

Treball final de grau

Estudi: Grau en Enginyeria Mecànica

Títol: Estudi del comportament d'una vela de parapent en situació de vol amb models de simulació de dinàmica de fluids

Document: Memòria i Annexos

Alumne: Adrià Grau Álvarez

Tutor: Toni Pujol Sagaró

Departament: Dept. d'Enginyeria Mecànica i de la Construcció industrial

Àrea: Mecànica de Fluids

Convocatòria (mes/any): Setembre 2015

ÍNDEX

1.	INTRODUCCIÓ.....	4
1.1	ANTECEDENTS	4
1.2	OBJECTE.....	5
1.3	ABAST	5
2.	METODOLOGIA.....	6
2.1	INTRODUCCIÓ.....	6
2.2	ESTUDI I METODOLOGIA	6
3.	ANÀLISI DEL PARAPENT	7
3.1	EL PARAPENT.....	7
3.1.1	<i>Introducció</i>	<i>7</i>
3.1.2	<i>Elements</i>	<i>8</i>
3.2	FUNCIONAMENT	14
3.2.1	<i>Principis aerodinàmics.....</i>	<i>14</i>
3.2.2	<i>Funcionament aerodinàmic del parapent</i>	<i>19</i>
4.	SIMULACIÓ	20
4.1	SIMULACIÓ AMB SOLIDWORKS	20
4.2	SIMULACIÓ AMB XFLR5	20
4.3	CASOS SIMULATS.....	21
4.3.1	<i>Introducció</i>	<i>21</i>
4.3.2	<i>Condicions generals.....</i>	<i>22</i>
4.3.3	<i>Objectius</i>	<i>22</i>
4.3.4	<i>Vela estudiada.....</i>	<i>22</i>
4.3.5	<i>Perfils aerodinàmics estudiats</i>	<i>23</i>
5.	VALIDACIÓ.....	25
5.1	INTRODUCCIÓ.....	25
5.2	ESTUDI D'UN CILINDRE INFINIT DE SUPERFÍCIE LLISA.....	25
5.2.1	<i>Règim del fluid.....</i>	<i>25</i>
5.2.2	<i>Càlcul del coeficient d'arrossegament.....</i>	<i>26</i>
5.2.3	<i>Comparació del coeficient d'arrossegament teòric i calculat.....</i>	<i>27</i>
5.2.4	<i>Diagrames de pressió i flux</i>	<i>28</i>
5.3	ESTUDI D'UNA ESFERA DE SUPERFÍCIE LLISA	34
5.3.1	<i>Règim del fluid.....</i>	<i>34</i>
5.3.2	<i>Càlcul del coeficient d'arrossegament.....</i>	<i>34</i>
5.3.3	<i>Comparació del coeficient d'arrossegament teòric i calculat.....</i>	<i>35</i>
5.3.4	<i>Diagrames de pressió i flux</i>	<i>36</i>
5.4	ESTUDI DEL PERFIL AERODINÀMIC FALCON 56 Mk II	43
5.4.1	<i>Introducció</i>	<i>43</i>
5.4.2	<i>Càlcul del coeficient d'arrossegament i sustentació</i>	<i>44</i>
5.4.3	<i>Comparació del coeficient d'arrossegament i sustentació experimental i calculat.....</i>	<i>45</i>
5.4.4	<i>Estudi de pressió i velocitat.....</i>	<i>47</i>

6.	RESULTATS I DISCUSSIÓ.....	49
6.1	INTRODUCCIÓ.....	49
6.2	PERFILS AERODINÀMICS	50
6.2.1	<i>Coeficient de sustentació.....</i>	<i>50</i>
6.2.2	<i>Coeficient d'arrossegament.....</i>	<i>54</i>
6.2.3	<i>Diagrames de pressió, trajectòries del flux i velocitats.....</i>	<i>58</i>
6.3	VELA COMPLETA	67
6.3.1	<i>Coeficient de sustentació.....</i>	<i>67</i>
6.3.2	<i>Coeficient d'arrossegament.....</i>	<i>68</i>
6.3.3	<i>Diagrames de pressió, trajectòries de flux i velocitats.....</i>	<i>69</i>
7.	CONCLUSIONS	75
8.	RELACIÓ DE DOCUMENTS.....	77
9.	BIBLIOGRAFIA.....	78
ANNEX A: METODOLOGIA DE SIMULACIÓ AMB EL PROGRAMA SOLIDWORKS		81
A.1	INTRODUCCIÓ	82
A.2	METODOLOGIA SIMULACIÓ VELA COMPLETA.....	82
A.2.1	<i>Exportació de la vela a SolidWorks</i>	<i>82</i>
A.2.2	<i>Modificació a sòlid</i>	<i>83</i>
A.2.3	<i>Simulació amb Flow Simulation</i>	<i>84</i>
A.3	METODOLOGIA SIMULACIÓ PERFILS AERODINÀMICS	91
A.3.1	<i>Exportació del perfil a SolidWorks</i>	<i>91</i>
A.3.2	<i>Modificació a sòlid</i>	<i>91</i>
A.3.3	<i>Simulació amb Flow Simulation</i>	<i>92</i>
A.4	CÀLCUL DE LA VELA COMPLETA I PERFIL AERODINÀMIC	95
ANNEX B: METODOLOGIA DE SIMULACIÓ AMB EL PROGRAMA XFLR5		100
B.1	INTRODUCCIÓ	101
B.2	METODOLOGIA SIMULACIÓ PERFILS AERODINÀMICS	101
B.3	CONDICIONS DE SIMULACIÓ.....	102
B.4	OBTENCIÓ DE RESULTATS	103

1. INTRODUCCIÓ

1.1 Antecedents

Actualment el procés de desenvolupament d'una vela de parapent es du a terme únicament realitzant proves de vol de prototips, i seguidament modificant els paràmetres de disseny als programes informàtics per tornar a produir el següent prototip amb les modificacions desitjades per solucionar els problemes trobats. La simulació computacional de fluids (CFD) sobre un perfil o una vela completa de parapent no s'ha fet servir fins al dia d'avui per complementar el procés de disseny, segurament perquè es tracta d'un esport minoritari que fins no fa gaires anys era totalment desconegut. Probablement per això els mètodes de disseny i producció no s'han evolucionat gaire.

Actualment els sistemes de producció estan evolucionant ràpidament, i de la mateixa manera el sistema de disseny i innovació ho ha de fer. Analitzar el comportament d'una vela amb models de simulació de fluids pot ajudar a detectar errors abans d'arribar a produir un prototip. Amb l'ajuda de l'experiència adquirida a la primera etapa de la història del disseny i fabricació del parapent, on es van utilitzar mètodes de prova i error, es poden utilitzar els coneixements adquirits en vols de prova per validar els resultats obtinguts amb simulacions computacionals. Aquestes poden ajudar a detectar problemes i a conèixer la modificació adient per solucionar-los. Per suposat la simulació informàtica no substituirà per complet les proves de vol reals, però les complementarà per ajudar a reduir notablement el nombre de prototips produïts, reduir el cost de disseny, i sobretot el temps de desenvolupament i producció dels productes.

1.2 Objecte

L'objectiu principal d'aquest projecte és realitzar la simulació amb CFD d'una vela completa de parapent, i la simulació bidimensional de tres perfils aerodinàmics utilitzats en veles de diferents modalitats de vol. S'obtindran els coeficients de sustentació i d'arrossegament de la vela completa i dels perfils aerodinàmics per a diferents angles d'incidència i condicions de vol, per tal d'avaluar les forces que es generen i el comportament del fluid. També s'analitzarà la geometria dels perfils aerodinàmics utilitzats en competició i la incorporació de diverses tecnologies, com la denominada RAM (Ram Air Intake) on es modifica la forma de la vora d'atac del perfil, o la tecnologia REFLEX on la vora de fuga del perfil s'eleva lleugerament per millorar les prestacions de la vela en una modalitat específica de parapent. S'extraurà la informació que faciliten els programes de simulació i s'observarà els efectes que causen aquestes modificacions als perfils aerodinàmics estudiats.

1.3 Abast

L'abast d'aquest projecte consistirà en obtenir els resultats dels coeficients de sustentació i d'arrossegament especificats a l'objecte del treball de la vela completa i dels tres perfils aerodinàmics, i estudiar el resultats en diferents angles d'incidència. S'obtindran els diagrames de pressió i trajectòries de flux sobre la vela i els diferents perfils per observar el comportament del fluid. Seguidament es realitzarà l'estudi de les tecnologies aplicades recentment al disseny de veles de parapent, es realitzaran modificacions a la geometria del perfil utilitzant el programa de simulació de fluids per estudiar els resultats obtinguts.

2. METODOLOGIA

2.1 Introducció

Seguidament es realitzarà una breu explicació de la metodologia que es seguirà al llarg del projecte per tal d'assolir els objectius que s'han plantejat. També s'exposarà com es presentarà la informació i els resultats de les simulacions realitzades.

2.2 Estudi i metodologia

Com s'ha esmentat anteriorment, l'objectiu principal d'aquest projecte serà realitzar l'estudi i simulació d'una vela de parapent i tres perfils aerodinàmics.

Per portar a terme aquest estudi s'utilitzaran dos programes de simulació de fluids. El programa SolidWorks, que incorpora un complement de simulació i estudi de fluids, i el programa XFLR5, que està pensat per a la simulació i disseny de perfils aerodinàmics d'aeromodelisme.

Inicialment es realitzarà la validació d'ambdós programes de simulació, s'estudiaran dos casos de formes sòlides simples i un perfil aerodinàmic. En tots els casos els resultats han estat contrastats experimentalment, d'aquesta manera es podrà determinar el comportament dels programes de simulació prèviament a l'estudi dels perfils aerodinàmics i vela de parapent en el que es centrarà el projecte.

Seguidament es realitzarà la simulació computacional de la vela de parapent completa i els tres perfils aerodinàmics. S'exposaran els resultats de manera gràfica però també quantitativa, realitzant comparatives dels diagrames de pressió, trajectòries i velocitats del flux. S'obtidran els gràfics dels coeficients aerodinàmics dels diferents perfils estudiats, i es portarà a terme una comparativa per observar la seva evolució al llarg del rang d'angles d'incidència analitzat.

3. ANÀLISI DEL PARAPENT

3.1 El parapent

3.1.1 Introducció

El parapent és un esport que va sorgir als Alps Francesos i Suïssos a la dècada dels anys vuitanta gràcies a excursionistes d'alta muntanya que buscaven una manera diferent de baixar les muntanyes que escalaven. El paracaigudisme era una activitat practicada a l'època, els paracaigudes i equips utilitzats per aquest esport es van començar a fer servir per part dels excursionistes per realitzar els descensos de les muntanyes. D'aquesta manera es va trobar un nou ús al material. Inicialment no es pretenia recórrer grans distàncies volant, simplement era una eina per realitzar la part de descens de l'activitat de muntanyisme que no cridava tant l'atenció als practicants.

Seguidament es va veure que l'ús dels equips de paracaigudisme no només podia servir pel descens de les muntanyes, sinó per una nova activitat on l'objectiu principal seria volar. Durant els anys següents es van evolucionar els equips de paracaigudisme per encarar més el seu ús a al que coneixem avui en dia. Es van millorar les prestacions de vol de les veles, i es van adaptar tots els aspectes de l'equip que s'especificaran al següent apartat per obtenir una aeronau ultralleugera.

Actualment el disseny de les veles de parapent es fa mitjançant un programa específicament pensat i adaptat per aquest fet. S'anomena GliderPlan i el proporciona una casa australiana, es dedica al desenvolupament de programes informàtics específics pel disseny i fabricació de veles de parapents i estels de Kitesurf.

GliderPlan és un programa que permet dissenyar completament la vela de parapent. Es parteix d'un disseny base on es poden modificar tots els paràmetres per aconseguir la vela desitjada. Un apartat important del programa informàtic és l'exportació directe de la vela desglossada en format CAD. Això ajuda a la seva fabricació. Totes les parts que formen la vela es desglossen i divideixen en un fitxer CAD per poder exportar-les directament als plotters o làsers de tall. Aquests, a partir de la informació del fitxer CAD, tallen totes les parts de la vela per seguidament dur a terme el seu assemblatge i producció final de la vela (Figura.1).

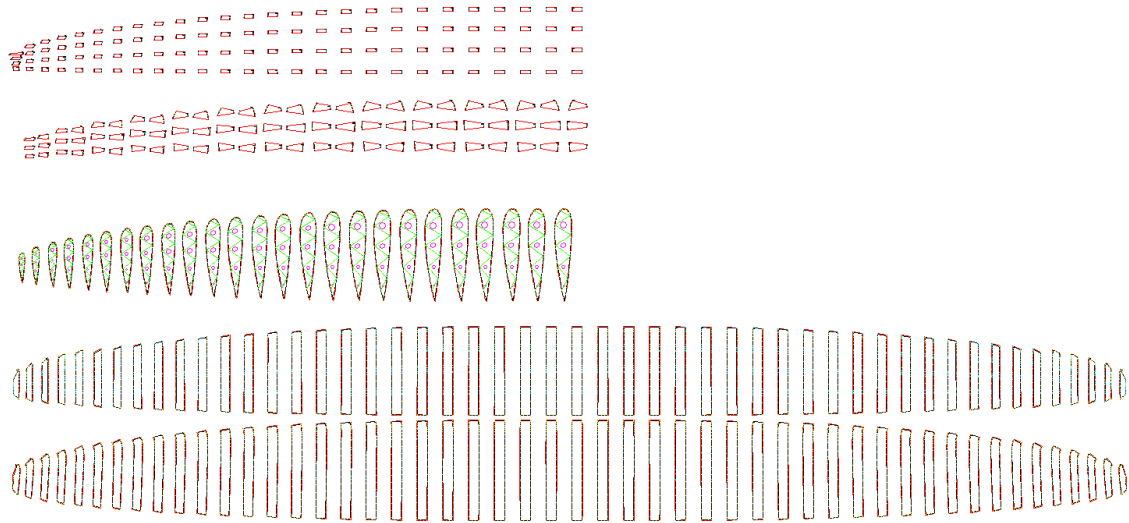


Figura.1: Desglossament de la vela

3.1.2 Elements

L'equip necessari per practicar el parapent es compon de diferents parts;

3.1.2.1 Vela

La vela és, tal i com es veu a la Figura.2 la part principal de l'equip degut a que proporciona la sustentació necessària que permet volar. Es tracta d'una estructura flexible i ultralleugera composta per materials sintètics. Un cop s'infla, la pressió interna augmenta i conforma la vela en la configuració ideal de vol.

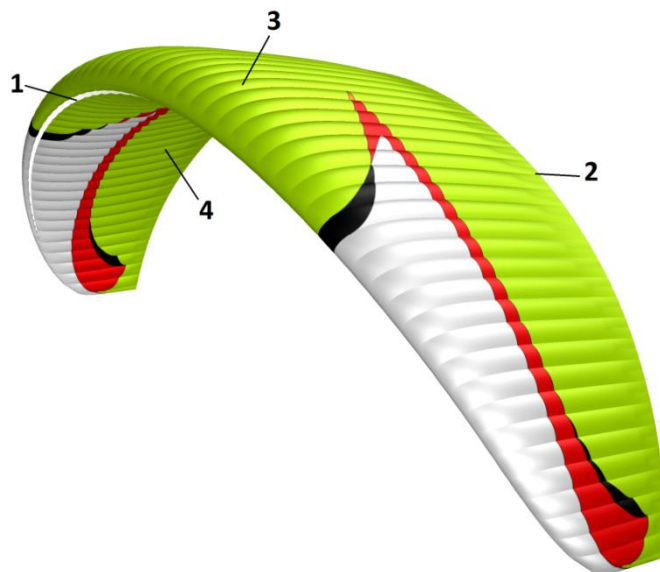


Figura.2: Parts de la vela de parapent

- Part 1: La vora d'atac és la part anterior de la vela. En aquest punt hi ha les boques d'entrada d'aire amb les que tota l'estructura agafa pressió interna per conformar el perfil aerodinàmic desitjat.
- Part 2: La vora de fuga és la part posterior de la vela. És el punt on es reuneixen el fluxos d'aire de la part superior i inferior un cop han passat al llarg de la vela.
- Part 3: La superfície superior de la vela es denomina extradós.
- Part 4: La superfície inferior de la vela es denomina intradós.

3.1.2.2 Línies de suspensió

Les línies de suspensió és un conjunt de cordes de reduït diàmetre que reparteixen la càrrega del pilot sobre la superfície total de la vela. Com es pot veure a la Figura.3, aquestes línies estan ramificades des de la vela fins a la posició del pilot, d'aquesta manera es reparteixen de forma estratègica les càrregues als perfils aerodinàmics per aconseguir la forma de la vela desitjada.

Les línies de suspensió estan formades per dos parts diferenciades, la funda i l'ànima. La funda fa la funció de protecció contra l'abrasió i la radiació ultraviolada, i l'ànima suporta la càrrega de tracció de cada línia de suspensió.

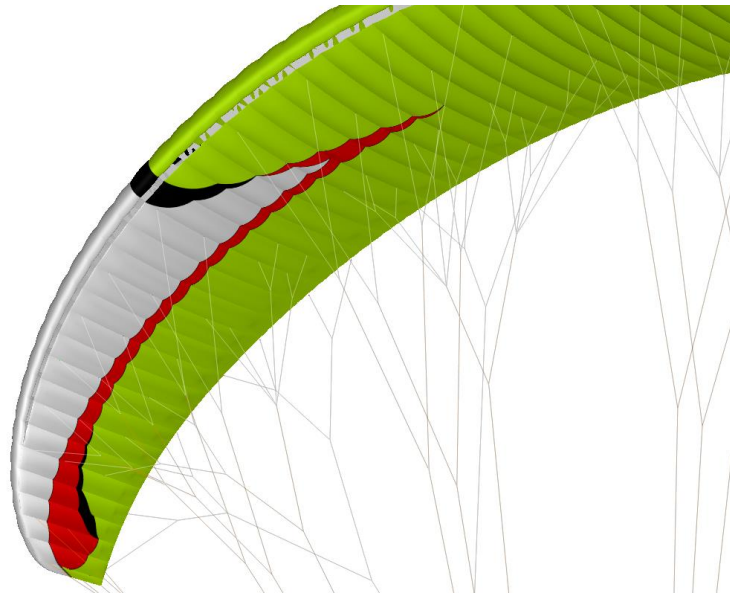


Figura.3: Línies de suspensió

Totes les línies de suspensió s'agrupen segons la posició que ocupen a la vela, com es pot veure a la Figura.4 estan dividides en diferents nivells començant per la vora d'atac fins a la vora de fuga.

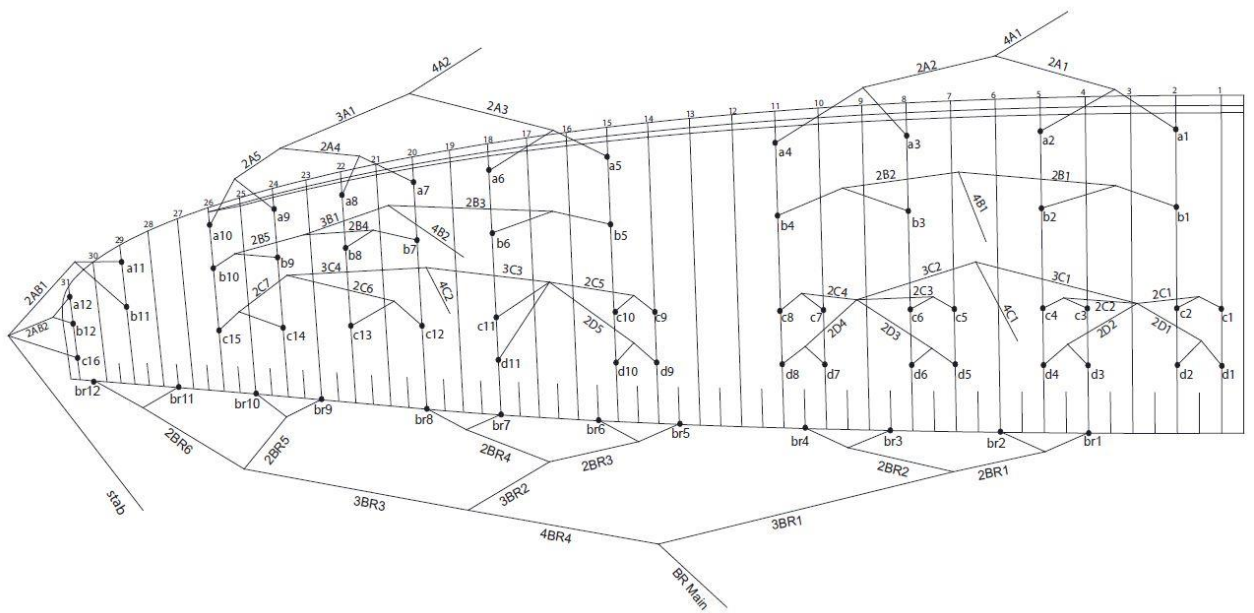


Figura.4: Distribució de les línies de suspensió

Les línies de suspensió s'agrupen i es connecten a l'arnés del pilot mitjançant uns dispositius anomenats elevadors o bandes (Figura.5). A part d'agrupar i transmetre la càrrega del pilot a les línies de suspensió, les bandes incorporen un sistema de politges que permet variar l'angle d'incidència de la vela durant el vol. Aquest aspecte és molt important degut a que permet augmentar o disminuir la velocitat de vol segons els requeriments del pilot.

Les bandes es divideixen, com les línies de suspensió, en diferents nivells (A, B, C i D). Cada divisió agrupa una secció de línies de la vela. Per exemple, a les bandes de la vela estudiada, les línies A s'agruparan a la banda A, les línies B a la banda B, les línies C a la banda C i finalment les línies D a la banda D.



Figura.5: Bandes en posició neutral

El sistema de politges que permet variar l'angle d'incidència es basa en l'anterior distribució de les línies a la banda. Com es pot observar a la Figura.6, quan s'acciona el sistema es redueix de manera progressiva la longitud de la banda A, B i C, de manera que aquesta variació es transmet directament als perfils de la vela i s'aconsegueix augmentar la incidència de la vela.

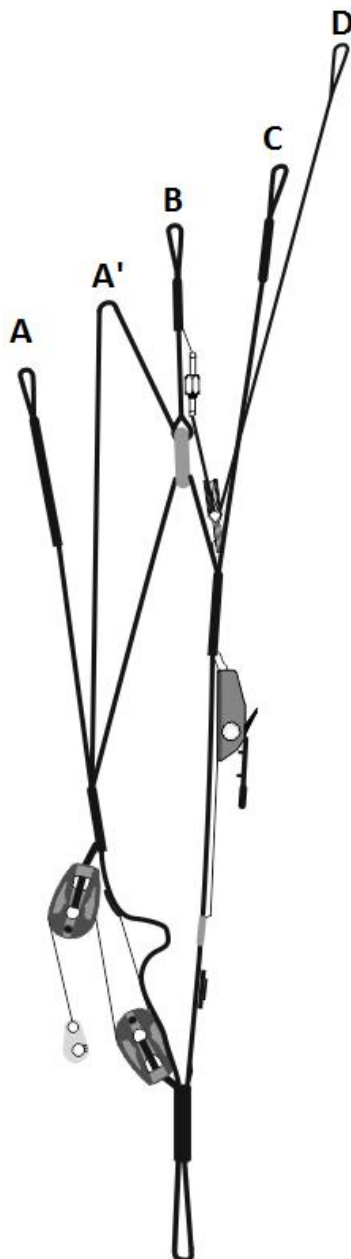


Figura.6: Bandes en posició accelerada

3.1.2.3 Arnés o cadira

L'arnés o cadira és la part de l'equip on es situa el pilot. Aquest incorpora dos mosquetons on es connecten les bandes especificades a l'apartat anterior, i permet la incorporació de sistemes de seguretat com la protecció dorsal per evitar lesions durant aterratges forçosos, i el sistema de paracaigudes d'emergència per si el parapent entra en una configuració on no es pot recuperar el vol normal i s'ha de fer ús d'aquest sistema per aterrar amb seguretat.



Figura.7: Arnés de competició

Hi ha diferents tipus de cadires al mercat, depenent de la modalitat practicada. En el cas de la cadira que es pot veure a la Figura.7 està encarada a l'alta competició de distància. En aquest cas, es té en compte l'aerodinàmica per tal d'intentar reduir al màxim la força d'arrossegament que genera i aconseguir millors prestacions de vol.

3.2 Funcionament

3.2.1 Principis aerodinàmics

3.2.1.1 Sustentació

El principi de sustentació d'un objecte, en el nostre cas d'un perfil alar, es basa en que el fluid en moviment que l'envolta genera forces sobre ell iguals o superiors al seu propi pes. Per entendre l'origen d'aquestes forces generades es pot fer referència a l'expressió de Bernoulli per punts a una mateixa alçada que relaciona els factors pressió, velocitat i densitat del fluid o gas.

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = constant$$

(Eq.1)

On P = Pressió, ρ = Densitat i v = Velocitat

Aquesta expressió determina que en el flux d'un fluid, el sumatori de la pressió i velocitat en un punt concret es manté constant, de manera que si la velocitat del fluid augmenta, per conseqüència per mantenir la constant de l'expressió la pressió en aquell punt ha de disminuir. Els perfils d'ala estan dissenyats pensant aquesta relació entre la pressió i velocitat del fluid, el flux d'aire que circula a la part superior de la vela tindrà una velocitat més elevada que el de la part inferior, es genera diferència de pressions a la vela i com a resultant la força de sustentació com es pot observar a la Figura.8.

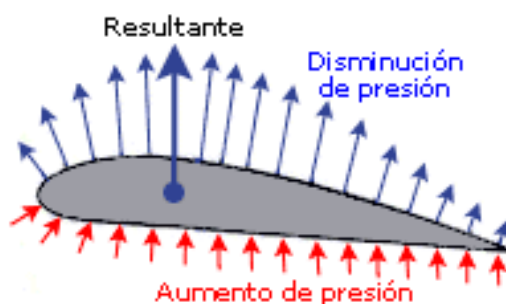


Figura.8: Força de sustentació

Miguel Angel Muñoz. Principios básicos <http://www.manualvuelo.com>

3.2.1.2 Resistència aerodinàmica

La força de resistència que es genera en un perfil es pot dividir en dos tipus, la resistència paràsita i la resistència induïda.

- Resistència paràsita

Es tracta de les forces generades a causa de la viscositat del fluid i les imperfeccions que pot tenir el perfil alar. En el cas d'una vela de parapent el material utilitzat per la seva fabricació és tèxtil. Aquest material consta de micro porus, costures i aspectes de la tela que fan que no s'obtingui una superfície totalment llisa i uniforme. Aquestes anomalies al llarg del perfil generen resistència. Un altre aspecte que incrementa la resistència paràsita és la forma de l'estela a la vora de fuga del perfil. Si es genera una turbulència important aquesta actuarà com un impediment del flux del fluid i contribuirà a augmentar la força de resistència.

- Resistència induïda

Es tracta d'una força de resistència generada en funció de la diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós de la vela.

Un factor que s'ha de tenir en compte quan s'estudien les forces aerodinàmiques generades en un perfil és l'angle d'incidència (α) amb el que avança dins el fluid (Figura.9).

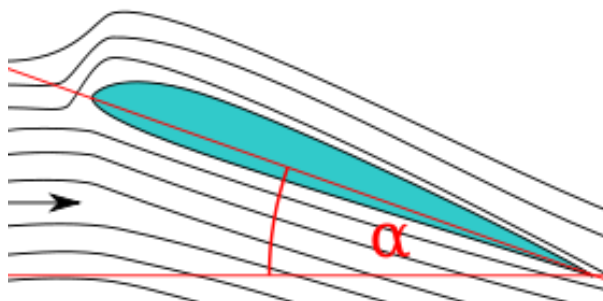


Figura.9: Angle d'incidència α

Ángulo de ataque. <http://es.wikipedia.org>

Si estudiem la força de sustentació al llarg d'un rang d'angles d'incidència, aquesta augmentarà proporcionalment a l'angle α fins a un punt en el que es genera un vòrtex de turbulència, el flux no segueix la forma del perfil i aquest deixa de sustentar. Fins que no s'arriba al punt màxim de sustentació, la diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós augmenta. L'únic punt en el que aquestes dues diferències de pressions estan en contacte directe és als extrems de la vela. Aquest contacte entre diferents pressions genera un corrent de flux i un vòrtex de turbulència, conseqüentment la turbulència comporta una força de fricció amb la resta de fluid en règim laminar que dificulta l'avanç del perfil dins el fluid, aquesta força oposada al moviment del flux s'anomena resistència induïda.

Per minimitzar el contacte entre les diferències de pressió de l'extradós i l'intradós s'afegeixen uns dispositius anomenats "Winglets", molt utilitzats en avions (Figura.10) i també en alguna vela de parapent (Figura.11), d'aquesta manera es pot reduir la resistència induïda de l'aeronau.



Figura.10: Winglet d'avió

<http://www.despegamos.es/>



Figura.11: Winglet parapent

<http://www.advance.ch/>

3.2.1.3 Règim laminar i turbulent

El règim d'un fluid es pot expressar com el comportament que experimentarà un cop està en moviment. Com es pot observar a la Figura.12 es pot dividir en dos tipus, el règim laminar i el turbulent.

En un règim laminar el moviment del fluid es pot predir amb facilitat, el flux es mou de manera ordenada degut a una velocitat baixa o a una elevada viscositat. El moviment d'un fluid en un règim laminar es pot considerar com un moviment de capes. Si l'increment de velocitat relativa entre aquestes capes no és elevat es mantindrà el comportament laminar.

Un règim turbulent es tracta d'un moviment del fluid no ordenat. La velocitat relativa entre les capes del fluid és massa elevada per mantenir un règim estable i laminar.

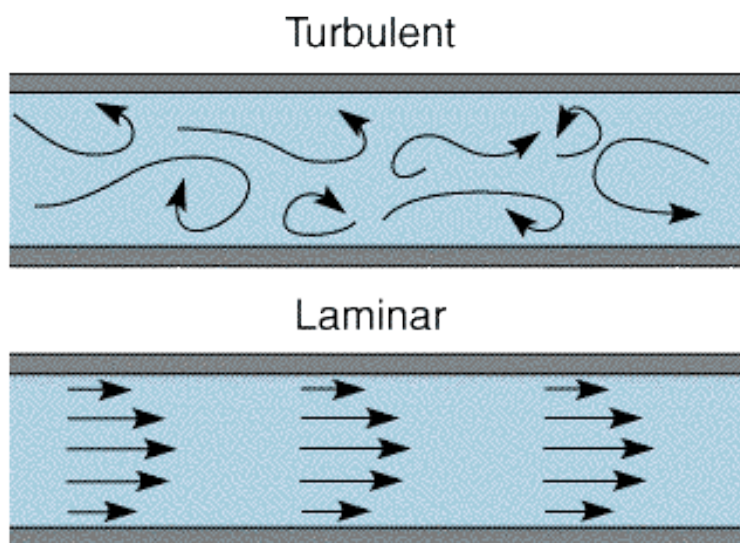


Figura.12: Règim laminar i turbulent.

Slow is Faster, (<http://blog.nialbarker.com/>, 27 de Febrer de 2010)

3.2.1.4 Capa límit

La viscositat és una propietat de tots els fluids i és el que crea la capa límit. Aquesta està situada a la zona de contacte entre un objecte i el fluid que l'envolta. Es tracta de la zona on la velocitat del fluid és pertorbada degut a la fricció generada per l'objecte. En el punt més proper a la superfície la velocitat del fluid pot arribar a ser nul·la, aquesta va augmentant a mida que s'observen capes més allunyades de la superfície fins arribar al límit de la capa frontera que tindrà la mateixa velocitat que la del fluid de flux lliure, com es pot observar a la Figura.13.

Com s'ha esmentat en apartats anteriors, a mesura que augmenta l'angle d'incidència α del perfil, la força de sustentació augmenta fins a un punt màxim. Aquest punt màxim de sustentació està relacionat amb el comportament de la capa límit del perfil. Si la incidència és elevada, la capa límit augmenta de mida fins al punt que es desprèn de la superfície del perfil, el flux no segueix la forma del perfil i la diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós desapareix. En aquest punt es diu que el perfil ha entrat en pèrdua de sustentació.

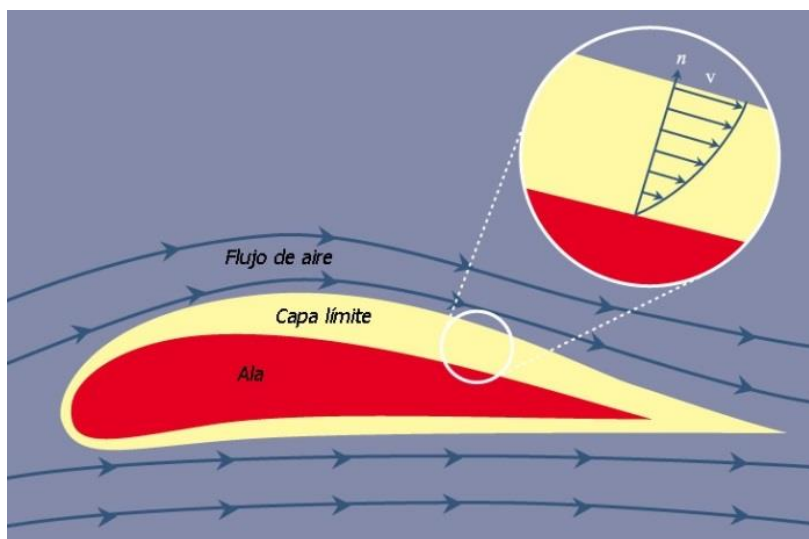


Figura.13: Capa límit

A.Rodríguez, Análisis Técnico F1 (<https://albrodpulf1.wordpress.com>, 23 de juliol de 2014)

3.2.2 Funcionament aerodinàmic del parapent

Com s'ha esmentat anteriorment una vela de parapent està construïda amb materials sintètics. No hi ha cap element rígid que doni la forma aerodinàmica al perfil com podria ser el cas en d'altres aeronaus. Per tant són la pressió i l'estructura interna els que conformen el perfil aerodinàmic.

