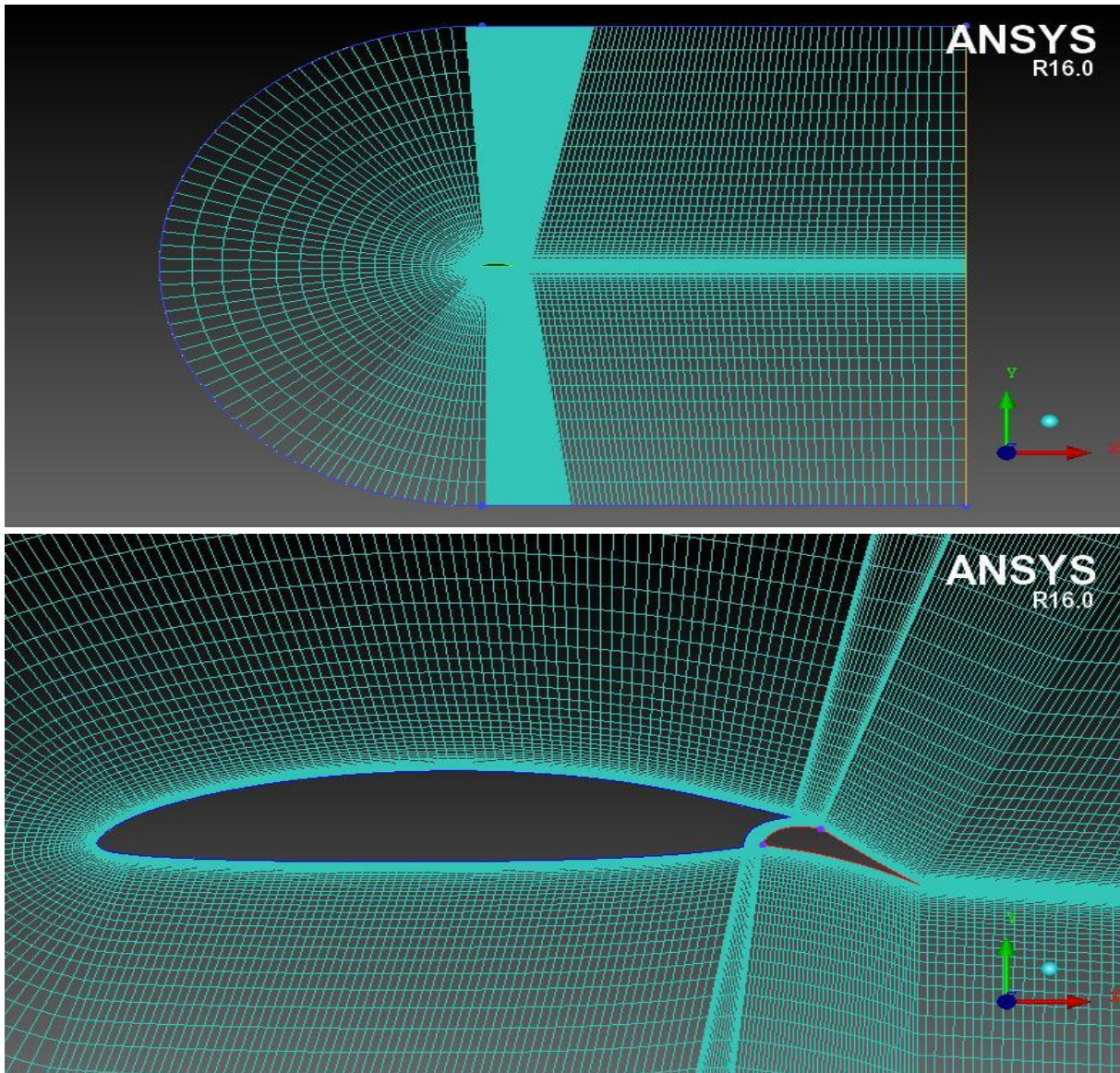


Figura 28 - Exemplos do modelo de malha utilizado tipo estruturado.

Optou-se por uma malha em “C” são uma das mais aconselhados para escamentos em torno de perfis, o tamanho do domínio é de 20m no comprimento e 15m na altura . A malha é do tipo estruturada e bastante refinada junto ao perfil, nesta zona situa-se a camada limite e a precisão dos resultados depende do refinamento da malha neste local (y^+), (Tousif Ahmed, 2013).

Após concluirmos a malha temos condições para avançar com os procedimentos no Fluent. Em primeiro lugar carreguei o ficheiro com a malha do perfil, de seguida escolhi o modelo numérico, defini os materiais suas propriedades e as condições de fronteira. A tabela 9 indica os parâmetros utilizados antes de se efetuar uma simulação.

Garantir a convergência do método por vezes pode ser difícil devido ao refinamento da malha alguns elementos têm elevados níveis de ortogonalidade e razão de aspeto, logo em alguns casos alterei o fator de relaxamento consoante o necessário para garantir a convergência do método. Os valores da intensidade turbulenta e viscosa foram definidos segundo (Hansen, 1981) e considerando escoamentos sobre moto-planadores onde a turbulência é baixa.

Outro procedimento a ter em conta é o método utilizado como suporte para resolver as equações em geral dei preferência ao “Coupled” com derivadas de 2º ordem, mas em alguns casos devido à dificuldade para convergir utilizei o modelo “Simplec” também com derivadas de 2º ordem, (João Morgado, 2016), (ANSYS Inc, 2013).

Tabela 9 - Definição das características para as análises em Fluent v16

Material sólido (Compósito)	$\rho=1900\text{kg}/\text{m}^3$	
Material fluido (ar)	$\rho=1.225\text{kg}/\text{m}^3$	
Modelos numéricos	Transition k-kl omega (3eq); Transition SST (4eq); Spalart Almaras (1eq)	
Condição de fronteira	inlet	Velocidade
	outlet	Pressão no exterior
	wall	Parede, perfil
Turbulent intensity	0.02	
Turbulent viscosity	10	

Página em Branco

4. Desempenho aerodinâmico do Crossover

Os cálculos de desempenho através do xflr5 apenas fornecem uma visão geral das características aerodinâmicas do planador não é, portanto, possível validar nenhum destes resultados sem antes procedermos a outro tipo de testes de forma a comprovar a validade destas soluções.

O primeiro passo neste projeto passa pela avaliação do desempenho do Crossover com a configuração atual, aqui pretendemos obter:

- ✓ Análises para diferentes pesos: PMD: 472.5kg e 600kg.
- ✓ Análises de desempenho do Crossover com a asa de 18m de envergadura.

Numa segunda fase irei pesquisar perfis alares de alta-sustentação por forma a otimizar o comportamento da asa. Os objetivos aqui são:

- ✓ Obter perfis com elevadas razões de planeio, que permitam o avião completo obter valores próximos dos 50:1.
- ✓ Otimizar a velocidade de perda da asa modificando o perfil.

Depois de encontrados os novos perfis vou analisar o Crossover pelos métodos atrás descritos, capítulo 3.1, implementando este novo perfil na asa e conseqüentemente no modelo completo do moto-planador.

Os requisitos principais no projeto de otimização do Crossover são:

- ✓ Otimizar a razão de planeio.
- ✓ $V_{S0} = 23\text{m/s}$ para 600kg; $V_{S1} = 18\text{m/s}$ para 472.5kg.
- ✓ Obter a variação da potência requerida para os diferentes regimes de voo.
- ✓ Calcular o desempenho do Crossover.
- ✓ Dimensionar os flapes da asa: envergadura, corda e posição de rotação.

4.1 Análise dos Resultados

Neste capítulo vou analisar o comportamento da asa no planador e as suas implicações no projeto. A partir dos modelos implementados no Xflr5 e Ansys podemos retirar conclusões importantes sobre as características aerodinâmicas do Crossover e considerar alterações.

As simulações devem permitir o estudo das características aerodinâmicas do planador para as seguintes condições:

- ✓ PMD: 472.5kg / 600kg.
- ✓ Versões da asa: 18m de envergadura.
- ✓ Ângulo de operação dos Flapes entre os -10° e 20° .

Numa primeira parte são analisadas as polares do perfil, comparando os resultados obtidos através de diferentes métodos. As análises 2D foram realizadas no xflr5 e no Fluent v16.

Na segunda parte é analisado o desempenho do modelo completo do Crossover e apresentadas as polares.



Figura 29- Desenho 3D do Crossover em SolidWorks (Cortesia EUROSPORTAIRCRAFT)

4.1.1 Análise 2D - HQ 17/14.38:

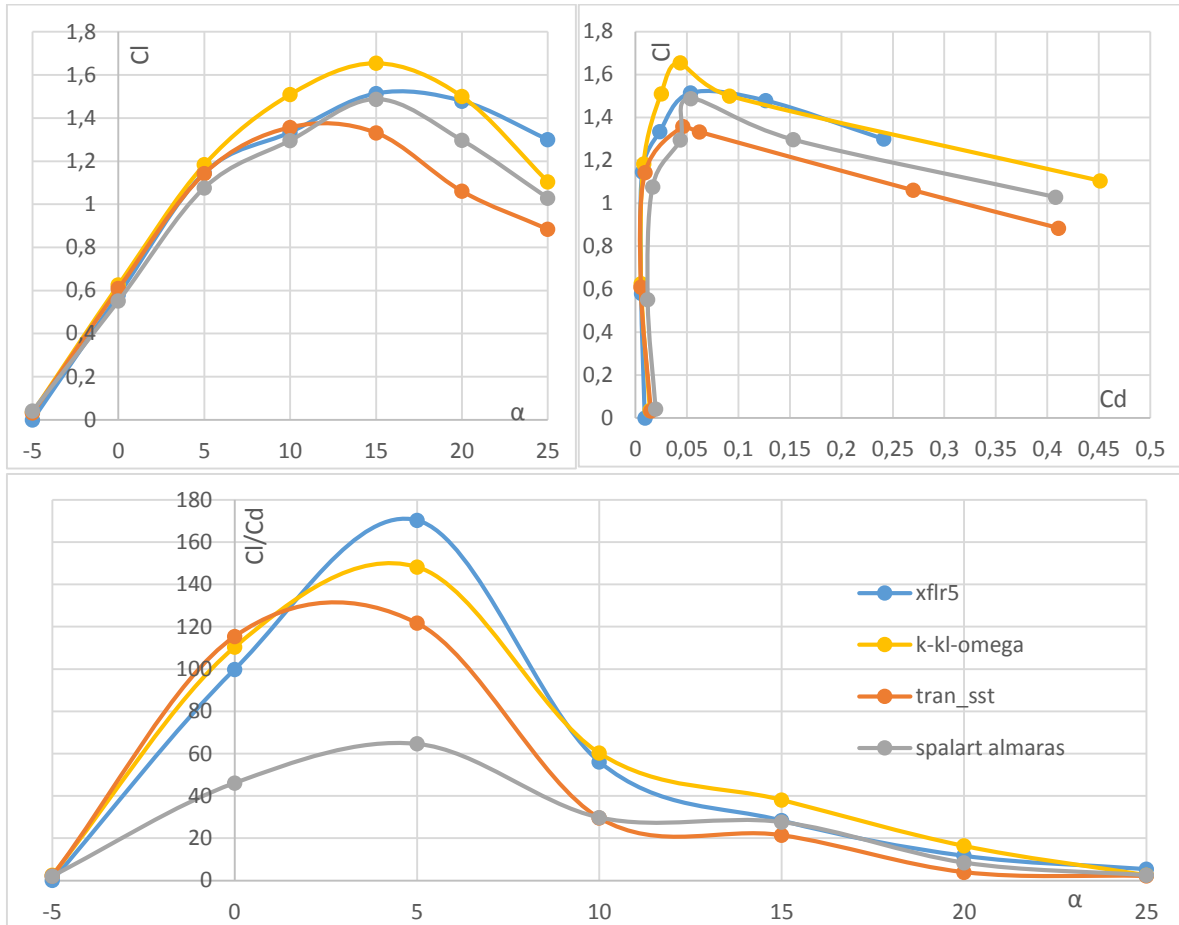


Figura 30- Polares do perfil HQ 17/14.38; $C_l \times \alpha$, $C_l \times C_d$ e $C_l/C_d \times \alpha$; $Re = 2\,000\,000$.

A Figura 30 apresenta as polares do perfil HQ 17/14.38 podemos observar a variação do C_l com o α , C_l com C_d e C_l/C_d com o α para diferentes métodos. A velocidade é de 30 m/s considerando o nível do mar. A linha azul é referente à análise no xflr5, as outras linhas referem-se às análises em CFD.

Analisando as imagens conclui-se que o coeficiente de arrasto aumenta na análise, CFD comparativamente aos resultados do Xflr5 a força de sustentação, por sua vez, diminui um pouco.

Podemos concluir que as análises em CFD diminuem a razão de planeio do perfil, o que sugere que as análises no xflr5 para o perfil podem ser um pouco otimistas e desprezam alguma parte do arrasto criado como sugerido na referência (Coder, 2010). A partir de $\alpha = 5^\circ$ os resultados começam a diferir um pouco mais, isto deve-se essencialmente com os problemas inerentes ao

Xflr5 pois considerando (Coder, 2010), os seus métodos não são os mais apropriados dentro do regime turbulento.

A Figura 31 mostra-nos a distribuição de pressão no perfil para $\alpha=0^\circ$ os resultados obtidos no Xflr5 estão em conformidade com os do Fluent não se diferindo muito.

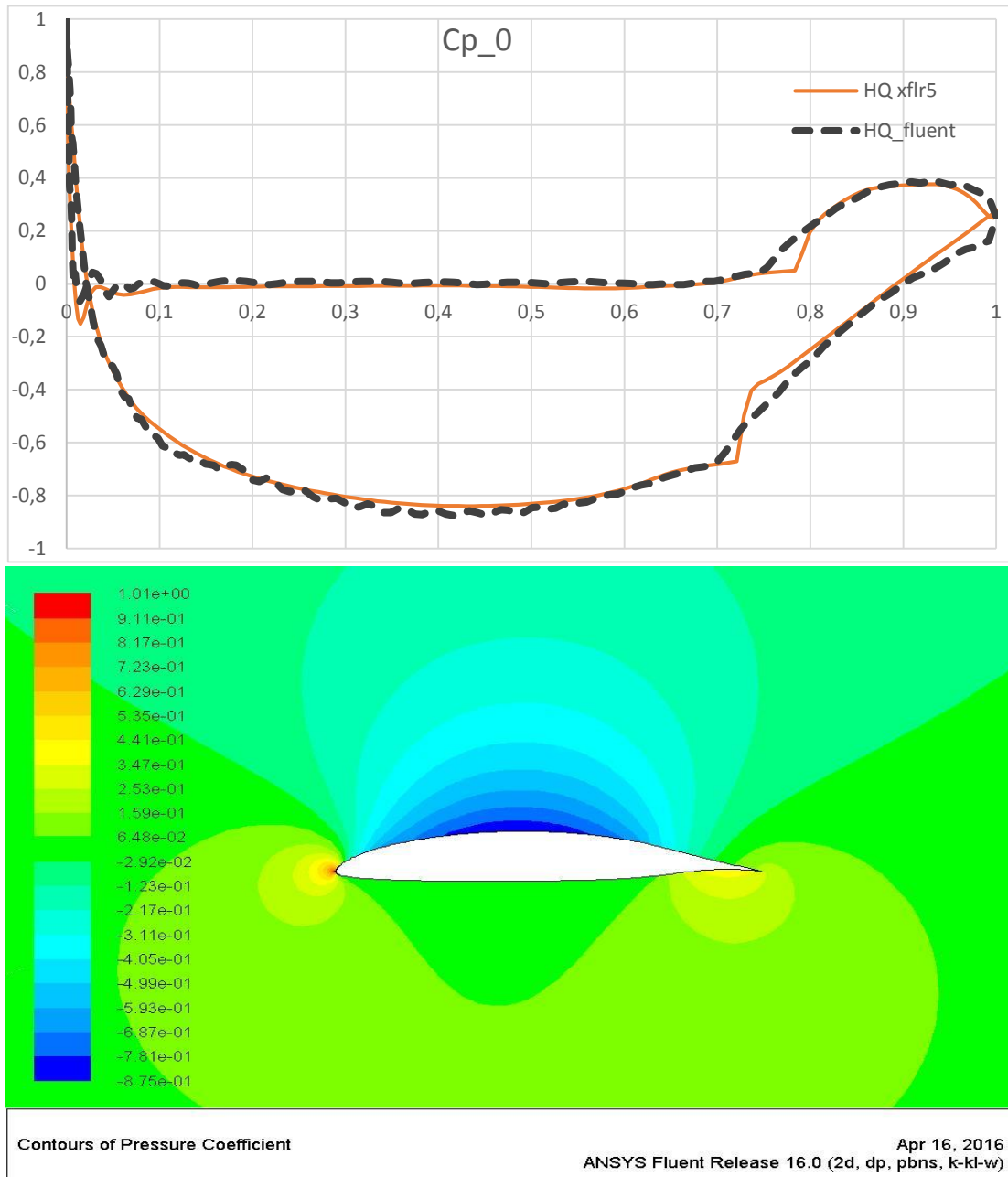


Figura 31- Distribuição de pressão no perfil HQ 17/14.38 $\alpha=0^\circ$.

4.1.2 Análise Crossover perfil HQ 17/14.38

Os gráficos seguintes contêm os resultados obtidos nas análises feitas no Xflr5 é importante notar que a contribuição do arrasto criado pela fuselagem e nacelas foi calculada separadamente. Esta é a opção mais correta porque as análises em xflr5 não permitem calcular o arrasto viscoso produzido pela fuselagem e de forma a contornar este problema analisei o Crossover sem fuselagem no Xflr5 e posteriormente calculei o arrasto produzido pela fuselagem pelo método equivalente da placa plana, (Raymer, 2004), como sugerido pelos autores (Gamboa, 2010).

O primeiro gráfico mostra a variação da razão de planeio com o ângulo de ataque, podemos retirar daqui os ângulos de ataque para as melhores razões de planeio. O segundo gráfico indica a velocidade para atingir um maior alcance. No terceiro gráfico podemos observar a velocidade mínima que o planador pode atingir, ou seja, a velocidade de perda. É importante referir que a maior contribuição na velocidade de perda de um planador advém da asa.

Por último temos a variação da Potência Requerida com a velocidade de voo, a partir daqui sabemos qual a potência necessária para uma determinada velocidade.