A la vora d'atac de la vela hi ha el que es denomina boques d'entrada d'aire. La seva funció és permetre que l'aire pugui accedir a l'interior de la vela i exercir pressió. Aquest aire entra a la fase d'inflat de la vela. En una situació ideal, l'aire que entra en aquesta fase i que exerceix la pressió interna seria el mateix durant tot el vol, però una vela de parapent té pèrdues degut a que el teixit sintètic és porós. Per tant les boques d'entrada d'aire serveixen per anar renovant l'aire interior i mantenir la mateixa pressió durant tot el vol.

Per a la pràctica d'aquest esport no es fa ús de cap motor. Per generar la velocitat necessària per obtenir la diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós i poder enlairar-se el pilot ho ha de fer corrent. Un cop a l'aire, l'única manera de poder remuntar alçada és utilitzant els corrents tèrmics i dinàmics naturals. Aquests es generen a l'atmosfera gràcies a radiació solar. El sol escalfa de diferent manera el sòl segons els materials i formes de què aquest està compost. Per conducció tèrmica el terra escalfa l'aire que està en contacte i, es genera convecció en l'aire. Gràcies a aquest fenomen es generen diferències de densitat a la massa d'aire, ascendents i descendents, aquestes són les que s'utilitzen pel vol en parapent o qualsevol aeronau que no disposi de motor propi.

El pilot disposa de tres comandaments que accionen diferents parts de la vela per poder controlar la velocitat i la trajectòria del vol. El primer es tracta del sistema de politges (Figura.5) que permet variar l'angle d'incidència dels perfils aerodinàmics. D'aquesta manera es pot variar la velocitat de l'aeronau. Els altres dos comandaments serveixen per controlar la trajectòria en vol. Es tracta de dues línies que estan unides a la vora de fuga de la vela, la línia dreta a la semi part dreta de la vela i la línia esquerra a la semi part esquerra. Quan s'accionen, la vora de fuga baixa i genera més resistència aerodinàmica. Accionant una o l'altra es pot augmentar o reduir la resistència de cada costat de la vela i d'aquesta manera realitzar girs en vol i controlar la trajectòria.

4. SIMULACIÓ

4.1 Simulació amb SolidWorks

SolidWorks és un programa de disseny 3D. Per realitzar les simulacions en aquest projecte s'ha fet servir el complement Flow Simulation que a part de poder modificar el sòlid, en aquest cas la vela i els perfils aerodinàmics, permet simular unes condicions virtuals de flux d'aire al voltant de l'objecte, estudiar el seu comportament i els efectes que causen en el sòlid per a diferents condicions el més semblants possibles a la realitat.

El complement Flow Simulation es basa en la resolució de les fórmules de Navier-Stokes que governen el moviment del fluid amb el mètode de volums finits (FVM). Es crea un volum computacional en el que es situa l'objecte a estudiar i es realitza el mallat, o desratització en petits elements de tot el volum, cada una de les parts del mallat es tracta d'un volum finit individual que s'estudia i relaciona amb la resta de volums per obtenir el resultat final del comportament del fluid.

Flow Simulation utilitza el model de turbulència K-epsilon per resoldre les equacions RANS (Reynolds-averaged Navier Stokes).

K-epsilon és un model de turbulència àmpliament utilitzat en programes de simulació de fluids (CFD). Aquest model utilitza dues equacions bàsiques per realitzar la clausura de les equacions de govern associades al model de turbulència: la primera equació resol la variable "K" que correspon l'energia cinètica de la turbulència (Turbulent Kinetic Energy o TKE), i la segona equació resol la variable "E" que correspon a la taxa de dissipació turbulenta. D'aquesta manera es pot predir el comportament del fluid en règims turbulents.

Al document (Annex A) s'especificarà el procés complet de simulació que s'ha seguit per realitzar l'estudi dels perfils aerodinàmics i la vela completa de parapent.

4.2 Simulació amb XFLR5

XFLR5 és un programa de disseny i simulació numèrica de perfils aerodinàmics pensat per aeromodelisme. El mètode de càlcul està dissenyat per a la resolució i estudi de condicions a nombres de Reynolds reduïts i, per tant, a velocitats moderades.

XFLR5 utilitza un mètode numèric de càlcul per obtenir els resultats. Les equacions de govern, condicions del fluid i informació necessària per realitzar la simulació està inserida dins el codi informàtic del programa. D'aquesta manera s'ha pogut comprovar que el temps de càlcul necessari per realitzar les operacions matemàtiques és mínim.

Els mètodes i bases de càlcul que regeixen la computació del programa XFLR5 es basen amb la Teoria de Sustentació Lineal (Lifting Line Theory), el mètode VLM (Vortex Lattice Method) i el mètode de Cel·les 3D (3D Panel Method).

El programa XFLR5 disposa d'un complement de simulació 3D, però està dissenyat únicament per la simulació de formes simples. La importació d'una vela completa de parapent no és compatible degut a que només es pot importar un nombre finit de perfils aerodinàmics per realitzar el volum final. Una vela completa de parapent consta d'un nombre elevat de perfils aerodinàmics i cada un d'ells s'uneix amb l'adjacent amb una forma corba determinada. El programa XFLR5 realitza una interpolació per realitzar la unió entre els perfils i no s'ajusta a la realitat.

Per això l'XFLR5 s'utilitzarà únicament per a l'estudi de perfils aerodinàmics 2D.

Al document (Annex B) s'especificarà el procés complet de simulació i obtenció de resultats utilitzat per a l'estudi dels perfils aerodinàmics amb el programa XFLR5.

4.3 Casos simulats

4.3.1 Introducció

Com s'ha especificat a l'apartat (2.1.3 Línies de suspensió), i és l'aspecte amb el que es basa l'estudi de la vela completa i els perfils aerodinàmics següents, una vela de parapent consta del sistema de variació d'angle d'incidència per augmentar o disminuir la velocitat en vol. L'estudi que es realitzarà consistirà en comparar els coeficients de sustentació i d'arrossegament, i observar el comportament del fluid en tot el rang d'angles d'incidència possibles durant el vol d'aquesta aeronau.

Es realitzarà l'estudi d'una vela completa de parapent (Vela.1), el seu perfil aerodinàmic (Perfil.1) i dos perfils més que incorporen tecnologies adaptades a diferents modalitats de veles de parapent (Perfil.2 i Perfil.3), d'aquesta manera es podran comparar els resultats i observar l'efecte que provoquen les modificacions dels perfils aerodinàmics (Perfil.2 i Perfil.3).

La vela completa de parapent (Vela.1), i els perfils aerodinàmics (Perfil.1, Perfil.2 i Perfil.3) estudiats sense accionar el sistema d'acceleració treballen amb un angle d'incidència màxim de 15 graus. Si s'acciona el sistema d'acceleració fins al punt màxim es pot arribar a un angle mínim de 5 graus, aquest és el rang d'angles (de 5 a 15 graus) en el que s'estudiarà la variació dels coeficients aerodinàmics i es compararan el resultats per observar el comportament de la vela i perfils en diferents situacions de vol.

4.3.2 Condicions generals

Totes les simulacions han estat realitzades amb les mateixes condicions per poder realitzar comparatives de resultats sense tenir en compte diferències causades per variacions de les condicions de contorn.

S'ha establert el mòdul de la velocitat del flux d'aire igual a 15 m/s. Únicament s'ha variat l'angle d' incidència α en el rang de 5° a 15° amb increments d'un grau entre cada simulació. S'ha establert una temperatura de l'aire igual a 15°C i una densitat de 1,2215 kg/m³.

El volum computacional estudiat i el mallat realitzat amb SolidWorks seran els mateixos en totes les simulacions de perfils.

4.3.3 Objectius

L'objectiu principal que es vol obtenir són els valors dels coeficients aerodinàmics de sustentació i d'arrossegament. D'aquesta manera es podrà observar la seva evolució en funció de l'angle d'incidència α . També s'extrauran els diagrames de pressió i flux, es comprovarà si hi ha diferències en els valors màxims de pressió al voltant de la vela i perfils, i si el comportament del flux varia segons l'angle d'incidència i formes dels perfils.

Primer es realitzarà l'estudi dels perfils aerodinàmics (Perfil.1, Perfil.2 i Perfil.3) per realitzar la comparativa de resultats i seguidament el de la vela completa (Vela.1).

Com s'ha esmentat anteriorment, SolidWorks es farà servir, tant per l'estudi dels coeficients aerodinàmics i diagrames de pressions i fluxos de la vela completa com pels perfils aerodinàmics. XFLR5 només es farà servir per l'estudi dels coeficients aerodinàmics dels tres perfils degut a la impossibilitat d'importar el 3D de la vela completa (Vela.1).

4.3.4 Vela estudiada

El parapent es divideix en diferents modalitats de vol segons els objectius principals dels pilots. Els objectius de cada modalitat de vol condicionen el disseny de les velas. Cada modalitat de vela incorpora modificacions específiques per obtenir les majors prestacions possibles segons els objectius principals dins de cada modalitat.

La vela estudiada (Figura.14) forma part de la modalitat d'acrobàcia, és una vela de dimensions reduïdes, amb una velocitat i pressió interna elevades respecte les altres modalitats per tal de poder realitzar les maniobres acrobàtiques amb seguretat.



Figura.14: Vela.1

4.3.5 Perfils aerodinàmics estudiats

Una de les parts més importants en una vela de parapent és el perfil aerodinàmic utilitzat. Com s'ha esmentat a l'apartat anterior hi ha diferents modalitats de parapent, el perfil aerodinàmic és un aspecte que varia considerablement depenent de la modalitat de vol en què es vol centrar la vela.

S'ha realitzat l'estudi de tres perfils aerodinàmics, l'ús dels quals està encarat a tres modalitats de parapent diferents, d'aquesta manera es podrà observar l'efecte que causa cada modificació al perfil aerodinàmic i comparar els resultats.

- Perfil.1

El primer cas que s'ha estudiat es tracta del perfil aerodinàmic que incorpora la vela completa (Vela.1) estudiada (Figura.15). Com s'ha esmentat es tracta d'una vela d'acrobàcia, l'objectiu principal d'aquesta modalitat és realitzar maniobres acrobàtiques amb el parapent. Es necessita un perfil aerodinàmic ràpid, de geometria simple i robusta per suportar les càrregues que pateix durant les maniobres acrobàtiques.

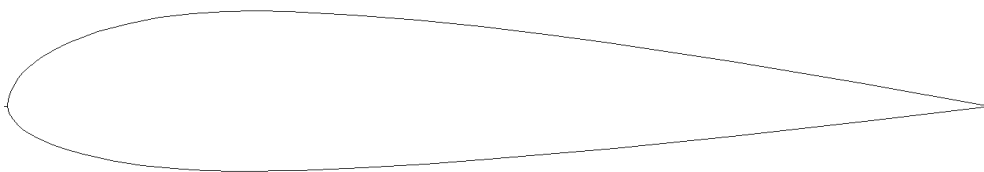


Figura.15: Geometria Perfil.1

- Perfil.2

El segon cas de perfil aerodinàmic estudiat es tracta del perfil que incorpora una vela de competició. L'objectiu d'aquesta modalitat és realitzar en el menor temps possible un recorregut establert, per tant es necessita una vela amb elevades prestacions de vol i velocitat.

Durant una competició s'utilitza regularment el sistema de variació d'angle de incidència de la vela, com es pot observar a la Figura.16 la vora d'atac incorpora una forma especifica denominada "Shark Nose", la funció de la qual és obtenir la major pressió possible sobre les boques d'entrada d'aire durant tot el rang d'angles d'incidència.

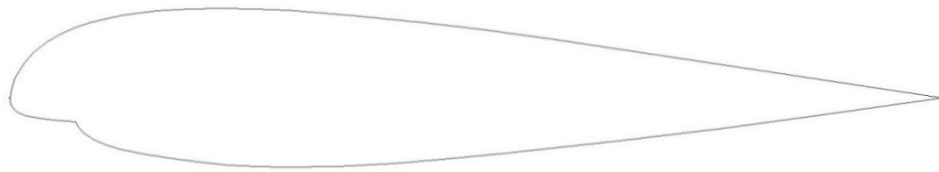


Figura.16: Geometria Perfil.2

- Perfil.3

El tercer cas de perfil aerodinàmic estudiat es tracta de l'utilitzat en la modalitat de paramotor. Aquesta modalitat de vol és completament diferent al mètode de vol en parapent, malgrat això les veles utilitzades són similars. Es caracteritza per la utilització d'un motor de combustió com a mitjà de propulsió per guanyar alçada. Els perfils aerodinàmics utilitzats a la modalitat de paramotor incorporen una tecnologia denominada "Reflex", la funció de la qual és obtenir un perfil estable en angles d'incidència reduïts i velocitats elevades. Com es pot observar a la Figura.17, aquestes prestacions s'obtenen elevat lleugerament la vora de fuga del perfil aerodinàmic.

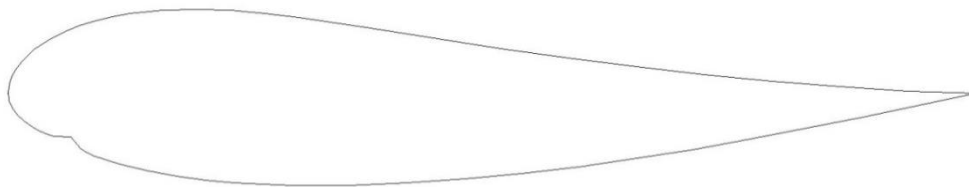


Figura.17: Geometria Perfil.3

5. VALIDACIÓ

5.1 Introducció

L'objectiu de la validació és determinar la validesa del programa de simulació. Això es fa amb una comparativa de casos coneguts en què es coneixen els valors experimentals amb els resultats obtinguts amb el programa de simulació de fluids. Seguidament s'estudiaran tres casos representatius on es podran obtenir els valors dels coeficients aerodinàmics en diferents condicions. Es variarà el nombre de Reynolds per observar les variacions dels resultats en règims laminars o turbulents del fluid.

Es realitzaran els estudis d'una esfera de superfície llisa, un cilindre de longitud infinita i un perfil aerodinàmic (Falcon 56 Mk II). Aquests estudis permetran determinar la validesa dels resultats i comprovar si existeix algun rang de nombre de Reynolds on els resultats experimentals i simulats divergeixen.

5.2 Estudi d'un cilindre infinit de superfície llisa

5.2.1 Règim del fluid

S'estudiarà el cilindre infinit en el rang de nombres de Reynolds ($0,1 - 10^6$). El comportament teòric del flux en contacte amb el cilindre al llarg de tot el rang de velocitats es pot dividir en quatre situacions diferenciades (Figura.18).

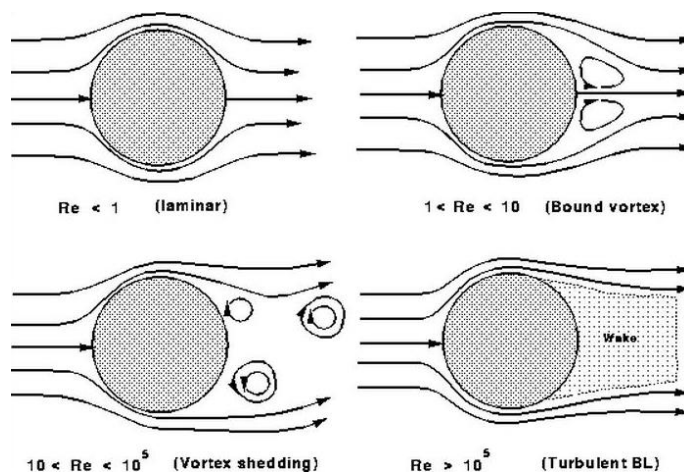


Figura.18: Règim del fluid sobre un cilindre a diferents Re.

Motion of particles in fluid, GIKI (<http://www.slideshare.net/GIKIAN331/motion-of-particles-in-fluid-giki>, 10 d'octubre de 2014)

- En el primer cas ($Re < 1$) el flux és totalment laminar, el pas del fluid per la superfície del cilindre no genera turbulència.
- En el segon cas ($1 < Re < 10$) el flux comença a generar una recirculació a l'estela del cilindre, es generen dos vòrtexs que es mantenen en el temps.
- En el tercer cas ($10 < Re < 10^5$) es genera el que es denominen vòrtexs de Von Kármán. Aquest rang es caracteritza per formar una seqüència de vòrtexs al llarg de l'estela del cilindre. Aquests són causats per efectes de desprendiment de la capa límit en aquest rang de velocitats.
- En el quart cas, el rang de nombres de Reynolds ($Re > 10^5$) es tan elevat on en el fluid s'inicia en un patró de turbulència fins i tot en la capa límit.

5.2.2 Càlcul del coeficient d'arrossegament

Es realitzarà la simulació bidimensional en el rang de Reynolds esmentat anteriorment d'un cilindre (Diàmetre = 10mm).

S'utilitzarà la fórmula del coeficient d'arrossegament (Eq.2);

$$Cd = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_c \cdot v^2} \tag{Eq.2}$$

On D = Força d'arrossegament (N), ρ = Densitat del fluid (kg/m^3), S_c = Superfície projectada (m^2) i v = Velocitat del fluid (m/s)

En aquest cas el paràmetre superfície projectada (S_c) serà igual al producte del diàmetre del cilindre per l'amplada del túnel virtual de simulació bidimensional (Eq.3);

$$S_c = D \cdot \delta \tag{Eq.3}$$

On D = Diàmetre del cilindre (m) i δ = Amplada túnel virtual (m)

5.2.3 Comparació del coeficient d'arrossegament teòric i calculat

Es pot observar a la Figura.19 la comparació entre els valors teòrics i simulats. S'ha fet referència al mètode de distribució de pressió superficial per extreure els valors teòrics del coeficient d'arrossegament.

Com es pot observar els resultats comencen a divergir a partir de ($Re > 10^5$). Aquest és precisament el punt on comença el règim crític turbulent del flux. Així, s'observa que el mètode de càlcul utilitzat per SolidWorks a l'hora d'estudiar el coeficient d'arrossegament en règims turbulents no aconsegueix captar completament el comportament del flux.

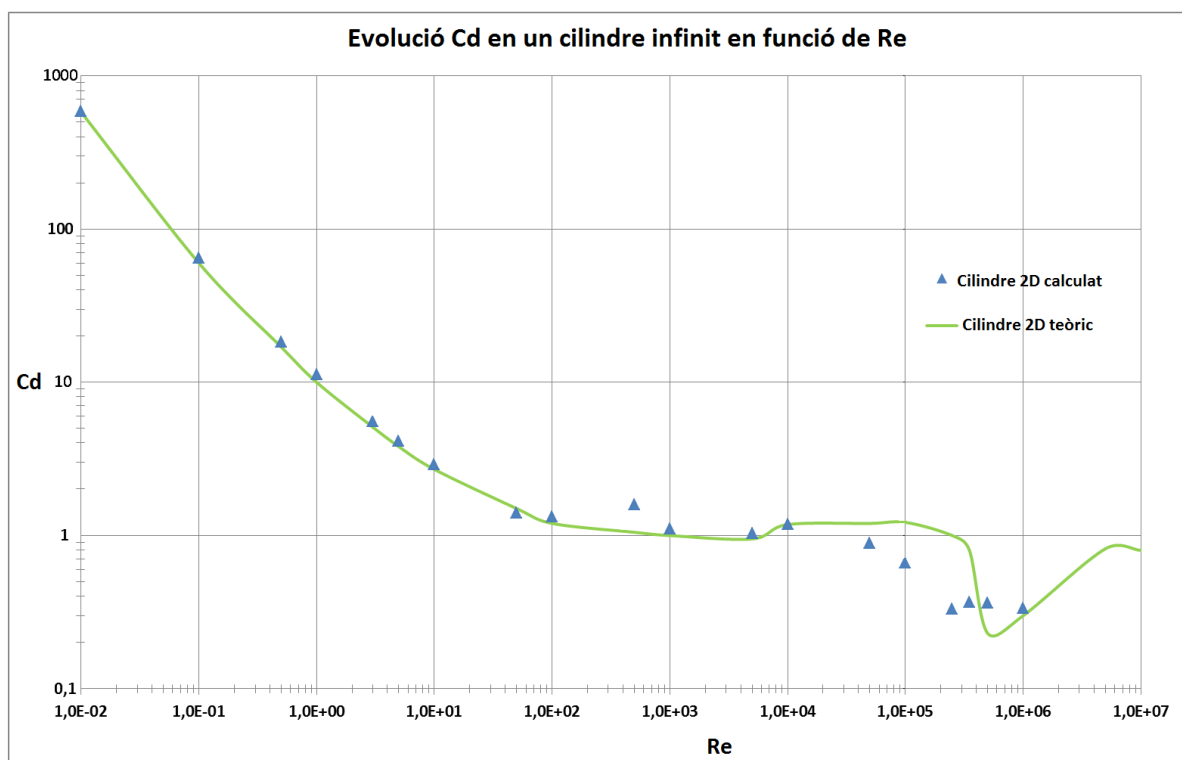


Figura.19: Comparació Cd experimental i simulat en funció de Re d'un cilindre infinit

5.2.4 Diagrames de pressió i flux

Seguidament es realitzaran els diagrames de pressió del fluid, pressió superficial i trajectòria del flux al voltant del cilindre en cada un dels quatre règims del fluid mostrats a la Figura.18.

- Nombre Reynolds = 0,5

A la primera simulació ($Re=0,5$) es pot observar a la Figura.20 i Figura.21 que la diferència de pressió entre la zona d'incidència del fluid i la de despreniment no és elevada, hi ha una diferència màxima de $(1,58 \cdot 10^{-5} \text{ Pa})$, el comportament del fluid al voltant del cilindre és completament laminar com es pot observar a la Figura.22.

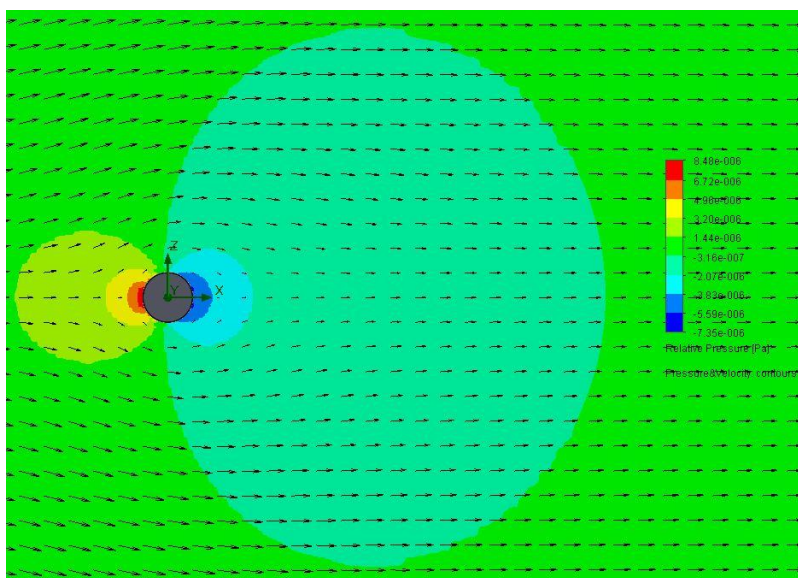


Figura.20: Diagrama de pressió pel cas d'un cilindre infinit ($Re=0,5$)

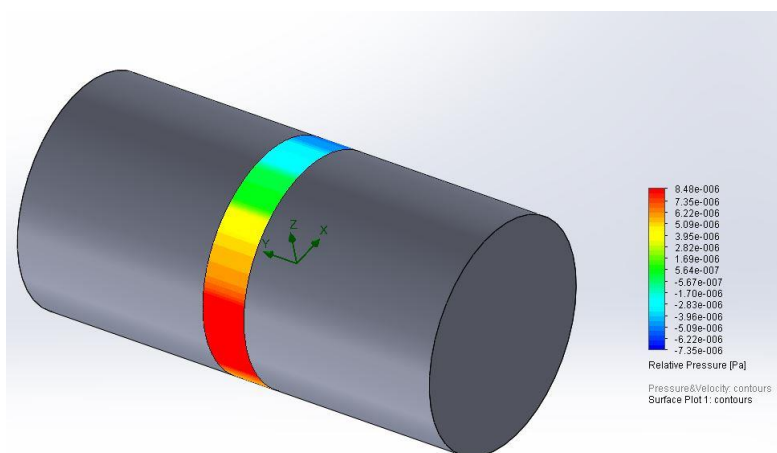


Figura.21: Diagrama de pressió superficial pel cas d'un cilindre infinit ($Re=0,5$)

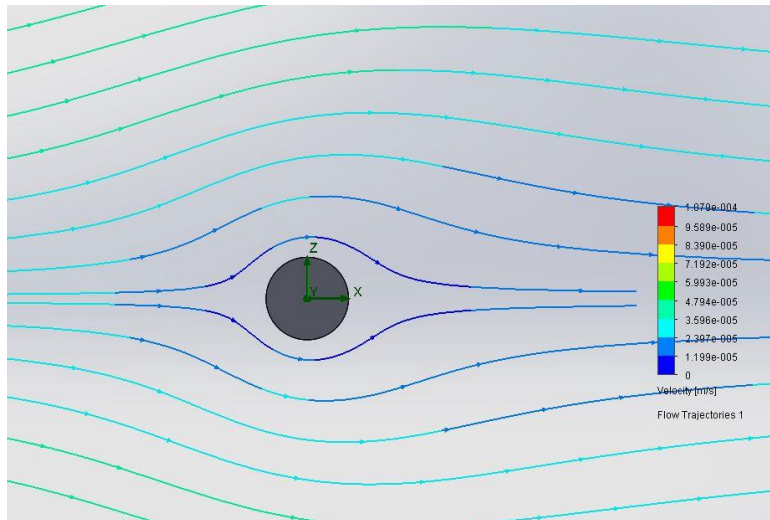


Figura.22: Trajectòries del flux en un cilindre infinit (Re=0,5)

- Nombre Reynolds =10

La segona simulació (Re = 10) mostra una diferència de pressió de $(1,37 \cdot 10^{-3} \text{ Pa})$, com es pot veure a la Figura.23 i Figura.24. També es pot observar un augment de la dimensió de l'estela a la zona de desprendiment del fluid. El comportament general del fluid al voltant del cilindre és laminar com mostra la Figura.25.

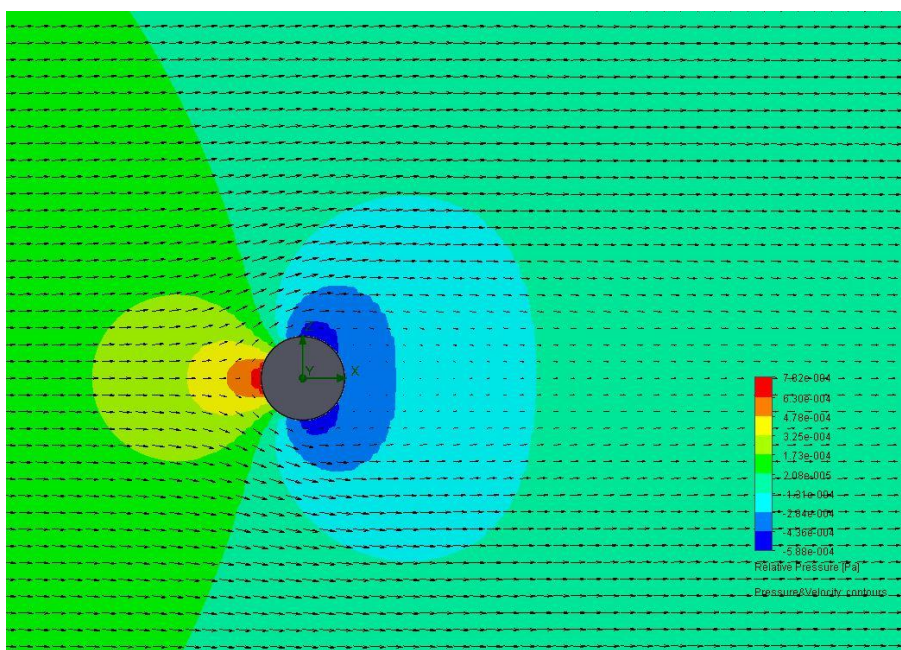


Figura.23: Diagrama de pressió pel cas d'un cilindre infinit (Re=10)

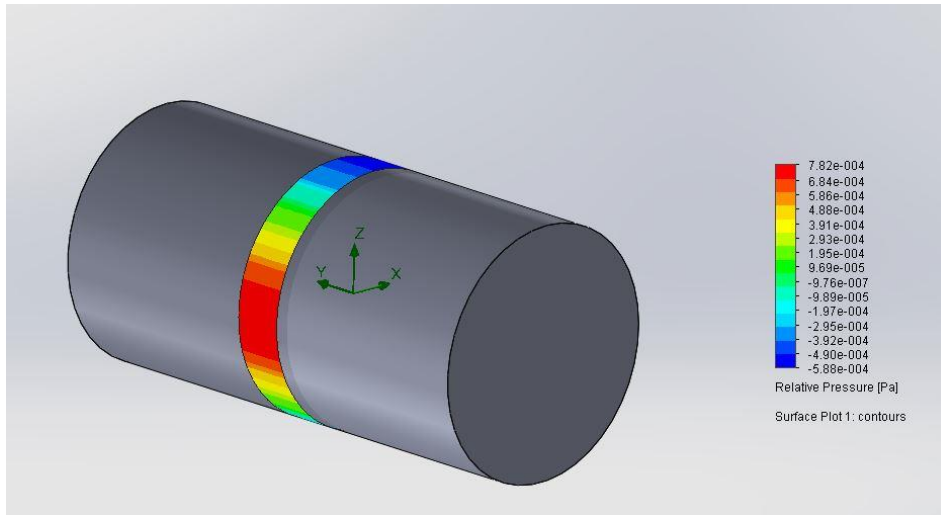


Figura.24: Diagrama de pressió superficial pel cas d'un cilindre infinit ($Re=10$)

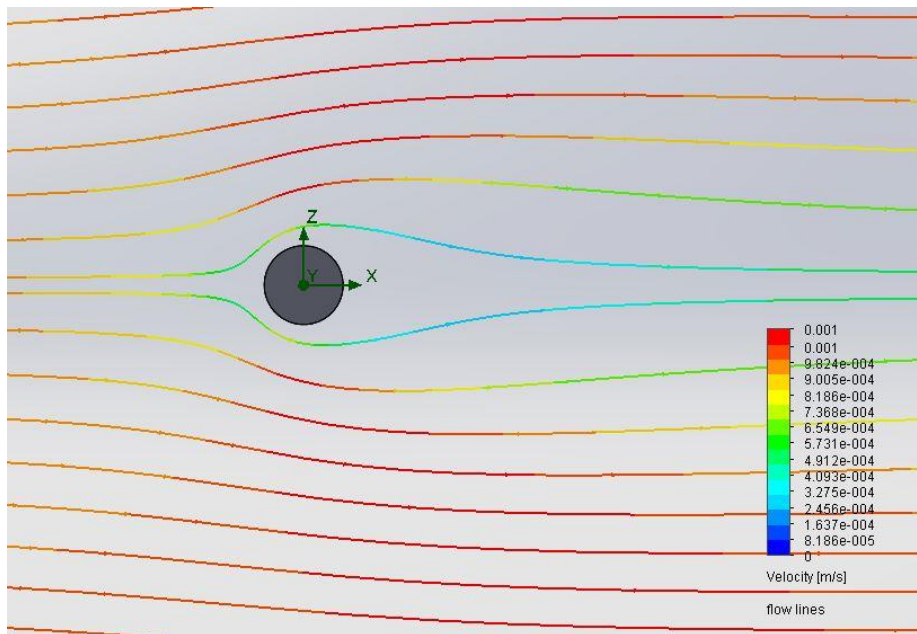


Figura.25: Trajectòries del flux en un cilindre infinit ($Re=10$)

- Nombre Reynolds =50000

Quan el valor de Reynolds augmenta fins a ($Re= 50000$) es pot observar un augment significatiu de la pressió del fluid a la zona d'incidència ($1,29 \cdot 10^4$ Pa), com mostra la Figura.26 i Figura.27. Es pot detectar a la Figura.28 un canvi de règim clar en el fluid, es genera la seqüència de vòrtexs de Von Kármán a l'estela del cilindre.