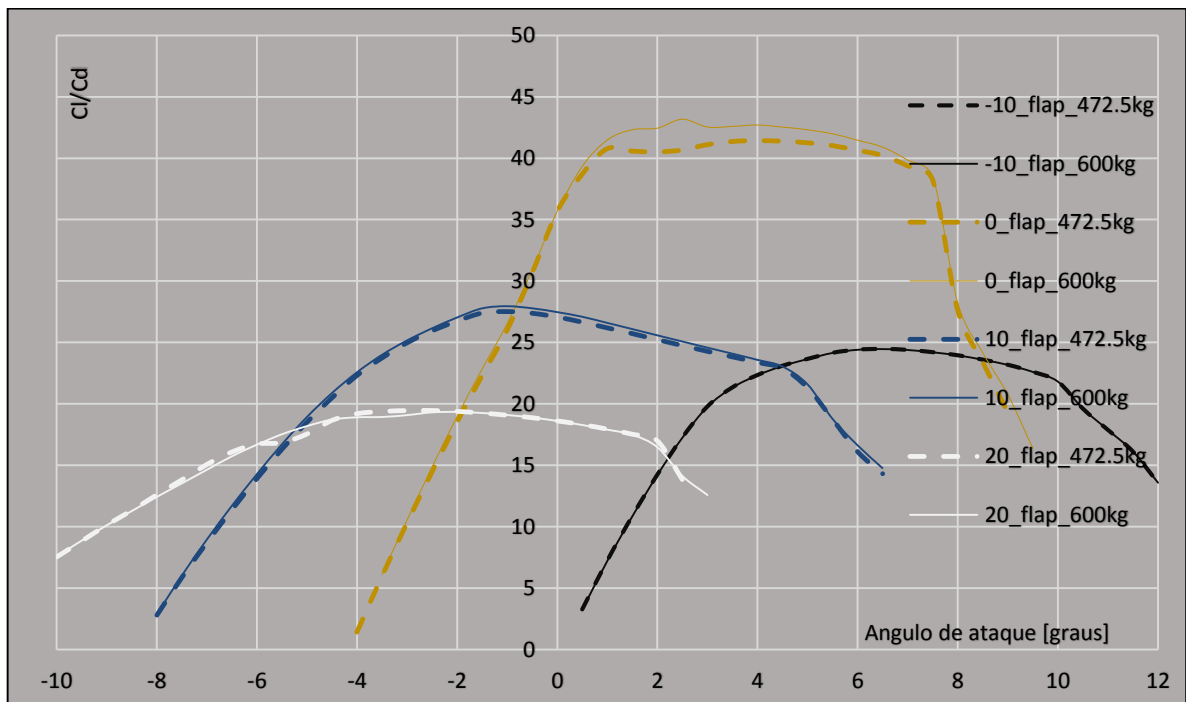


Figura 32- Relação entre razão de planeio e o ângulo de ataque para várias posições dos flaps.

Com base nos resultados obtidos vou agora analisar o desempenho do Crossover. Observando a Figura 32 e 33 podemos constatar que os ângulos de ataque para as velocidades de

maior alcance situam-se entre 1° e os 7.5° , por exemplo para os 472.5 kg de peso máximo à decolagem devemos estar a voar com velocidades entre os 23 m/s e os 35 m/s sem deflexão dos flapes para obter razões de planeio acima dos 40:1.

Como podemos constatar e segundo estes resultados a razão de planeio máxima não chega a ser superior a 45:1 para o avião completo.

O relacionamento entre os gráficos L/D vs V e L/D vs α é muito importante, como descrito no capítulo 2.3 o ângulo de ataque é importantíssimo para perceber em que regime estamos a voar, capítulo 2.3.

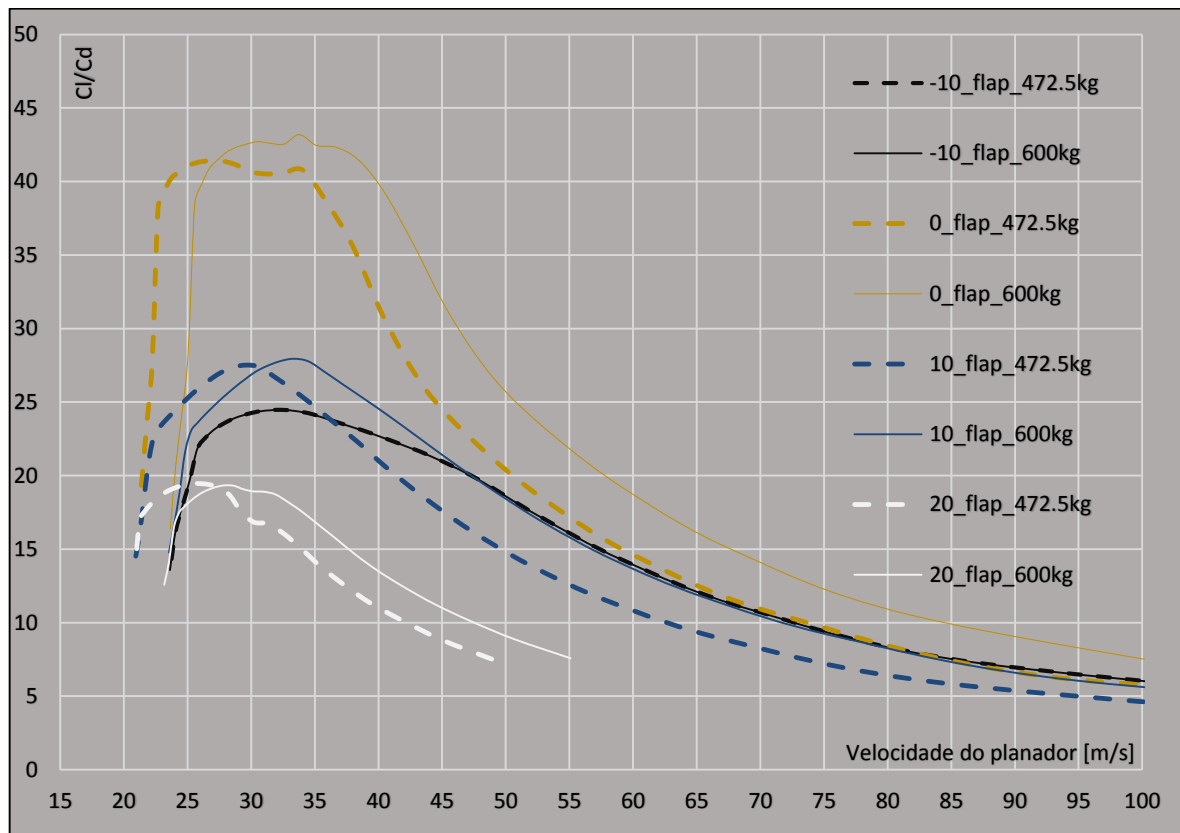


Figura 33- Relação entre a razão de planeio e a velocidade do planador.

O uso do sistema de flapes vai provocar sempre a criação de algum arrasto adicional como podemos analisar.

As velocidades mais baixas correspondem a ângulos de ataque altos, mas provavelmente ainda fora do regime de perda, isto porque nessa situação os métodos utilizados, *3D Panel/VLM* não permitem prever esse regime de voo. As velocidades mais altas correspondem aos ângulos de ataque mais baixos.

A Figura 34 apresenta a polar da velocidade. As linhas contínuas assinalam as polares do planador completo os efeitos viscosos produzidos pela fuselagem são considerados. O método utilizado *Mix 3D Panel/VLM* não permite análises para ângulos de ataque altos, (Deperre, 2013) mais precisamente perto do regime de perda. As linhas descontínuas são os resultados das análises pelo método *LLT* apenas para a asa, sendo este método o mais adequado para estimar a velocidade de perda, segundo (Deperre, 2013) e (Willner), isto porque a asa tem a maior influencia na velocidade de perda.

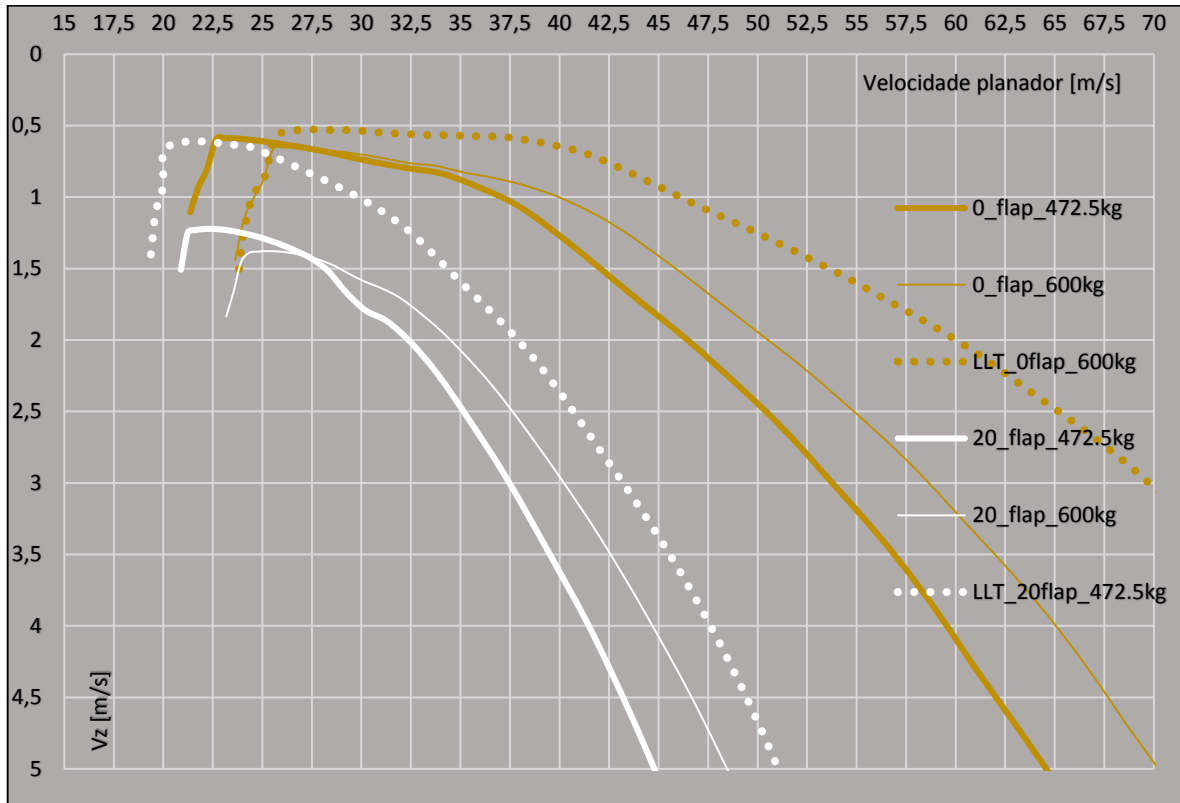


Figura 34- Variação da velocidade de descida com a velocidade do planador.

Analisando a Figura 34 concluímos que para a deflexão máxima dos flaps ($\delta=20^\circ$) a $VS0 = 19$ m/s considerando a massa máxima à descolagem de 472.5kg não corresponde com os requisitos deste projeto, $VS0 = 18$ m/s como indicado no Capítulo 3.1. Será um ponto a rever mais à frente com a introdução de perfis alternativos mais vantajosos ou modificando a configuração dos flaps.

Considerando a massa máxima à descolagem de 600kg o resultado obtido é de aproximadamente $VS1 = 23.5$ m/s, o que também está acima do valor exigido que é de $VS1 = 23$ m/s.

O que este resultado na prática traduz é que é pouco provável que a velocidade de perda seja obtida com sucesso, mas será sempre importante fazer mais análises para comprovar estes resultados.

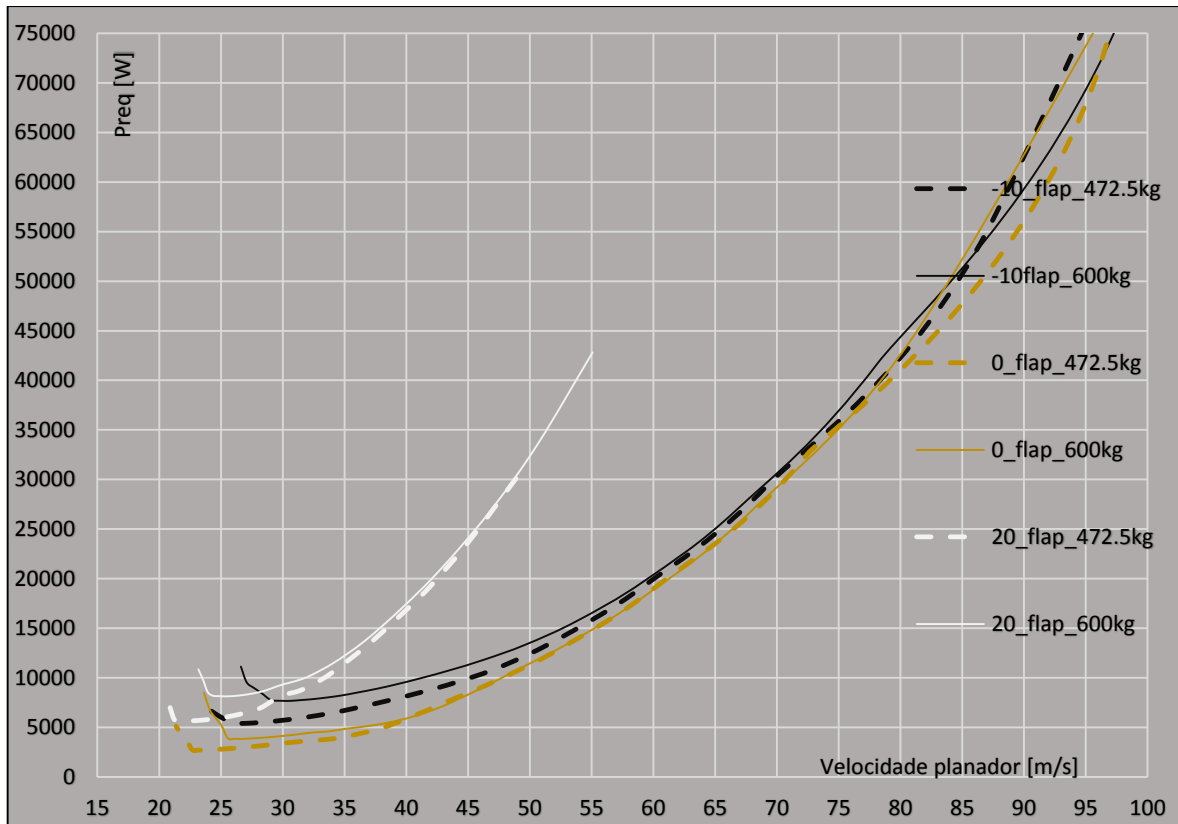


Figura 35- Relação entre a potência requerida e a velocidade do planador.

A Figura 35 apresenta a curva da potência, podemos aqui retirar a potência mínima necessária em voo. A potência requerida mínima corresponde à velocidade mínima de descida, para essa velocidade de voo estamos a consumir o mínimo combustível possível. A potência requerida para atingir o alcance máximo é o ponto neste gráfico onde o CL/CD é máximo. No próximo subcapítulo apresento uma tabela com as características aerodinâmicas geral do planador e com estes valores definidos.

É importante notar que a potência necessária pelo Crossover é maior do que a potência requerida aqui indicada, isto porque devem ser consideradas as perdas mecânicas associadas aos hélices e eixos de distribuição, o presente trabalho não prevê nenhum desses mesmos valores. Logo devemos esperar valores ligeiramente superiores para a potência necessária que estão relacionados com as perdas mecânicas associadas.

4.2 Resumo desempenho do Crossover

As tabelas seguintes mostram os dados obtidos de forma a simplificar a sua compreensão, apresentam valores entre os 20° e os -10° de δ do flape.

A Tabela 10 mostra as velocidades mínimas possíveis em voo para várias deflexões dos flapes. Como é possível observar a velocidade de perda não se enquadra com o requerido pelas normas.

Tabela 10 - Velocidade de perda para diferentes posições dos flapes, perfil HQ 17/14.38.

Deflexão Flape [°]	Massa [kg]	Massa [kg]	
	472,5	600	
20	19.5	23.2	m/s
10	20.9	23.5	m/s
0	21.4	23.6	m/s
-10	23.6	26.6	m/s

A velocidade a não exceder depende do limite estrutural do planador e da potencia existente, que neste caso é de cerca de sensivelmente 75 KW.

Por recomendação do fabricante foi-me transmitido que esta velocidade não deverá exceder os 280 km/h segundo os resultados obtidos o modelo tem potência suficiente para superar essa velocidade limite. Por exemplo, e segundo os resultados obtidos, este planador para uma massa máxima à descolagem de 600 kg poderia alcançar, com este mesmo motor, velocidades máximas superiores a 340 km/h, isto sem considerar o dimensionamento estrutural do Crossover, a eficiência propulsiva das hélices, perdas mecânicas e outras interferências que possam existir.

A tabela 11 indica as características aerodinâmicas gerais do planador, a carga alar para o peso correspondente, a potência requerida para a velocidade de descida mínima (V_z), e também a velocidade do planador para a razão de planeio máxima.

Tabela 11 - Performance geral do Crossover, perfil HQ 17/14.38.

Massa (kg)	472,5	600
Carga alar (kg/m²)	40	50
Velocidade de descida mínima (m/s)	0.59	0.65
a		
V (m/s)	23.2	26.7
Potência Requerida [KW]	2.7	3.8
L/D máx	41.4	42.6
a		
V (m/s)	27.1	30.5
Potência requerida [KW]	3	4.2

Na tabela 11 temos algumas das características mais importante no projeto de planadores, o alcance máximo corresponde à razão de planeio máxima e a duração máxima de voo corresponde à velocidade de descida mínima.

Em suma podemos concluir que o Crossover com o perfil HQ 17/14.38 muito dificilmente atinge os valores impostos pelas normas para a velocidade de perda e a razão de planeio máxima não deverá ser superior a 45:1. Com estes resultados cria-se a necessidade de procurar soluções alternativas que melhorem a atual.

O próximo capítulo tem como objetivo principal apresentar modelos diferentes do Crossover de forma a irmos ao encontro dos objetivos propostos inicialmente.

5. Configurações Alternativas

5.1 Introdução

O objetivo neste capítulo é analisar novas soluções para o Crossover de forma a ir ao encontro dos requisitos impostos inicialmente para tal iremos procurar alterações na asa. Essas alterações consistem em três hipóteses distintas:

- Analisar um novo perfil para a asa atual.
- Alterar a forma em planta da asa implementando o perfil original HQ 17/14.38.
- Modificar/Dimensionar o sistema de flapes do perfil HQ 17/14.38.

Estas mudanças têm como objetivo atingir os valores para as velocidades de perda pretendidas e ao mesmo tempo não baixar a razão de planeio do modelo.