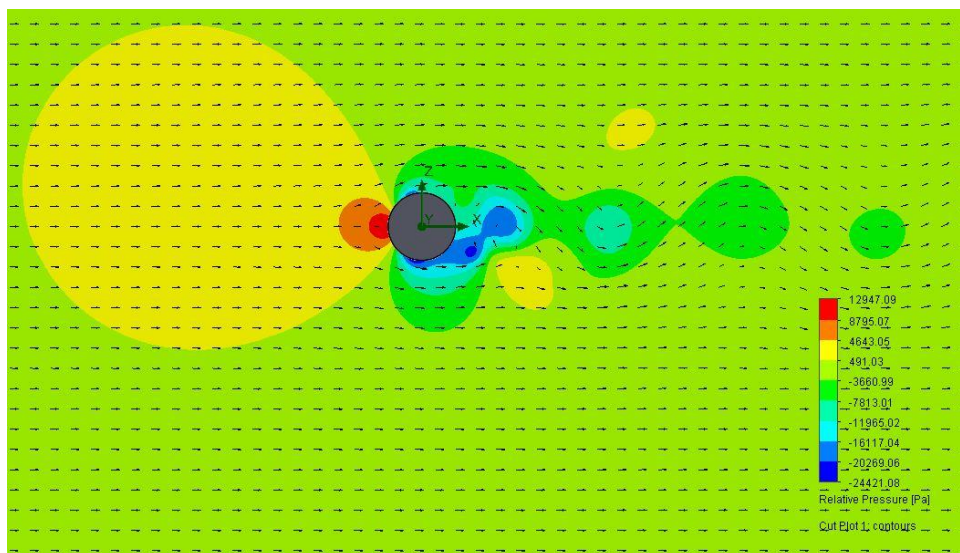


Figura.26: Diagrama de pressió pel cas d'un cilindre infinit ($Re=50000$)

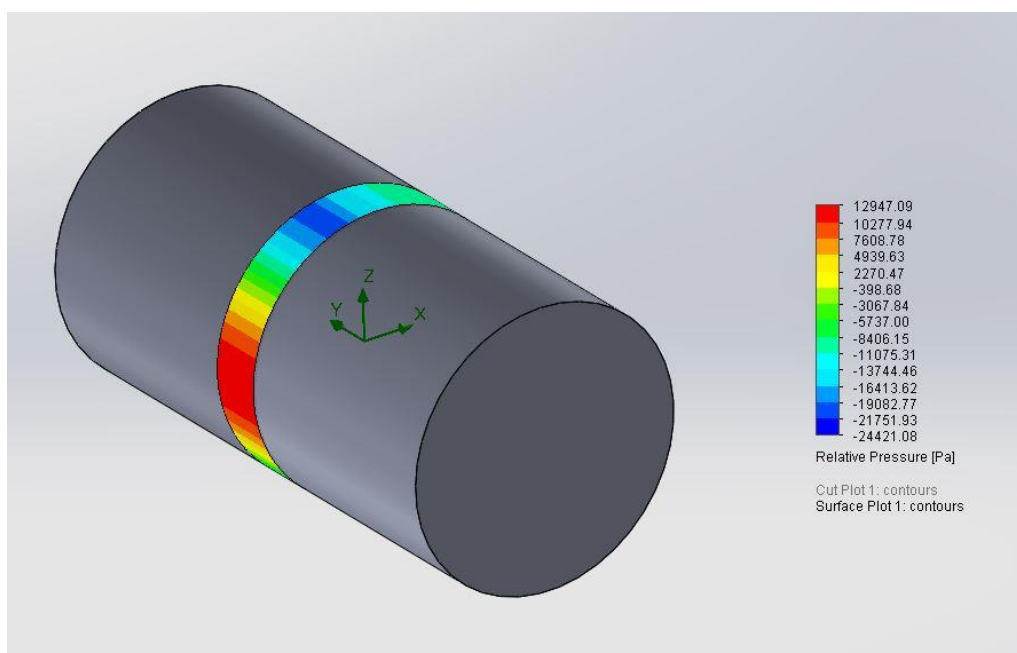


Figura.27: Diagrama de pressió superficial pel cas d'un cilindre infinit ($Re=50000$)

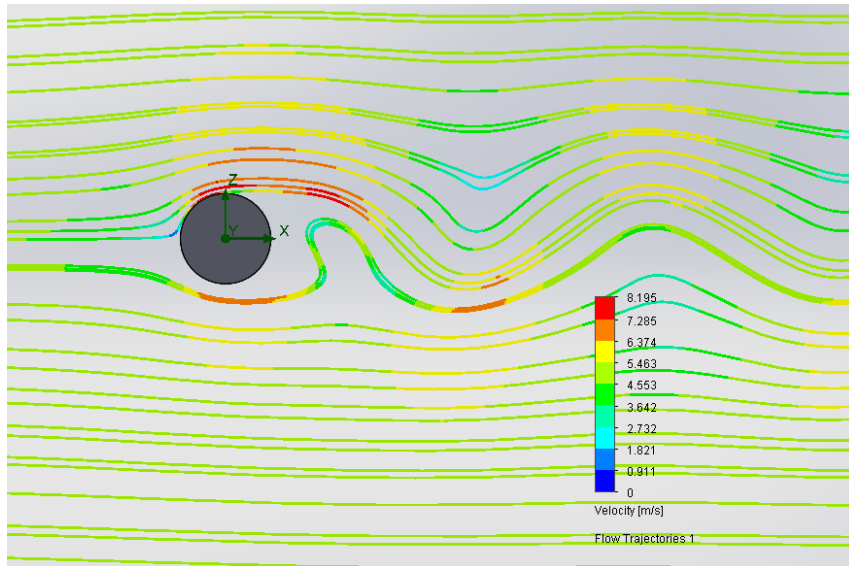


Figura.28: Trajectòries del flux en un cilindre infinit ($Re=50000$)

- Nombre Reynolds = 10^6

A la darrera simulació ($Re= 10^6$) es pot observar a la Figura.29 i Figura.30 un augment de la pressió incident considerable ($5,17 \cdot 10^6$ Pa), es genera una forta depressió a la part superior i inferior del cilindre degut a l'alta velocitat del fluid ($-1,12 \cdot 10^7$ Pa). Es pot observar a la Figura.31 un increment de la mida de l'estela del cilindre, la turbulència és més uniforme.

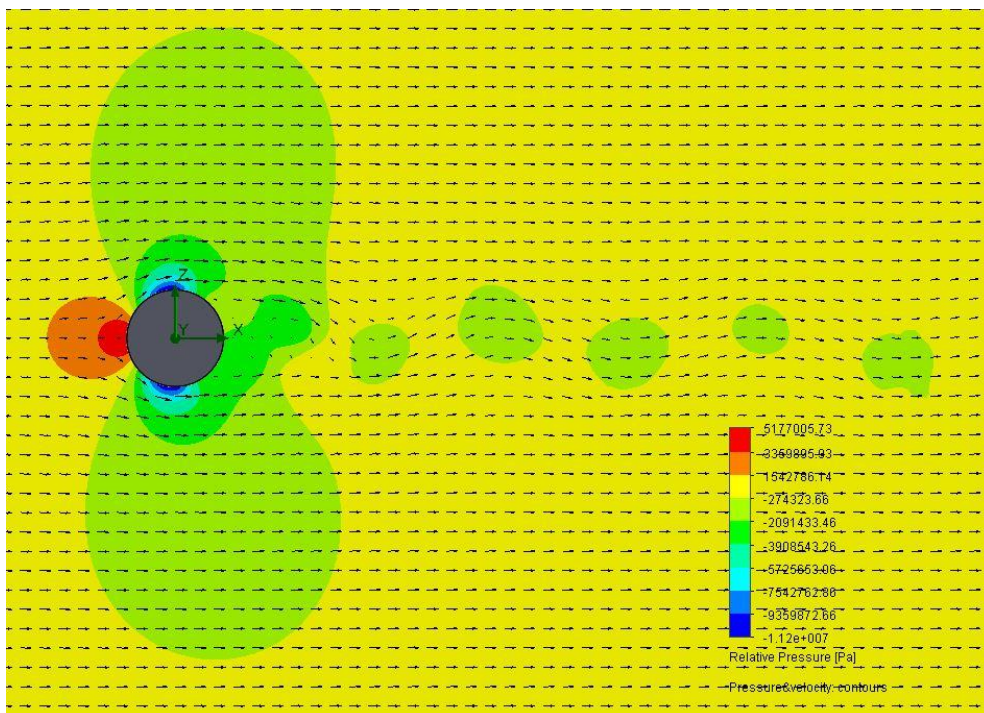


Figura.29: Diagrama de pressió pel cas d'un cilindre infinit ($Re=10^6$)

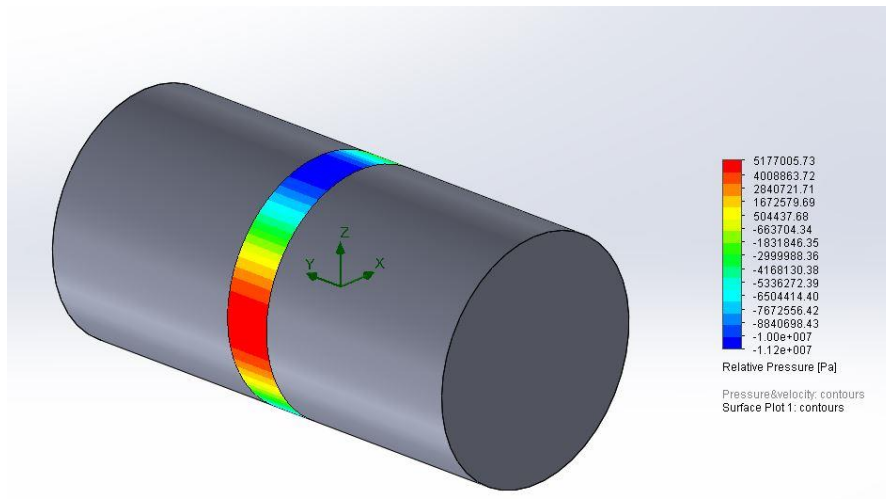


Figura.30: Diagrama de pressió superficial pel cas d'un cilindre infinit ($Re=10^6$)

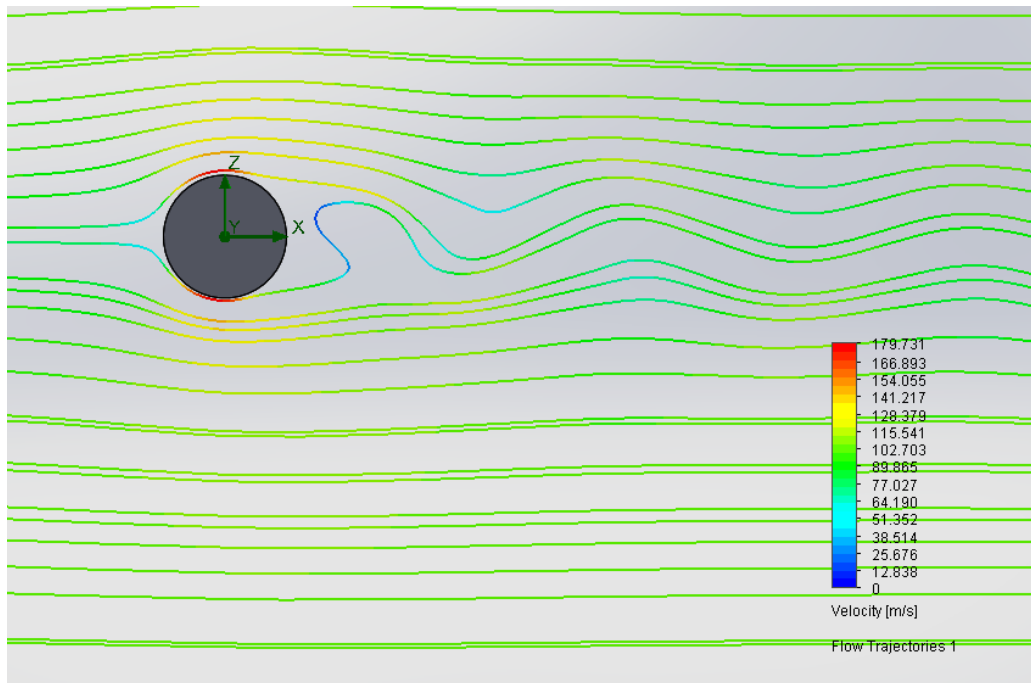


Figura.31: Trajectòries del flux en cilindre infinit ($Re=10^6$)

Es pot concloure observant els resultats obtinguts, que el model de simulació de SolidWorks reproduïx els quatre rangs de comportament del fluid comentats per a un flux transversal a un cilindre infinit. S'ha pogut observar, també el canvi de règim laminar a turbulent i la seqüència de vòrtexs de Von Kármán especificada experimentalment.

5.3 Estudi d'una esfera de superfície llisa

5.3.1 Règim del fluid

S'estudiarà el comportament del fluid en el mateix rang de nombres Reynolds utilitzat per realitzar l'estudi del cilindre infinit, el règim teòric que adoptarà el fluid es pot simular a l'especificat a l'estudi anterior (Figura.18). Es comprovarà si en un règim molt turbulent, quan el nombre de Reynolds supera ($Re > 10^5$), els valors obtinguts segueixen la corba experimental o divergeixen com s'ha observat anteriorment amb l'estudi bidimensional del cilindre.

5.3.2 Càlcul del coeficient d'arrossegament

Es realitzarà la simulació tridimensional en el rang de Reynolds esmentat anteriorment d'una esfera de superfície llisa.

S'utilitzarà la mateixa fórmula del coeficient d'arrossegament que en el cas del cilindre infinit (Eq.2), només variarà el valor de superfície projectada S_c com s'especifica a l'expressió següent (Eq.4).

$$S_c = \pi R^2 \tag{Eq.4}$$

On R = radi de l'esfera (m)

5.3.3 Comparació del coeficient d'arrossegament teòric i calculat

Com s'ha observat prèviament amb la simulació del cilindre infinit, l'estudi del coeficient d'arrossegament d'una esfera de superfície llisa com mostra la Figura.32, també experimenta diferències entre els resultats teòrics i simulats a partir de ($Re > 10^5$), el punt en que el règim entra a l'estat crític turbulent on la capa límit esdevé turbulenta.

La formulació teòrica per obtenir els valors del coeficient d'arrossegament d'una esfera de superfície llisa s'ha extret dels estudis de R. Clift, J.R. Grace i M.E. Weber.

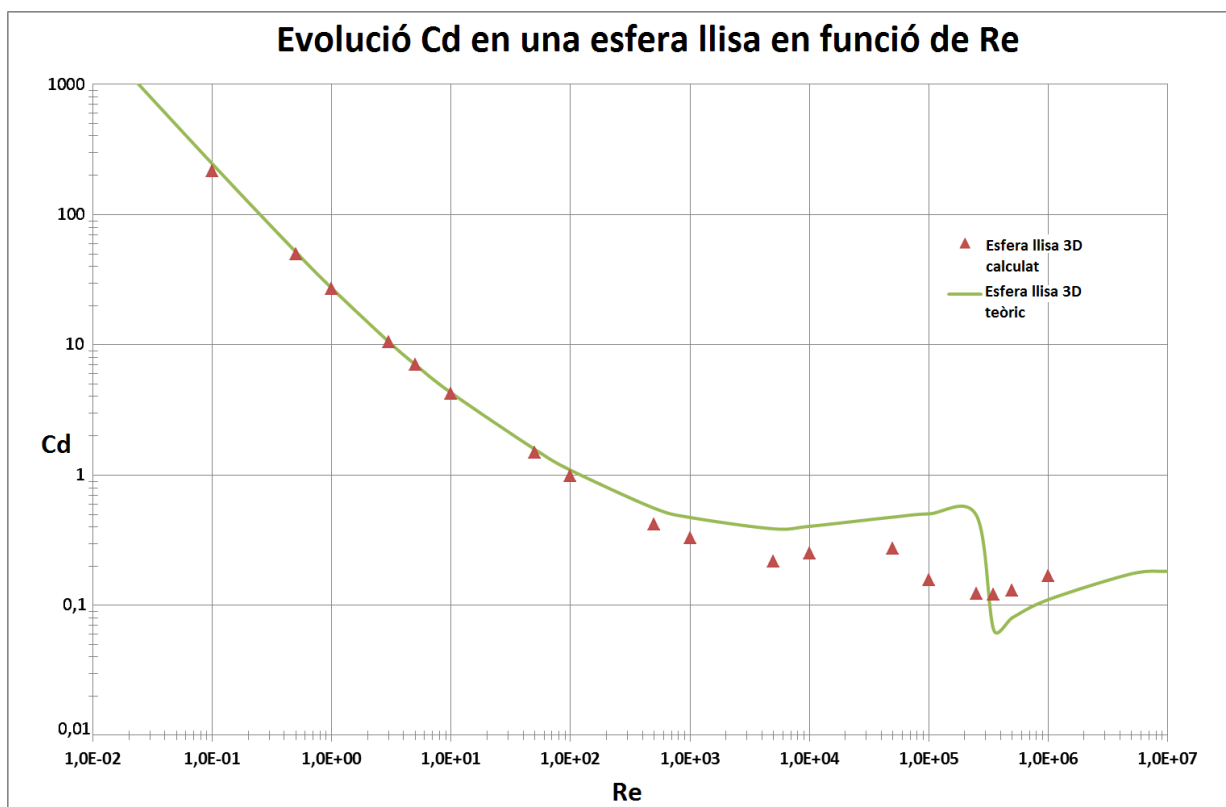


Figura.32 Comparació Cd experimental i simulat en funció de Re d'una esfera llisa

5.3.4 Diagrames de pressió i flux

Seguidament es realitzaran els diagrames de pressió del fluid, pressió superficial i de trajectòries del flux al voltant de l'esfera en cada un dels quatre règims del fluid.

El comportament del flux al voltant de l'esfera és similar a l'observat a l'estudi anterior del cilindre infinit.

- Nombre Reynolds = 0,5

La primera simulació ($Re=0,5$) mostra, com es pot veure a la Figura.33 i Figura.34, una diferència de pressió entre la part d'incidència i de despreniment del fluid reduïda ($1,337 \cdot 10^{-7}$ Pa). No es genera cap vòrtex de turbulència i el règim del fluid és completament laminar, com es pot veure a la Figura.35.

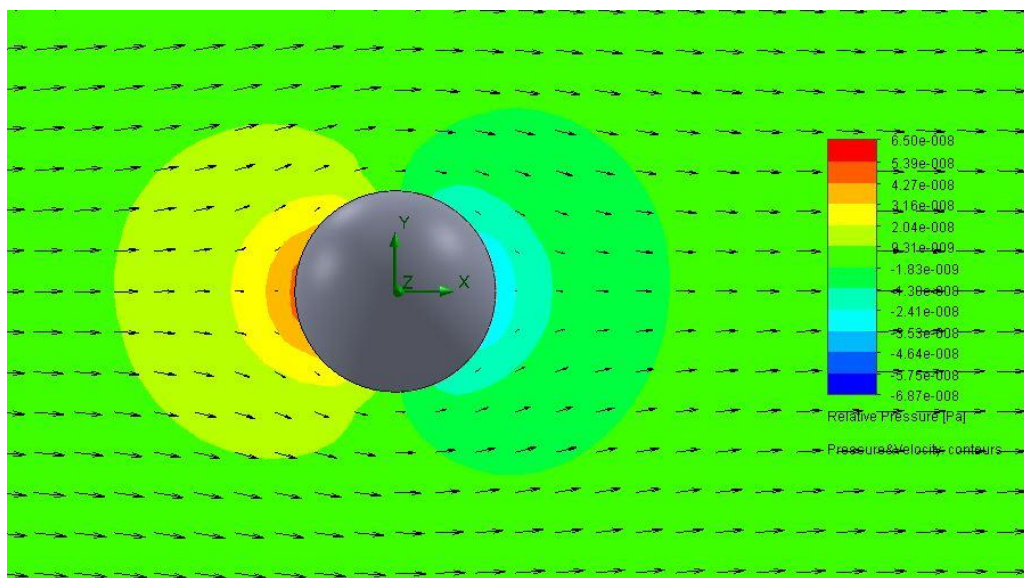


Figura.33: Diagrama de pressió pel cas d'una esfera llisa ($Re=0,5$)

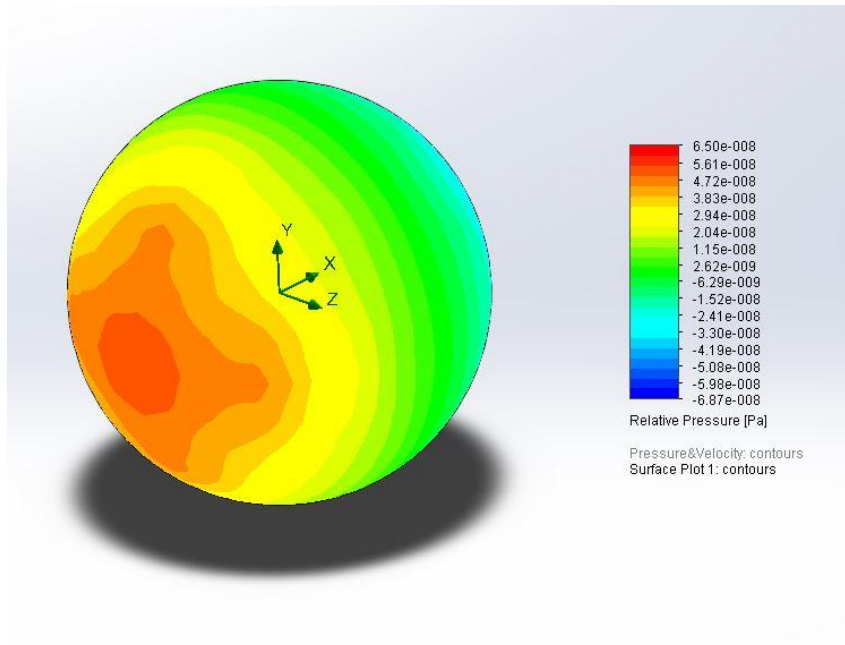


Figura.34: Diagrama de pressió superficial pel cas d'una esfera llisa ($Re=0,5$)

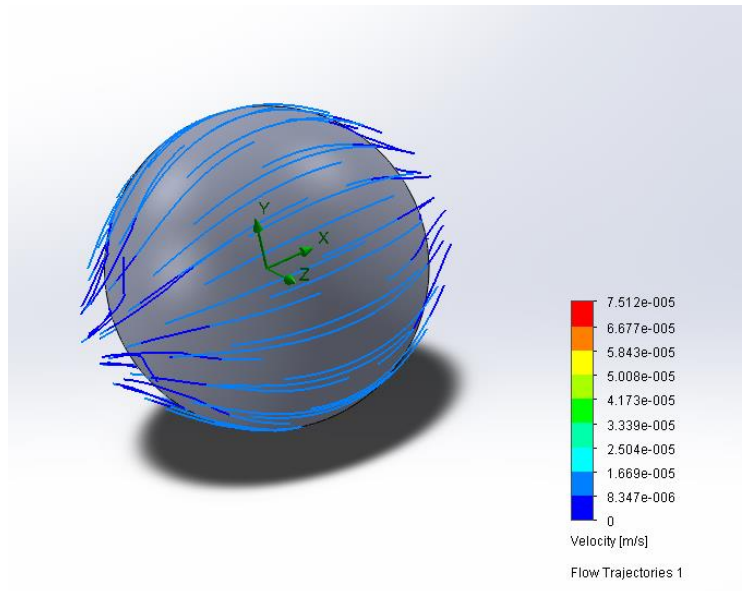


Figura.35: Trajectòries del flux pel cas d'una esfera llisa ($Re=0,5$)

- Nombre Reynolds =10

Quan es realitza la simulació (Re=10) no s'observen canvis significatius respecte el primer estudi a (Re=0,5). La Figura.36 i Figura.37 mostren un lleuger augment de la diferència de pressió del fluid i pressió superficial ($5,3 \cdot 10^{-6}$ Pa), però no suficients per originar un canvi de règim del fluid com es pot observar a la Figura.38.

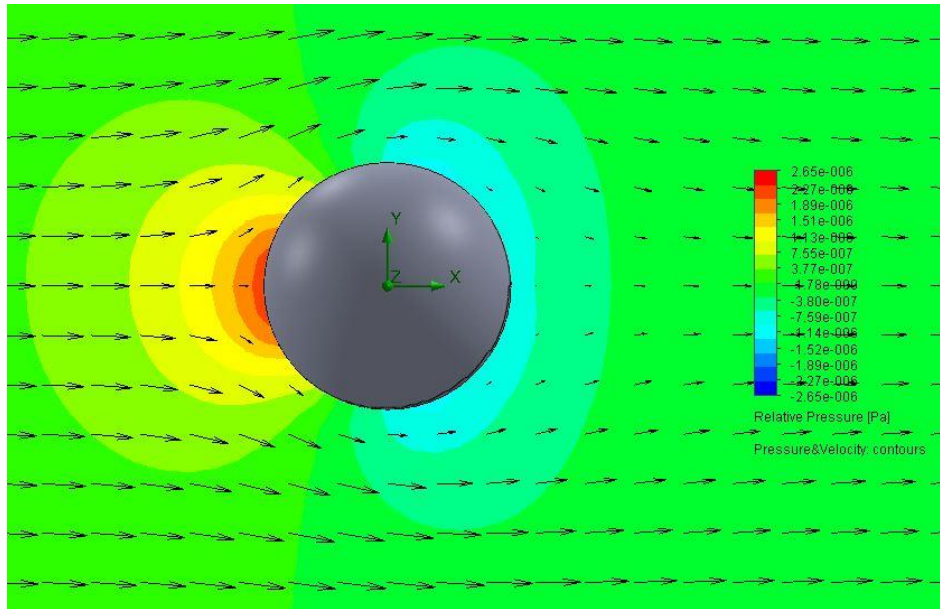


Figura.36: Diagrama de pressió pel cas d'una esfera llisa (Re=10)

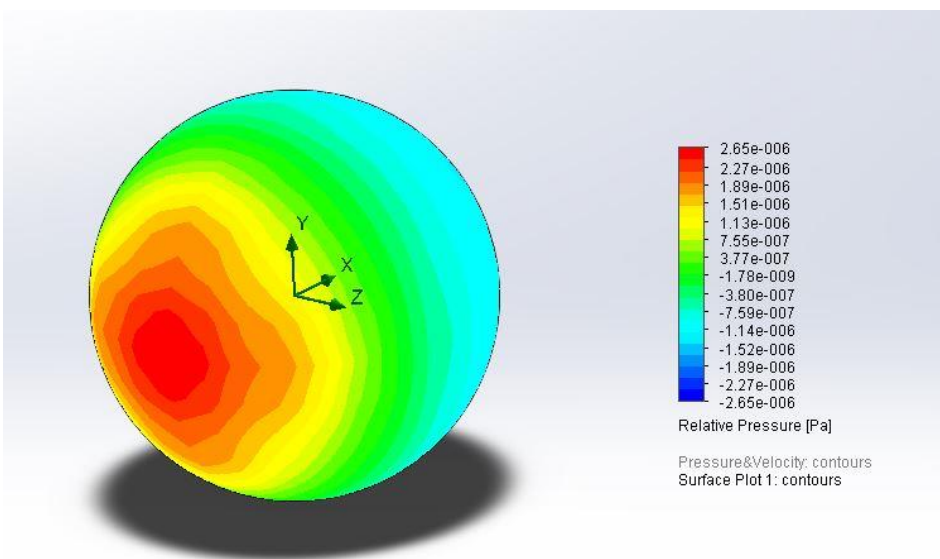


Figura.37: Diagrama de pressió superficial pel cas d'una esfera llisa (Re=10)

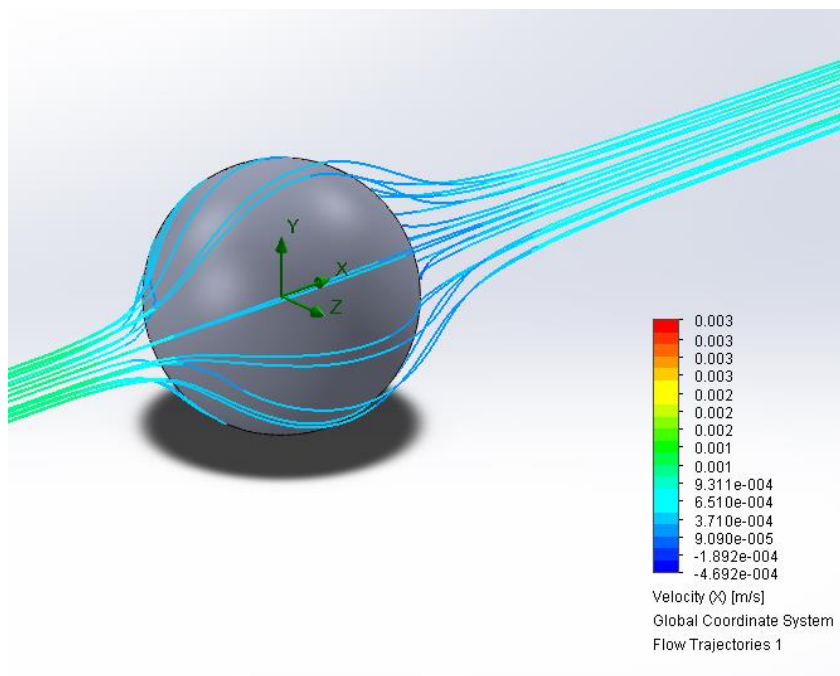


Figura.38: Trajectòries del flux pel cas d'una esfera llisa (Re=10)

- Nombre Reynolds =50000

A partir de (Re= 50000) s'observen canvis significatius als diagrames de pressions i velocitats. Es pot observar a la Figura.39 i Figura.40 la pressió d'incidència augmenta considerablement respecte a les simulacions anteriors (28.85 Pa). La velocitat s'incrementa a la superfície de radi màxim respecte l'eix x generant una depressió (-19.64 Pa), i un vòrtex com mostra la Figura.41 a la zona de desprendiment del fluid.

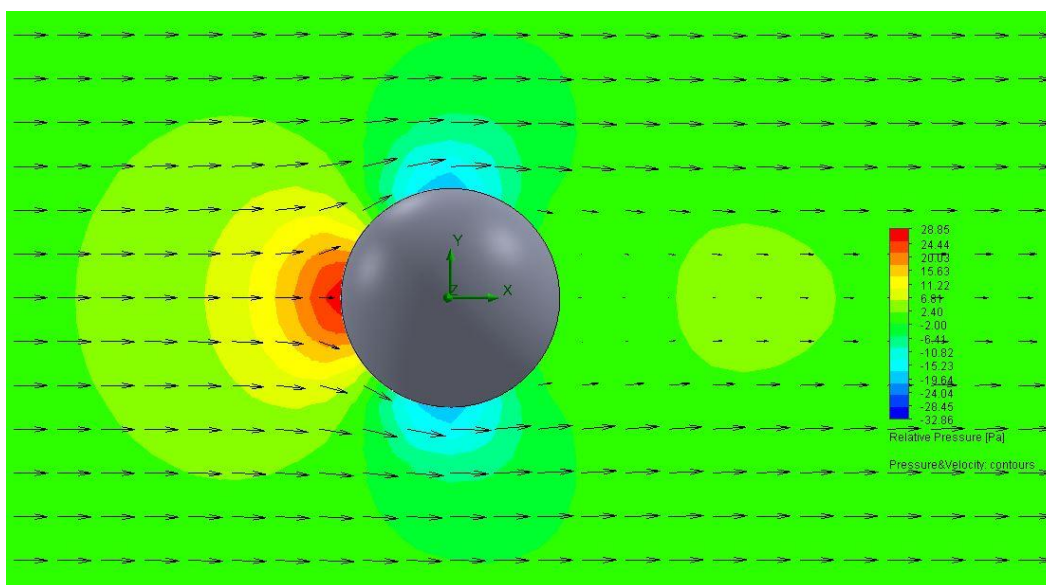


Figura.39: Diagrama de pressió pel cas d'una esfera llisa (Re=50000)

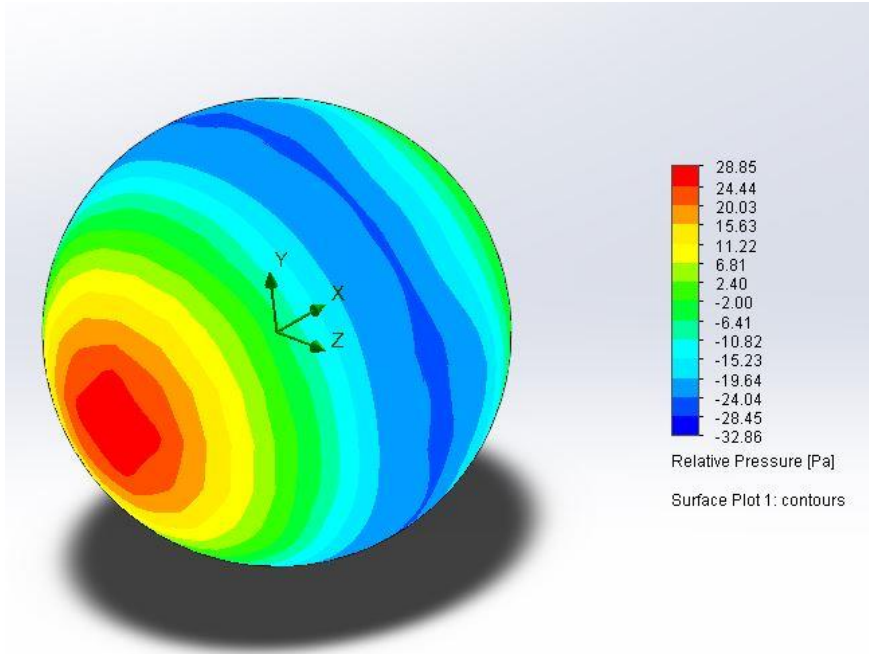


Figura.40: Diagrama de pressió superficial pel cas d'una esfera llisa ($Re=50000$)

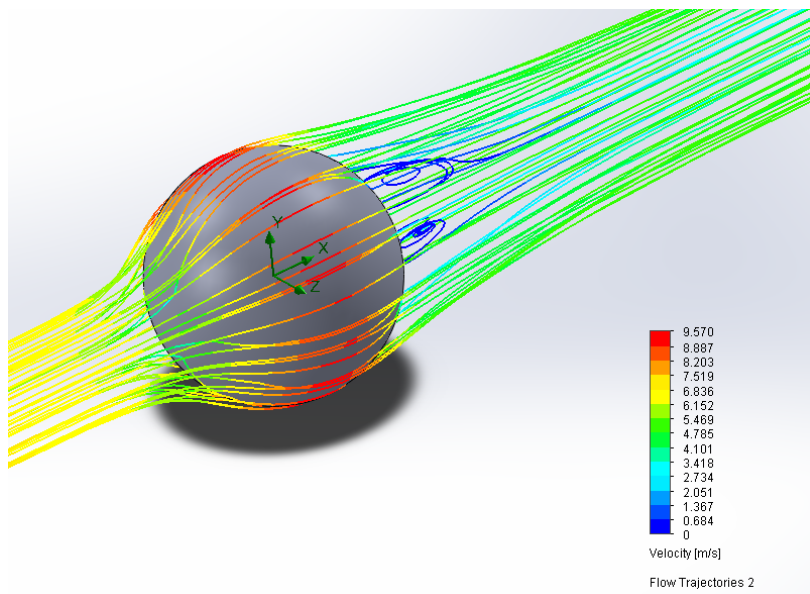


Figura.41: Trajectòries del flux pel cas d'una esfera llisa ($Re=50000$)

- Nombre Reynolds = 10^6

A la darrera secció del règim teòric del flux sobre una esfera llisa no s'observen canvis significatius de canvi de règim respecte la simulació anterior ($Re=50000$). Com s'observa a la Figura.42 i Figura.43, hi ha un augment de pressió d'incidència a la zona incident del fluid ($1,21 \cdot 10^4$ Pa). També augmenta la depressió a la part superior i inferior de l'esfera ($7,95 \cdot 10^{-3}$ Pa. Com mostra la Figura.44, es continua observant el mateix tipus de turbulència a la part de despreniment del fluid.