Inicialmente foram analisados no xflr5 vários perfis, pelos métodos atrás descritos, dois novos perfis o Novo e um HQ_mod atingiram os objetivos foi assim escolhido o perfil Novo porque foi o que melhor se aproximou do HQ 17/14.38 e ainda garante melhores valores na velocidade de perda da asa. O desempenho do Crossover com este perfil utilizado na asa será objeto de estudo no presente capítulo.

Numa segunda fase vou alterar da forma em planta a asa atual aumentando um pouco a área geométrica da asa de forma a baixar a velocidade de perda e com isto ir ao encontro de um dos objetivos desta tese, o perfil utilizado será o HQ 17/14.38.

Por último irei redimensionar o sistema de flapes do Crossover de forma a aumentar o $Cl_{máx}$ produzido pelo perfil HQ 17/14.38 e assim baixar a velocidade de perda da asa atual. O método utilizado para estas análises é descrito no capítulo 2.8.1 e o procedimento no capítulo 3.2.

5.2 Análise Crossover perfil Novo

Os métodos utilizados nas análises seguintes estão descritos no Capítulo 3. Este perfil permite obter velocidades mínimas mais baixas que o HQ 17/14.38, sendo uma solução para contornar o problema da velocidade de perda. As principais características do perfil são descritas a seguir.

5.2.1 Análise 2D Perfil Novo

A Figura 36 apresenta as polares do perfil podemos observar a variação do Cl com α , Cl com Cd e Cl/Cd com α para diferentes métodos. A velocidade é de 30 m/s considerando nível do mar.

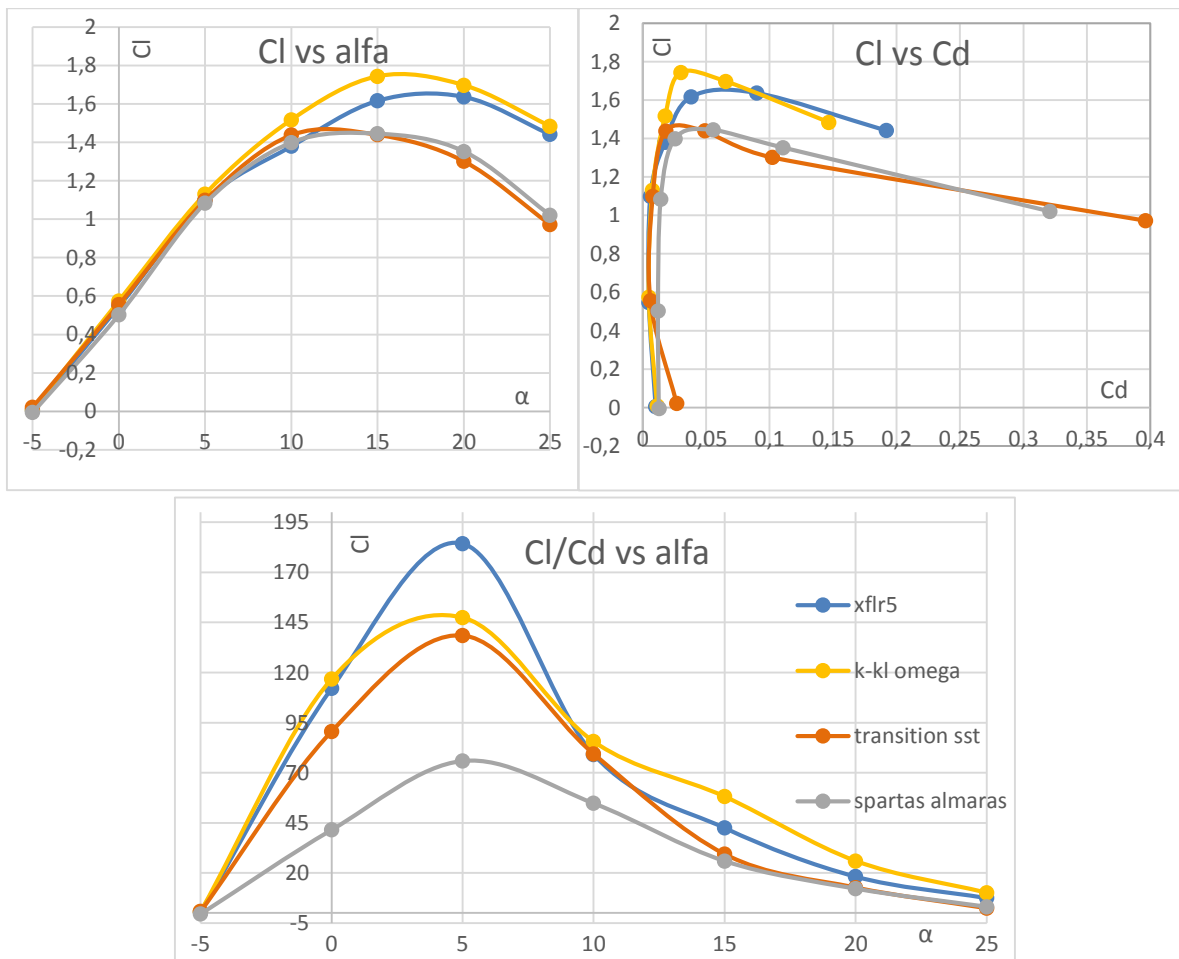


Figura 36- Polares do perfil Novo considerando as condições ao nível do mar com $v=30\text{m/s}$.

Como já descrito anteriormente no Capítulo 4.1 as análises em *CFD* sugerem uma razão de planeio um pouco mais baixa comparando os resultados com o *xflr5*. O método *Transition k-kl omega* é o que prevê resultados mais otimistas contrastando com os métodos *Spalart almaras* e *Transition SST*.

O coeficiente de sustentação entre os -5° e os 10° está de acordo com os resultados previstos no *xflr5* para todos os métodos, acima dos 10° aproximadamente, o C_l começa a variar um pouco mais, isto deve-se à natureza turbulenta que o escoamento adquire para α elevados. Os métodos *transition SST (4 equações)* e o *Transition k-kl omega (3 equações)* são mais complexos pois contêm equações de transporte adicionais e como podemos constatar são aqueles que provavelmente melhores resultados têm comparativamente com os obtidos no *xflr5*, principalmente no regime turbulento. O *Transition k-kl omega* indica um C_l bastante otimista, comparando com o *xflr5* é o que mais se aproxima deste isto porque o coeficiente de arrasto parece ser demasiado elevado nos métodos *Spalart almaras* e *Transition sst*.

A Figura 37 indica a variação do coeficiente de pressões ao longo da corda do perfil para $\alpha = 0^\circ$.

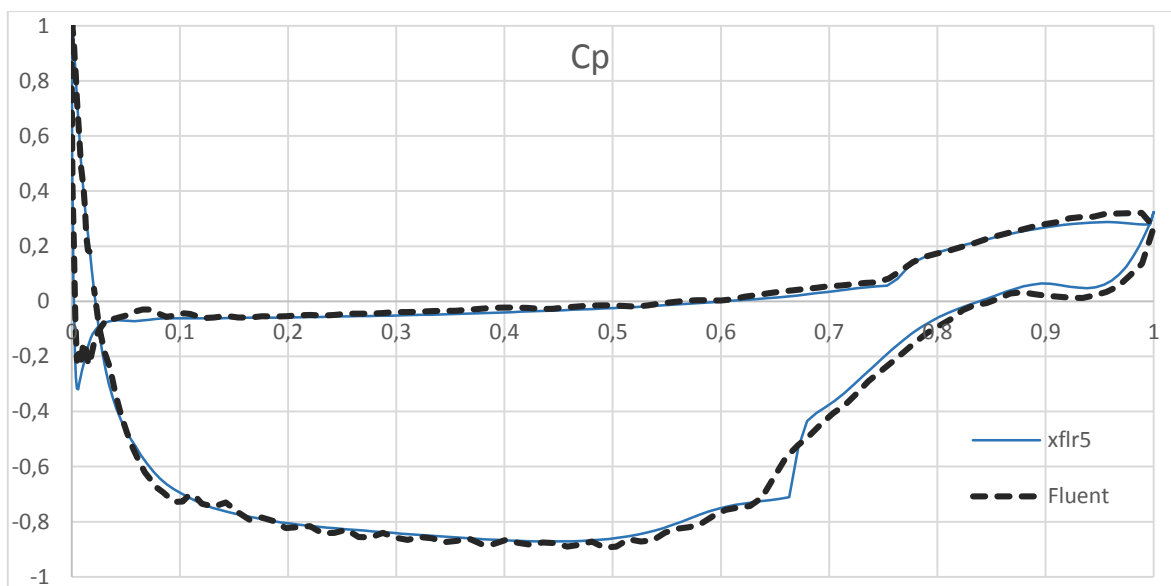


Figura 37 - Distribuição do coeficiente de pressões no perfil Novo.

As análises comparam os resultados obtidos no *Xflr5* e *Fluent*, utilizando o método *k-kl omega*. A força de sucção no extradorso é a responsável por maior parte da sustentação criada como podemos verificar para $\alpha = 0^\circ$. Existem uma pequena diferença no C_p no B.A. e de 0,65% até 100% da corda do perfil. O C_p estimado no *xflr5* é em geral mais baixo ao longo da corda do perfil e traduz a diferença na sustentação estimada pelos 2 métodos

5.2.2 Análise 3DCrossover Novo

Após uma análise detalhada de vários perfis com o objetivo de estudar melhorias na velocidade de perda do Crossover, encontrei uma solução com potencial que pode realmente atingir os objetivos propostos. Estes resultados devem ser comprovados através de métodos práticos, como por exemplo túneis de vento, para uma análise mais precisa. As análises seguintes são referentes ao modelo do Crossover descrito no capítulo 3.1 sendo que a única alteração está no perfil utilizado na asa com a introdução deste novo perfil como alternativa, irei também comparar estes resultados com os obtidos pelo perfil HQ 17/14.38, (ver Anexo tabela 17)

A Figura 38 mostra a variação da curva da razão de planeio com α para diferentes posições dos flapes. Comparando com o perfil HQ 14/17.38 o L/D máximo é ligeiramente superior e apresenta também valores elevados na razão de planeio para uma gama larga de ângulos de ataque.

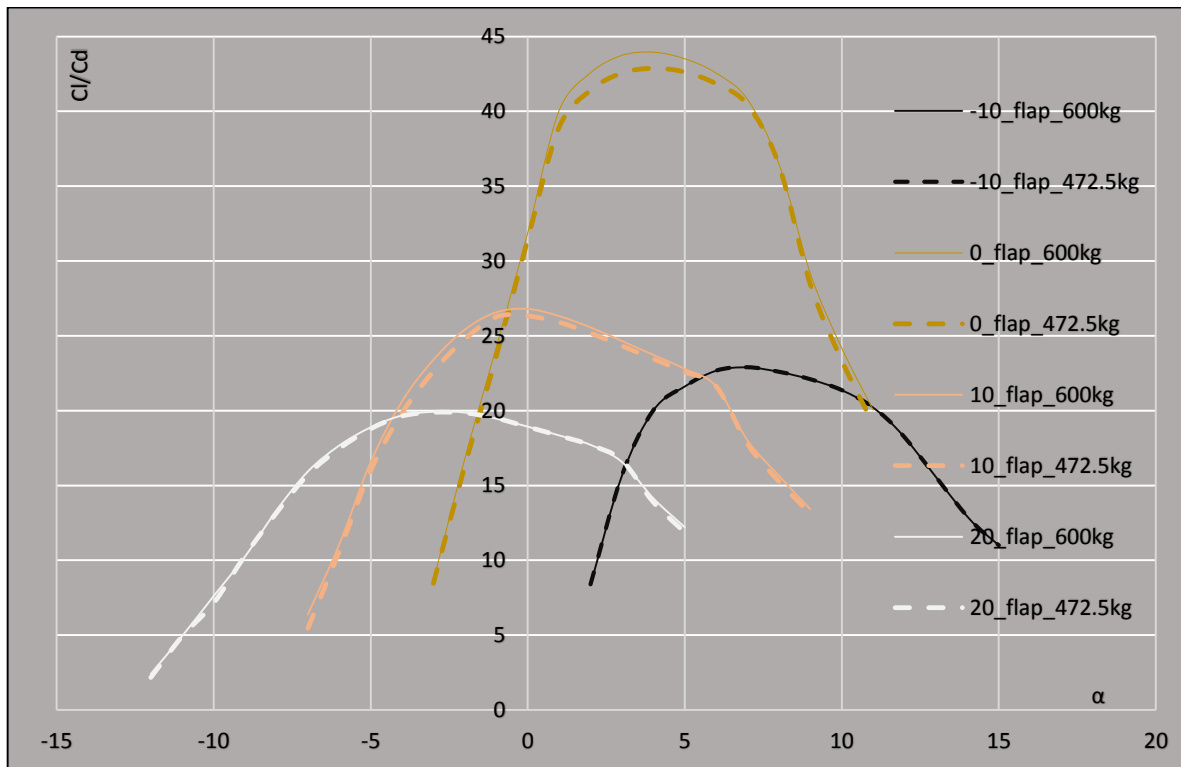


Figura 38- Relação entre variação da razão de planeio e o ângulo de ataque para $\delta_{flapes} = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$ e 20° , considerando o nível do mar.

A Figura 39 apresenta a variação da razão de planeio com a velocidade podemos concluir que o L/D máximo é quase de 45:1 para os diferentes pesos máximos à descolagem

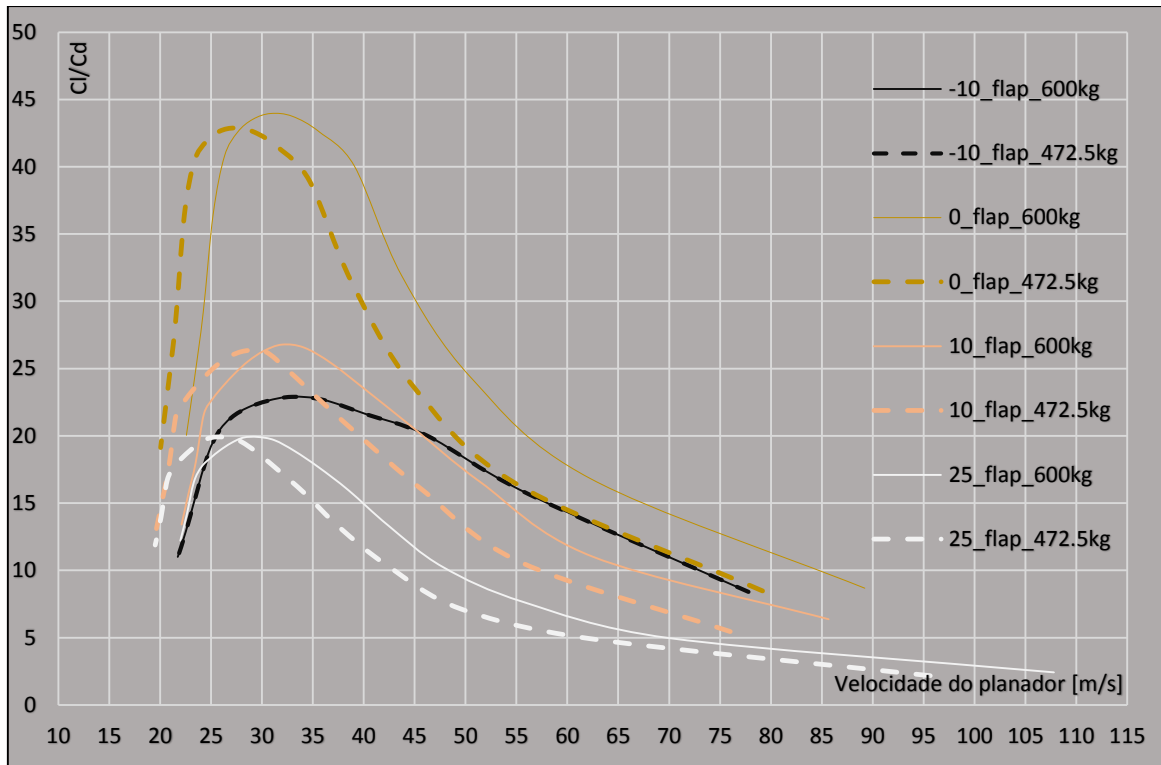


Figura 39 - Relação entre a razão de planeio e a velocidade do planador.

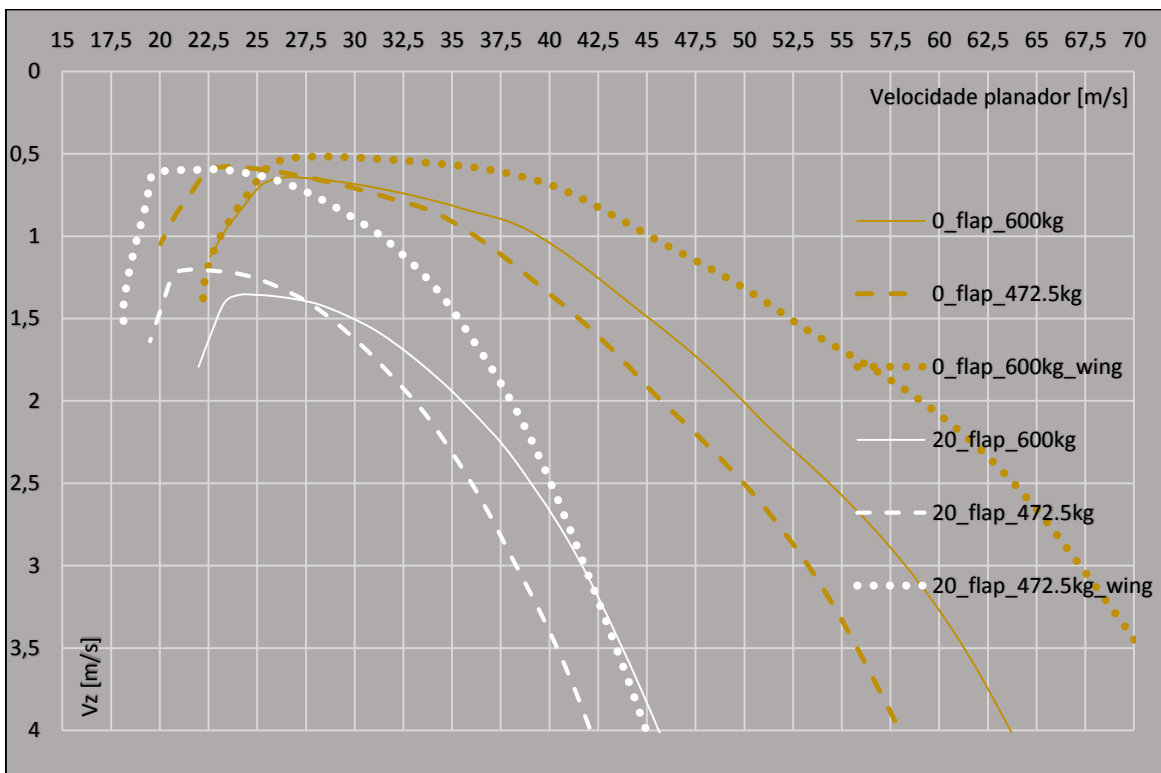


Figura 40 -Variação da velocidade de descida com a velocidade do planador.

A Figura 40 contém as polares da velocidade, considerando apenas asa são as curvas desenhadas por pontos e para o avião completo são as curvas restantes dependente do peso máximo à decolagem.

É fácil perceber que a configuração da asa que menos potência requer será com 0° graus de deflexão dos flapes, isto porque o arrasto produzido pela asa é inferior de as restantes com deflexão.

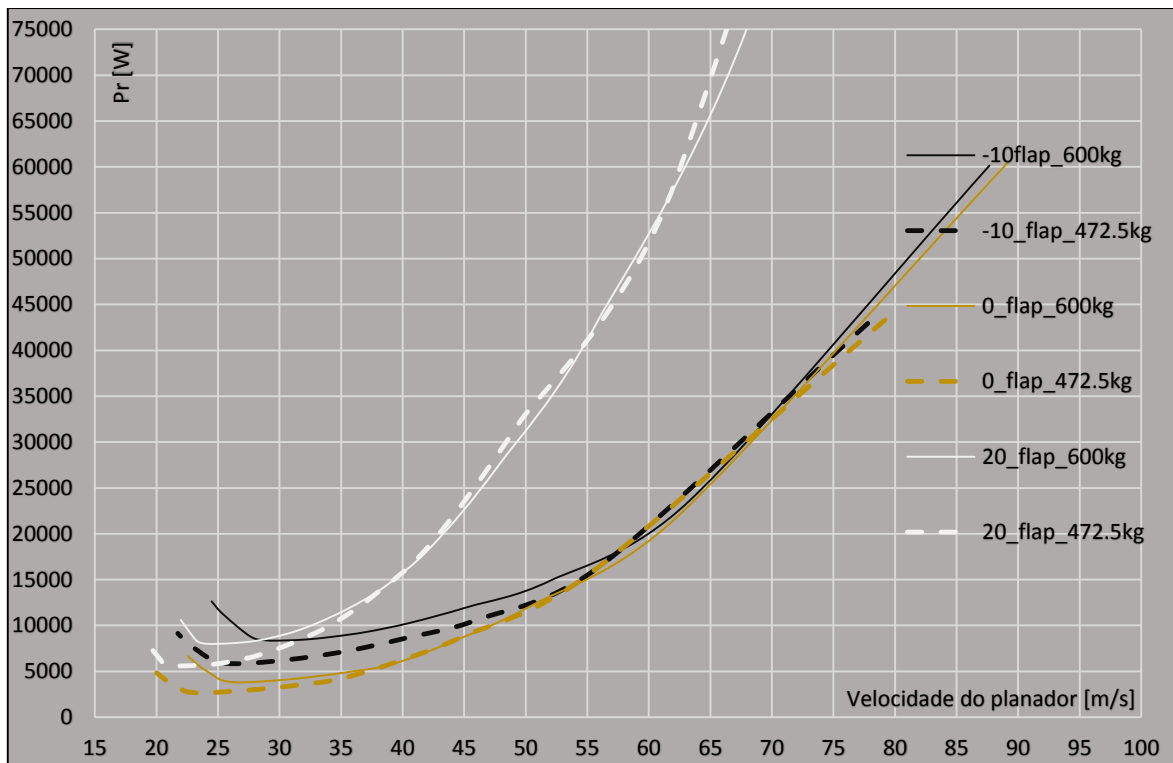


Figura 41 - Relação entre a potência requerida e a velocidade do planador.

A velocidade de perda obtida, VS1, é de 22.5 m/s para 600 kg, cumprindo assim com os pré-requisitos deste projeto que exigem pelo menos VS1 = 23 m/s. A VS0 também cumpre e situa-se nos 18 m/s para a deflexão máxima dos flapes. Com estes resultados o perfil surge como uma boa alternativa.

Comparando os estudos efetuados para ambos os perfis é importante notar que o perfil Novo parece cumprir os requisitos para as velocidades de perda como também obtemos uma razão de planeio máxima ligeiramente superior comparativamente ao perfil HQ 17/14.38.

5.2.3 Resumo desempenho Crossover perfil *Novo*

A Tabela 12 mostra as velocidades mínimas possíveis em voo para diferentes deflexões do sistema de flapes, como é possível verificar velocidade de perda $VS0 = 18 \text{ m/s}$ e $VS1 = 22,5 \text{ m/s}$, com este perfil parece cumprir com os requisitos propostos o que me levou a considerar o perfil neste trabalho como uma alternativa ao atualmente implementado.

Tabela 12 - Velocidade de perda para diferentes posições dos flapes, perfil *Novo*.

Flape set [°]	Massa [kg]	Massa [kg]	
	472,5	600	
20	18	22	m/s
10	19.5	22	m/s
0	20	22.5	m/s
-10	21.5	24.5	m/s

A tabela 13 indica o desempenho do planador utilizando o perfil *Novo* para dois pesos diferentes, carga alar, a potência requerida para a velocidade de descida mínima (V_z) e a melhor razão de planeio L/D .

Tabela 13 - Performance geral do Crossover, perfil *Novo*.

Massa (kg)	472,5	600
Carga alar (kg/m²)	40	50
Velocidade de descida mínima (m/s)	0.58	0.65
a		
V (m/s)	23.4	26
Potência Requerida [KW]	2.7	3.8
L/D máx	43	44
a		
V (m/s)	27.5	31
Potência Requerida [KW]	3	4.1

5.3 Alteração da Forma em Planta da asa

Outra das opções para reduzir a velocidade de perda será alterar um pouco a forma em planta da asa e aumentarmos a área geométrica vai ocorrer um aumento da sustentação produzida e iremos baixar a velocidade de perda do moto-planador. Consequentemente estamos a aumentar o arrasto em demasia e algumas perdas na razão de planeio devem ser esperadas.

A figura 41 mostra a nova asa, as diferenças são difíceis de localizar, mas essencialmente alterou-se a corda desde a raiz ate às nacelas tornando a asa “retangular” nessa zona.

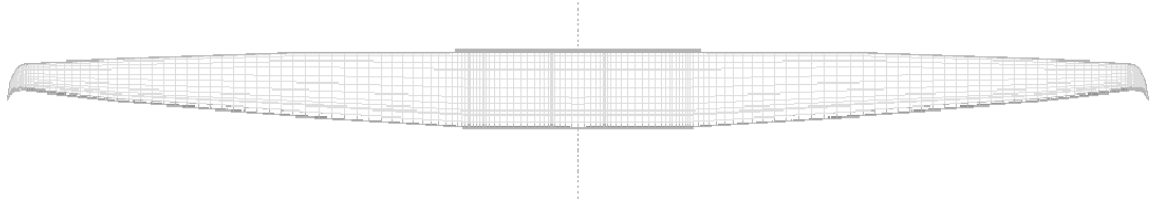


Figura 42 - Forma em planta modificada, perfil HQ 17/14.38, $A_{asa}=13.64m^2$, $b=18m$.

As análises vão no seguimento do procedimento no xflr5 e conforme as demais já efetuadas neste trabalho, portanto não foram introduzidas alterações adicionais.

As figuras 43, 44, 45 e 46 mostram-nos os resultados de desempenho do Crossover com esta asa modificada para diferentes posições dos flapes, considerando dois pesos diferentes.

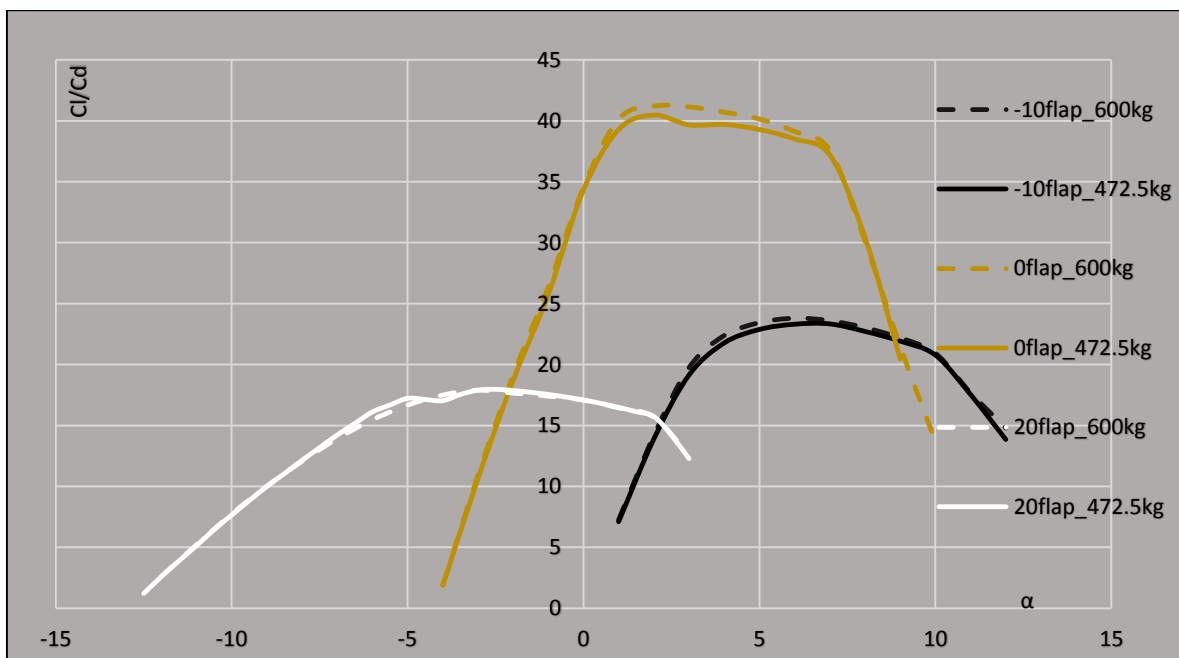


Figura 43 - Relação entre razão de planeio e o ângulo de ataque para várias posições dos flapes.

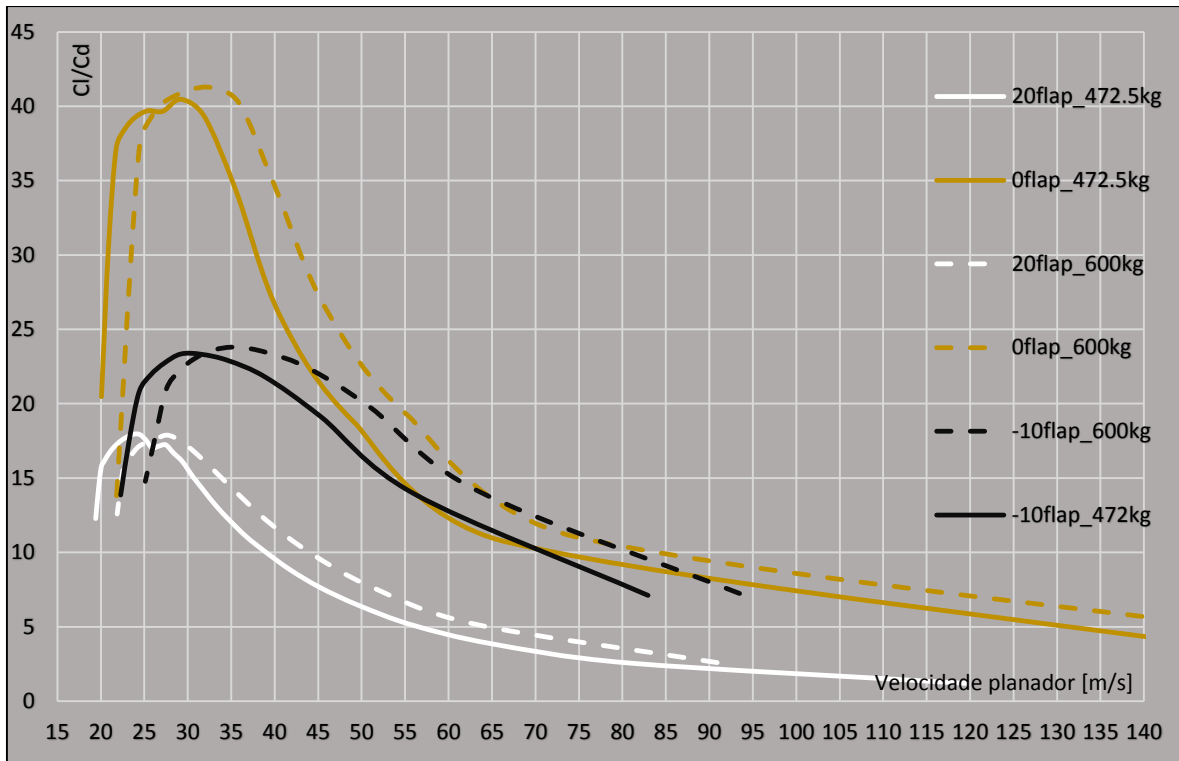


Figura 44 - Relação entre a razão de planeio e a velocidade do planador.

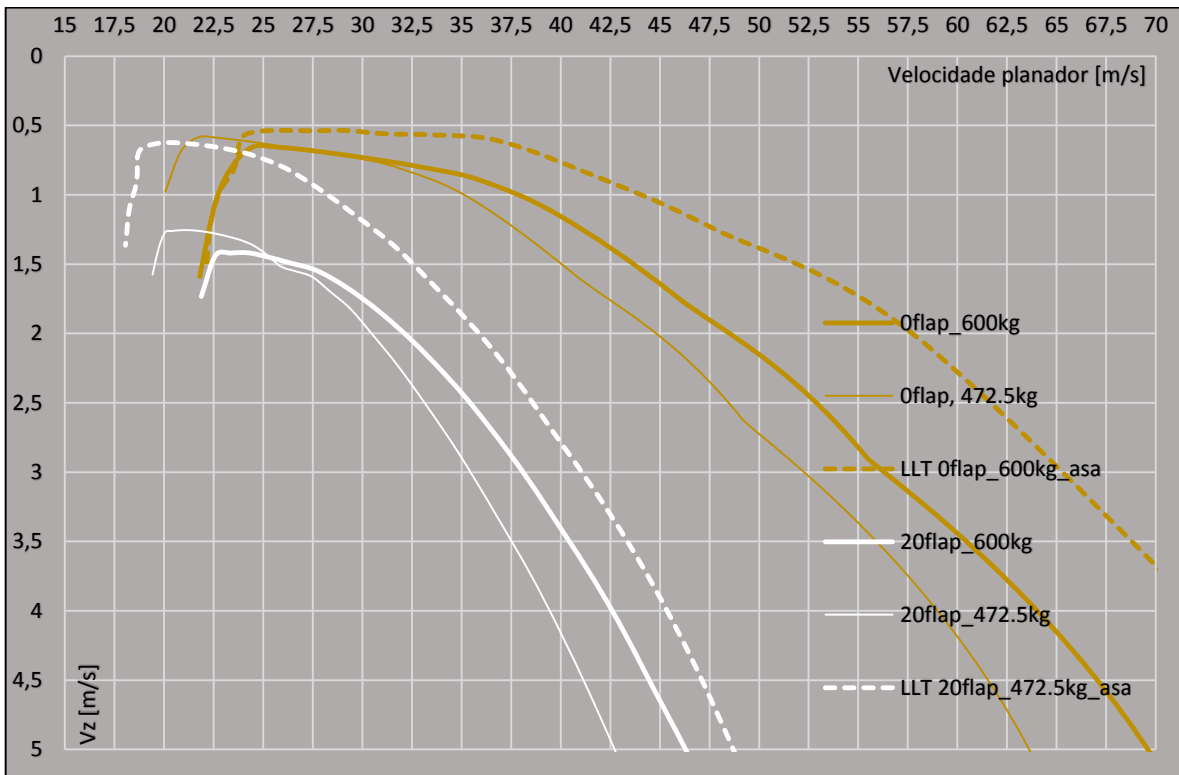


Figura 45 - Relação entre a potência requerida e a velocidade do planador.

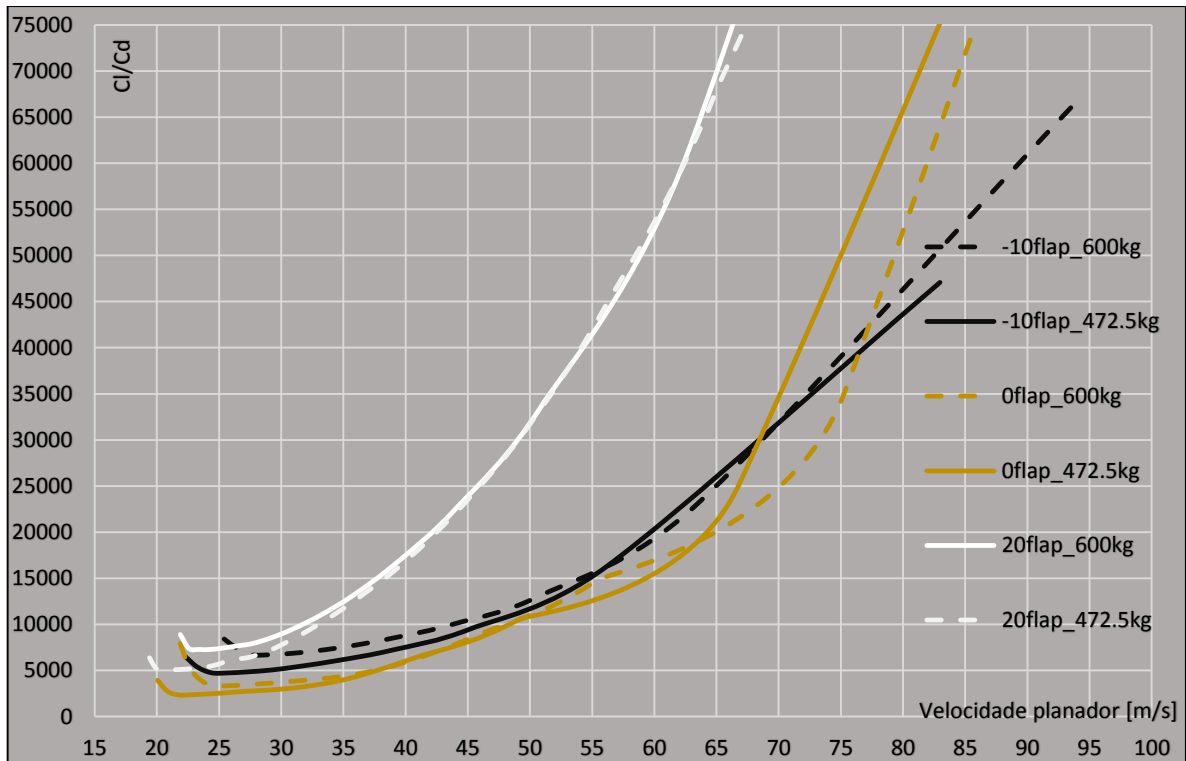


Figura 46 - Variação da potência requerida com a velocidade do planador.