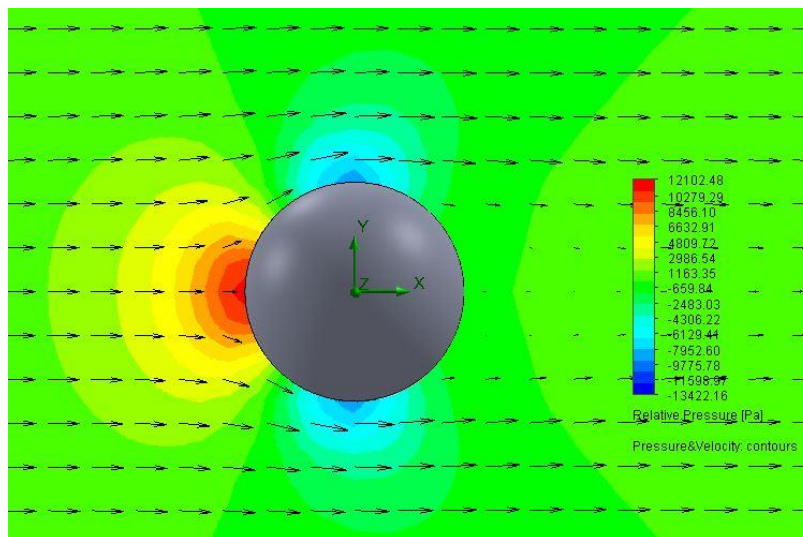


Figura.42: Diagrama de pressió pel cas d'una esfera llisa ($Re=10^6$)

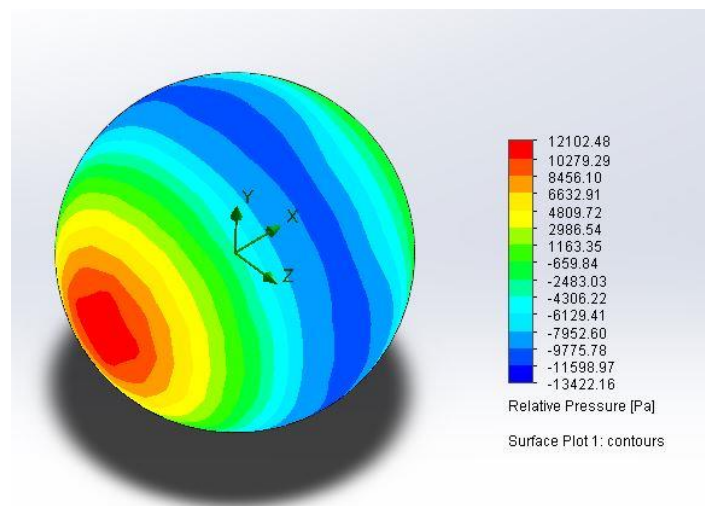


Figura.43: Diagrama de pressió superficial pel cas d'una esfera llisa ($Re=10^6$)

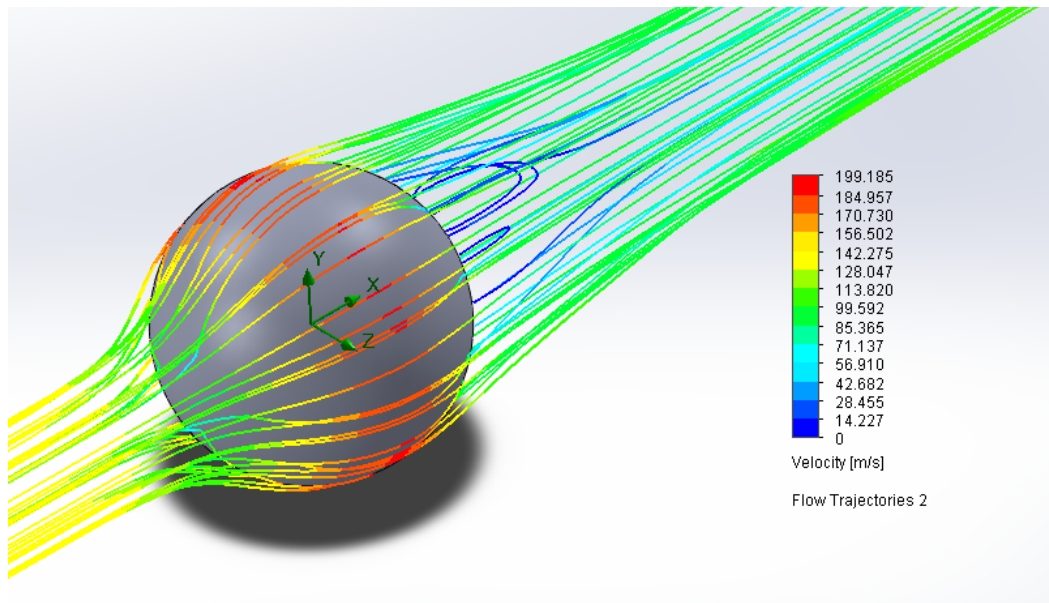


Figura.44: Trajectòries del flux pel cas d'una esfera llisa ($Re=10^6$)

Es pot concloure, fent referència als resultats de simulació obtinguts sobre una esfera de superfície llisa, les quatre seccions teòriques del règim del fluid no es defineixen tan clarament com s'ha observat prèviament a l'estudi del cilindre infinit.

De totes maneres s'ha pogut observar el canvi de règim completament laminar a turbulent observant els canvis en la zona posterior de l'esfera on té lloc el desprendiment del fluid.

5.4 Estudi del perfil aerodinàmic Falcon 56 Mk II

5.4.1 Introducció

El perfil Falcon 56 Mk II (Figura.45) és un perfil aerodinàmic utilitzat en un avió d'aeromodelisme. Al document (Summary of Low-Speed Airfoil Data. Volume 3) de la Universitat de Illinois, s'ha trobat informació del coeficient d'arrossegament i del de sustentació d'aquest perfil aerodinàmic extrets d'assajos experimentals.

S'estudiarà el perfil amb el complement de fluids de SolidWorks i amb el programa XFRL5 pensat pel disseny i simulació de perfils d'aeromodelisme, i es contrastaran els resultats obtinguts amb els extrets experimentalment.

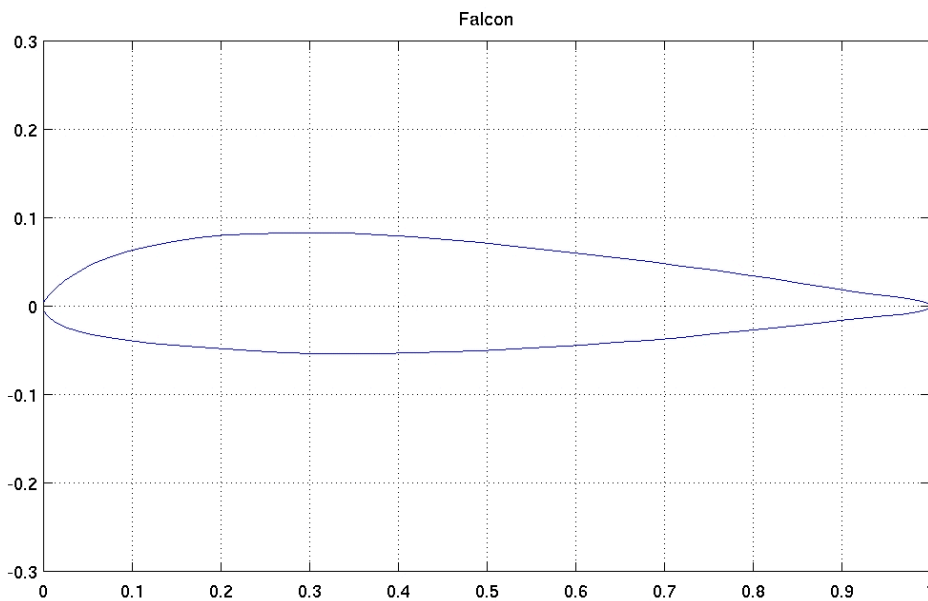


Figura.45: Geometria Falcon 56 Mk II

5.4.2 Càlcul del coeficient d'arrossegament i sustentació

Les dades experimentals del perfil aerodinàmic han estat calculades en un nombre de Reynolds fix a $Re = 401700$, només es variarà l'angle d'incidència del perfil per estudiar el resultat dels coeficients aerodinàmics.

Es realitzarà la simulació bidimensional en el rang de Reynolds esmentat anteriorment d'un perfil Falcon Mk II de corda = 2,54 m.

S'utilitzaran les fórmules de coeficient d'arrossegament (Eq.5) i sustentació (Eq.6) següents;

$$Cd = \frac{Drag}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_c \cdot v^2} \quad (Eq.5)$$

On ρ = Densitat del fluid (Kg/m^3), S_c = Superfície projectada (m^2) i v = velocitat del fluid (m/s)

$$Cl = \frac{Lift}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_c \cdot v^2} \quad (Eq.6)$$

On ρ = Densitat del fluid (Kg/m^3), S_c = Superfície projectada (m^2) i v = velocitat del fluid (m/s)

El paràmetre superfície projectada (S_c) serà igual al producte de l'amplada del túnel de vent virtual especificat per la corda del perfil;

$$S_c = C \cdot \delta \quad (Eq.7)$$

On C = Corda del perfil (m) i δ = Amplada del túnel virtual (m)

5.4.3 Comparació del coeficient d'arrossegament i sustentació experimental i calculat

El programa XFRL5 només permet especificar el rang total d'angles d'incidència i l'increment en cada simulació. S'ha determinat un rang d'angles d'incidència de $-4,5^\circ$ fins a $7,5^\circ$ amb un increment de $0,5^\circ$ entre cada simulació.

El càlcul de la força de sustentació, que s'utilitza per determinar el coeficient de sustentació, és una comparació de les pressions de l'extradós i intradós del perfil.

Com es pot observar a la Figura.46, els resultats del càlcul del coeficient de sustentació del perfil aerodinàmic Falcon Mk II obtinguts amb el programa XFRL5 segueixen un ordre de valors més semblants als experimentals que els obtinguts amb SolidWorks. S'observa una lleugera divergència en el rang d'angles d'incidència ($\alpha = 1^\circ - 5^\circ$). En canvi, es pot apreciar com els resultats obtinguts amb SolidWorks experimenten una divergència més significativa al llarg de tot el rang d'angles d'incidència.

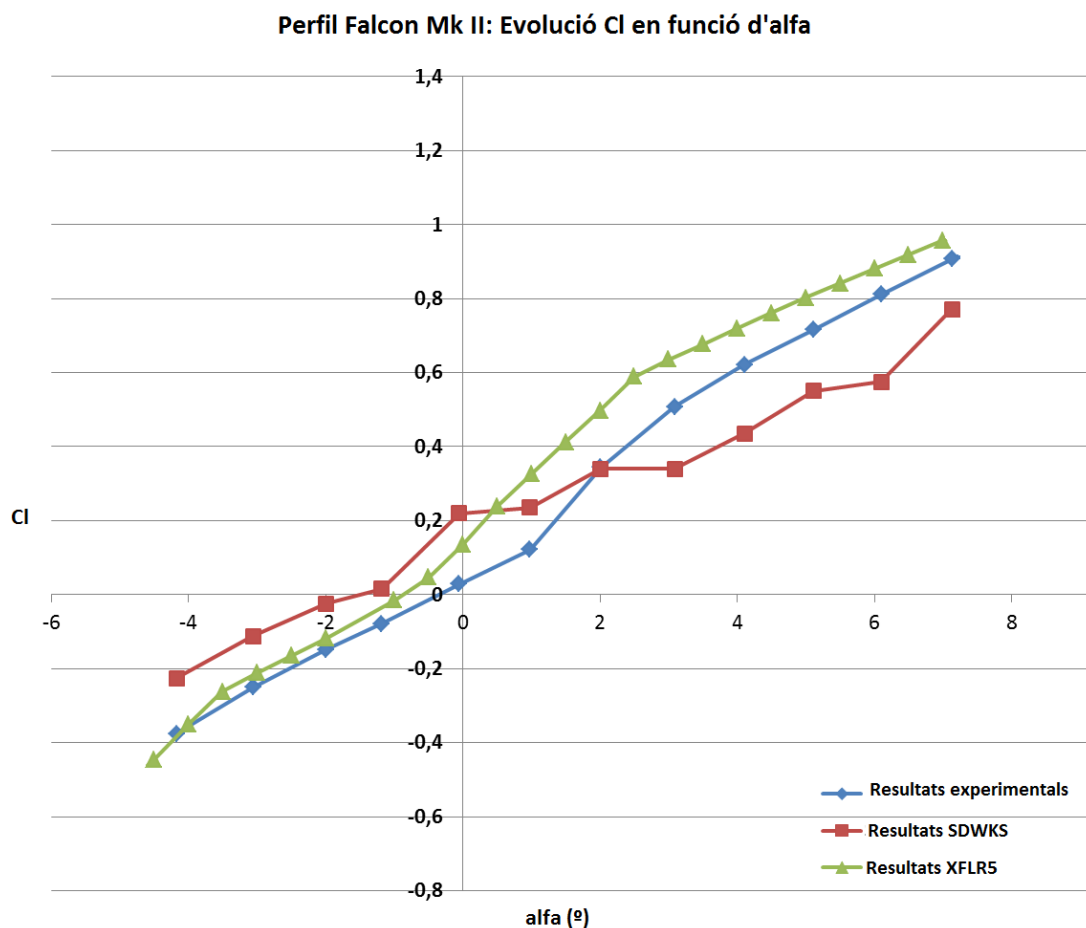


Figura.46: Comparació Cl experimental i simulat en funció de l'angle d'incidència α

Es pot observar a la Figura.47 com el càlcul del coeficient d'arrossegament obtingut amb SolidWorks comença a divergir a mesura que augmenta l'angle d'incidència, a partir d'un angle α igual a 2° . Aquest aspecte es tindrà en compte a l'hora d'extreure conclusions de les simulacions dels posteriors perfils aerodinàmics estudiats.

El càlcul de la força d'arrossegament és més complex que el càlcul de la força de sustentació. Com s'ha especificat a l'apartat (3.1.4 Resistència aerodinàmica), hi ha diferents tipus de forces aerodinàmiques que s'oposen a l'avanç del perfil aerodinàmic dins la massa d'aire. La turbulència generada a l'estela del perfil crea resistència paràsita. És difícil de preveure el comportament exacte que tindrà i la resistència que generarà, aquesta pot ser una raó a la divergència de resultats de SolidWorks quan es comença a generar vòrtexs de turbulència.

Els resultats obtinguts amb el mètode de càlcul numèric del programa XFLR5 segueixen el mateix ordre que els trobats experimentalment.

Perfil Falcon Mk II: Evolució Cd en funció d'alfa

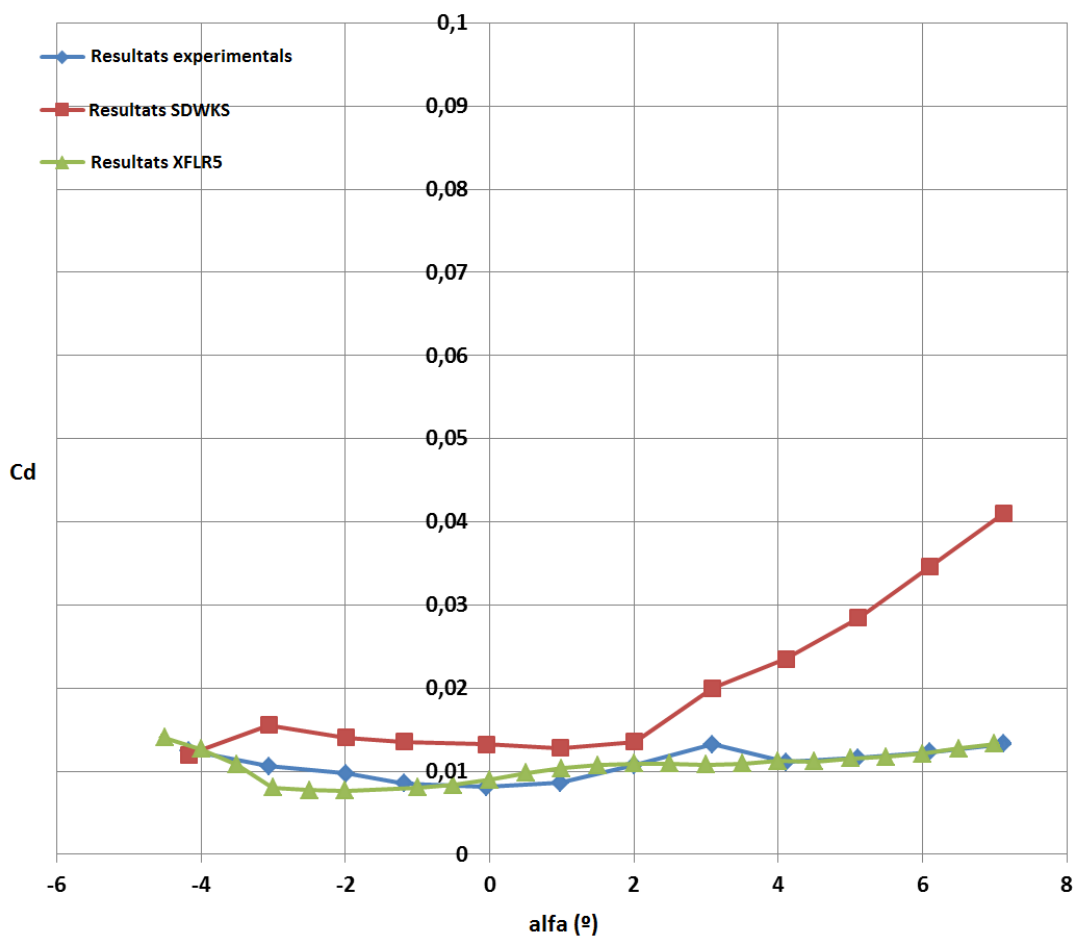


Figura.47 Comparació Cd experimental i simulat en funció de l'angle d'incidència α

5.4.4 Estudi de pressió i velocitat

S'ha extret el diagrama de pressions del flux amb el perfil aerodinàmic en un angle d'incidència $\alpha = 3^\circ$ (Figura.48). Es pot observar el pic de pressió a la vora d'atac on incideix el flux (3,91 Pa). En el cas d'un perfil aerodinàmic d'una vela de parapent, es desitja la major pressió interna possible a la vela per aconseguir una elevada rigidesa dels perfils. Si les boques d'entrada d'aire es posicionen en aquest punt, la pressió que es generarà sobre el fluid interior de la vela serà la més elevada possible, obtenint la pressió desitjada.

També s'observa la diferència de pressions entre la part superior del perfil, l'extradós on hi té lloc una depressió de (-3,21 Pa) degut a que la velocitat és més elevada, i la part inferior, l'intradós on la pressió és més elevada (0,75 Pa) per tal de generar la força vertical de sustentació.

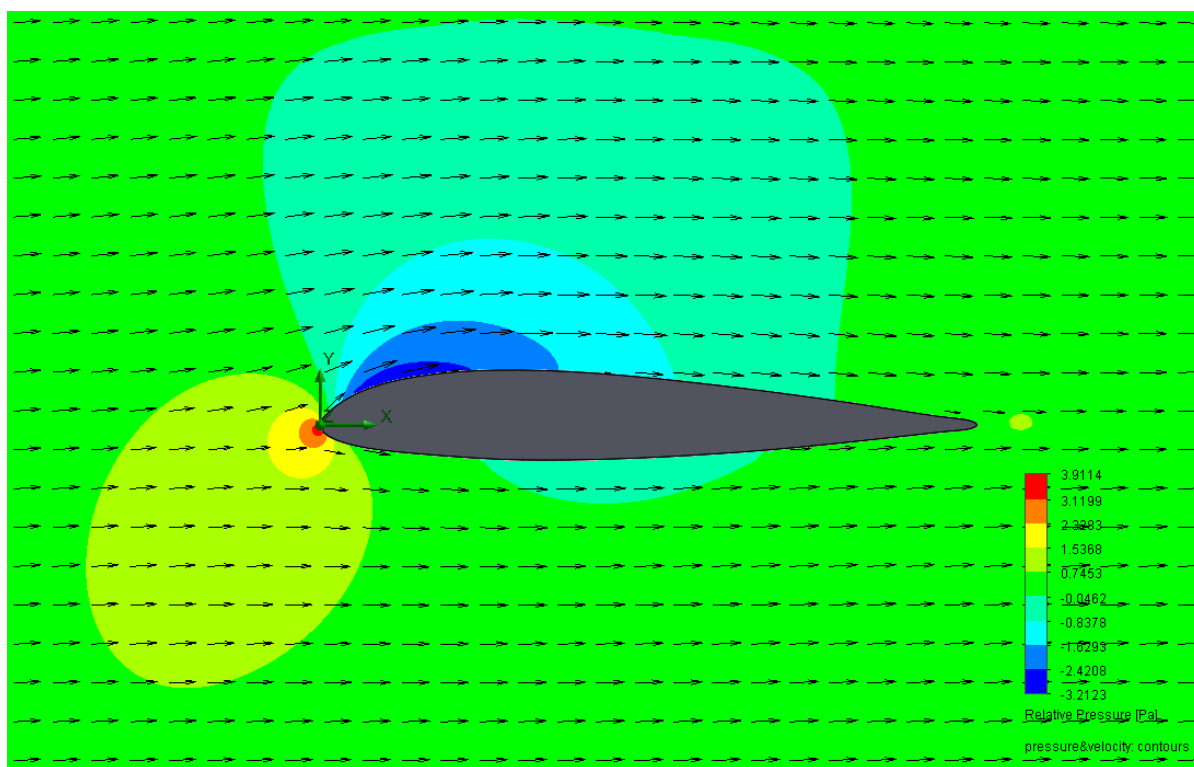


Figura.48: Diagrama de pressió i direcció del flux

Es poden observar les trajectòries del flux al voltant del perfil Falcon Mk II (Figura.49). En aquest angle d'incidència i velocitat inicial del fluid, la velocitat a l'intradós del perfil és un 23% més elevada que a l'extradós. Segons el principi de pressió dinàmica, la pressió d'un fluid és proporcional a la velocitat en que aquest es mou, com es pot comprovar aquest principi correspon al comportament del fluid observat sobre el perfil estudiat.

En aquest angle d'incidència no s'aprecien vòrtexs de turbulència a la vora de fuga del perfil aerodinàmic.

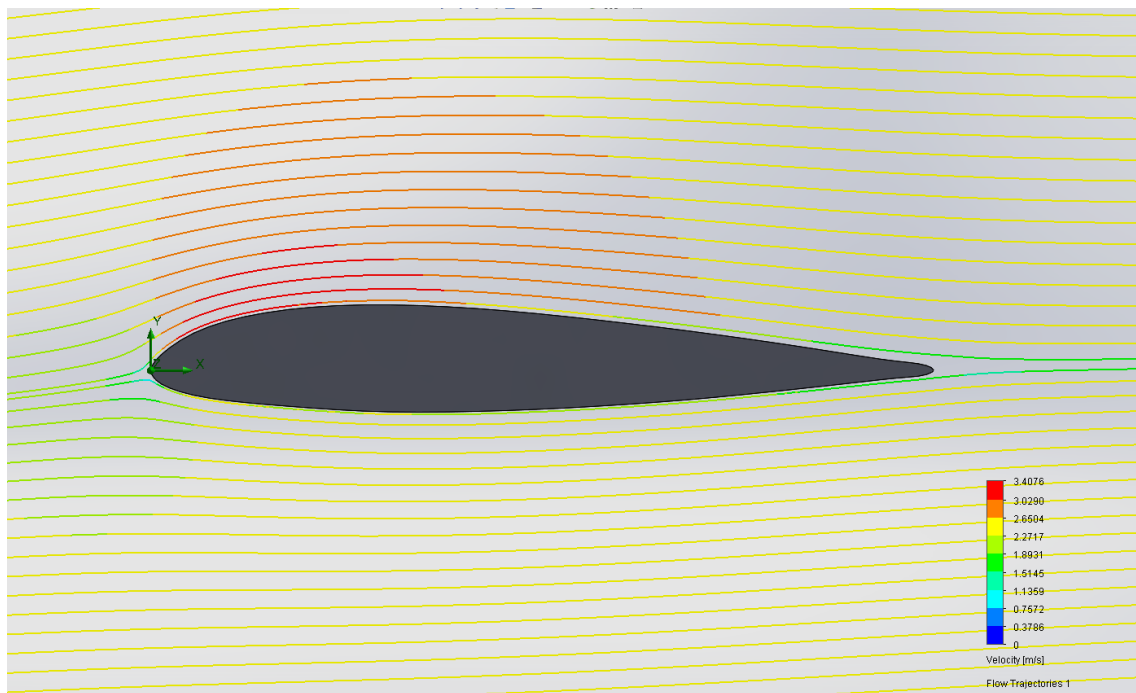


Figura.49: Línies de corrent incloent la velocitat del flux

6. RESULTATS I DISCUSSIÓ

6.1 Introducció

S'ha realitzat la simulació completa dels perfils aerodinàmics i la vela de parapent segons les condicions esmentades anteriorment. Seguidament s'exposaran els resultats obtinguts i es realitzaran les comparatives entre els valors obtinguts mitjançant els dos programes de simulació utilitzats.

Fent referència a l'apartat anterior de validació, s'ha mostrat els càlculs del perfil aerodinàmic Falcon Mk II, de l'esfera de superfície llisa i del cilindre infinit. S'ha pogut comprovar com el coeficient de sustentació del perfil Falcon Mk II calculat mitjançant el programa XFLR5 segueix un ordre de valors similars als obtinguts experimentalment, en canvi SolidWorks obté una precisió menor i els resultats divergeixen lleugerament. El càlcul del coeficient d'arrossegament calculat amb SolidWorks divergeix dels valors experimentals i del programa XFLR5 a mesura que augmenta l'angle d'incidència α . També s'han observat divergències en els resultats de l'estudi de l'esfera i del cilindre quan s'arribava a la zona del règim crític turbulent on la capa límit esdevenia turbulenta.

Seguidament s'observarà el resultat dels tres perfils i la vela estudiada on, es tindran en compte els resultats obtinguts durant la validació per exposar les conclusions de les simulacions realitzades.

S'extrauran els gràfics comparatius dels coeficients aerodinàmics obtinguts en tot el rang d'angles d'incidència α estudiats, i els diagrames de pressió i trajectòries de flux en tres situacions d'incidència representatives ($\alpha = 5^\circ, 10^\circ$ i 15°). D'aquesta manera es tindrà una visió clara del comportament del flux i de les pressions a la posició mínima, neutral i màxima d'incidència dels perfils aerodinàmics i la vela completa de parapent en condicions normals de vol.

6.2 Perfils aerodinàmics

6.2.1 Coeficient de sustentació

6.2.1.1 Comparativa individual SolidWorks/XFLR5

Seguidament es realitzarà la comparació dels resultats de coeficient de sustentació obtinguts amb SolidWorks i XFLR5.

Com es pot observar a les figures següents (Figura.50, Figura.51 i Figura.52) dels perfils aerodinàmics estudiats (Perfil.1, Perfil.2 i Perfil.3), els resultats obtinguts del coeficient de sustentació en funció de l'angle α segueixen un ordre de valors similars entre els dos programes de simulació utilitzats.

El coeficient de sustentació augmenta de manera aproximadament lineal en funció de l'angle d'incidència α . Com s'ha esmentat anteriorment el rang d'angles d'incidència estudiat ha estat determinat segons les condicions de treball en el vol normal dels perfils aerodinàmics. Si es continués augmentant l'angle α arribaria un punt d'angle màxim d'incidència en el que la força de sustentació començaria a disminuir. Aquest fet és degut al desprendiment de la capa límit (Apartat 3.1.6), aquest punt es denomina entrada en pèrdua.