As curvas a tracejado, figura 45, correspondem apenas à asa do Crossover, as contínuas incluem o avião todo. Pela análise dos resultados com a asa modificada e comparando com os resultados anteriores, considerando a asa original, podemos ver que os inconvenientes desta nova asa correspondem à razão de planeio que desce um pouco, cerca de um a dois pontos situando-se a volta dos 40:1, e a velocidade do planador é mais baixa para Cl/CD altos, isto reduz um pouco a qualidade da asa pois a velocidade é muito baixa para as razões de planeio mais razoáveis.

A velocidade de perda é aproximadamente 18m/s para a asa teste, logo o perfil HQ 17/14.38 com esta nova forma em planta e segundo os resultados garante a $V_{S0} = 65\text{km/h} = 18\text{ m/s}$.

A potência requerida mantém-se parecida aos resultados anteriores.

O aumento da área geométrica da asa pode ser uma solução interessante se quisermos diminuir a velocidade mínima que o moto-planador pode atingir.

5.3.1 Resumo desempenho Crossover asa_modificada

As tabelas seguintes mostram os dados obtidos de forma a simplificar a sua compreensão.

A Tabela 14 mostra as velocidades mínimas possíveis em voo, como é possível verificar a perda para esta asa parece cumprir os requisitos propostos, o que me levou a considerar esta alternativa.

Tabela 14 - Velocidade de perda para a nova forma em planta da asa.

Flape set [°]	Massa [kg]	Massa [kg]	
	472,5	600	
20	18	21.8	m/s
0	20.1	22	m/s
-10	22.3	25.1	m/s

A tabela 15 indica o desempenho geral do planador para um determinado peso, a carga alar, a potência requerida para a velocidade de descida mínima (V_z) e também a velocidade do planador na melhor razão de planeio.

Tabela 15 - Performance geral do Crossover considerando a forma em planta da asa modificada

Massa (kg)	472,5	600
Carga alar (kg/m²)	30	40
Velocidade descida mínima (m/s)	0.58	0.65
a		
V (m/s)	21.8	24.5
Potência Requerida [KW]	2.4	3.3
L/D máx	40.5	41.2
A		
V (m/s)	29.2	33
Potência Requerida [KW]	2.9	4.1

5.4 Dimensionamento dos flapes

5.4.1 Introdução:

Uma das formas de aumentar o $C_{l,máx}$ como referido anteriormente é através do uso de flapes, sendo assim investiguei a introdução de flapes de fenda no perfil HQ 17/14.38 com o objetivo de diminuir a velocidade de perda do moto-planador, (Tousif Ahmed, 2013) (Todorov, 2015).

As análises são apenas para o perfil em 2D a modificação do perfil foi feita no Solidworks e o ponto de rotação do flape está localizado como indicado na tabela 16. A origem do eixo de coordenadas (0,0) situa-se no ponto mais à esquerda no B.A. do perfil como indicado Figura 47.

Tabela 16 - Localização do ponto de rotação do flape

Eixo x	80%c do perfil
Eixo y	-50% $t_{máx}$ do perfil
δ flape	20°

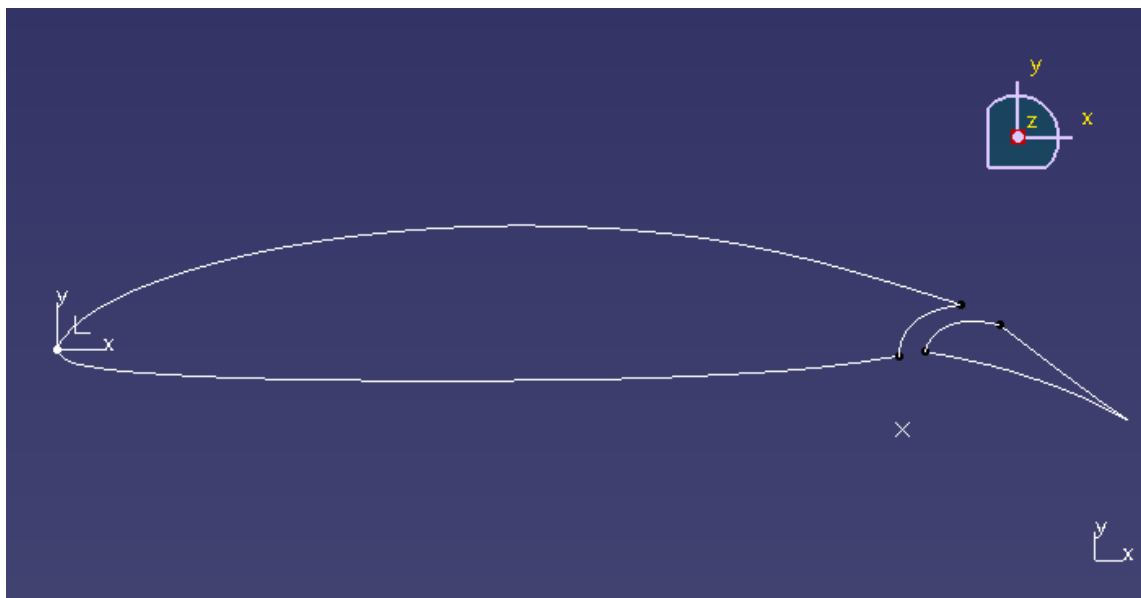


Figura 47 - Perfil HQ 17/14.38 com flape de fenda, ponto de rotação do flape.

A posição do ponto de rotação pode também ser facilmente alterada se necessário e os resultados presentes otimizados.

Os cálculos foram feitos considerando as condições de pressão e temperatura ao nível do mar. O ângulo de deflexão do flape foi escolhido por sugestão do fabricante como $\delta = 20^\circ$, isto porque a asa incorpora um sistema de flaperon que não aconselha utilizar deflexões mais elevadas pois deve criar perturbações indesejadas ao avião e problemas na controlabilidade.

A malha utilizada é ilustrada na Figura 48, (ANSYS Inc, 2007).

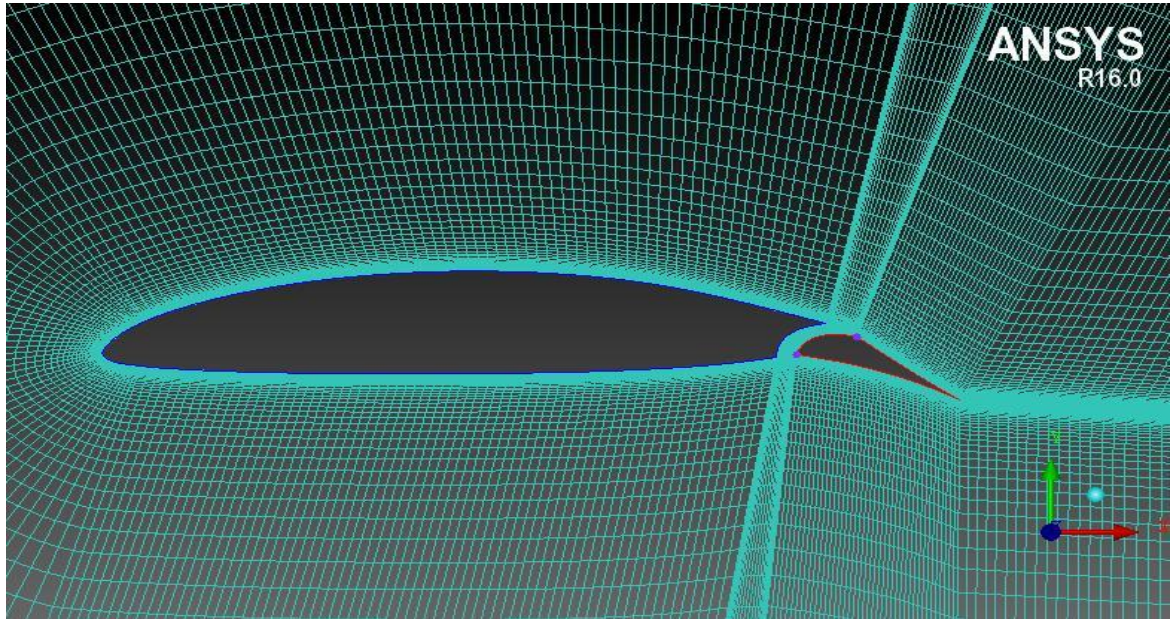


Figura 48 - Malha do perfil HQ 17/14.38 com flape de fenda.

O objetivo com a introdução de flapes no perfil HQ 17/14.38 é obter uma velocidade de perda de 18m/s para 472.5kg considerando a asa atual do Crossover, para tal precisamos obter um $C_{l,máx}$ superior a 1.95.

Os princípios teóricos, capítulo 2.8.2. indicam a equação utilizada para velocidade de perda. As análises comparam os resultados entre métodos diferentes, o *Spalart Almaras* (1eq) e o *Transition k-kl omega* (3eq), a escolha destes dois métodos serve para podermos comparar resultados e ter assim uma maior noção das características aerodinâmicas reais deste perfil.

5.4.2 Análise 2DHQ17/14.38 flape de fenda

A Figura 49 mostra os gráficos do C_l com α e C_l com C_d do perfil HQ 17/14.38 com $\delta=0^\circ$ (linhas contínuas) e $\delta=20^\circ$ (linhas a tracejado).

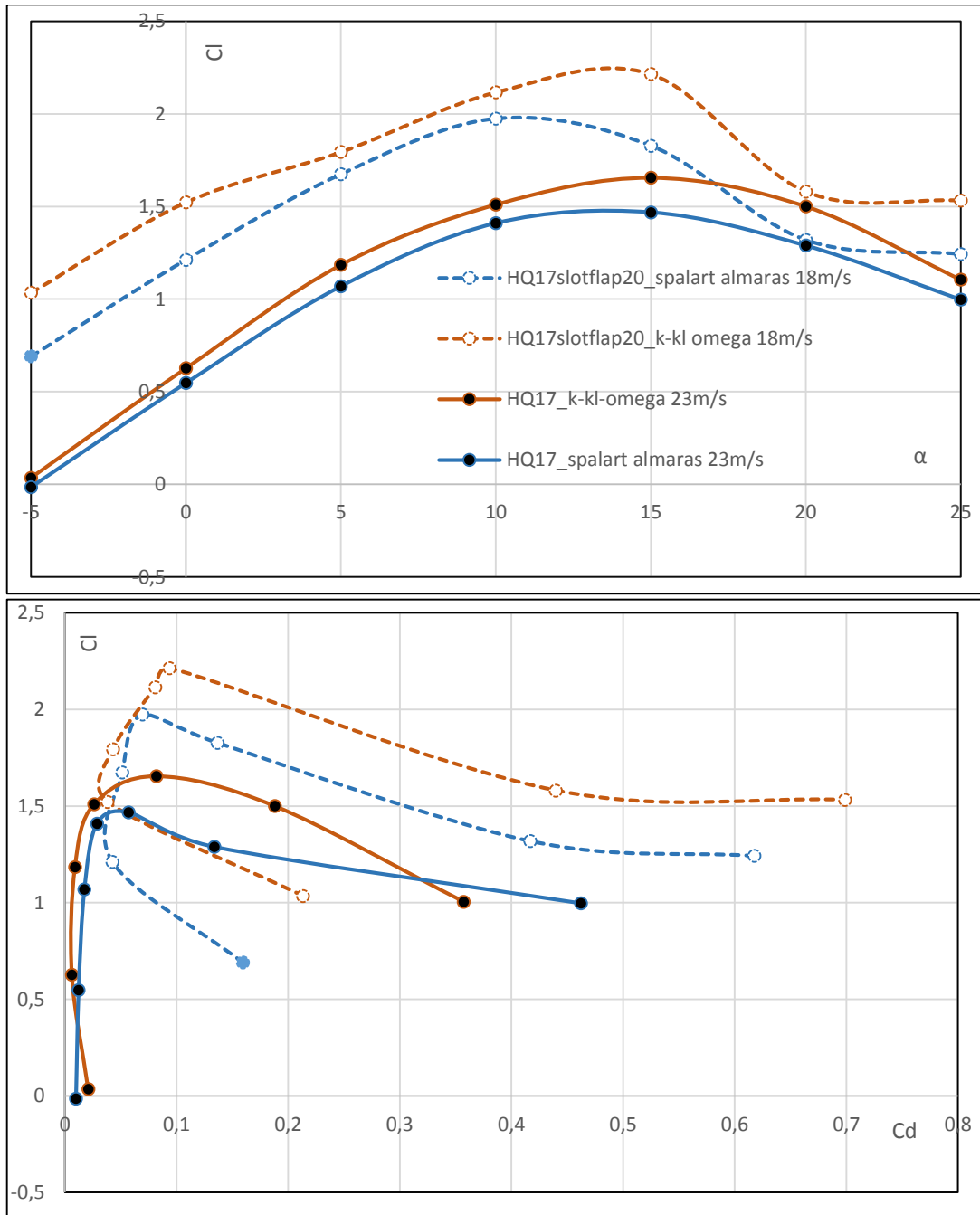


Figura 49 - Polares do perfil HQ 17/14.38 com flapes considerando as condições ao nível do mar.

As polares do perfil simples são para $V = 23\text{m/s}$ através destes gráficos podemos concluir em relação à velocidade de perda $VS1$, aplicando a equação (13) obtemos um $Cl = 1.52$ que representa o valor mínimo para atingir a $VS1$. O perfil com flape é calculado para $V = 18\text{m/s}$, aqui consideramos a $VS0$ e precisamos de um $Cl = 1.95$ pelo menos para atingir o objetivo proposto.

Sendo assim analisando a Figura 49 o Cl do perfil em ambas as posições do flape garante os objetivos o método *k-kl omega* obtemos resultados otimistas que seriam excelentes aproximações do valor prático. O método *Spalart almaras* por sua vez sobrestima o arrasto e subestima a sustentação consideravelmente os resultados são mais pessimistas e para o perfil com o flape a zero graus os valores de Cl não atingem o 1.52 esperado ficando-se pelo 1.5.

Olhando para a questão numa perspectiva mais prática diria que em princípio este perfil com o flape que desenhei deve conseguir garantir os resultados desejados. Os métodos numéricos utilizados são algo diferentes e apenas com um ensaio prático poderíamos perceber qual dos métodos, de todos eles, melhor traduz o problema em específico. Considerando algumas das referências que consultei neste âmbito, (Coder, 2010) (Tousif Ahmed, 2013) (Todorov, 2015) , é bastante provável que o método *transition k-kl omega* seja um dos mais indicados para escoamentos em moto-planadores, é mais complexo que o *Spalart Almaras* pois utiliza 3 equações de transporte e consegue prever efetivamente fenômenos como a separação, bolhas e recolamento.

Mais análises foram realizadas para outros métodos mas de forma muito geral pareceu-me termos nestes dois métodos os resultados mais dispares, o que me interessa, pois como não posso validar nenhuma solução ficamos com um ‘intervalo de confiança’ onde devemos esperar serem maiores a probabilidade do resultado certo, esse intervalo são os valores entre os dois métodos e não devem ser descartados.

A figura 51 em anexo apresenta-nos a variação da razão de planeio com α para o perfil HQ 17/14.38 com $\delta=0^\circ$ e $\delta=20^\circ$, sendo o mesmo caso da figura 49. Analisando é notória a diferença do Cl/Cd entre os métodos *k-kl omega* e *Spalart almaras*, sendo que para $\alpha = 0^\circ$ e 5° esta diferença acentua-se “exponencialmente”.

6. Discussão dos Resultados

A Figura 50 em anexo compara os dois perfis estudados para diferentes métodos de análise, como já referido anteriormente o perfil HQ 17/14.38 não garante, pelas análises em xflr5, os valores de $C_{l\text{máx}}$ necessários de forma a $VS1 = 23\text{m/s}$ com 600kg (equação 13), e considerando que o xflr5 despreza algum do arrasto total criado, isto conforme (Coder, 2010) e (Deperre, 2013), facilmente percebemos que o perfil HQ 17 não deve cumprir a VS1.

Por outro lado, e como podemos ver pela figura 50 o perfil Novo cumpre com os requisitos para a VS1 considerando os 600kg. As análises pelo método *transition k-kl omega* indicam que ambos os perfis devem cumprir a VS1. O perfil Novo têm um Cl máximo superior ao perfil HQ 17 e a razão de planeio também é superior, o que me leva a concluir que este perfil surge claramente como uma boa alternativa ao atualmente implementado.

Avaliando os planadores pela sua performance especificamente, alcance máximo e duração máxima de voo, podemos constatar pela tabela 17 em anexo que o perfil Novo garante um maior alcance máximo e pequenas melhorias na duração máxima de voo. Esta tabela compara os valores da performance geral do Crossover para os dois perfis estudados.

Considerando (Boermans, 2006), um dos aspetos mais importantes na diminuição do arrasto na asa é a combinação asa-fuselagem, as interferências provocadas no escoamento são de difícil análise e requerem-se o uso de CFD. O Crossover está equipado com uma asa alta, por forma a diminuir o arrasto viscoso na junção, devido às diferenças de pressão do escoamento entre a asa e a fuselagem, podem formar-se escoamentos cruzados que aumentam o arrasto viscoso. A implementação de uma asa alta em relação à fuselagem diminui efetivamente este problema.

As interferências no escoamento devido à contração da fuselagem abaixo da asa são minimizadas, devido aos efeitos favoráveis da asa alta na distribuição de pressão. Imediatamente após a fuselagem a asa está sujeita a fluxos de ar turbulentos, logo a corda da asa na raiz deve ser alargada para reduzir o gradiente de pressão e adiar a separação.

As asas-altas têm algumas vantagens em relação às configurações com asa-média. Numa configuração com asa-alta o escoamento advindo da fuselagem é menor na superfície superior da asa, sendo expectável que a separação seja atrasada permitindo melhores condições de voo a baixas velocidades.

Outra opção importante a rever é a contração da fuselagem no intradorso, pois leva à redução da área molhada, não afetando os estabilizadores. Enquanto que numa configuração de asa-média os vórtices criados na junção da asa com a fuselagem podem afetar o escoamento sobre os estabilizadores.

O arrasto induzido é maior com o aumento do ângulo de e e pode ser minimizado otimizando a forma em planta da asa. A adição de winglets na ponta da asa é cada vez mais utilizada na concepção de aviões, isto serve para reduzir a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso, precavendo a formação de vórtices na ponta da asa podendo levar a instabilidade. Os winglets são uma excelente opção para diminuir estes vórtices e conseqüentemente o arrasto induzido. Mais de 70% do arrasto induzido em um planador moderno a baixas velocidade é criado pelos vórtices de ponta da asa. Teoricamente a melhor asa para o arrasto induzido mínimo têm uma distribuição elíptica da sustentação ao longo da envergadura, (Anderson D ; Eberhardt S, 1999).

O arrasto parasita é baixo para os ângulos de ataque pequenos aumentando consideravelmente com o aumento de α , depende de a extensão da região laminar no extradorso, intradorso e da espessura do perfil. Outras considerações a ter para diminuir o arrasto parasita será a suavidade dos materiais utilizados na asa e a ausência de interferências sobre o escoamento, sendo assim aconselho seriamente a diminuir ao máximo a área das nacelas por forma reduzir o arrasto tanto parasita como viscoso.

Um dos aspetos mais importantes do escoamento é a linha de transição, esta define a posição onde ocorre a transição do escoamento de laminar para turbulento nas superfícies da asa, extradorso e intradorso. No projeto de asas com altas performances é desejável manter o máximo possível o escoamento laminar na direção da corda, isto para reduzir o arrasto e aumentar a razão de planeio, logo a posição da linha de transição na asa deve estar o mais junto do bordo de fuga possível, será esta a posição ideal para ocorrer a transição. Em anexo, Figuras 55 a 60 ilustram a posição da transição no perfil HQ 17/14.38 para $\alpha = 0^\circ, 15^\circ$ e 25° .

Um dos melhores métodos em projeto para melhorar o desempenho aerodinâmico de moto-planadores é estudar muito bem as características do perfil a utilizar, aqui as análises em CFD 2D podem tornar-se menos dispendiosas a todos os níveis do que as 3D e serem um suporte importantíssimo no projeto de aviões, um bom perfil é meio caminho andado para obtermos uma boa asa. O tempo despendido e os recursos técnicos necessários nas análises CFD aumentam consideravelmente em comparação com o xflr5 e se considerarmos fazer análises 3D então aí necessitamos de um nível de recursos elevadíssimo para poder ter sucesso nas análises.

A vantagem do uso de CFD prende-se com o fato de estes modelos numéricos utilizados, *transition k-kl omega* (3eq) e *transition SST* (4eq) serem capazes de melhor descrever fenômenos como a separação, bolhas, reco lamento e turbulência possibilitando um estudo mais eficaz para α elevados, comparativamente ao xflr5, para valores de α entre os -5° e os 10° aproximadamente os resultados obtidos no xflr5 são precisos o suficiente, (Filkovic, 2008).

7. Conclusão

Concluído o estudo sobre o desempenho e otimização do moto planador Crossover de uma forma geral os objetivos foram atingidos, a avaliação do desempenho do moto planador foi realizada com sucesso, a pesquisa de novas soluções com vista a otimizar o atualmente implementado também foi realizada com sucesso e conforme os requisitos exigidos.

É importante referir a falta de dimensões no que diz respeito à fuselagem, isto pode prejudicar a precisão dos resultados principalmente quando precisamos de definir arrasto criado pela fuselagem e interferência asa-fuselagem. Outro ponto importante é a dificuldade do x_{flr5} em estimar o arrasto corretamente do avião, geralmente sub-estima esse valor, (Deperre, 2013).

Posto isto o x_{flr5} deve garantir fiabilidade dos resultados para a asa e estabilizadores. Todos os resultados presentes neste trabalho precisam ainda de uma validação prática ou de mais suporte técnico, nomeadamente com recurso a CFD, contudo o x_{flr5} revelou ser uma boa aproximação inicial.

Em relação à previsão do arrasto total da fuselagem a área escolhida $A_{fuselagem}$ refere-se a uma fuselagem nova desenhada por mim, figura 53 em anexo, com o intuito apenas de replicar a original. Outra consideração a fazer é que o arrasto criado pela interferência asa-fuselagem não é calculado, pelo simples fato dos resultados do Cl/Cd poderem estar demasiado baixos e não quis estar a adicionar mais arrasto sem antes confirmar os verdadeiros valores deste para a fuselagem simples. Apesar disso os valores encontrados para o arrasto da fuselagem assemelham-se ao esperado segundo (Boermans, 1998).

Analisando os resultados obtidos o Crossover com o perfil HQ 17/14.38 não consegue obter uma razão de planeio máxima superior a 45:1 e a velocidade de perda também não atinge os valores requeridos pelas normas. A $VS1 = 23.5$ m/s e a $VS0 = 19.5$ m/s isto quer dizer que muito dificilmente o Crossover está dentro dos parâmetros exigidos, ver normas no capítulo 1.3. Após analisar o desempenho do Crossover, procurei soluções que otimizem os valores encontrados.

É aqui que surge este novo perfil o Novo com vantagens visíveis sobre o HQ 17/14.38 ao nível da velocidade de perda e do Cl/Cd máximo. Os resultados indicam que com este perfil o modelo atual do Crossover cumpre as normas em vigor e ainda melhora a performance geral do moto-planador. Com este novo perfil a $VS1 = 22.5$ m/s e $VS0 = 18$ m/s conforme podemos verificar pelos resultados obtidos e a razão de planeio máxima também é mais elevada comparativamente com o perfil HQ 17.

A introdução de flapes no estudo do perfil HQ 17/14.38 surge como uma boa solução para a $VS0$, este perfil com um flape de fenda atinge os valores necessários de Cl máximo. Como podemos ver na figura 49 o perfil HQ 17/14.38 com flape de fenda cumpre com a $VS0 = 18$ m/s para

os 472.5kg, este dispositivo de alta sustentação incrementa consideravelmente os valores de Cl e devem ser considerados caso seja para manter este perfil.

Por último e outra solução que me pareceu conveniente e interessante de apresentar neste trabalho foi a alteração da forma em planta da asa, com o aumento da área geométrica na asa temos um aumento do Cl e conseqüentemente reduzimos a velocidade mínima de voo do moto planador, um incremento de aproximadamente $2m^2$ na área da asa deverá ser o necessário para garantir a VS0 e a VS1, isto pode ser comprovado analisando os gráficos do capítulo 5.3. A desvantagem desta solução prende-se com o aumento no arrasto criado, que é significativo e diminui a razão de planeio do modelo.

Futuramente penso que seria importante avançar com análises em CFD 3D para a asa de forma a determinar o seu desempenho e comparar com os resultados no xflr5. A introdução de um flape de fenda poderia ser implementada em 3D com recurso a CFD e permitiria uma análise extra e com maior detalhe. Esta questão do sistema de flapes deve ser revista para identificar o modelo que melhor se encaixa no Crossover, neste caso perceber concretamente qual seria a melhor opção se um sistema de flaperon ou apenas flape mais aileron, o sistema flaperon pode trazer limitações indesejadas ao nível da estabilidade e controlabilidade.

A junção asa-fuselagem e os *winglets* utilizados devem ser objeto de um estudo aerodinâmico baseado em métodos CFD e de forma rigorosa, pois são locais onde existe um aumento de arrasto e deve procurar-se reduzir esse valor estudando estes pontos detalhadamente.

Em suma acredito ter atingido os objetivos propostos o desempenho do Crossover e o trabalho de otimização está feito, também penso que seria importante aprofundar mais este trabalho introduzindo as análises em CFD 3D. Esta base de comparação seria importante no projeto do Crossover e uma mais valia para futuras alterações com vista a melhorar o moto-planador.

8.Referências

- Amorim, B. H. (2013). *Estudo de desempenho do planador Astir*. Rio de Janeiro, RJ – BRASIL: Universidade Federal do Rio de Janeiro.
- Anderson D ; Eberhardt S. (1999). *How Airplanes Fly – The Physical Description of Lift*. Obtido de <http://airports.fai.org/feb9904.html>;
- ANSYS Inc. (2007). *Ansys Icem CFD 11.0 Tutorial Manual*. Canonsburg: 2013 SAS IP, Inc.
- ANSYS Inc. (2013). *Ansys Fluent Tutorial Guide*. Canonsburg: 2013 SAS IP, Inc.
- Grossman, Z. G. (1988). Integrated Aerodynamic/Structural Design of a Sailplane Wing. *Journal of Aircraft*, vol. 25, 855-860.
- Boermans, L. (1981). *On the design of some airfoils for sailplane application*. Paderborn: Delft University of Technology.
- Boermans, L. (2006). *Research on sailplane aerodynamics at Delft*. TU Delft: Presented to the Netherlands Association of Aeronautical Engineers.
- Boermans, L., Nicolisi, F., & Kubrynski, K. (1998). Aerodynamic design of high-performance sailplane wing-fuselage combinations. Delft, Netherlands: International Council of the Aeronautics Sciences (ICAS).
- Cadete, B. J. (2011). *Aero-structural optimization of sailplane wings*. Sintra: Instituto Superior Técnico (IST).
- Coder, M. D. (2010). *Comparisons of Theoretical Methods for predicting airfoil aerodynamic characteristics*. Port Matilda: U.S. ARMY RESEARCH,.
- Denker, J. S. (1995). *See How It Flies: Perceptions, Procedures And Principles Of Flight*. McGraw-Hill Companies.
- Deperre, A. (28 de 02 de 2013). *XFLR5 - Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*.
- DG Flugzeugbau GmbH. (2005). *flight manual for the motorglider DG-808C*. Bruchsal: www.dg-flugzeugbau.de.
- European Aviation Safety Agency. (2008). *Certification Specifications for sailplanes and Powered Sailplanes CS-22*. UE: Amendment 1.

- European Aviation Safety Agency. (2013). *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Light Sport Aeroplanes, CS-LSA*. EU: Amendment 1.
- Filkovic, D. (2008). *Graduate Work*. Zagreb: Faculty of Mechanical Engineering and Naval.
- Gamboa, P. P. (2010). *Projeto de Aeronaves I*. Obtido de <http://webx.ubi.pt/~pgamboa/pessoal/10403/10403.htm>
- Gokdepe, M. (2015). *Turbulence Models for the Numerical Prediction of Transitional Flows with RANSE*. Massachusetts Institute of Technology 2015. All rights reserved.
- Hansen, T. (1981). *Modeling the Performance of the Standard Cirrus Glider using Navier-Stokes CFD*. Trondheim, Norway: Norwegian University of Science and Technology.
- João Morgado, M. Â. (2016). XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils. *Aerospace Science and Technology*.
- Maughmer, M. D. (2003). The Design of Winglets for High-Performance Sailplanes. *Journal of aircraft*, vol. 40., 1099-1106.
- Pedro V. Gamboa & Miguel Ângelo R. Silvestre. (2011). *Introdução ao Avião e Disciplinas de Projecto*. Covilhã: Departamento de Ciências Aeroespaciais.
- Pilcher, C. V. (2011). *Preliminary Sailplane Design Using MDO And Multi-Fidelity Analysis*. Toronto, Ontário (Canada): Aerospace Engineering - Ryerson University.
- Raymer, D. P. (2004). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Todorov, M. D. (2015). *Aerodynamic characteristics of airfoil with a single slotted flap for light airplane wings*. Brasov: INTERNATIONAL CONFERENCE of SCIENTIFIC PAPER.
- Tousif Ahmed, M. T. (2013). *Computational Study of Flow Around a NACA 0012 Wing Flapped at Different Flap Angles with Varying Mach Numbers*. Bangladesh: Global Journals Inc. (USA).
- Willner, M. (s.d.). *A tutorial for xflr5 - version 1*.
- Y. Zhang*, T. G. (2013). *Validation of a transition model for the DU91-W2-250 airfoil*. Delft: Delft University of Technology.

9. Anexos

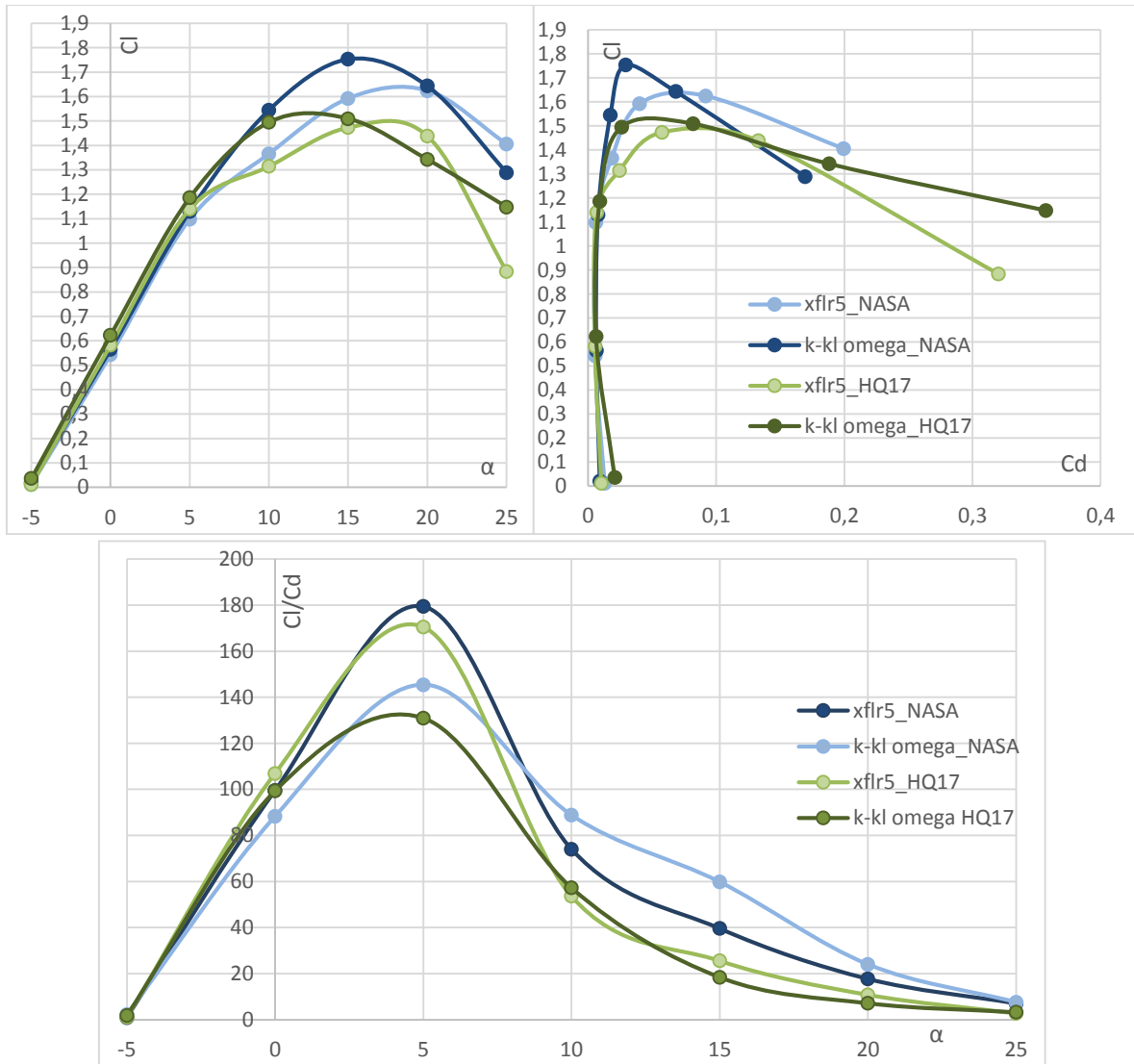


Figura 50 - Polares dos perfis HQ e Novo comparando os resultados entre o xflr5 e o fluent considerando o nível do mar e $V=23\text{m/s}$.

Tabela 17 - Performance do Crossover comparando os dois perfis estudados.

Perfil	HQ 17/14.38		Novo	
Massa (kg)	472,5	600	472,5	600
Carga alar (kg/m ²)	40	50	40	50
Velocidade descida mínima (m/s)	0.59	0.65	0.58	0.65
a				
V (m/s)	23.2	26.7	23.4	26
Potência Requerida [KW]	2.7	3.8	2.7	3.8
L/D máximo	41.4	42.6	43	44
a				
V (m/s)	27.1	30.5	27.5	31
Potência Requerida [KW]	3	4.2	3	4.1

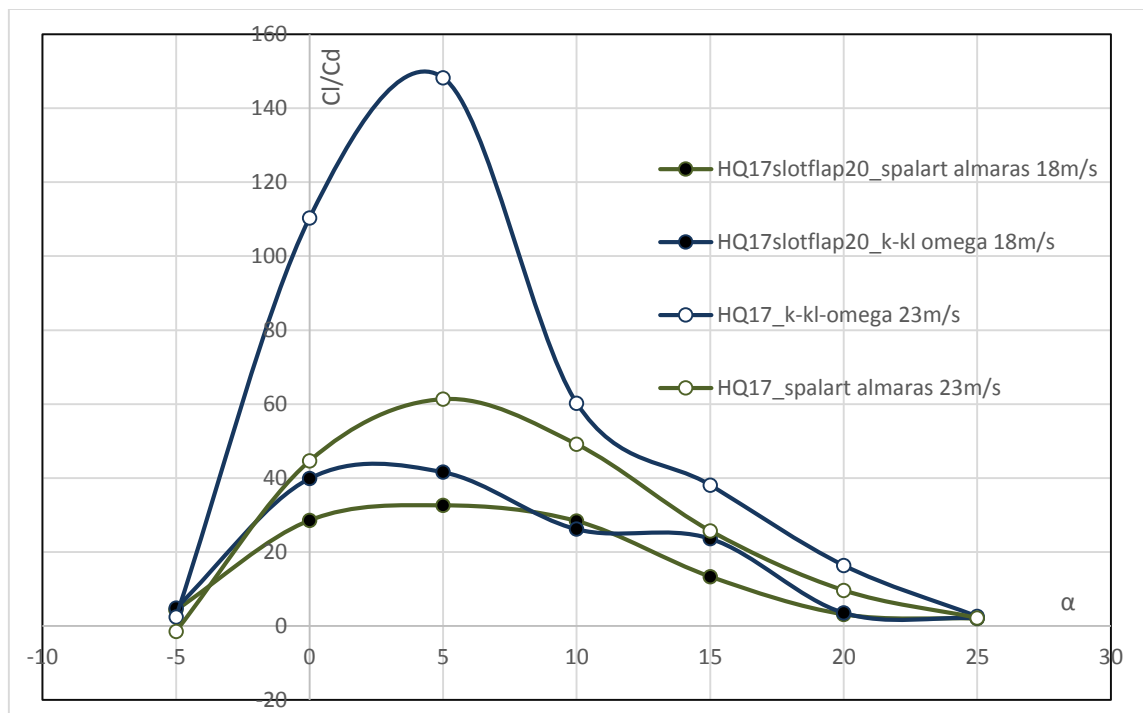


Figura 51 - Variação do Cl/Cd vs α no perfil HQ 17/14.38; δ=0° e δ=20°, utilizando métodos diferentes.