- Perfil.1

Perfil.1: Evolució Cl en funció d'alfa

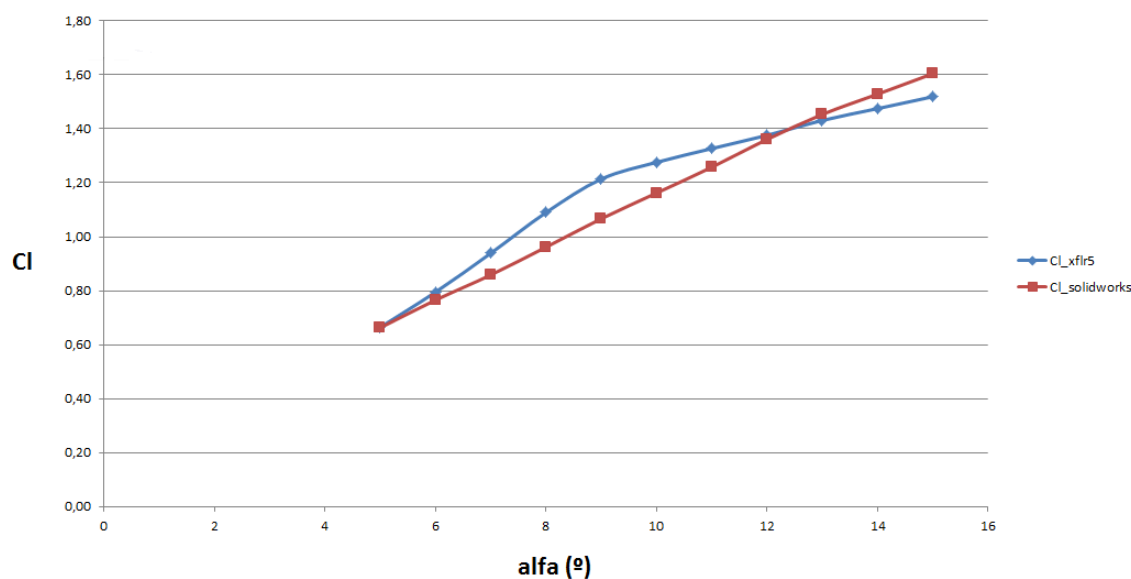


Figura.50: Perfil.1 Coeficient de sustentació Cl en funció de l'angle d'incidència

- Perfil.2

Perfil.2: Evolució Cl en funció d'alfa

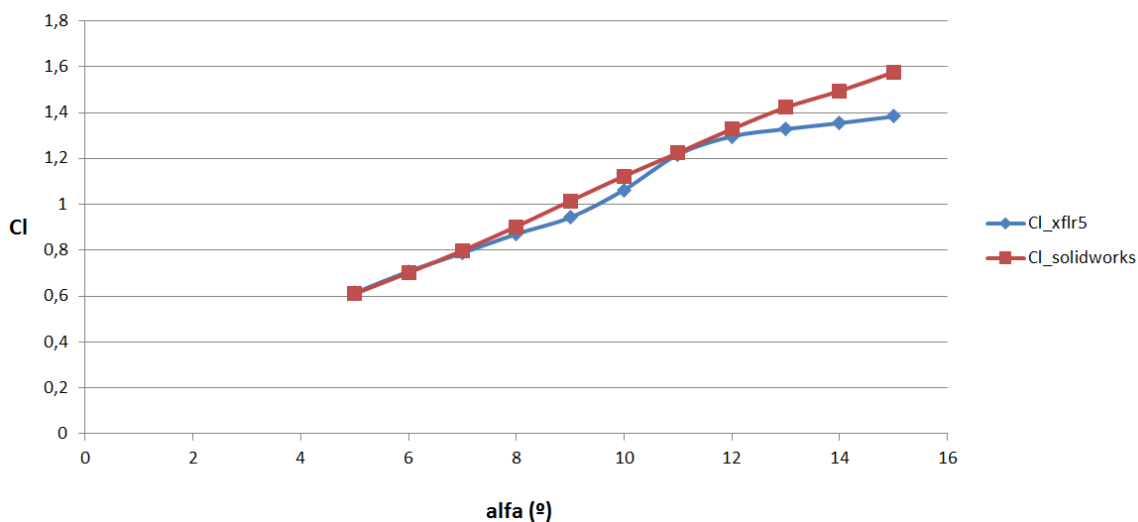


Figura.51: Perfil.2 Coeficient de sustentació Cl en funció de l'angle d'incidència

- Perfil.3

Perfil.3: Evolució Cl en funció d'alfa

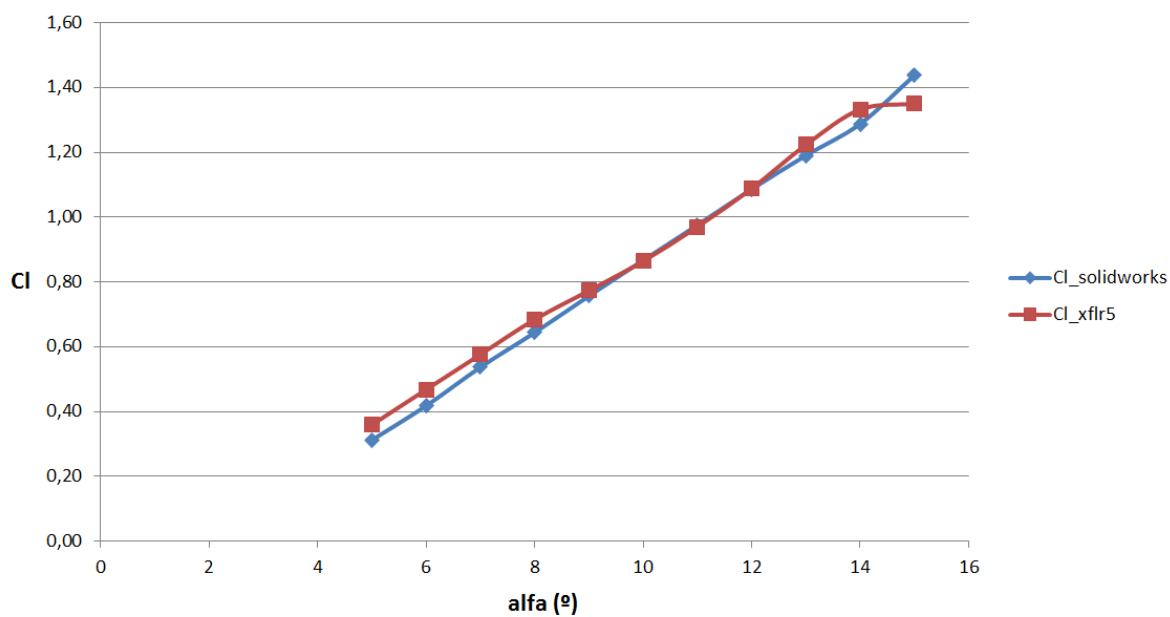


Figura.52: Perfil.3 Coeficient de sustentació Cl en funció de l'angle d'incidència

6.2.1.2 Comparativa conjunta

Seguidament es realitzarà la comparació conjunta dels resultats de coeficient de sustentació obtinguts dels tres perfils aerodinàmics estudiats amb XFLR5, com s'ha comprovat anteriorment a l'apartat de validació aquest programa obtenia resultats més fidels als experimentals.

A la Figura.53 es pot observar la diferència del coeficient de sustentació dels tres casos estudiats.

- XFLR5

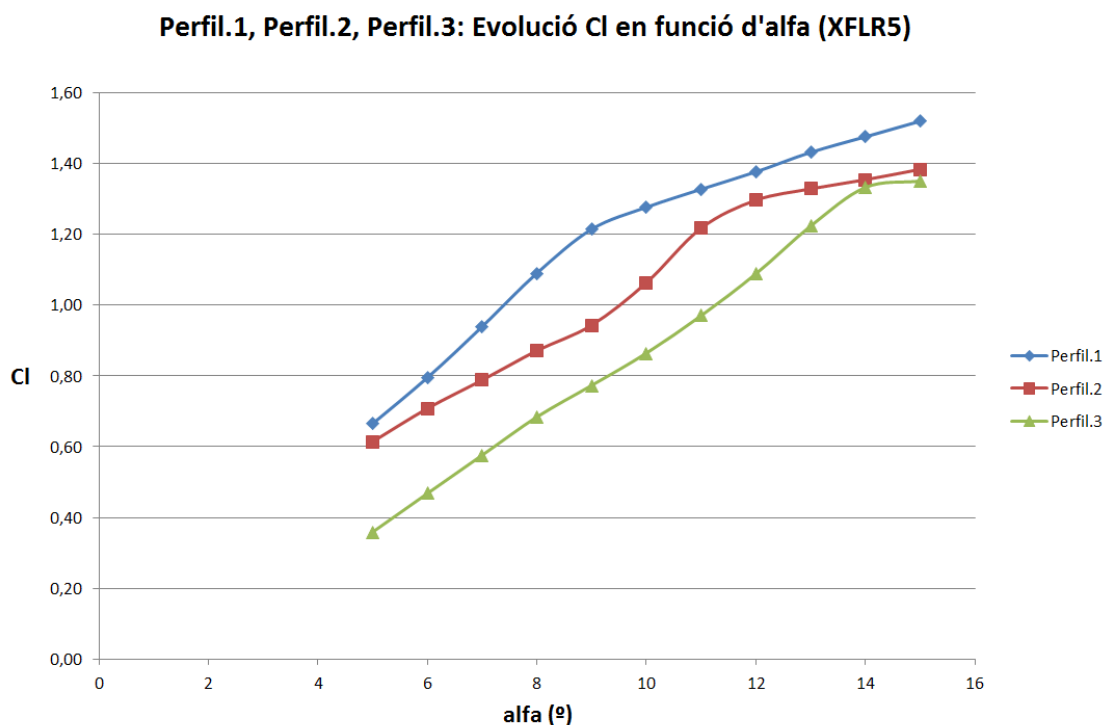


Figura.53: Coeficient de sustentació Cl en funció de l'angle d'incidència (XFLR5)

El Perfil.1 obté els valors de sustentació més elevats en tot el rang d'angles d'incidència, seguit pel Perfil.2 i Perfil.3.

Si s'estudia la progressió del coeficient de sustentació dels tres perfils aerodinàmics es poden observar les diferents tendències d'increment al llarg de tot el rang d'angles d'incidència.

- Perfil.1: Incrementa ràpidament el coeficient de sustentació a la primera meitat del rang d'angles d'incidència, i seguidament s'estabilitza en un increment més progressiu.
- Perfil.2: Es poden observar tres fases diferenciades. Al primer terç del rang ($\alpha = 5^\circ$ fins $\alpha = 9^\circ$) augmenta el valor de sustentació progressivament, seguidament s'incrementa a la meitat del rang per acabar estabilitzant-se.
- Perfil.3: En aquest cas es pot observar un increment constant al llarg de tot el rang d'angles d'incidència. A l'última part pateix una estabilització sobtada, seguidament s'estudiaran els diagrames de pressions relatives i flux del fluid per comprovar si hi ha algun efecte que pot causar aquest fet.

Per un angle d'incidència mitjà ($\alpha = 10^\circ$) el Perfil.1 i el Perfil.2 obtenen un 32,8%, i un 18,8% més de sustentació respecte el Perfil.3 respectivament.

Els dos primers perfils aerodinàmics (Perfil.1 i Perfil.2) estan pensats per dues modalitats de vol lliure sense motor, la prestació de sustentació ha de ser la màxima possible. El tercer perfil estudiat (Perfil.3) correspon a la modalitat de paramotor, com es disposa d'un mitjà de propulsió constant es pot permetre reduir la sustentació del perfil i guanyar velocitat de vol. La tecnologia que incorpora aquest perfil (Reflex) augmenta l'estabilitat i velocitat de la vela en angles d'incidència reduïts.

6.2.2 Coeficient d'arrossegament

6.2.2.1 Comparativa individual SolidWorks/XFLR5

Com s'ha comprovat anteriorment a l'apartat (5.4 Estudi del perfil aerodinàmic Falcon 56 Mk II), els resultats obtinguts del coeficient d'arrossegament dels tres perfils estudiats amb SolidWorks i XFLR5, divergeixen ràpidament a mesura que augmenta l'angle d'incidència. Es pot observar el mateix efecte a l'estudi dels perfils aerodinàmics (Perfil.1, Perfil.2 i Perfil.3) a les figures següents (Figura.55, Figura.56 i Figura.57).

La Figura.57 de la simulació del Perfil.3 amb SolidWorks mostra un pic de coeficient d'arrossegament quan α pren el valor màxim d'incidència de ($C_d = 0.135$). És un resultat que podria indicar l'inici d'entrada en pèrdua del perfil aerodinàmic. De fet, també s'ha observat com el coeficient de sustentació del mateix perfil s'estabilitza en aquest punt (Figura.54) en un valor de ($C_l = 1,35$). Seguidament s'estudiarà el diagrama de pressions i flux per determinar si s'ha produït un vòrtex de turbulència que confirma l'entrada en pèrdua de sustentació del perfil.

Quan la velocitat del fluid al voltat del perfil aerodinàmic és reduïda, o l'angle d'incidència és elevat, es generen vòrtexs de turbulència a la zona de desprendiment del fluid. La diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós no és suficientment elevada per poder generar sustentació, aquesta és la raó per la qual podem observar una estabilització o disminució del valor del coeficient de sustentació. De la mateixa manera el coeficient d'arrossegament augmenta dràsticament degut a la gran resistència aerodinàmica que es genera

- Perfil.1

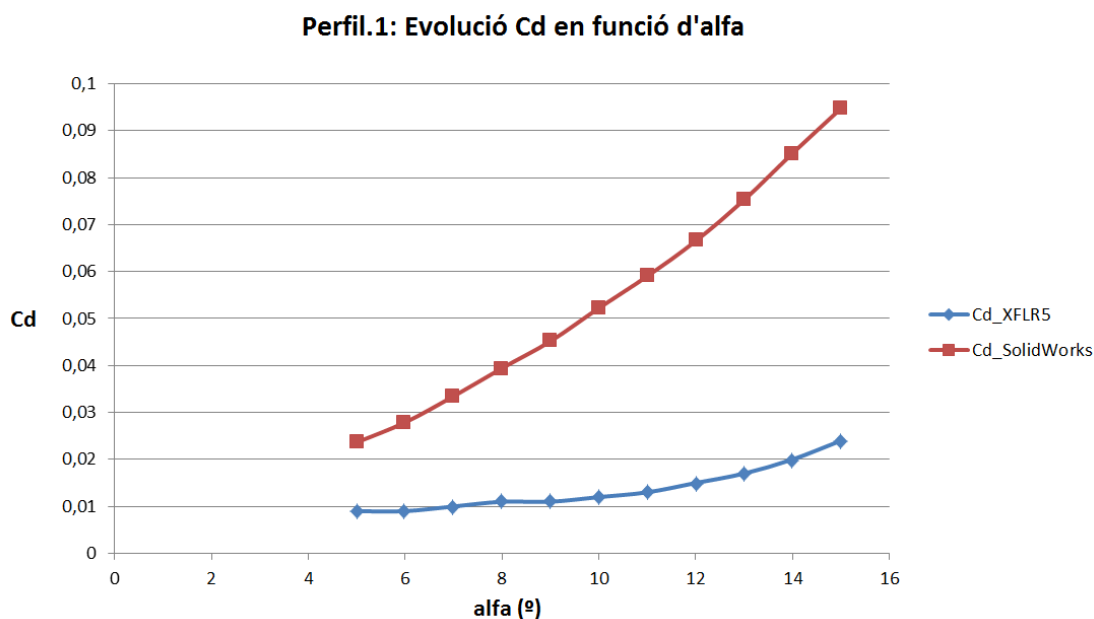


Figura.55: Perfil.1 Coeficient d'arrossegament C_d en funció de l'angle d'incidència

- Perfil.2

Perfil.2: Evolució Cd en funció d'alfa

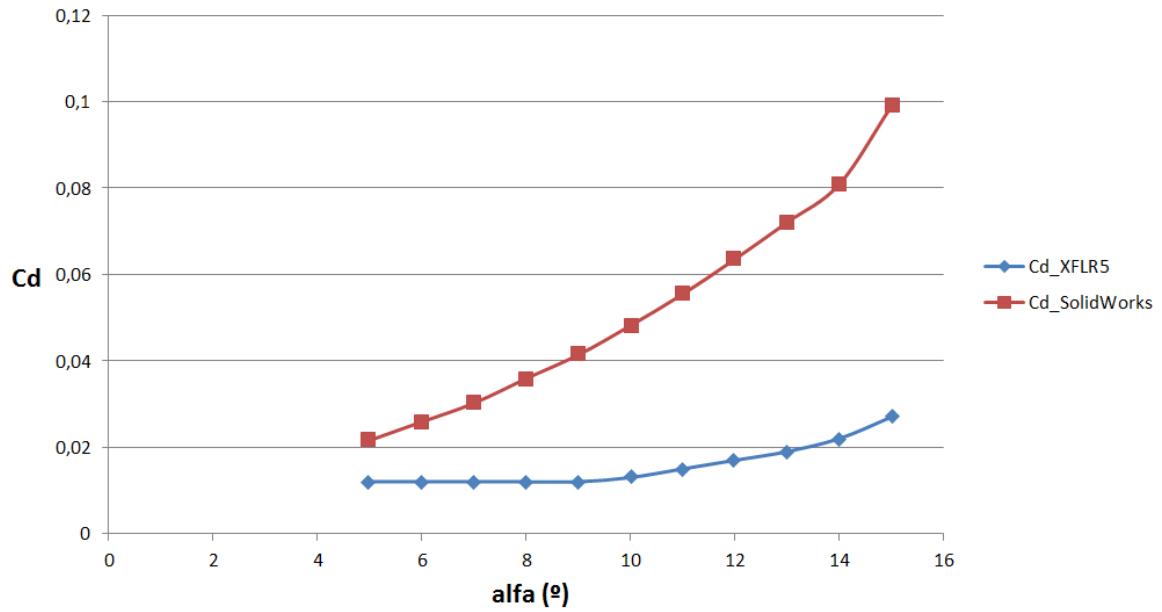


Figura.56: Perfil.2 Coeficient d'arrossegament Cd en funció de l'angle d'incidència

- Perfil.3

Perfil.3: Evolució Cd en funció d'alfa

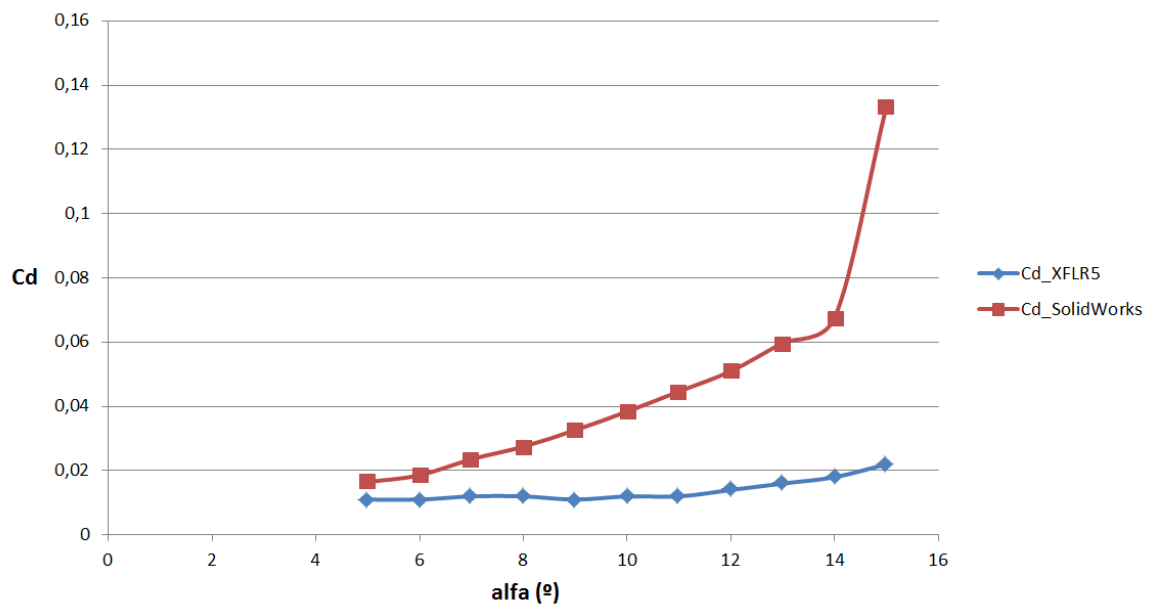


Figura.57: Perfil.3 Coeficient d'arrossegament Cd en funció de l'angle d'incidència

6.2.2.2 Comparativa conjunta

S'ha decidit utilitzar el programa XFLR5 per realitzar la comparació conjunta del coeficient d'arrossegament dels tres casos de perfils aerodinàmics estudiats. A l'apartat de validació (5.4 Estudi del perfil aerodinàmic Falcon 56 Mk II), s'ha observat que els resultats del coeficient C_d obtinguts experimentalment segueixen l'ordre dels valors del programa de simulació XFLR5 (Figura.47), en canvi, els resultats obtinguts amb SolidWorks comencen a divergir a partir d'un angle d'incidència ($\alpha = 2^\circ$), per aquest motiu s'ha decidit no utilitzar aquest programa a l'hora d'extreure els resultats de la simulació 2D conjunta dels perfils estudiats.

A la comparativa conjunta dels perfils aerodinàmics (Figura.58) es poden observar les diferències de coeficient d'arrossegament dels tres casos estudiats.

- XFLR5

Perfil.1, Perfil.2, Perfil.3: Evolució C_d en funció d'alfa (XFLR5)

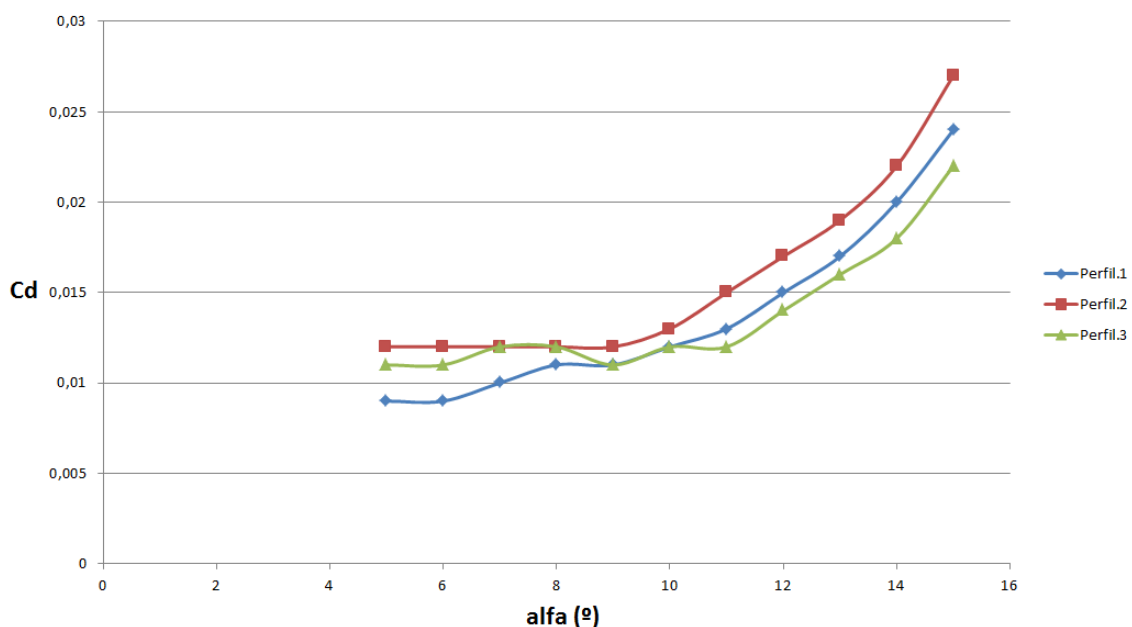


Figura.58: Coeficient d'arrossegament C_d en funció d'alfa (XFLR5)

- Perfil.1;

El Perfil.1 obté els millors valors d'arrossegament a la primera meitat d'angles d'incidència α ($5^\circ - 8^\circ$), aquests son un 25% menors que el Perfil.2 i un 18% menors que el Perfil.3. La simplicitat d'aquest perfil aerodinàmic sense tecnologies adaptades per millorar les prestacions en vol permet un flux d'aire més net i constant quan el perfil no està completament accelerat.

- Perfil.2;

El Perfil.2 obté els valors més elevats de coeficient d'arrossegament. Com es pot observar la Figura.58, a partir d'un angle d'incidència ($\alpha = 8^\circ$) els valors Cd comencen a incrementar-se respecte els altres dos perfils. S'obtenen valors un 13% més elevats que el Perfil.1, i un 20% més elevats que el Perfil.3.

La forma de la vora d'atac del Perfil.2 és la causa per la qual obtingui uns valors d'arrossegament majors. L'objectiu d'aquesta forma de la vora d'atac, denominada Shark Nose, com s'ha especificat anteriorment a l'explicació d'aquest perfil, té l'objectiu d'augmentar la pressió interna de la vela, amb la contrapartida de crear més resistència al flux d'aire incident.

- Perfil.3;

El Perfil.3 estudiat es manté més estable i no comença un clar augment de resistència aerodinàmica fins que es troba en una posició d'incidència ($\alpha = 12^\circ$). La tecnologia "Reflex" que incorpora aquest perfil contribueix en aquest fet. L'objectiu principal d'aquesta tecnologia és obtenir una vela més estable en angles d'incidència petits ($\alpha = 5^\circ - 10^\circ$), i reduir el coeficient d'arrossegament. Com s'ha esmentat anteriorment aquest perfil aerodinàmic és utilitzat en veles de paramotor, si es redueix el coeficient d'arrossegament i la resistència que ofereix al flux d'aire s'aconsegueix reduir el consum de combustible del motor de propulsió considerablement.

6.2.3 Diagrames de pressió, trajectòries del flux i velocitats

S'ha extret el diagrama de pressions relatives, les trajectòries del flux i velocitats de cada perfil estudiat en tres angles d'incidència α significatius (5° , 10° i 15°), com es pot observar a les figures representatives del Perfil.1, Perfil.2 i Perfil.3 en aquest apartat.

Es poden observar les variacions de pressió relativa de cada perfil a mesura que augmenta l'angle d'incidència. La diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós augmenta, amb la conseqüència d'increment del coeficient de sustentació i el d'arrossegament com s'ha comprovat als apartats (6.2.1 Coeficient de sustentació) i (6.2.2 Coeficient d'arrossegament).

S'ha utilitzat el paràmetre de pressió relativa per tenir una relació directe i significativa de les diferències de pressions, d'aquesta manera es poden comparar i estudiar fàcilment en una escala significativa els valors de pressions que experimenten els perfils aerodinàmics. De la mateixa manera es realitzarà l'estudi posterior de la vela completa de parapent.

6.2.3.1 Incidència ($\alpha=5^\circ$)

- Diagrama de pressions

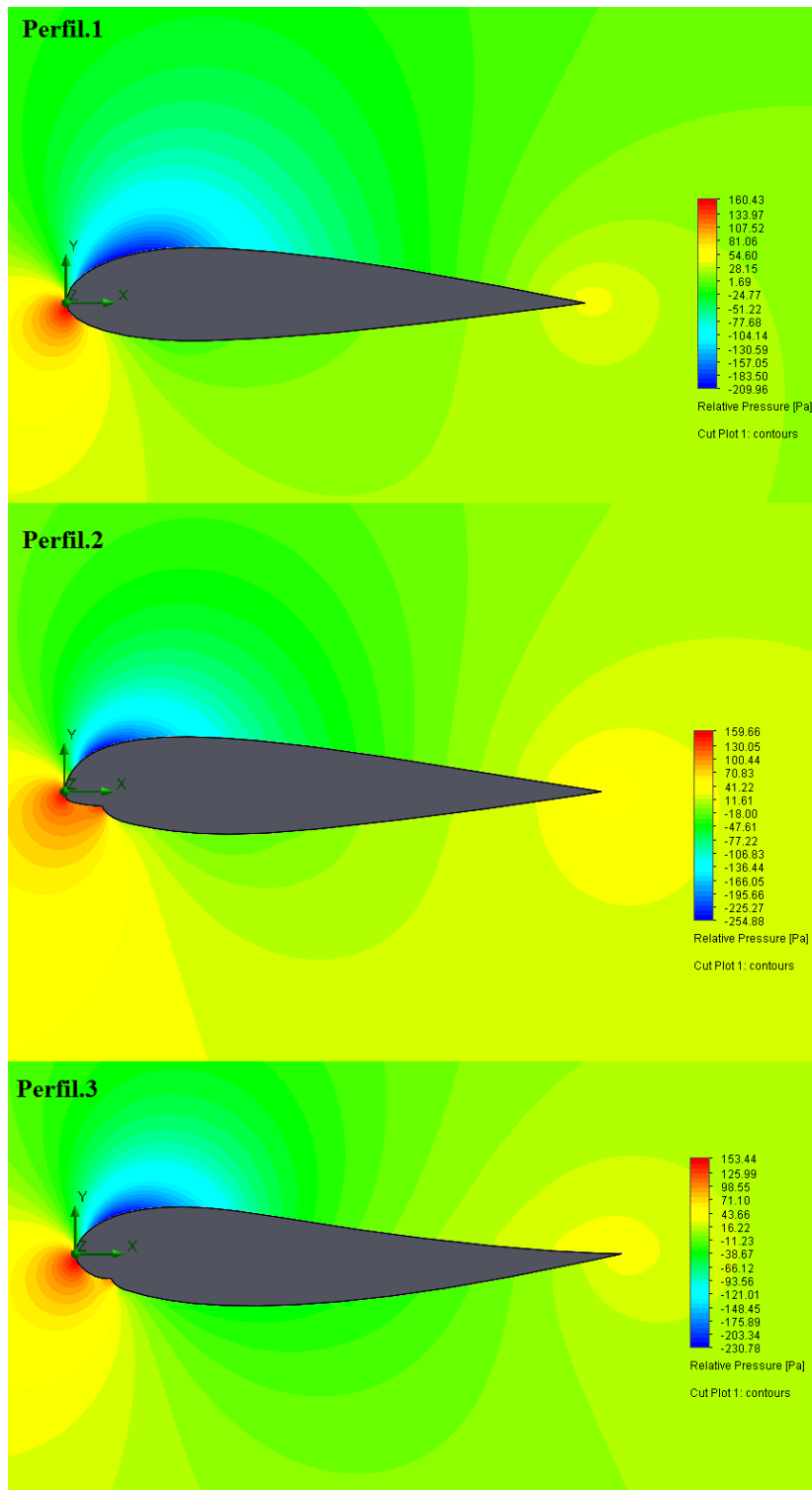


Figura.59: Diagrama de pressions ($\alpha = 5^\circ$)

S'ha analitzat en detall la vora d'atac del Perfil.2 i Perfil.3 (Figura.60), ambdós perfils incorporen la tecnologia "Shark Nose" amb objectiu d'incrementar al màxim la pressió interna de la vela en tot el rang d'angles d'incidència. Es pot observar l'augment de pressió previst, més significatiu al Perfil.2 (130,05 Pa) que al Perfil.3 (98,55 Pa) degut a la forma característica de la vora d'atac més pronunciada. En aquest punt es situen les boques d'entrada d'aire que, amb major pressió, incrementa la pressió interna i l'estabilitat de la vela.

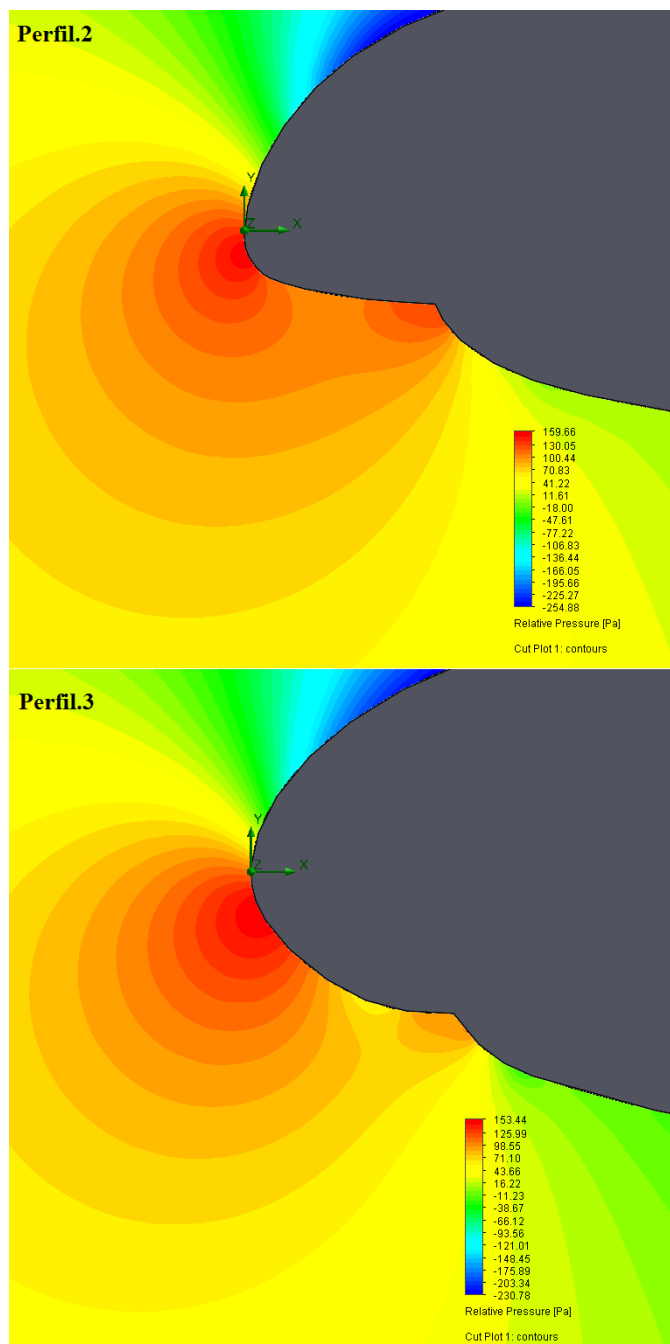


Figura.60: Diagrama de pressions a la vora d'atac "Shark nose" ($\alpha = 5^\circ$)

- Trajectòries de flux i velocitat

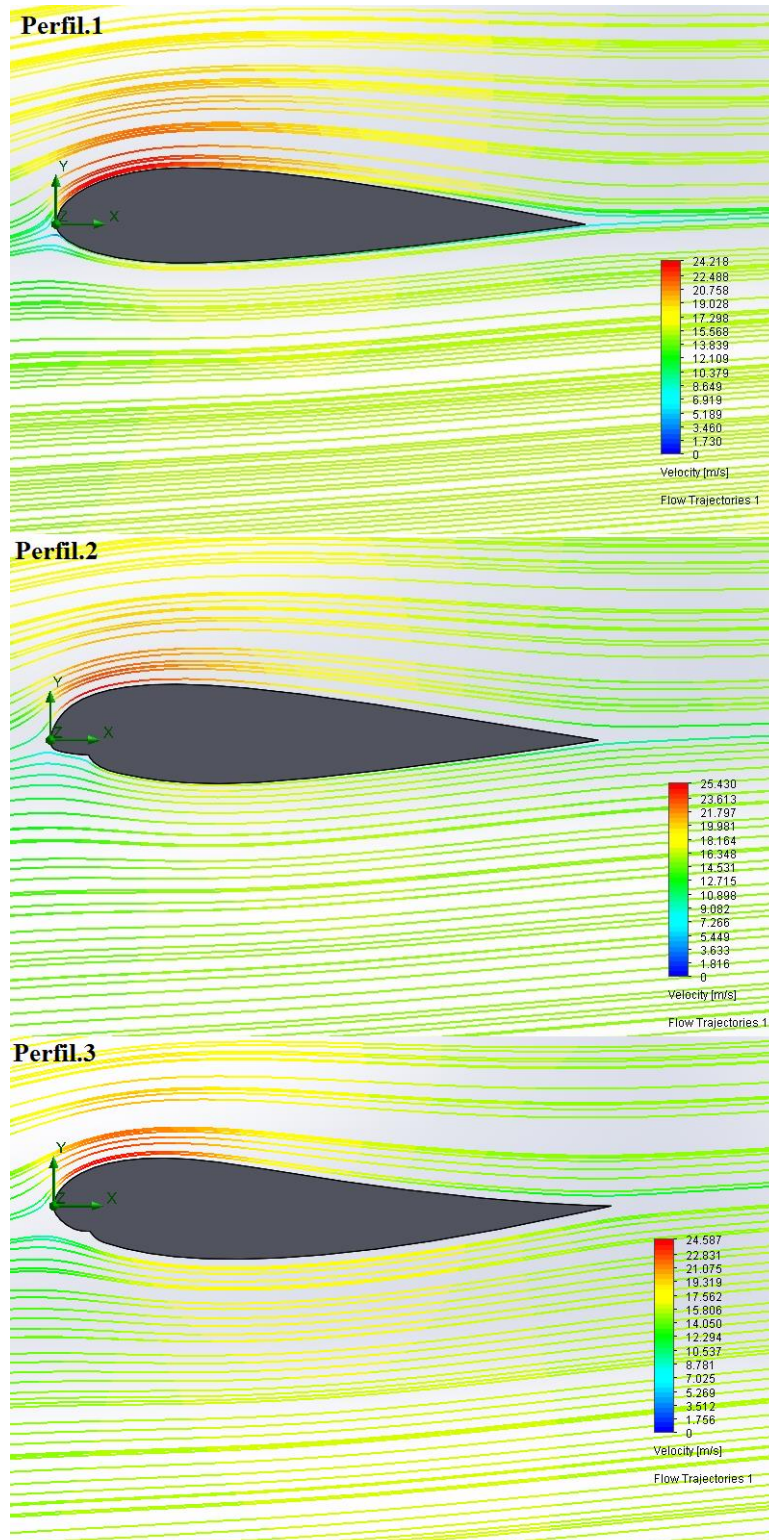


Figura.61: Trajectòries del flux i velocitats ($\alpha = 5^\circ$)

L'estudi de la trajectòria de flux i velocitat s'ha realitzat per observar si el fluid genera vòrtexs de turbulència sobre la zona de despreniment a la vora de fuga. Com es pot observar amb un angle d'incidència ($\alpha = 5^\circ$) no es genera una turbulència important per afectar a l'aeronavegabilitat dels tres perfils aerodinàmics.

Es pot apreciar clarament la diferència de velocitats del fluid entre la part superior a l'extradós, i la part inferior a l'intradós dels perfils. S'ha comprovat que aquesta diferència de velocitats segueix un ordre de valors similars als tres perfils estudiats en cada cas d'angle d'incidència estudiat. En aquest cas ($\alpha = 5^\circ$) es tracta d'una diferència de 5 m/s, suficient per generar la sobrepressió a l'intradós i depressió a l'extradós per crear la força de sustentació.

6.2.3.2 Incidència ($\alpha=10^\circ$)

- Diagrama de pressions

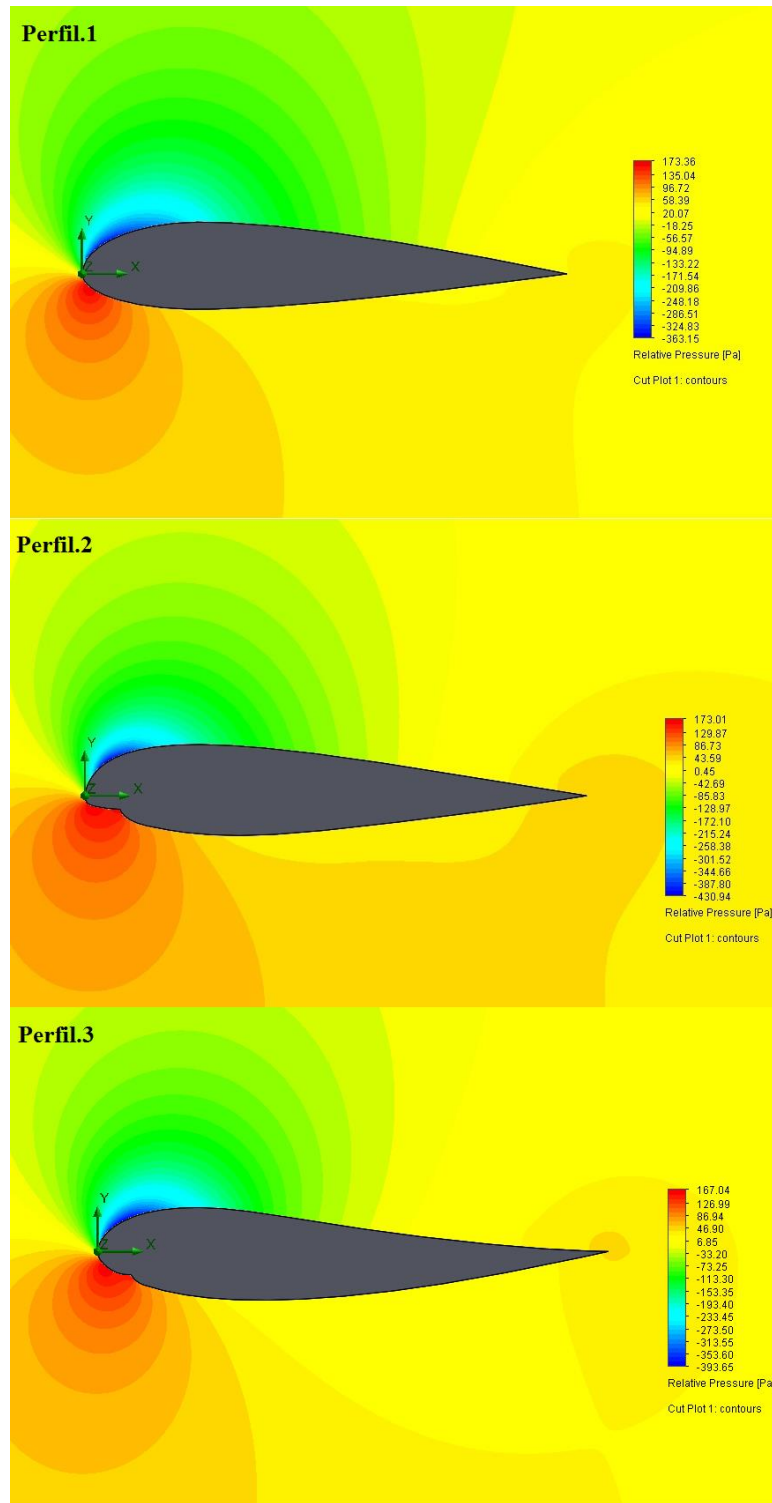


Figura.62: Diagrama de pressions ($\alpha = 10^\circ$)

- Trajectòries de flux i velocitat

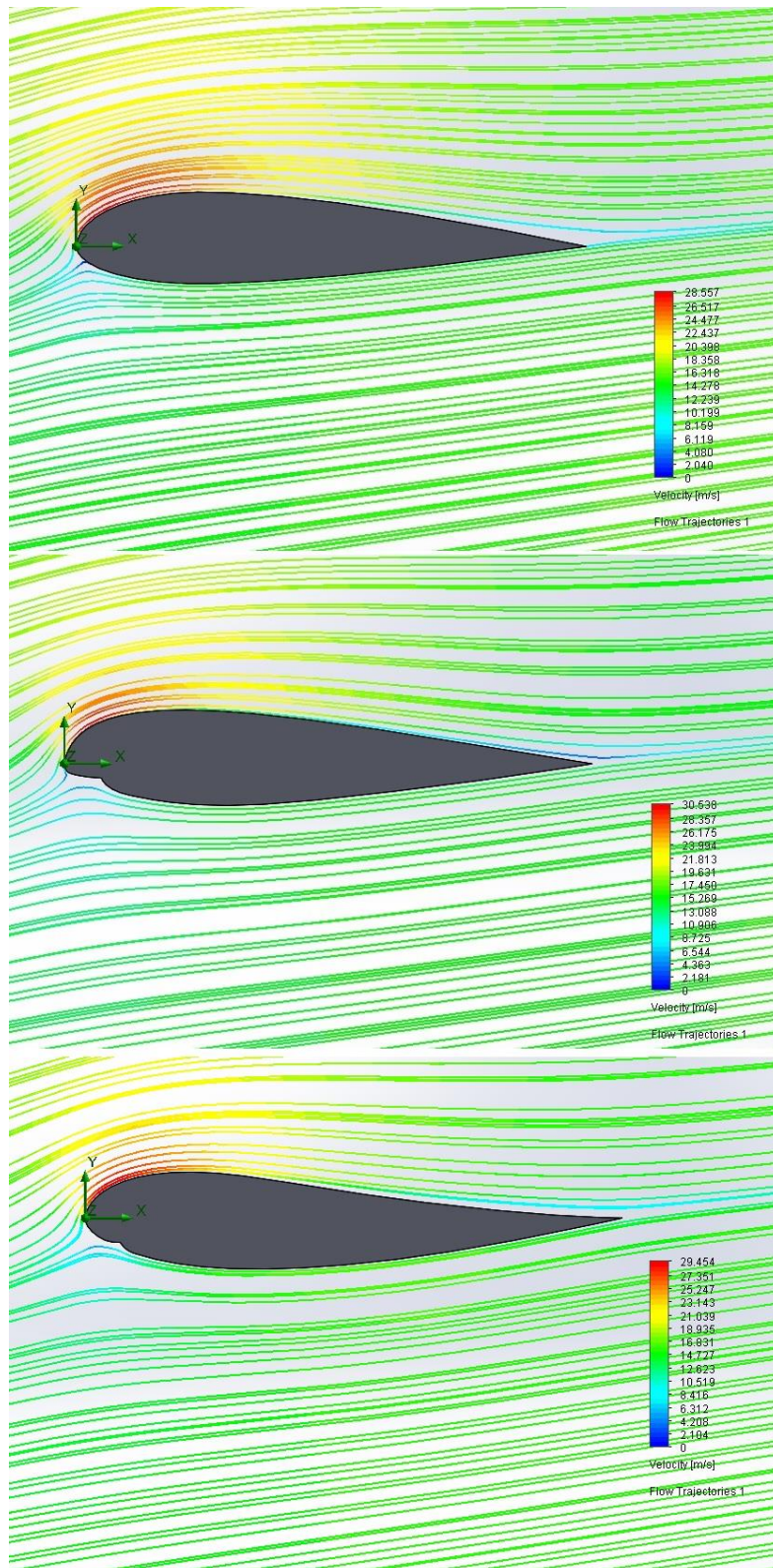


Figura.63: Trajectòries del flux i velocitats ($\alpha = 10^\circ$)

6.2.3.3 Incidència ($\alpha=15^\circ$)

- Diagrama de pressions

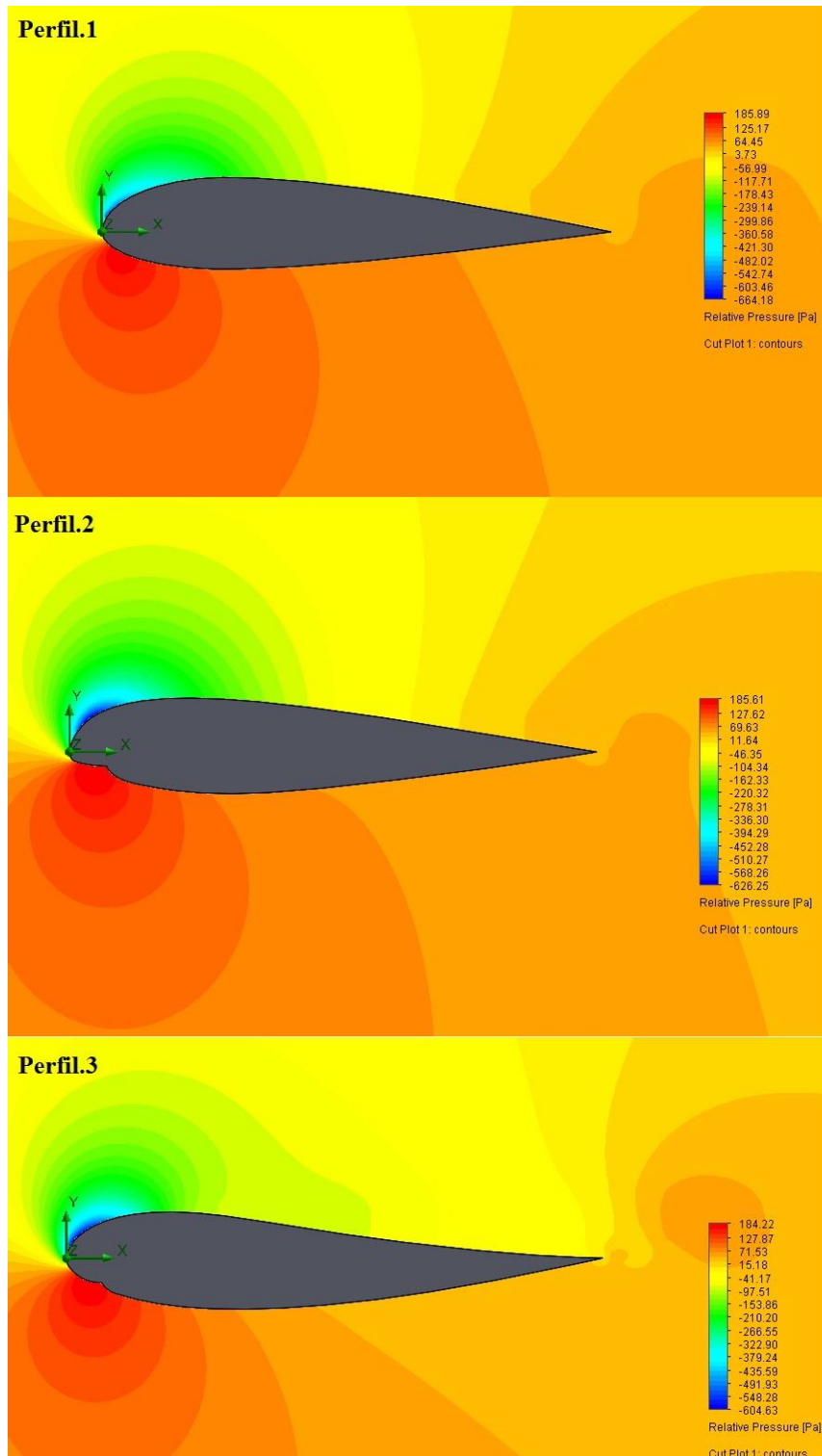


Figura.64: Diagrama de pressions ($\alpha = 15^\circ$)

- Trajectòries de flux i velocitat

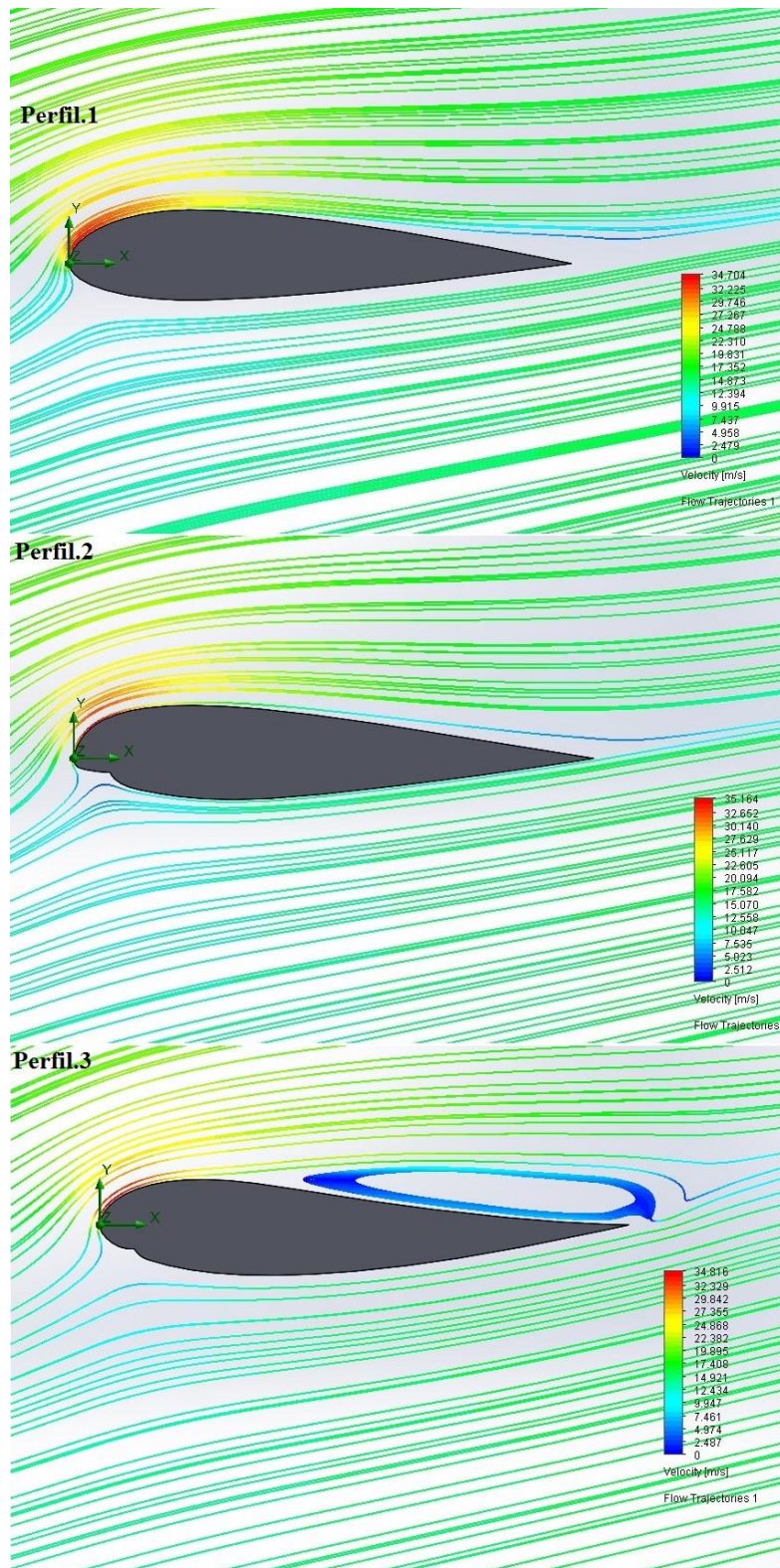


Figura.64: Trajectòries del flux i velocitats ($\alpha = 15^\circ$)

Com es pot observar a la simulació del Perfil.3 en incidència màxima (Figura.64), es comença a generar un vòrtex de turbulència. Aquest fet s'havia previst observant l'evolució del coeficient de sustentació (Figura.54) i d'arrossegament (Figura.57). El vòrtex de turbulència provoca que el flux sobre el perfil no segueixi el recorregut natural i genera l'entrada en pèrdua d'aquest.

S'ha observat el comportament del flux en angles d'incidència menors i no s'observen vèrtexs de turbulència, es pot confirmar l'entrada en pèrdua del Perfil.3 just quan arriba a una incidència igual a 15°.

6.3 Vela completa

6.3.1 Coeficient de sustentació

Tal i com s'observa a la Figura.65, es realitza l'estudi dels valors de coeficient de sustentació de la Vela.1 en funció de l'angle d'incidència alfa.

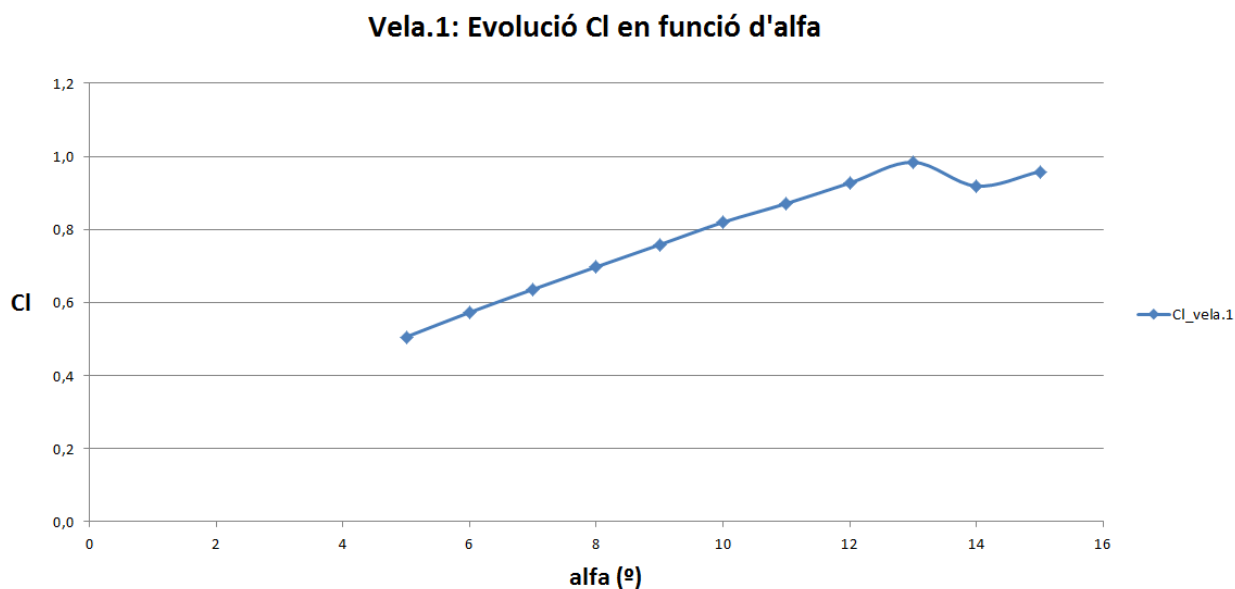


Figura.65: Coeficient de sustentació Cl en funció d'alfa Vela.1

El coeficient de sustentació augmenta linealment a mesura que el valor de l'angle d'incidència s'incrementa. Es pot observar una estabilització de l'increment del coeficient quan ($\alpha = 14^\circ$), aquest aspecte pot indicar l'angle màxim d'incidència que pot suportar la vela abans d'entrar en una configuració de pèrdua de sustentació. Seguidament s'observarà l'estudi del coeficient d'arrossegament i els diagrames de pressions i flux per confirmar si s'ha arribat a aquest punt, ho indicarà la presència d'un vòrtex de turbulència.

6.3.2 Coeficient d'arrossegament

Tal i com s'observa a la Figura.66, es realitza l'estudi dels valors de coeficient d'arrossegament de la Vela.1 en funció de l'angle d'incidència alfa.

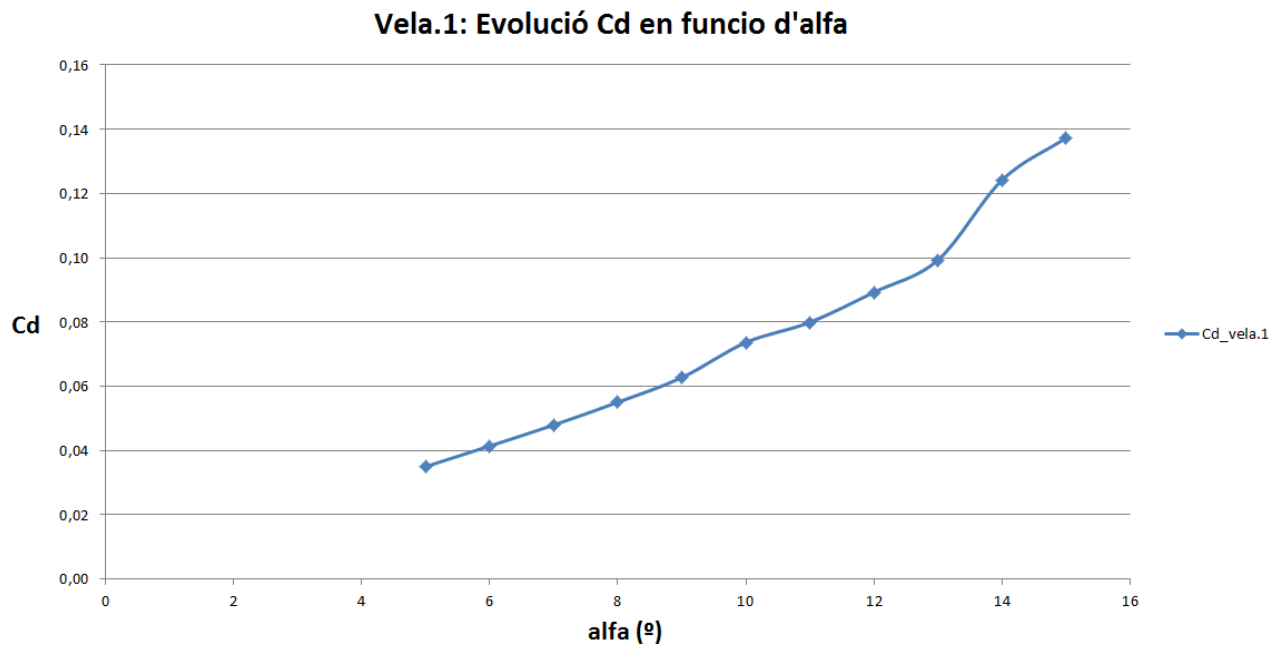


Figura.66: Coeficient d'arrossegament Cd en funció d'alfa Vela.1

Es pot apreciar quan es supera l'angle d'incidència ($\alpha = 14^\circ$) un lleuger augment a la progressió lineal del coeficient d'arrossegament. Com s'ha esmentat a l'apartat anterior, es corroborarà si es tracta del punt màxim d'incidència que pot arribar a suportar la vela.

6.3.3 Diagrames de pressió, trajectòries de flux i velocitats

S'ha realitzat la simulació tridimensional de la Vela.1, l'estudi de l'evolució dels coeficients aerodinàmics al llarg del rang d'angles d'incidència, i s'han extret els diagrames de pressió, trajectòries del flux i velocitats en tres angles d'incidència significatius (5° , 10° i 15°), com es pot observar a les figures següents en aquest apartat.

6.3.3.1 Diagrames de pressió

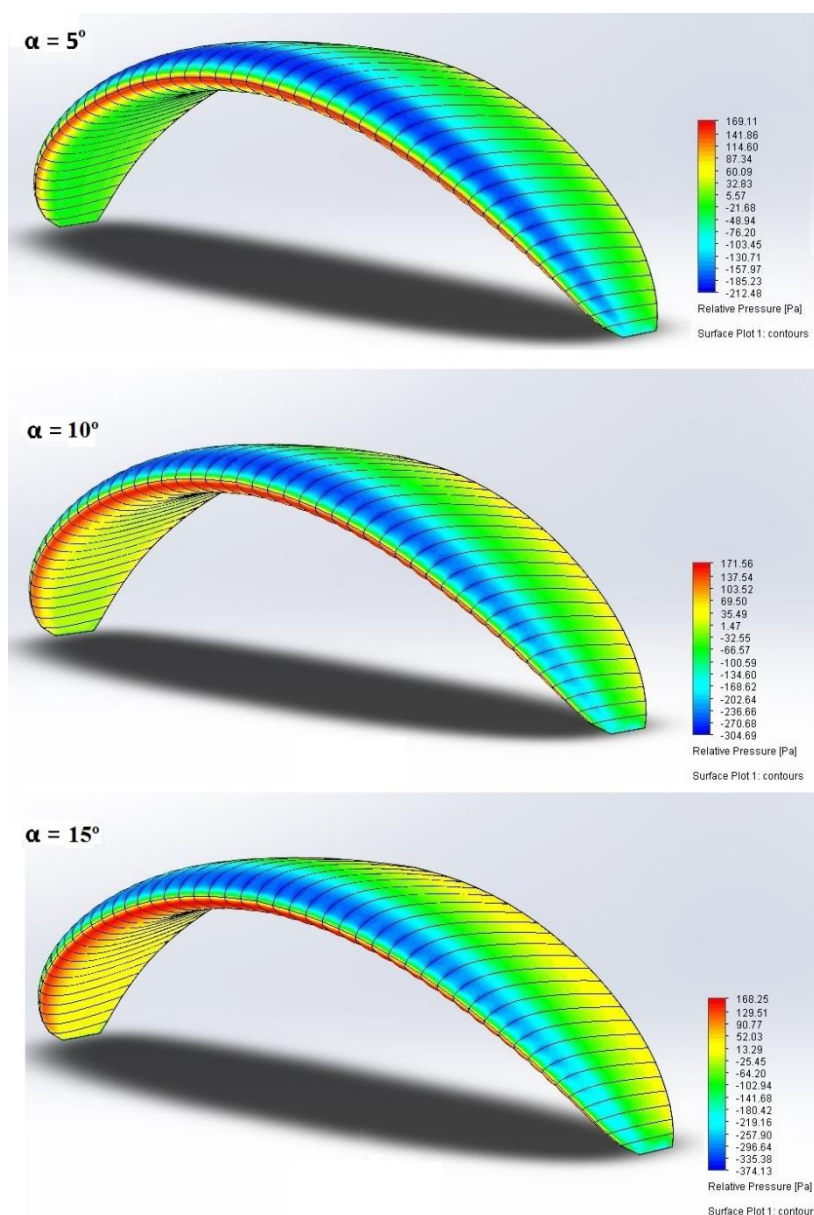


Figura.67: Diagrames de pressió Vela.1

Observant els diagrames de pressió superficial es pot veure, com a l'estudi dels perfils aerodinàmics, un increment de la diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós de la vela a mesura que augmenta l'angle d'incidència.

Quan s'estudia la sobrepressió a la zona de la vora d'atac on incideix el fluid al conjunt de perfils de la vela completa, es pot observar que el valor màxim de pressió relativa es manté gairebé constant al llarg de tot el rang d'angles d'incidència. En canvi, es pot observar una gran variació del valor de la depressió a zona de l'extradós. L'augment de la depressió generada respecte la posició d'incidència inicial és d'un 30% quan el flux incideix a $\alpha=10^\circ$, i un 18.5% quan incideix a $\alpha=15^\circ$.

Es pot observar com la major part de la força de sustentació que proporciona la vela es genera a la part central d'aquesta. La component bàsica d'aquesta força de sustentació segueix la direcció de l'eix vertical i és l'encarregada de contrarestar el pes del pilot i de l'equip. Comparant els diagrames de pressió relativa amb la Figura.68 extreta del programa de simulació XFLR5, es pot comprovar com la força de sustentació majoritàriament es centra a la zona de major depressió.

Els extrems de la vela generen la sustentació en la component de l'eix horitzontal encarregada de proporcionar l'estabilitat per obtenir la rigidesa desitjada a tota la vela.

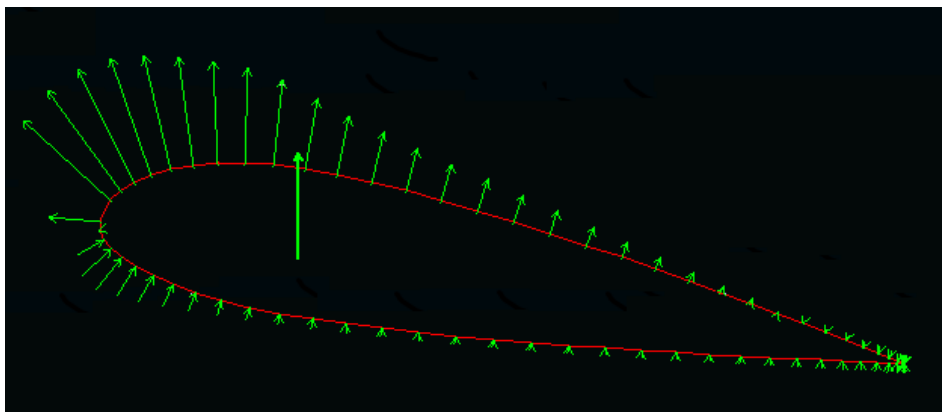


Figura.68: Distribució de forces al Perfil.1 ($\alpha=10^\circ$)

6.3.3.2 Trajectòries de flux i velocitat

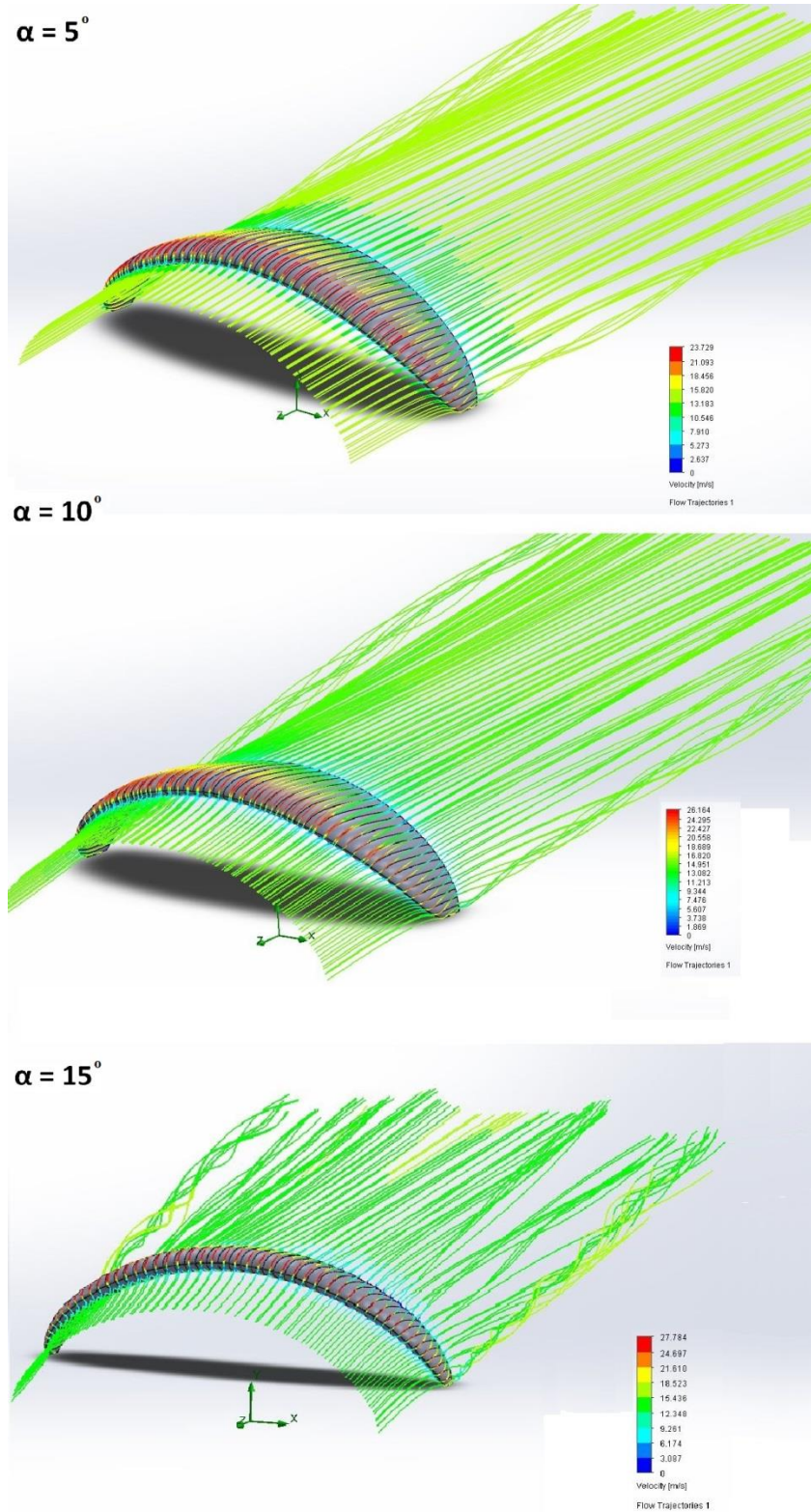


Figura.69: Trajectòries del flux i velocitat

Com s'ha pogut observar a la Figura.65, l'evolució del coeficient de sustentació es comença a estabilitzar a partir de $\alpha=13^\circ$. Una estabilització de la sustentació pot indicar que la vela comença a arribar al punt de pèrdua de sustentació. Normalment el punt de pèrdua el caracteritza també una punta de resistència aerodinàmica. Observant l'evolució del coeficient d'arrossegament a la Figura.66 no es detecta un increment de valor dràstic, difícilment la vela haurà arribat al valor d'incidència màxima en el que pot volar.