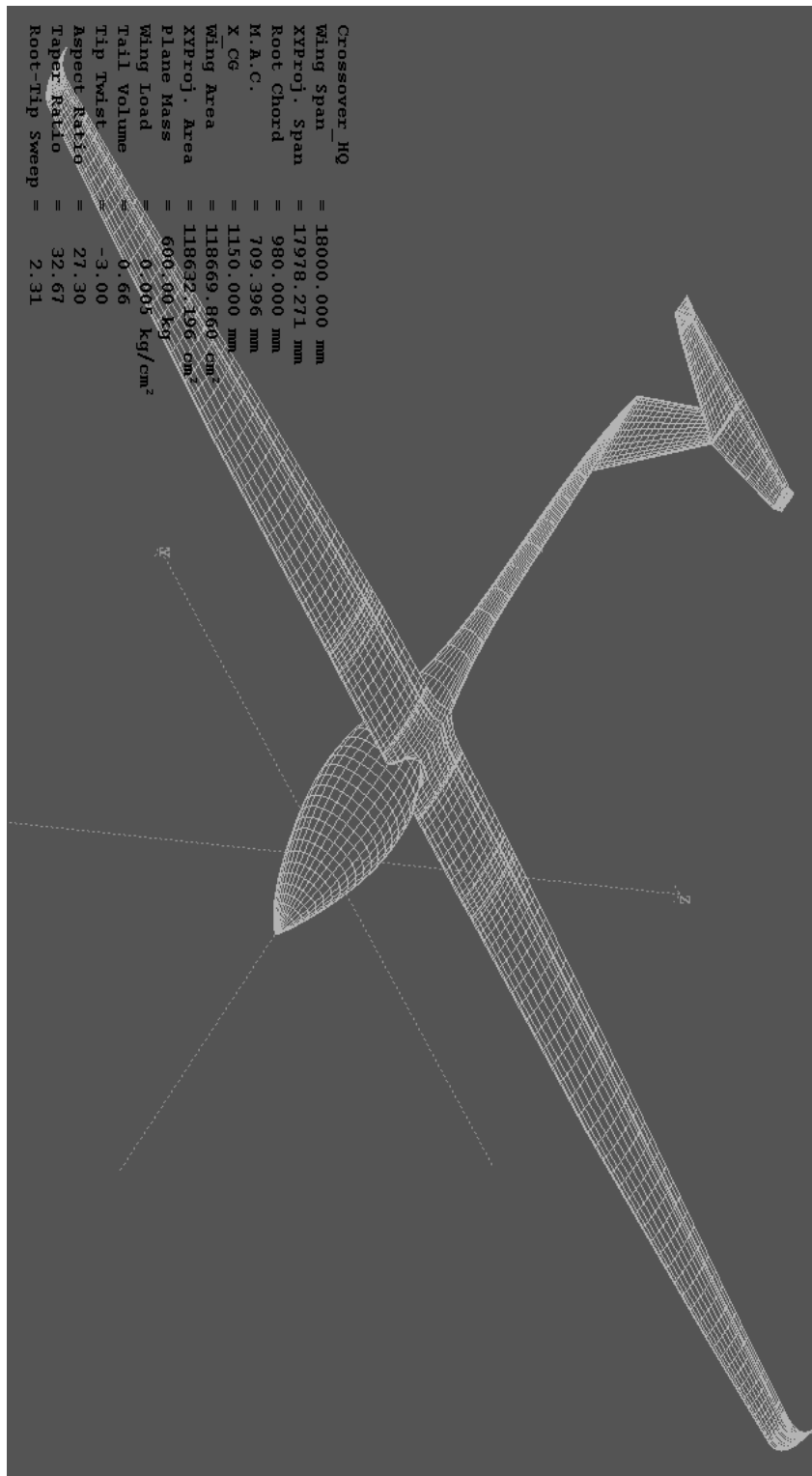


Figura 52 - Representação do modelo do Crossover utilizado nas análises em xflr5.



Figura 53 - Desenho em Catia V5 de um modelo do Crossover.

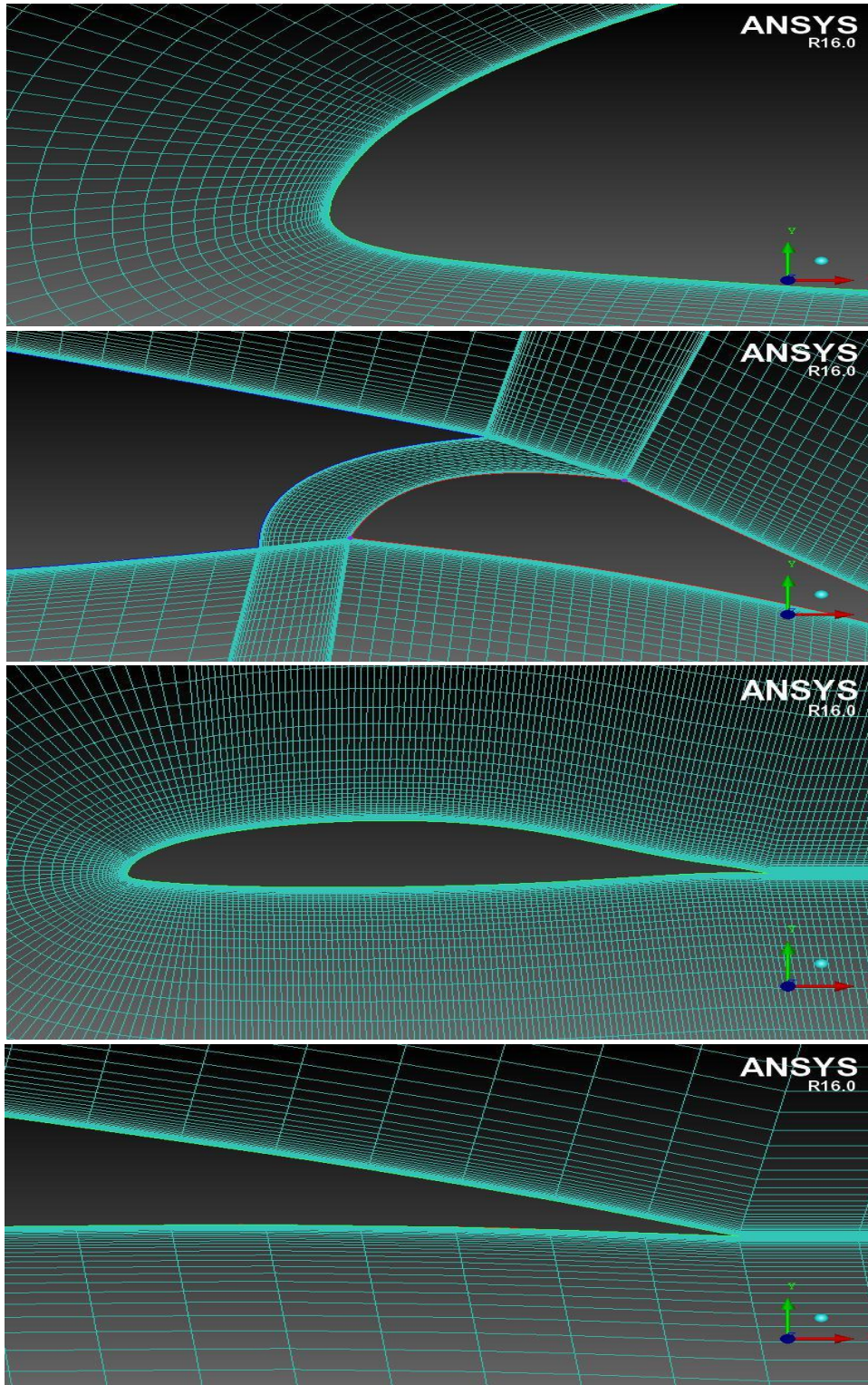
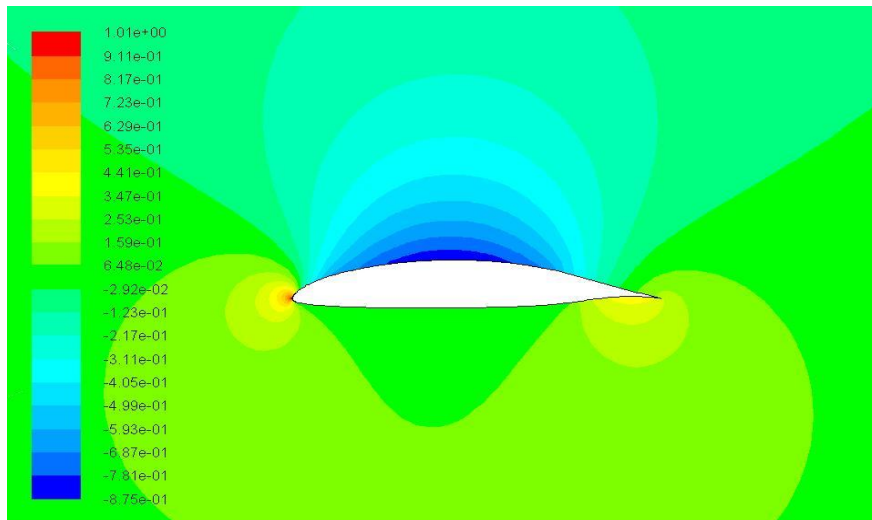
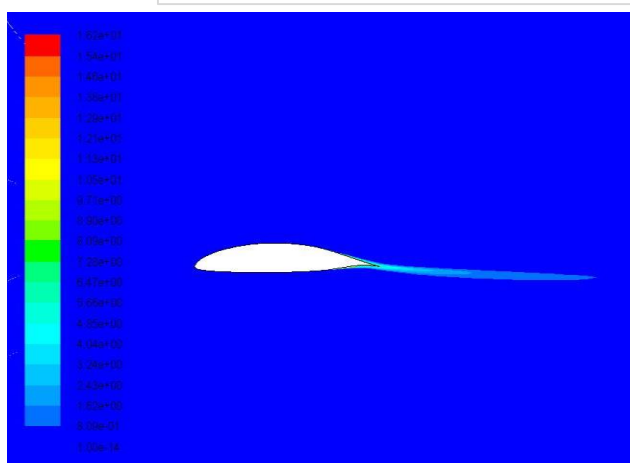
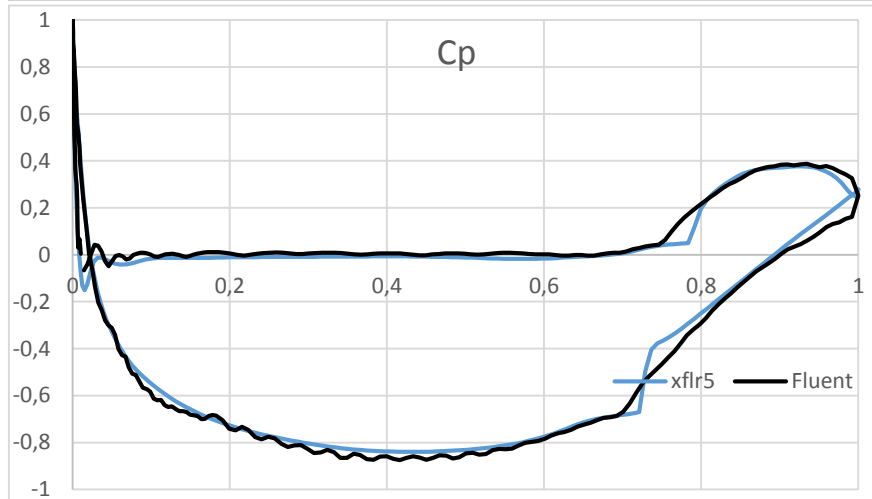


Figura 54 - Vistas da malha do tipo estruturado utilizada nas análises em Ansys v16



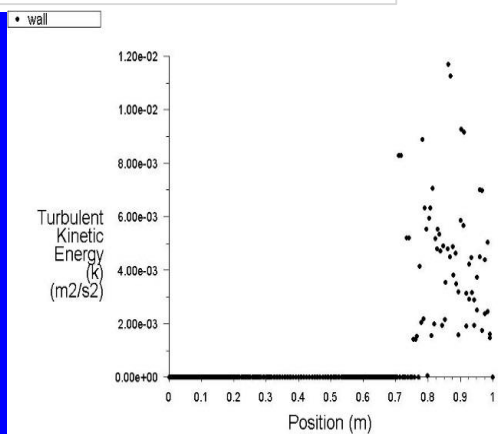
Contours of Pressure Coefficient

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)



Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2)

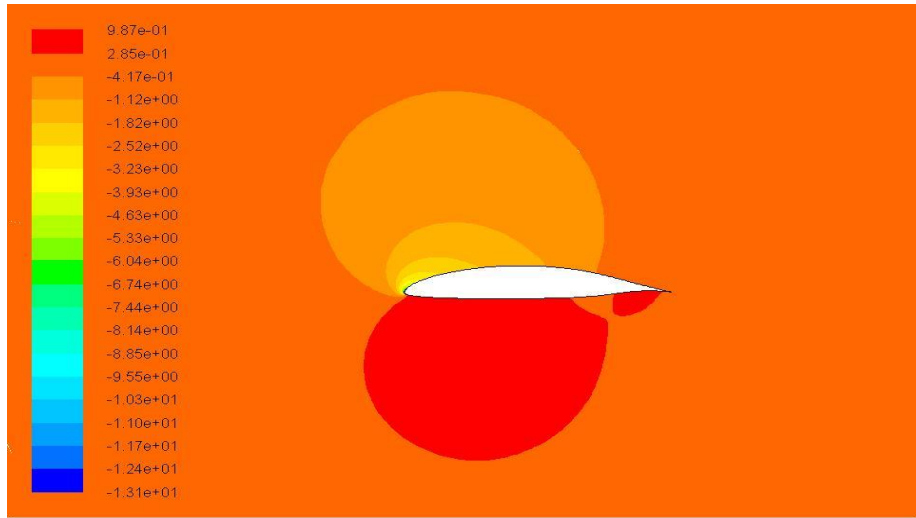
Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)



Turbulent Kinetic Energy (k)

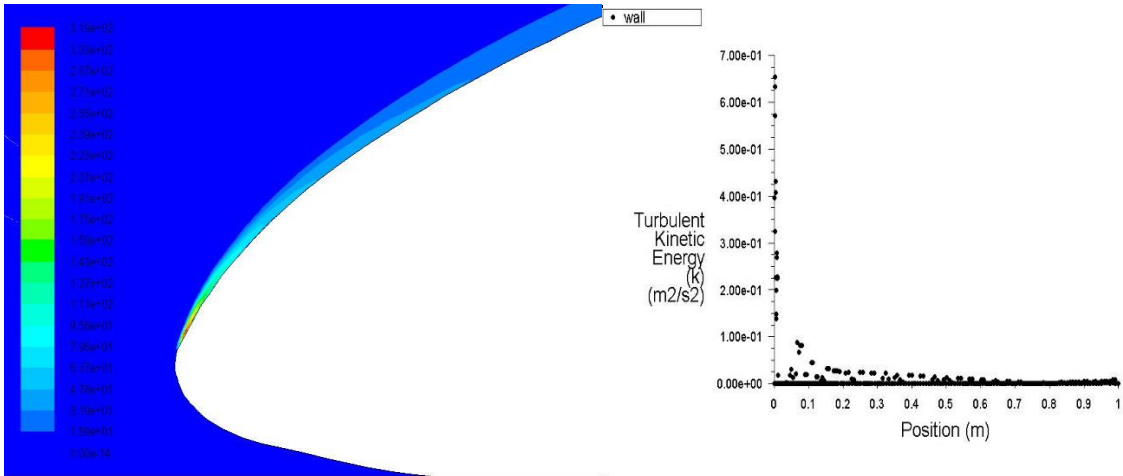
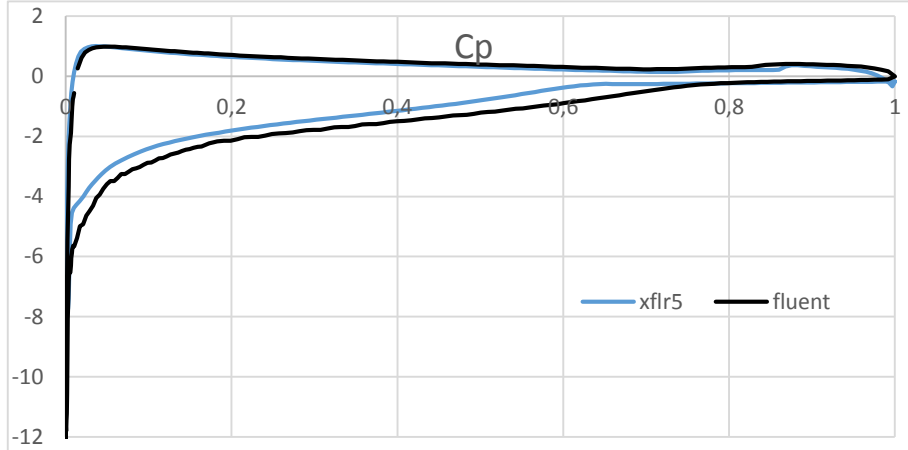
Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

Figura 55 - Variação do Cp e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/14.38 $\alpha=0^\circ$.



Contours of Pressure Coefficient

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)



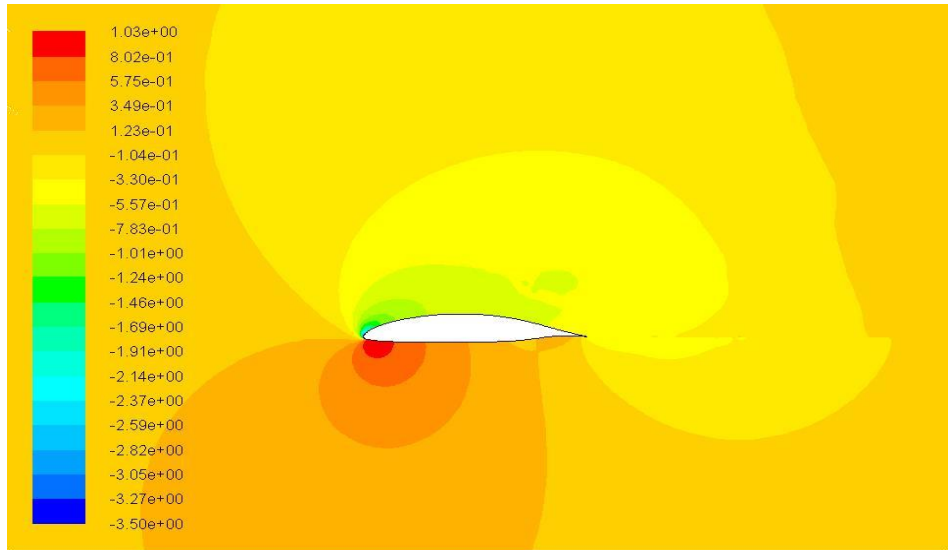
Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2)

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

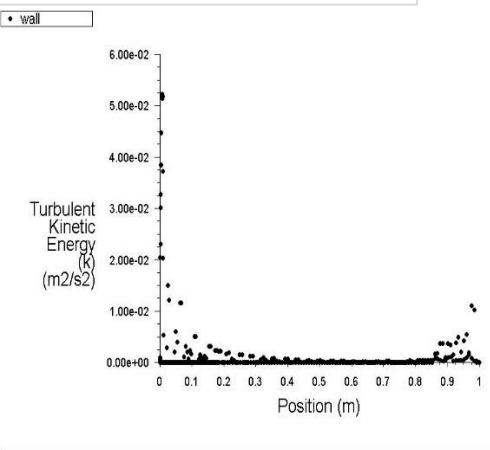
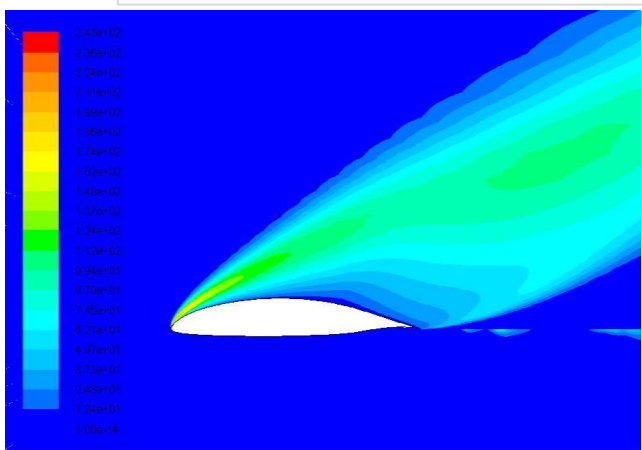
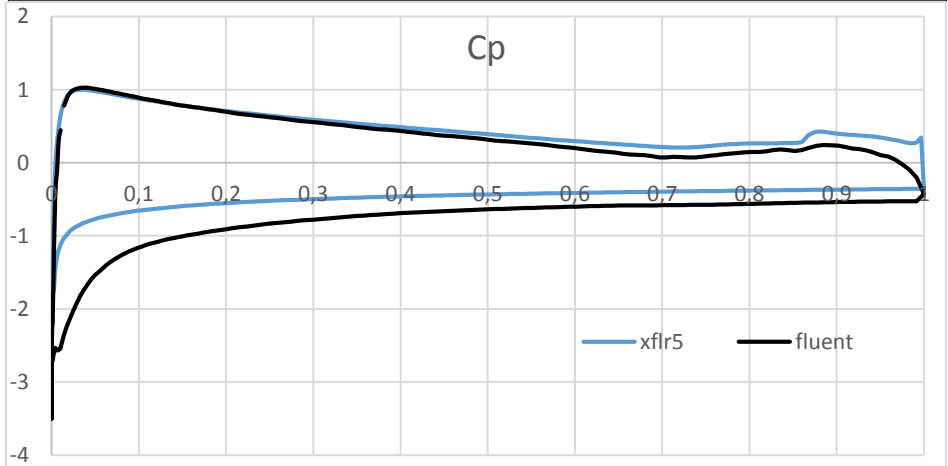
Turbulent Kinetic Energy (k)

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

Figura 56 - Variação do Cp e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/14.38_α=15°

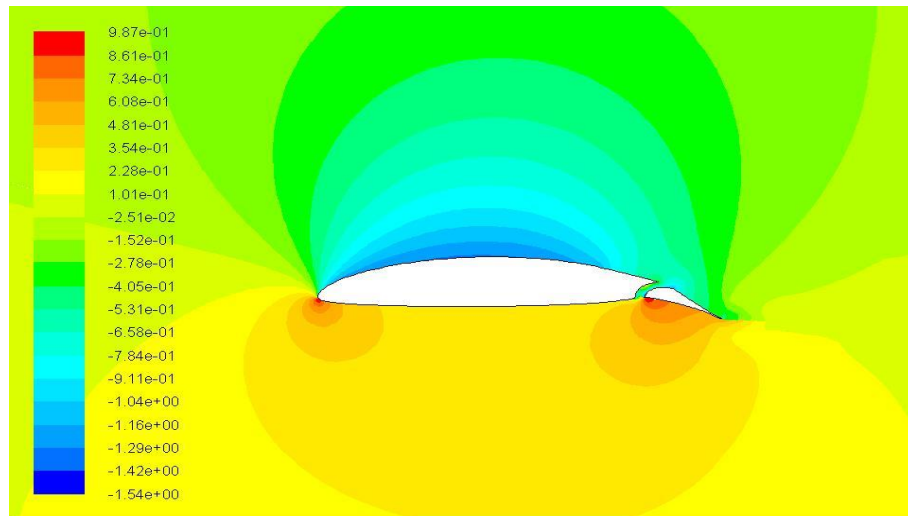


Contours of Pressure Coefficient Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)



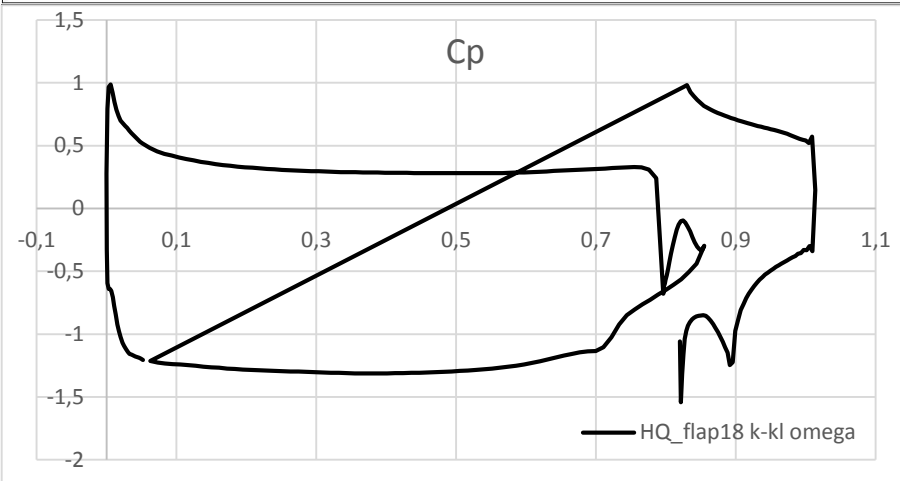
Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2) Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w) Turbulent Kinetic Energy (k) Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

Figura 57 - Variação do Cp e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/14.38 $\alpha=25^\circ$

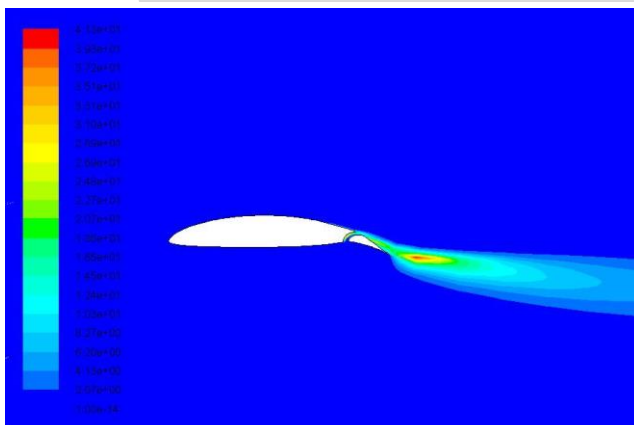


Contours of Pressure Coefficient

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

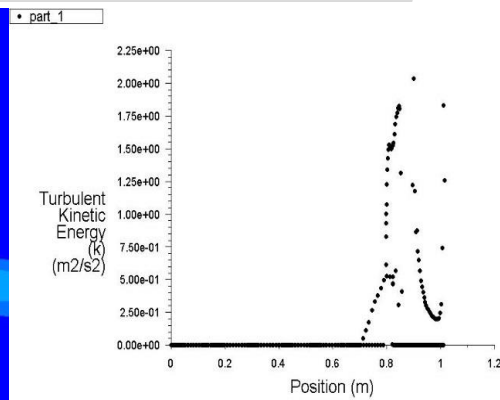


— HQ_flap18 k-kl omega



Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2)

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)



Turbulent Kinetic Energy (k)

Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

Figura 58 - Variação do C_p e Energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/14.38 $\alpha=0^\circ$
 $\delta=20^\circ$

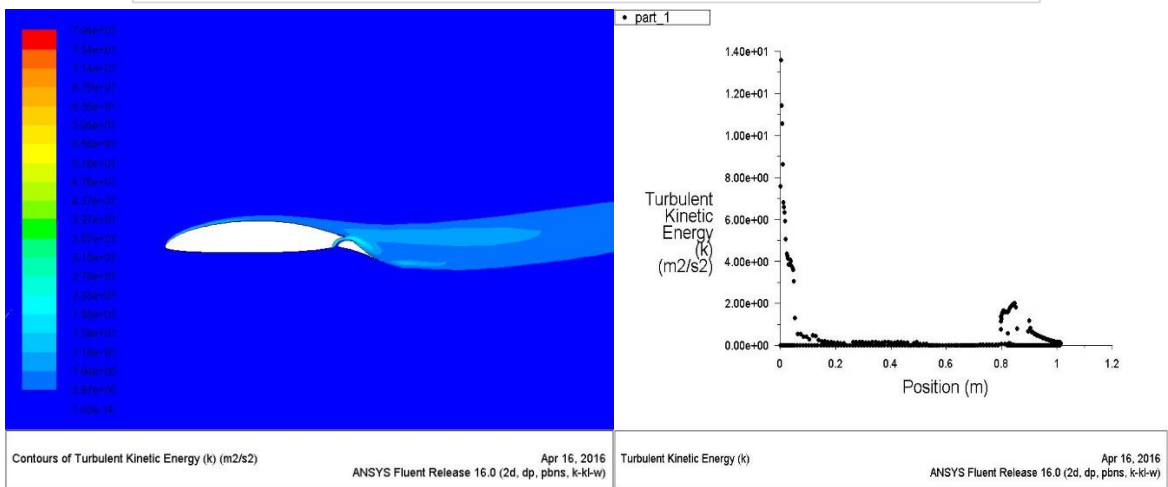
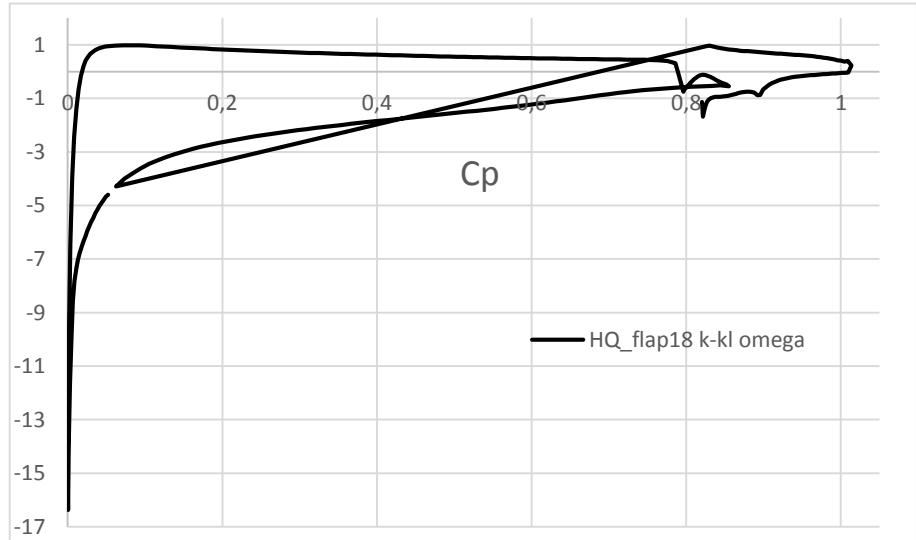
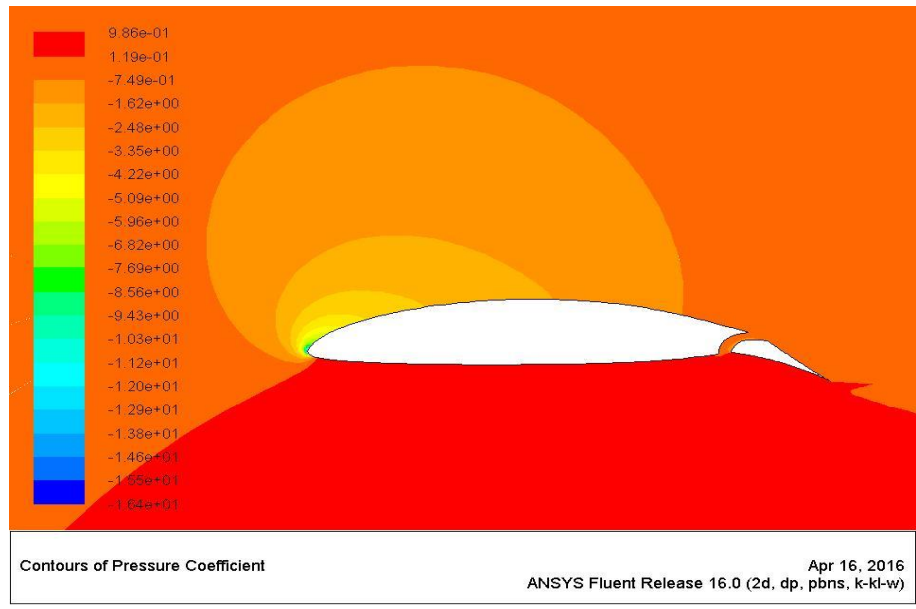
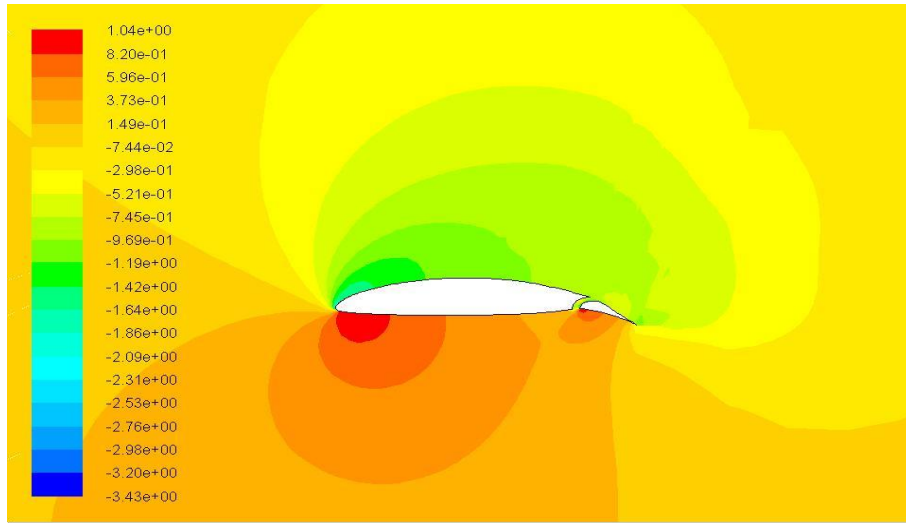
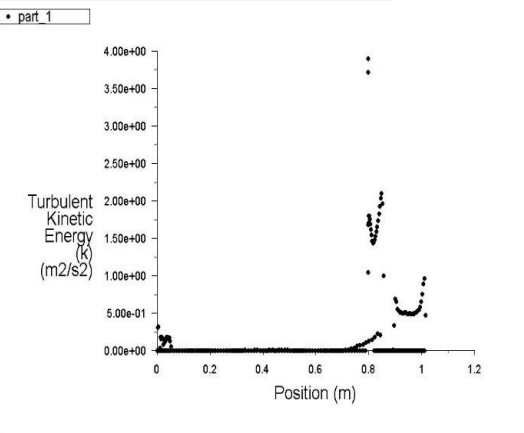
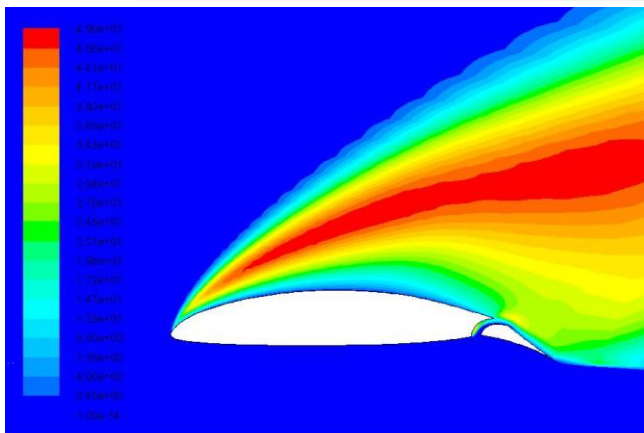
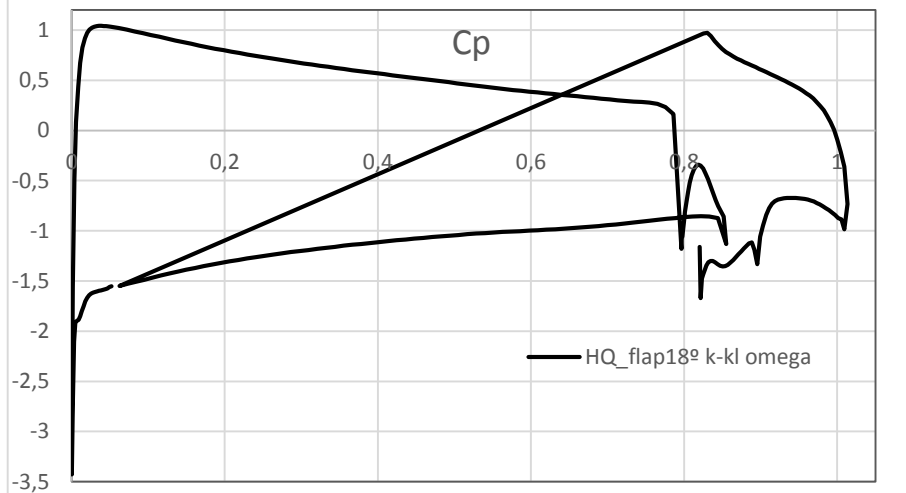


Figura 59 - Variação do Cp e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/14.38 $\alpha=15^\circ$ $\delta=20$.



Contours of Pressure Coefficient Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)



Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2) Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w) Turbulent Kinetic Energy (k)
Apr 16, 2016
ANSYS Fluent Release 16.0 (2d, dp, pbns, k-kl-w)

Figura 60 - Variação do Cp e energia cinética turbulenta ao longo da corda do perfil HQ 17/14.38 $\alpha=25^\circ$ $\delta=20^\circ$