Com s'havia previst amb l'evolució dels coeficients aerodinàmics, el diagrama de les trajectòries de flux de la Figura.69 quan $\alpha=15^\circ$ no mostra el vòrtex de turbulència general que indica la pèrdua de sustentació total de la vela, encara s'hauria d'augmentar l'angle d'incidència per arribar a aquest punt.

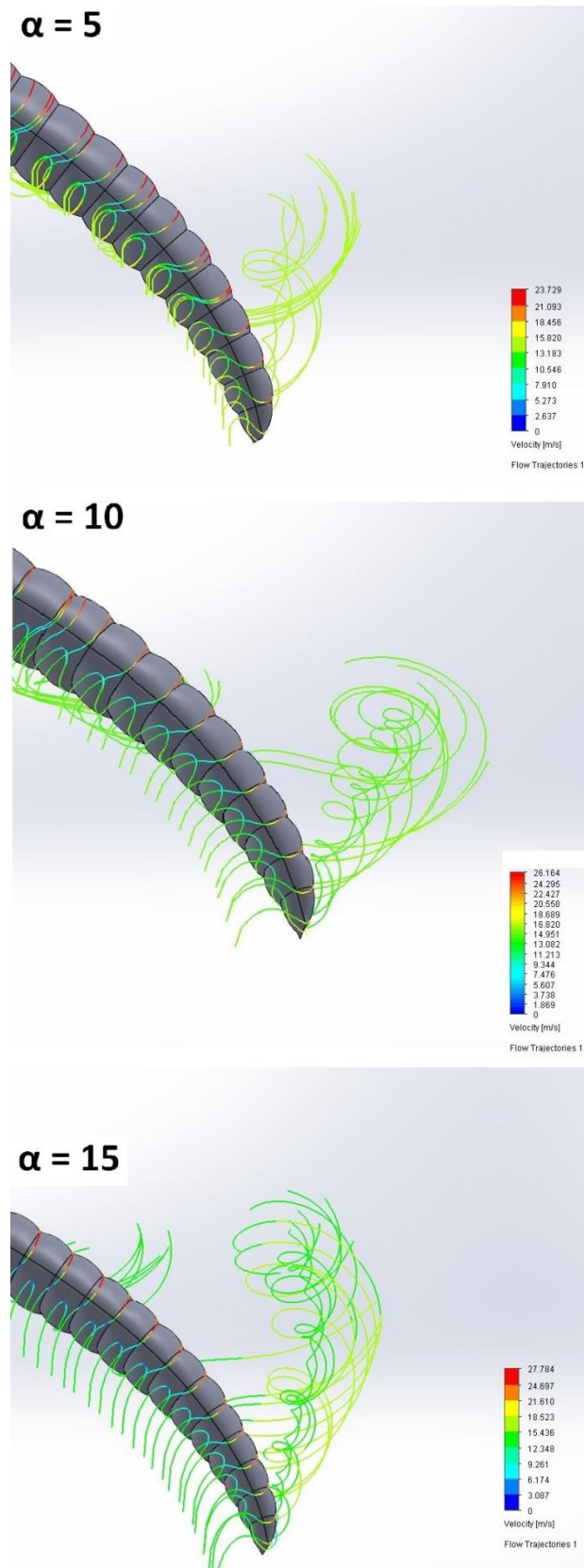


Figura.70: Trajectòries del flux i velocitats a l'extrem de Vela.1

Un aspecte interessant a observar són el vòrtexs de turbulència generats als dos extrems de la vela (Figura.70). Estan presents en tot el rang d'angles d'incidència, tot i que es pot observar, com també s'ha vist a la Figura.69, que la dimensió de la turbulència que generen augmenta a mesura que s'incrementa l'angle d'incidència.

Un dispositiu utilitzat per reduir aquesta turbulència als extrems dels perfils alars és el "Winglet" (Figura.10) i (Figura.11), principalment utilitzat en aeronaus on la velocitat del fluid sobre el perfil aerodinàmic és més elevada.

7. CONCLUSIONS

Un cop realitzada la validació dels programes informàtics utilitzats i la simulació dels perfils aerodinàmics i la vela completa de parapent s'exposaran les conclusions que s'han extret al llarg de la realització del projecte.

- S'ha realitzat una validació dels programes de simulació SolidWorks i XFLR 5 prèvia a l'ús d'aquests programes per realitzar els estudis desitjats.
- La validació ha consistit en comparar amb resultats experimentals el coeficient d'arrossegament obtingut per a una esfera llisa i un cilindre infinit en un rang de nombres de Reynolds determinat entre ($Re = 1 \cdot 10^2$ i $Re = 1 \cdot 10^6$). També s'ha simulat el perfil aerodinàmic Falcon 56 Mk II per observar si la progressió del coeficient de sustentació i d'arrossegament corresponia als valors experimentals.
- Per a l'esfera de superfície llisa i el cilindre infinit SolidWorks reproduïx correctament el coeficient d'arrossegament en el règim laminar, però no aconsegueix reproduir el comportament del fluid al règim crític on la capa límit també esdevé turbulenta en el rang de nombre de Reynolds, entre $Re = 1 \cdot 10^5$ i $Re = 1 \cdot 10^6$.
- S'ha pogut observar als diagrames de flux del cilindre infinit i de l'esfera de superfície llisa el pas del règim laminar al turbulent. S'han observat efectes teòrics, com la seqüència de vòrtexs de Von Kármán especificada experimentalment a l'estudi del cilindre.
- Respecte l'estudi del perfil aerodinàmic Falcon 56 Mk II, s'ha observat que el programa de simulació XFLR5 obté resultats més fidels dels coeficients de sustentació i d'arrossegament als resultats experimentals durant la simulació 2D de perfils aerodinàmics. Fent referència al coeficient d'arrossegament, a partir d'un angle d'incidència $\alpha = 2^\circ$ el SolidWorks prediu resultats un 10% superiors als experimentals per cada increment d'angle d'incidència analitzat.
- S'ha realitzat la simulació amb ambdós programes de simulació dels perfils aerodinàmics (Perfil.1, Perfil.2 i Perfil.3). Els perfils estudiats consisteixen en tres perfils utilitzats en veles de parapent reals. Cada perfil s'utilitza en una modalitat de vol diferent (Acrobàcia, Competició i Paramotor), aquests inclouen diferents tecnologies que adapten les seves prestacions segons els objectius de cada modalitat. S'han obtingut els coeficients de sustentació i d'arrossegament per tot el rang d'angles d'incidència de vol normal.

- Fent referència als resultats obtinguts durant la validació dels programes de simulació, s'ha decidit utilitzar XFLR5 per a la comparació conjunta dels resultats del coeficient de sustentació i d'arrossegament.
- S'han comparat els resultats dels coeficients aerodinàmics, i s'han observat les diferències de comportament entre els tres perfils al llarg del rang d'angles d'incidència. S'ha pogut comprovar que els resultats obtinguts corresponen a les prestacions desitjades dels perfils, fent referència a la modalitat de vol en que s'utilitza cada perfil estudiat.
- S'han extret els diagrames de pressió relativa, flux i velocitat del fluid de cada perfil per els angles d'incidència $\alpha=5^\circ$, $\alpha=10^\circ$ i $\alpha=15^\circ$.
- S'ha pogut comprovar que el Perfil.3 pateix una pèrdua de sustentació quan arriba a l'angle màxim d'incidència, genera un vòrtex de turbulència com s'havia previst observant l'evolució dels coeficients aerodinàmics. Un estudi futur consistirà en simular la vela completa que incorpora el Perfil.3, d'aquesta manera es podrà observar si realment l'entrada en pèrdua de la vela té lloc quan $\alpha=15^\circ$, com s'ha vist a la simulació del perfil.
- S'ha pogut estudiar amb detall l'efecte de la tecnologia "Shark Nose" que incorporen el Perfil.2 i Perfil.3. Es pot observar l'augment de pressió al punt on es posicionen les boques d'entrada d'aire per obtenir una major pressió interna a la vela.
- S'ha realitzat la simulació 3D de la vela completa de parapent en el rang d'angles d'incidència entre $\alpha=5^\circ$ i $\alpha=15^\circ$. S'han obtingut els resultats dels coeficients aerodinàmics i s'han extret els diagrames de pressió relativa, flux i velocitats del fluid.
- S'ha pogut confirmar que la vela no pateix una pèrdua de sustentació quan s'arriba a l'angle màxim d'incidència, com podia indicar la progressió dels coeficients aerodinàmics.
- S'ha estudiat el comportament del fluid als extrems de la vela. S'ha generat un vòrtex de turbulència i s'ha observat el seu increment de dimensió a mesura que augmentava l'angle d'incidència del fluid. Un estudi futur consistirà en simular la vela completa incorporant la tecnologia "Winglet" (Figura.11), i es comprovarà si té lloc una reducció de la turbulència observada.

8. RELACIÓ DE DOCUMENTS

Aquest projecte consta dels següents documents:

Document 1: Memòria i Annexos.

Annex A: Metodologia simulació amb SolidWorks

Annex B: Metodologia simulació amb XFLR5

Document 2: Pressupost

Annex al Pressupost

9. BIBLIOGRAFIA

Llibres i Articles:

- Richard Von Mises. Theory of Flight. Dover Publications, Inc. Any 1959.
- Tao Xing, Fred Stern. Simulation of Turbulent Flow over the Ahmed Body. The University of Iowa. IA 52242-1585.
- R.Clift, J.R.Grace, M.E.Webber. Bubbles, drops and particles. Academic Press. Any 1978.
- G. Bruschi, K. Tsang, T. Nishioka, R. Wang. Drag Coefficient of a Cylinder. Any 2003.
- M. Mallick, A. Kumar. Study on Drag Coefficient for the Flow Past a Cylinder. Research India Publications. Any 2014.
- D. A. Spera. Models of Lift and Drag Coefficients of Stalled and Unstalled Airfoils in Wind Turbines and Wind Tunnels. Jacobs Technology, Inc. Any 2008.
- Christopher A. Lyon, Andy P. Broeren, Philippe Giguère, Ashok Gopalarathnam, Michael S. Selig. Summary of Low-Speed Airfoil Data. Volume 3. SoarTech Publications. Any 1997.
- Selig, Donovan, Fraser. Airfoils at Low Speeds. Stokely Publisher. Any 1989.

Adreces web:

- Drag of a Sphere / Flow past a Cylinder. (<https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/airplane/dragsphere.html> , primera consulta 20 de maig de 2015).
- Incorrect Theory 1.Web relacionada amb el moviment del flux d'aire en un perfil aerodinàmic. (<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/wrong1.html> , primera consulta 2 de juny de 2015).
- Niviuk. Web d'un fabricant de parapents. (<http://www.niviuk.com/> , primera consulta 10 d'abril de 2015).

- Advance. Web d'un fabricant de parapents. (<http://www.advance.ch/en/home/>, primera consulta 16 d'abril de 2015)
- Principios básicos . Web relacionada amb informació de vol. (<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV10.html>, primera consulta 12 de maig de 2015).
- Ángulo de ataque. Informació relacionada amb l'angle d'incidència. (https://es.wikipedia.org/wiki/%C3%81ngulo_de_ataque , primera consulta 23 de maig 2015.
- Despegamos. Informació relacionada amb perfils d'ala. (<http://www.despegamos.es/reportajes-tecnicos/alas-reportajes-tecnicos/>, primera consulta 14 de juny de 2015.
- Slow is Faster. Informació relacionada amb el règim del fluid. (http://blog.nialbarker.com/252/slow_is_faster, primera consulta 10 de juny de 2015.
- Análisis técnico drag. Informació relacionada amb la força d'arrossegament. (<https://albrodpulf1.wordpress.com/2014/07/23/analisis-tecnico-drag/>, primera consulta 13 de juny de 2015.
- Motion of particles in fluid. Informació relacionada amb el moviment del flux. (<http://www.slideshare.net/GIKIAN331/motion-of-particles-in-fluid-giki>, primera consulta 17 de juny de 2015.

**ANNEX A: METODOLOGIA DE SIMULACIÓ AMB EL PROGRAMA
SOLIDWORKS**

A.1 Introducció

Seguidament s'especificarà el procés seguit per realitzar la simulació dels perfils aerodinàmics i la vela de parapent amb el complement de simulació de fluids Flow Simulation que disposa el programa SolidWorks.

A.2 Metodologia simulació vela completa

A.2.1 Exportació de la vela a SolidWorks

El primer pas és exportar la vela dissenyada amb GliderPlan a SolidWorks (Figura A.1), on s'adaptarà i prepararà per a la simulació de fluids. El programa de disseny consta d'un exportador directe a SolidWorks. S'ha d'especificar el gruix de la superfície de la vela i el diàmetre de les línies de suspensió en el cas que també es vulguin exportar. En el nostre cas només es seleccionarà "Upper" i "Lower/LE" per especificar que només es vol estudiar la superfície externa de la vela, la part superior i inferior.

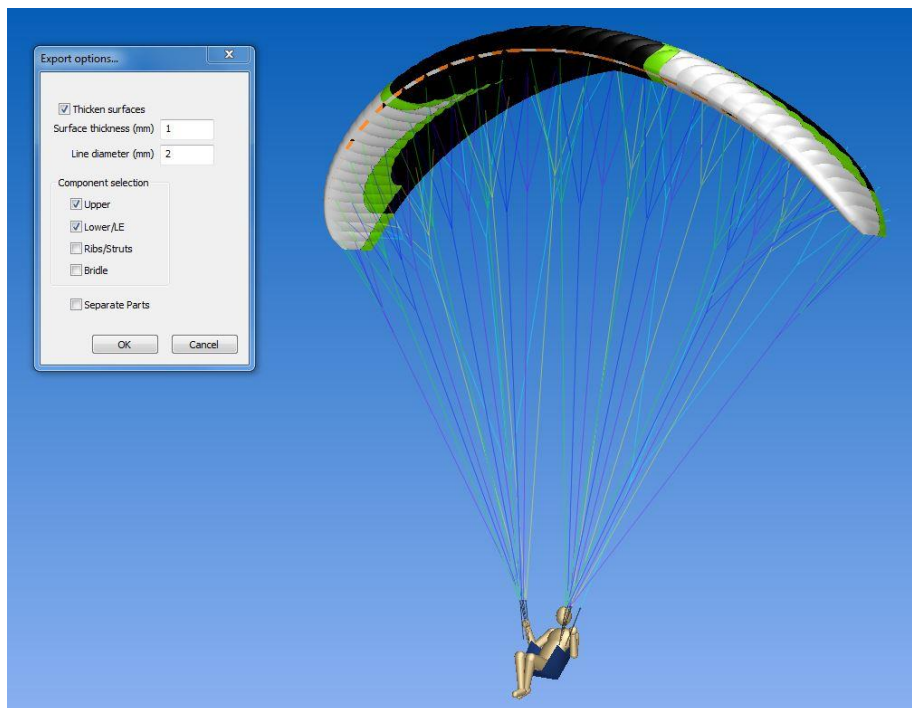


Figura A.1: Exportació a SolidWorks

A.2.2 Modificació a sòlid

Un cop exportada la vela, SolidWorks reconeix cada cel·la de la part superior i inferior com una superfície independent. Per realitzar la simulació s'ha de suposar que la vela és un sòlid tancat. A la realitat un parapent no es comporta com un sòlid rígid completament, les turbulències i condicions inestables del aire actuen sobre la vela deformant-la lleugerament degut a que és una estructura fabricada amb materials tèxtils que tenen una certa flexibilitat. Suposar que aquests fets no tenen lloc permet simplificar el mètode de càlcul a l'hora de realitzar la simulació amb l'ajut de programes informàtics.

Es seleccionen totes les superfícies independents que reconeix el programa com es pot veure a la Figura A.2, i s'utilitza l'opció "Cosir superfícies" per generar una única superfície.

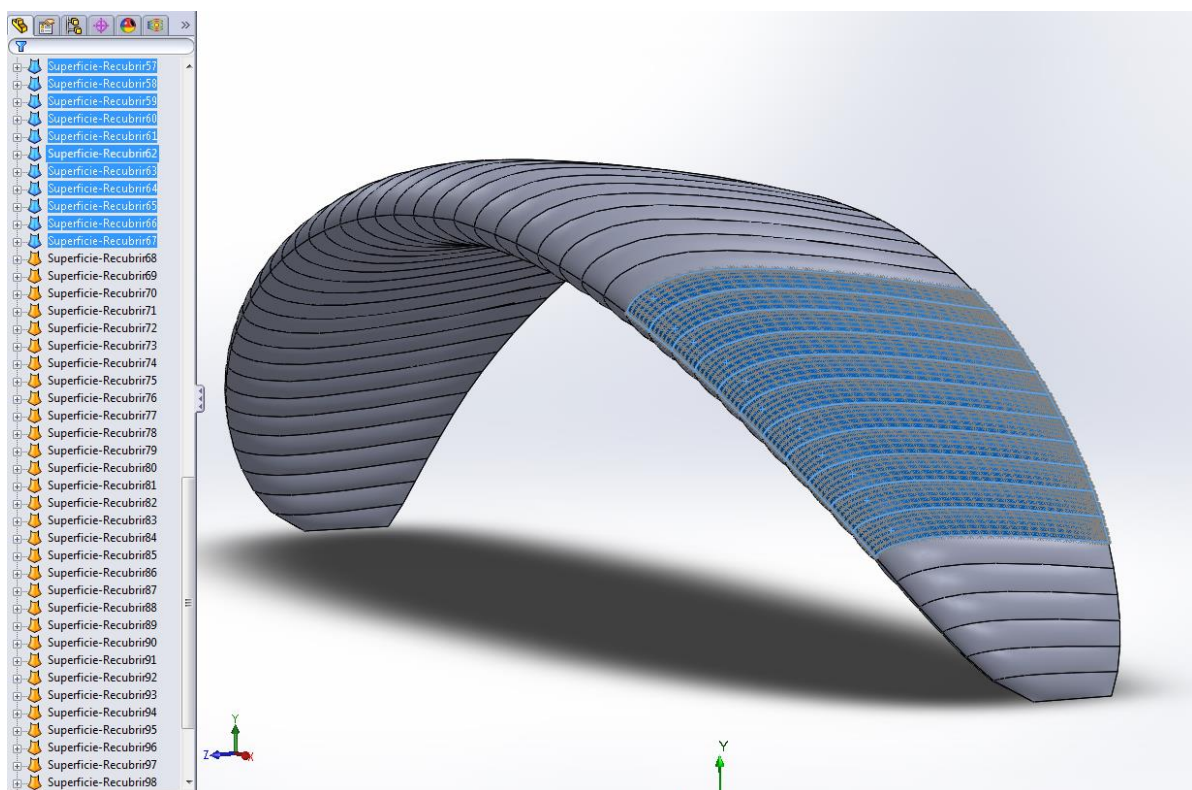


Figura A.2: Unió de les superfícies independents

Un cop el programa reconeix que totes les superfícies coincideixen, la vela es pot convertir en un sòlid tancat per poder treballar amb el complement Flow Simulation (Figura A.3).

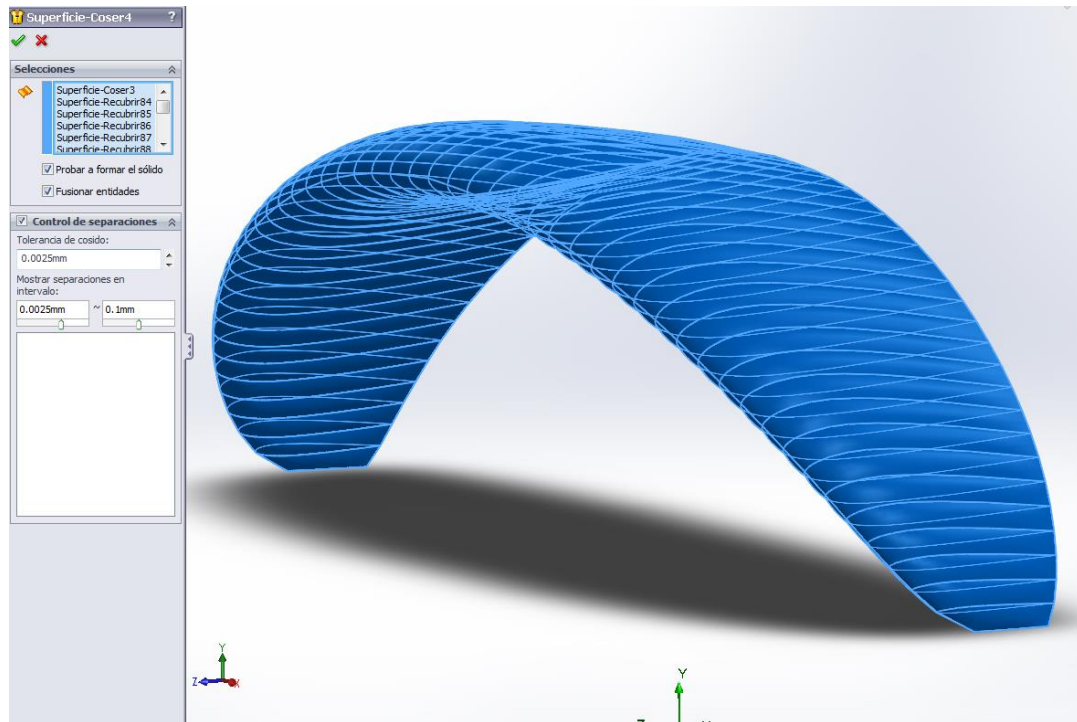


Figura A.3: Formació del sòlid final

A.2.3 Simulació amb Flow Simulation

El complement Flow Simulation guia de manera bastant intuïtiva i fàcil el procés d'especificació de totes les variables per a acotar la simulació que es vol realitzar. Per començar s'acciona la comanda "Wizard", d'aquesta manera s'inicia el procés d'especificació de les condicions del fluid que envoltaran al sòlid durant la simulació.

- Sistema d'unitats

Es selecciona el sistema d'unitats internacional (m-kg-s) com es pot veure a la Figura A.4.

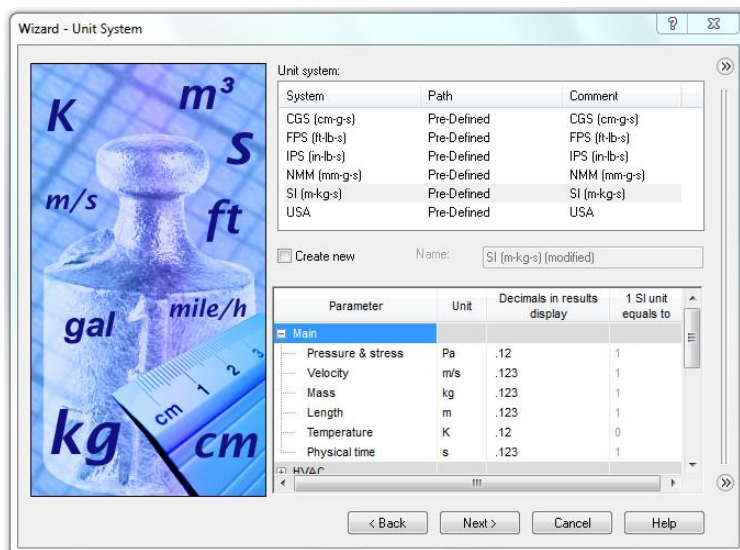


Figura A.4: Sistema d'unitats

- Tipus d'anàlisi

Com es pot veure a la Figura A.5 es selecciona un tipus d'anàlisi extern. El flux d'aire envoltarà la vela degut a que s'ha suposat com un sòlid rígid i no hi ha cap cavitat interna on pugui circular l'aire. S'especifica l'eix de direcció principal en la que es voldrà que es mogui el fluid d'entrada al sòlid, en el nostre cas l'eix Z.

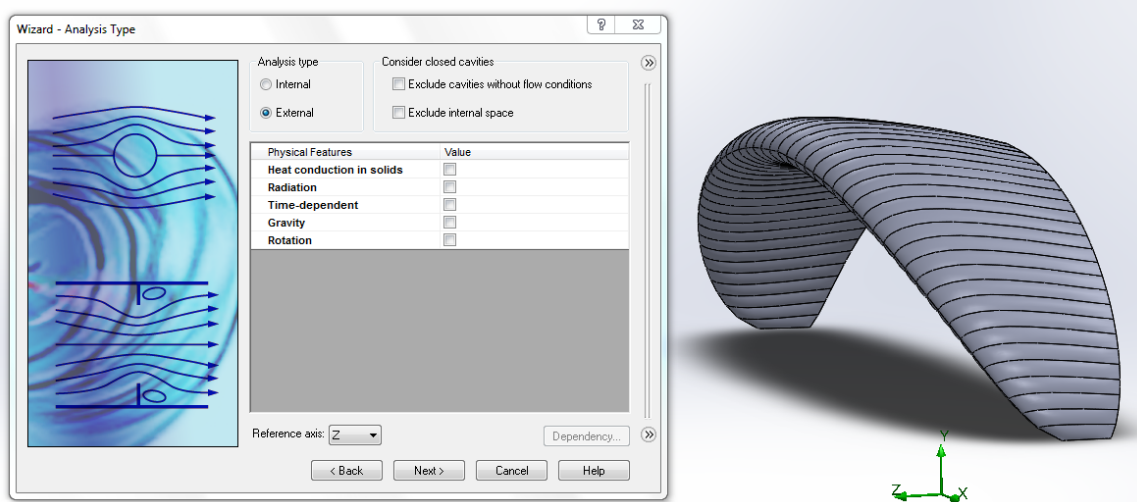


Figura A.5: Tipus d'anàlisi

- Fluid i règim

Com s'observa a la Figura A.6 es selecciona el tipus de fluid que es vol estudiar, en el nostre cas el gas aire, en opcions posteriors es podrà modificar les condicions d'aquest gas. Especificarem que s'estudiï el fluid en un règim laminar i turbulent, d'aquesta manera obtindrem resultats en qualsevol règim d'estat del fluid.

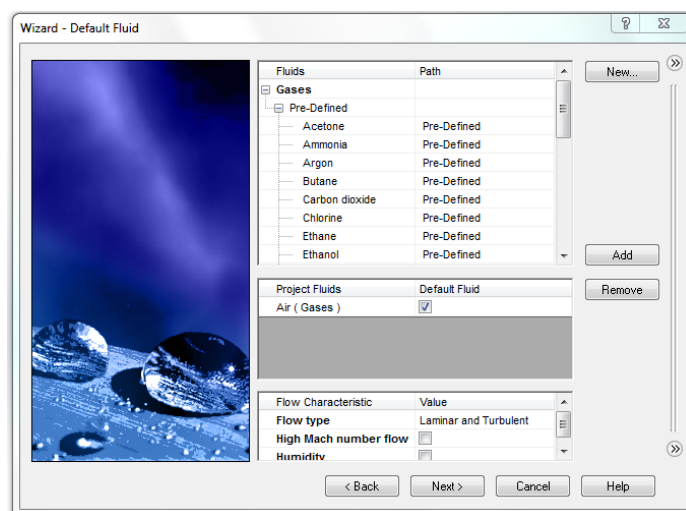


Figura A.6: Tipus de fluid

- Condicions generals

Com s'ha esmentat a l'apartat anterior es poden especificar les condicions del gas que envoltarà l'objecte a estudiar, Pressió-Densitat o Pressió-Temperatura, en aquest cas s'ha especificat la pressió atmosfèrica a nivell del mar i una temperatura de 15°C.

Un cop s'han especificat les condicions físiques del gas el següent pas és determinar les components de la velocitat del fluid d'entrada. Es pot entrar directament el valor, o es pot utilitzar l'opció "Dependency" que permet especificar la fórmula de cada component de la velocitat en funció de l'angle d'incidència, com es pot observar a la Figura A.7.

En aquest cas s'ha fixat el mòdul de la velocitat del fluid a 15 m/s , i es realitzaran les simulacions en el rang d'angles d'incidència entre $\alpha=5^\circ$ i $\alpha=15^\circ$. Aquestes són les condicions que experimenta una vela de parapent durant el vol normal.

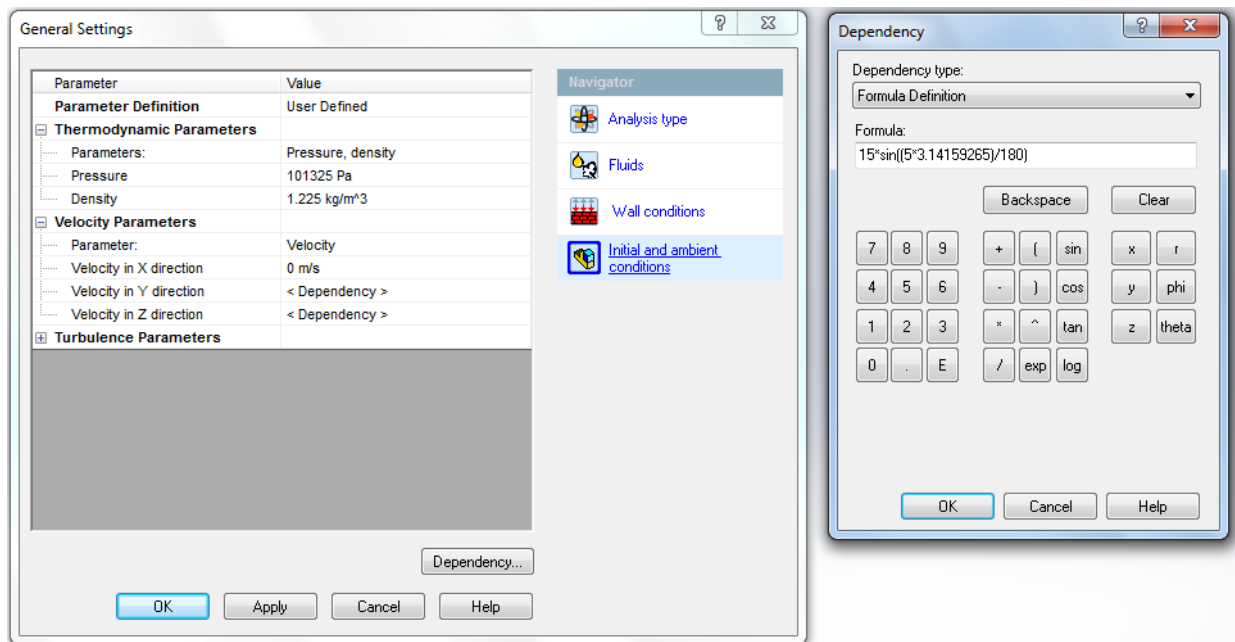


Figura A.7: Condicions generals

Les components de velocitat en les que s'estudiarà la vela seran;

$$V_z = -15 \cdot \cos \left[\frac{\alpha \cdot \pi}{180} \right] \tag{Eq A.1}$$

$$V_y = 15 \cdot \sin \left[\frac{\alpha \cdot \pi}{180} \right] \tag{Eq A.2}$$

On α = Angle d'incidència

- Mallat general i específic

Com es pot veure a la Figura A.8 SolidWorks permet especificar dos tipus de mallat, el mallat general i l'específic.

El mallat general és el que tindrà tot volum que s'estudiarà en el túnel de vent virtual. Aquest, que s'especificarà posteriorment, estarà mallat amb una mida suficientment petita per obtenir una resolució clara del comportament del fluid a cada punt del volum estudiat.

El mallat específic fixarà la mida de la malla a la zona més propera a la superfície de l'element a estudiar, es seleccionarà més reduïda que al mallat general per obtenir més resolució dels resultats, comportament del flux i accions generades sobre la vela.

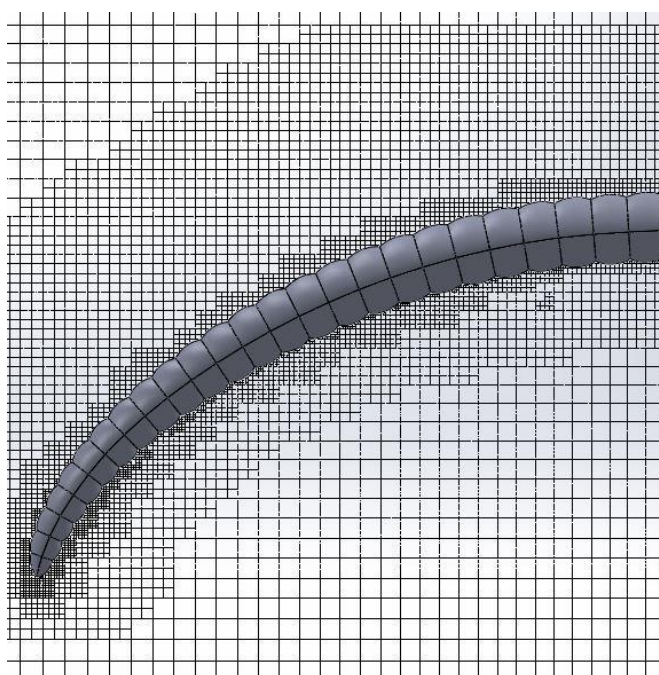


Figura A.8: Mallat de la vela completa

Per a la simulació de la vela completa s'ha seleccionat un mallat general de 0,01m, i un mallat específic de mida $1 \cdot 10^{-3}$ m. Amb aquesta configuració de mallat SolidWorks necessita entre 10 i 15 hores de simulació per convergir les equacions del càlcul, i obtenir els resultats desitjats per cada angle d'incidència a estudiar.

S'ha realitzat un estudi de simulació reduint la mida del mallat general i específic en tres casos d'angle d'incidència, d'aquesta manera s'ha pogut observar la diferència de resultats obtinguts. Seleccionant una mida de mallat general igual a $1 \cdot 10^{-3}$ m i de mallat específic igual a $1 \cdot 10^{-5}$ m, SolidWorks ha necessitat entre 25 i 30 hores per convergir la solució de cada angle d'incidència. S'han observat diferències de resultats del 3% fent referència al coeficient de sustentació, i del 4% respecte el coeficient d'arrossegament.

- Generació del túnel virtual

Un cop s'ha especificat el tipus de mallat i totes les condicions del fluid s'ha de fixar el volum de fluid virtual que s'estudiarà. SolidWorks només permet crear un paral·lelepípede al voltant del sòlid com es pot observar a la Figura A.9. En comparació, altres programes informàtics permeten crear túnels de vent amb formes específiques depenent del sòlid a estudiar.

Per realitzar l'estudi de la vela completa es seleccionarà el mètode tridimensional. Es generarà un volum que envoltarà la vela completament i permetrà observar el comportament del flux en les tres dimensions de l'espai.

Prenent de referència l'origen de coordenades al punt central de la vela, s'han seleccionat les mides del volum computacional del túnel següents;

X: 5m, -5m

Y: 12m, -1m

Z: 5m, -25m

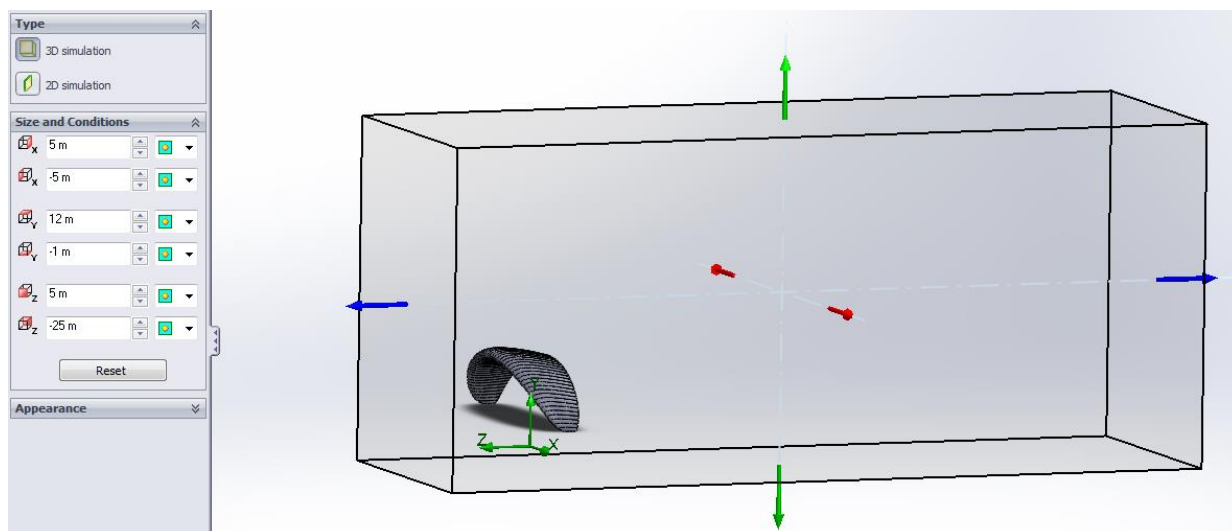


Figura A.9: Túnel virtual tridimensional

Aquestes mides s'han seleccionat després de realitzar un estudi en el que ha s'ha comprovat la resolució dels resultats i el temps de càlcul necessari per realitzar la simulació completa de la vela.

Amb la mida del túnel virtual i el tipus de mallat seleccionat, el nombre de cel·les en què s'ha dividit el volum computacional és el següent;

Tipus de cel·la	Nº cel·les
Cel·les totals	2986095
Cel·les de fluid	2588312
Cel·les de sòlid	162844
Cel·les parcials	234939

Taula A.1: Nombre de cel·les simulació vela completa

A.3 Metodologia simulació perfils aerodinàmics

A.3.1 Exportació del perfil a SolidWorks

El programa de disseny GliderPlan permet exportar la geometria del perfil aerodinàmic en format CAD. El programa SolidWorks permet importar la geometria fàcilment com un nou croquis per poder treballar i realitzar les operacions desitjades.

A.3.2 Modificació a sòlid

Un cop s'ha exportat correctament la geometria del perfil aerodinàmic es realitzarà una extrusió per generar un sòlid tancat, com es pot veure a la Figura A.10, d'aquesta manera el podrem estudiar amb el complement de simulació.

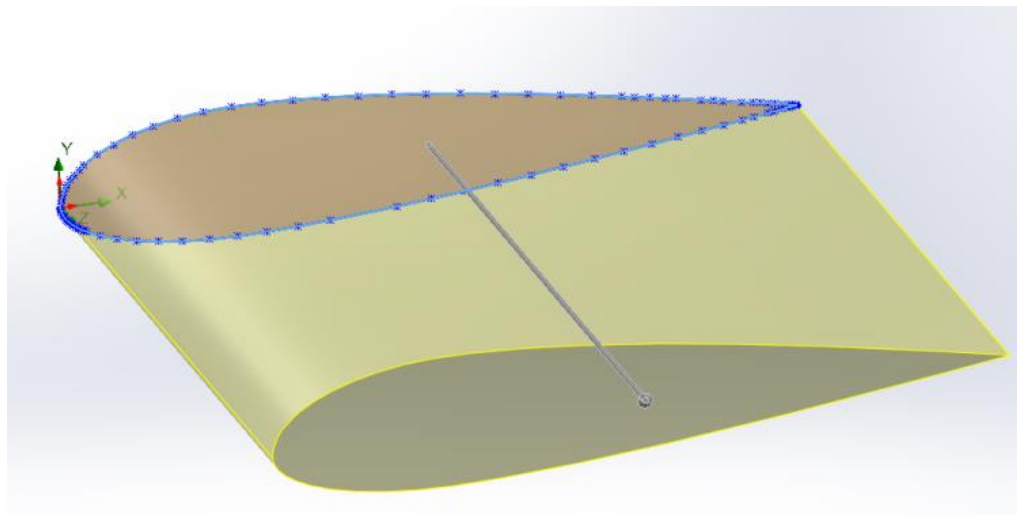


Figura A.10: Extrusió a sòlid

A.3.3 Simulació amb Flow Simulation

El procés que es segueix per especificar els paràmetres de simulació del perfil és similar al del cas de la vela completa, es seguirà el mateix mètode a excepció dels punts de mallat i generació del túnel virtual.

- Mallat general i específic

De la mateixa manera que amb el cas de la vela completa, es podrà determinar el mallat del volum total del túnel virtual i el mallat de la superfície en contacte amb el perfil com es pot observar a la Figura A.11.

En el cas de l'estudi de perfils s'utilitzarà un mètode de simulació bidimensional, aquest mètode simplifica l'estudi a l'hora de comparar els resultats.

S'ha seleccionat un mallat general de mida $1 \cdot 10^{-6}$ m, i un mallat específic de mida $1 \cdot 10^{-8}$ m. Amb aquesta configuració de mallat SolidWorks ha necessitat entre 20 i 30 minuts de simulació per obtenir els resultats desitjats de cada angle d'incidència.

De la mateixa manera que amb la amb la vela completa de parapent, s'ha realitzat un estudi de simulació reduint la mida del mallat general i específic per observar la diferència de resultats obtinguts. Seleccionant una mida de mallat general igual a $1 \cdot 10^{-10}$ m i de mallat específic igual a $1 \cdot 10^{-14}$ m SolidWorks ha necessitat entre 50 i 60 minuts per convergir la solució de cada angle d'incidència. No s'han observat diferències en els resultats més elevades de 0,01% en tots els angles d'incidència.

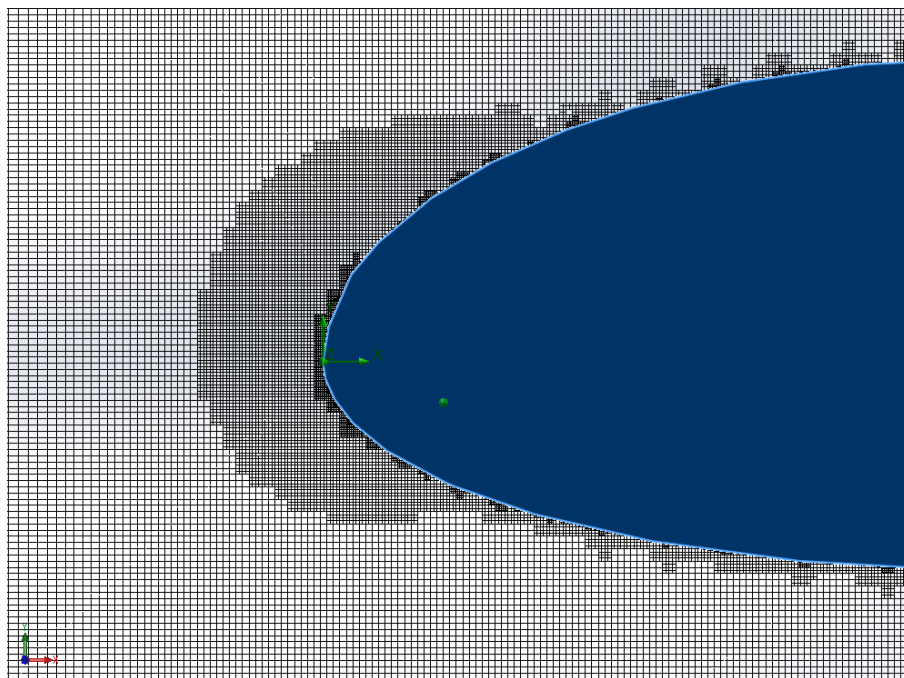


Figura A.11: Mallat del perfil aerodinàmic

- Generació del túnel virtual

Per especificar el volum en el que s'estudiarà en el perfil es seleccionarà el tipus de túnel virtual bidimensional (Figura A.12), d'aquesta manera el fluid només estarà en contacte amb la superfície del perfil sense tenir en compte les dues cares planes creades durant l'extrusió que podrien generar turbulències i anomalies en el resultats obtinguts.

Per obtenir resultats durant el càlcul dels coeficients de sustentació i arrossegament cal tenir un perfil aerodinàmic amb una superfície determinada per generar sustentació, aquest és el motiu pel qual es necessita realitzar l'extrusió de la geometria una amplada coneguda.

Prenent de referència l'origen de coordenades al punt central del perfil aerodinàmic, s'han seleccionat les mides del volum computacional del túnel següents;

X: 4m, -1m

Y: 2m, -1m

Z: 0,6m, 0,4m

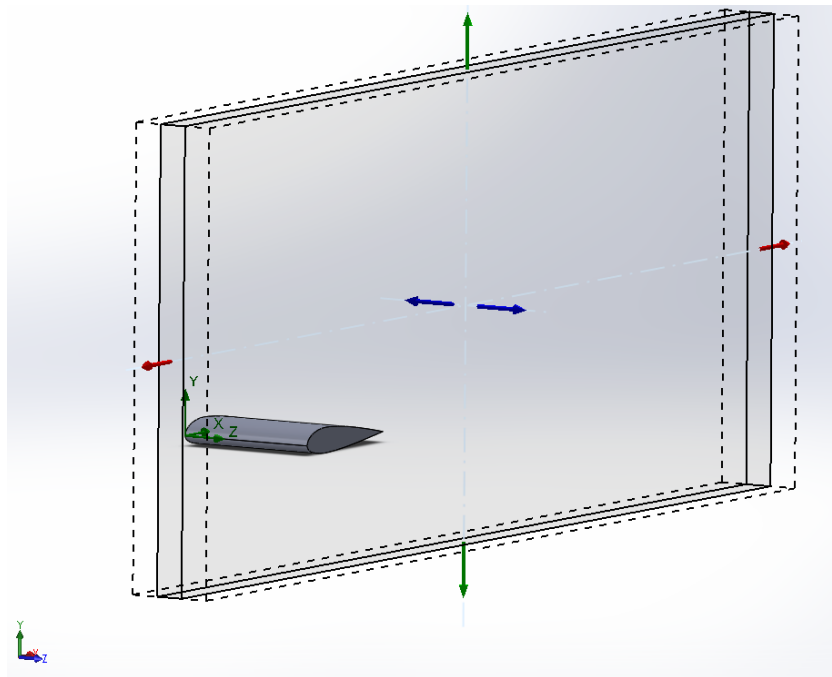


Figura A.12: Túnel virtual bidimensional

Amb la mida del túnel virtual i el tipus de mallat seleccionat, el nombre de cel·les en que s'ha dividit el volum computacional és el següent;

Tipus de cel·la	Nº cel·les
Cel·les totals	432470
Cel·les de fluid	397218
Cel·les de sòlid	19110
Cel·les parcials	16142

Taula A.2: Nombre de cel·les simulació perfils aerodinàmics

A.4 Càlcul de la vela completa i perfil aerodinàmic

S'estudiarà el rang d'angles d'incidència en el que treballa una vela de parapent en condicions de vol normal, entre $\alpha = 5^\circ$ i $\alpha = 15^\circ$. Es realitzaran increments d'un grau per cada simulació realitzada.

Es parteix de la vela en posició neutral. Com s'ha especificat a les equacions de velocitat (Eq. A.1 i Eq. A.2), SolidWorks permet inserir una fórmula per definir la incidència del fluid sobre el sòlid, per cada simulació es modificarà el valor α .

SolidWorks permet especificar prèviament a la simulació els resultats globals que es voldran obtenir (Figura A.13). Pel càlcul del coeficient de sustentació i el d'arrossegament es necessitarà les forces a l'eix Z (arrossegament) i l'eix X (sustentació), també s'especificarà calcular el moment sobre l'eix X i Y per observar si la vela té tendència a girar sobre algun d'aquests eixos.

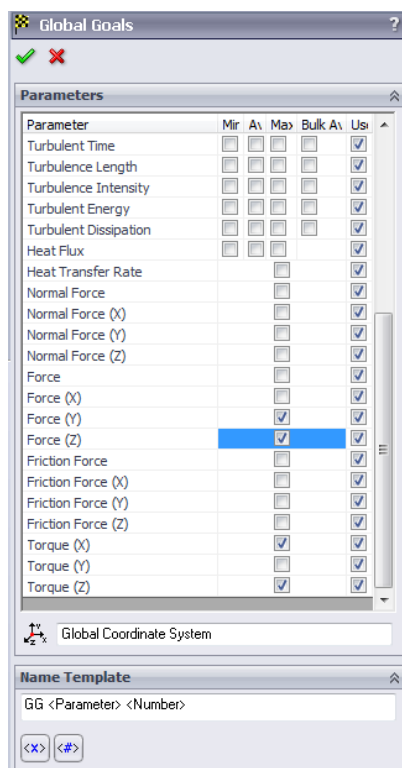


Figura A.13: Selecció de resultats globals

Un cop s'han especificat els resultats globals que s'obtindran per cada simulació es poden establir com a variables de càlculs posteriors, aquests càlculs seran els que proporcionaran els resultats dels coeficients de sustentació i d'arrossegament que es defineixen per les expressions següents (Eq.3 i Eq.4)

$$Cl = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2}$$

(Eq A.3)

On L = Força de sustentació (N), ρ = Densitat del fluid (Kg/m^3), S = Superfície projectada (m^2)
i v = Velocitat del fluid (m/s)

$$Cd = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2}$$

(Eq A.4)

On D = Força d'arrossegament (N), ρ = Densitat del fluid (Kg/m^3), S = Superfície projectada (m^2) i v = Velocitat del fluid (m/s)

El paràmetre superfície projectada (S) a l'expressió dels dos coeficients varia segons si l'estudi es realitza de la vela completa amb el mètode de simulació tridimensional, o del perfil aerodinàmic amb el mètode bidimensional. Si es tracta de l'estudi de la vela completa s'utilitzarà el valor de la superfície projectada de la vela sobre el pla horitzontal XZ (Figura A.14), aquest valor es pot extreure del programa de disseny GliderPlan.

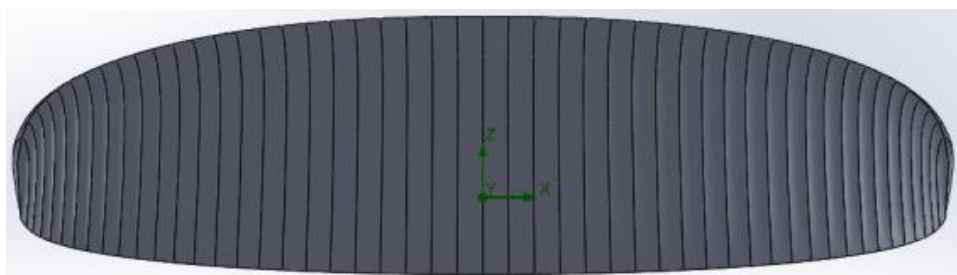


Figura A.14: Àrea projectada de la vela

A l'estudi bidimensional del perfil aerodinàmic s'utilitzarà, com es pot observar a la Figura A.15, el valor de superfície resultant del producte entre l'amplada del túnel virtual especificat anteriorment i la longitud de la corda del perfil aerodinàmic estudiat.

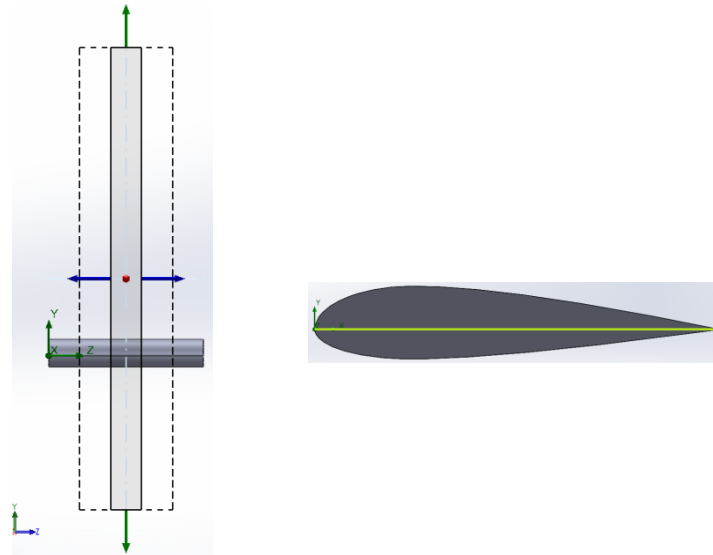


Figura A.15: Vista frontal del túnel virtual i corda del perfil

Per obtenir les forces de sustentació (Lift) i d'arrossegament (Drag), s'ha de tenir en compte la posició dels eixos de coordenades del perfil respecte els eixos de coordenades de l'entorn de simulació com es pot observar a la Figura A.16. Per obtenir els resultats en els eixos adequats es realitzarà el canvi d'orientació d'eixos de coordenades.

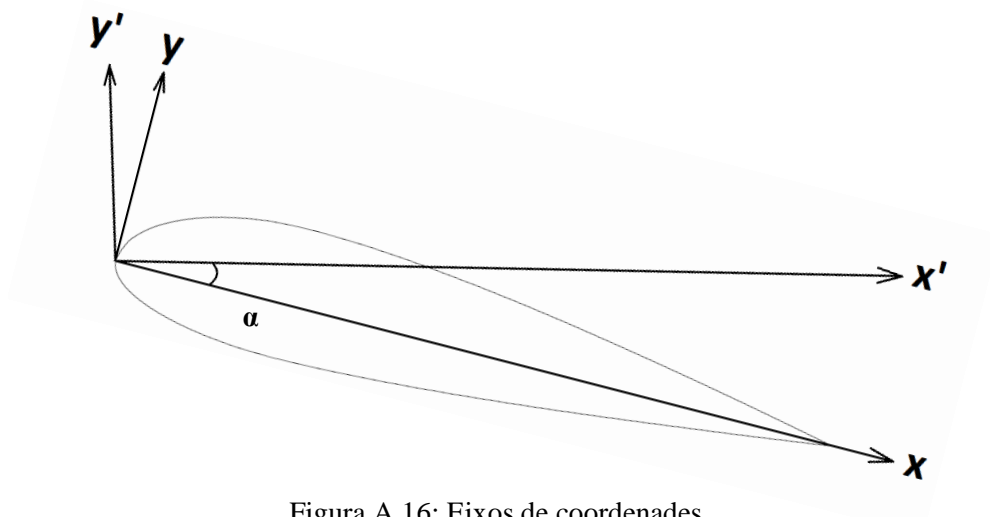


Figura A.16: Eixos de coordenades

Les forces de sustentació i d'arrossegament estaran determinades per les expressions següents (Eq A.5 i Eq A.6).

$$Drag = F_x \cdot \cos \alpha + F_y \cdot \sin \alpha \quad (\text{Eq A.5})$$

$$Lift = -F_x \cdot \sin \alpha + F_y \cdot \cos \alpha \quad (\text{Eq A.6})$$

On F_x = Força a l'eix X (N), F_y = Força a l'eix Y (N) i α = angle d'incidència

Un cop especificades les equacions del dos coeficients es podrà iniciar la simulació.

S'ha utilitzat la mateixa metodologia de càlcul dels coeficients aerodinàmics per l'estudi de la vela completa i pels perfils aerodinàmics, variant com s'ha especificat anteriorment el valor del paràmetre superfície segons el cas que s'estudiï.

**ANNEX B: METODOLOGIA DE SIMULACIÓ AMB EL PROGRAMA
XFLR5**

B.1 Introducció

Seguidament s'especificarà el procés seguit per realitzar la simulació dels perfils aerodinàmics amb el programa informàtic XFLR5, dissenyat per a la modelització i simulació de perfils per a aeromodelisme.

S'ha pogut comprovar que amb aquest programa és més senzill realitzar l'estudi bidimensional dels perfils amb comparació de SolidWorks, el temps de càlcul necessari per obtenir resultats també és inferior.

B.2 Metodologia simulació perfils aerodinàmics

El programa de disseny GliderPlan permet exportar la geometria del perfil aerodinàmic en un format utilitzat per XFLR5.

Un cop importat al programa de simulació, com es pot observar a la Figura B.1, no és necessari realitzar cap operació sobre la geometria del perfil per poder començar a treballar.

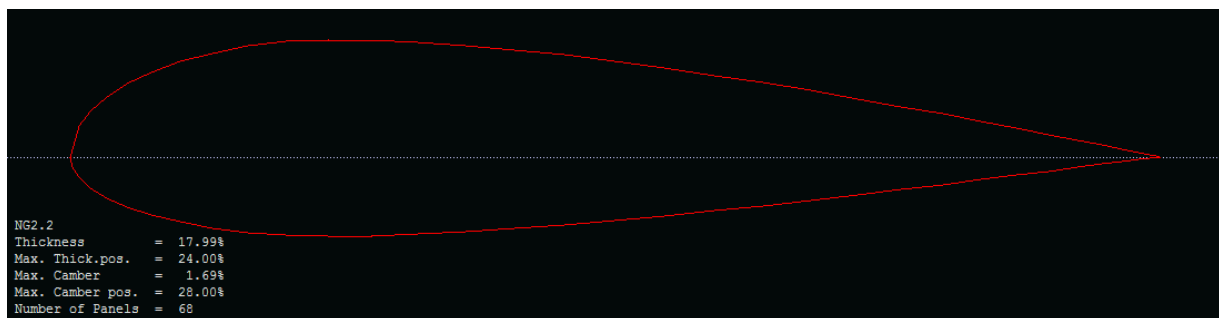


Figura B.1: Geometria del perfil estudiat

B.3 Condicions de simulació

Un cop s'ha importat el perfil aerodinàmic el següent pas es determinar el nombre de Reynolds en el que tindrà lloc la simulació. Com es pot observar a la Figura B.2 s'introdueix el valor desitjat.

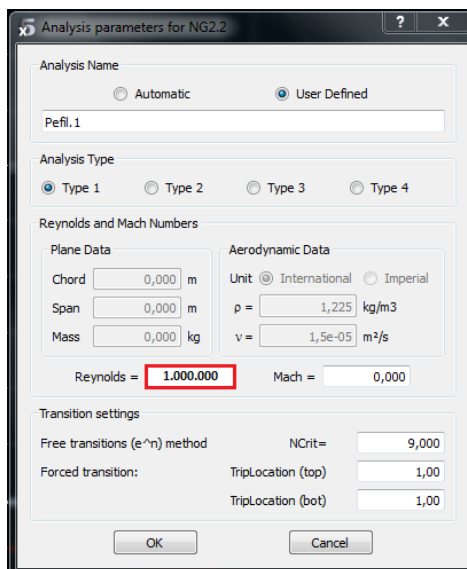


Figura B.2: Determinació del nombre de Reynolds

Seguidament s'introdueix l'interval d'angles d'incidència que es vol realitzar l'estudi. En aquest cas, com es pot veure a la Figura B.3, es seleccionarà un interval d'angles de 5° a 15° amb intervals d'un grau entre cada simulació realitzada.

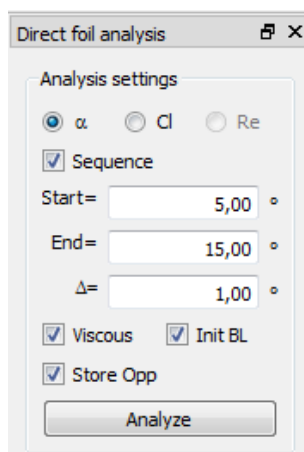


Figura B.3: Determinació de l'angle d'incidència

B.4 Obtenció de resultats

Un cop s'ha especificat el règim en què es vol estudiar el perfil i l'interval d'angles d'incidència es pot realitzar la simulació.

Es pot realitzar una animació on es pot veure l'evolució de la pressió sobre el perfil aerodinàmic, i el valor dels coeficients aerodinàmics a la part dreta de la Figura B.4.

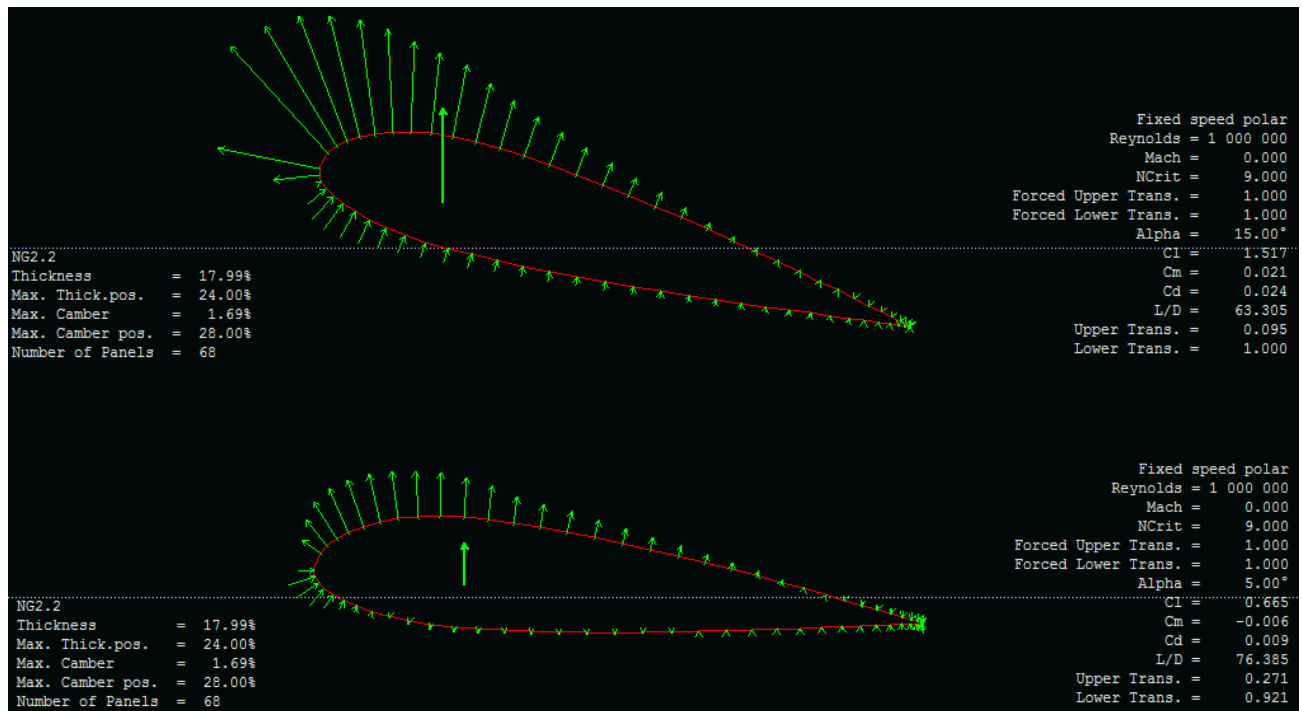


Figura B.4: Resultats XFLR5

També es poden extreure diferents gràfiques representatives dels coeficients aerodinàmics en funció de l'angle d'incidència α , com es pot veure a les figures següents (Figura B.5, Figura B.6 i Figura B.7).

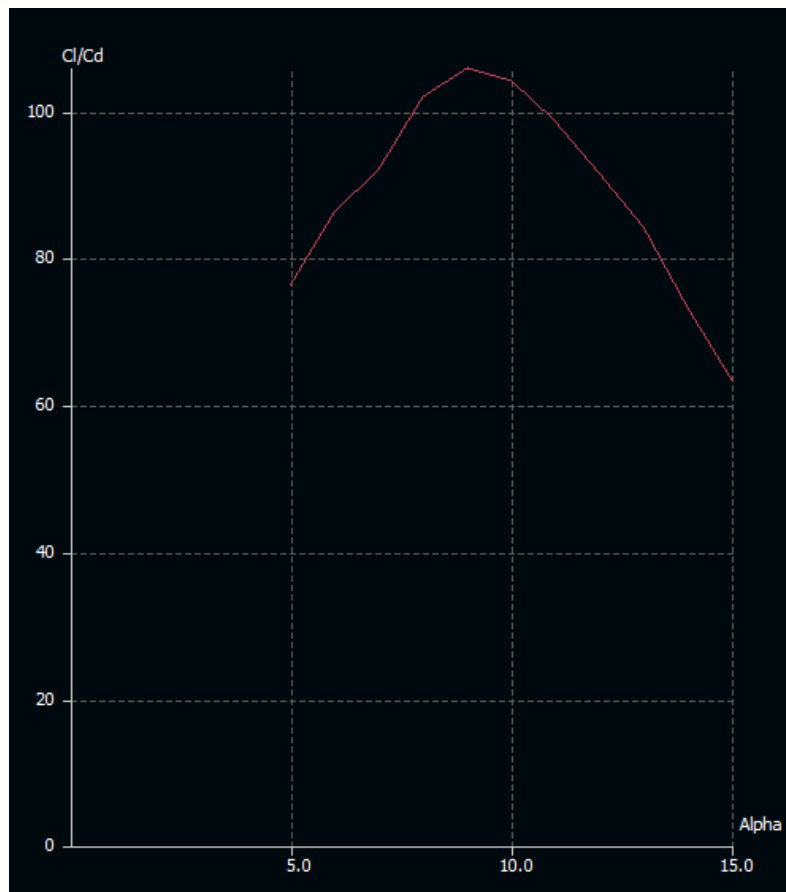


Figura B.5: Relació CL/Cc en funció de l'angle d'incidència

La relació entre el coeficient de sustentació i el d'arrossegament en funció de l'angle d'incidència representa la capacitat de planejar d'un perfil aerodinàmic. En el cas de la Figura B.5, el perfil aerodinàmic estudiat experimentarà la millor relació entre la velocitat d'avanç i la velocitat de caiguda en una configuració de vol on l'angle d'incidència sigui ($\alpha = 9^\circ$).

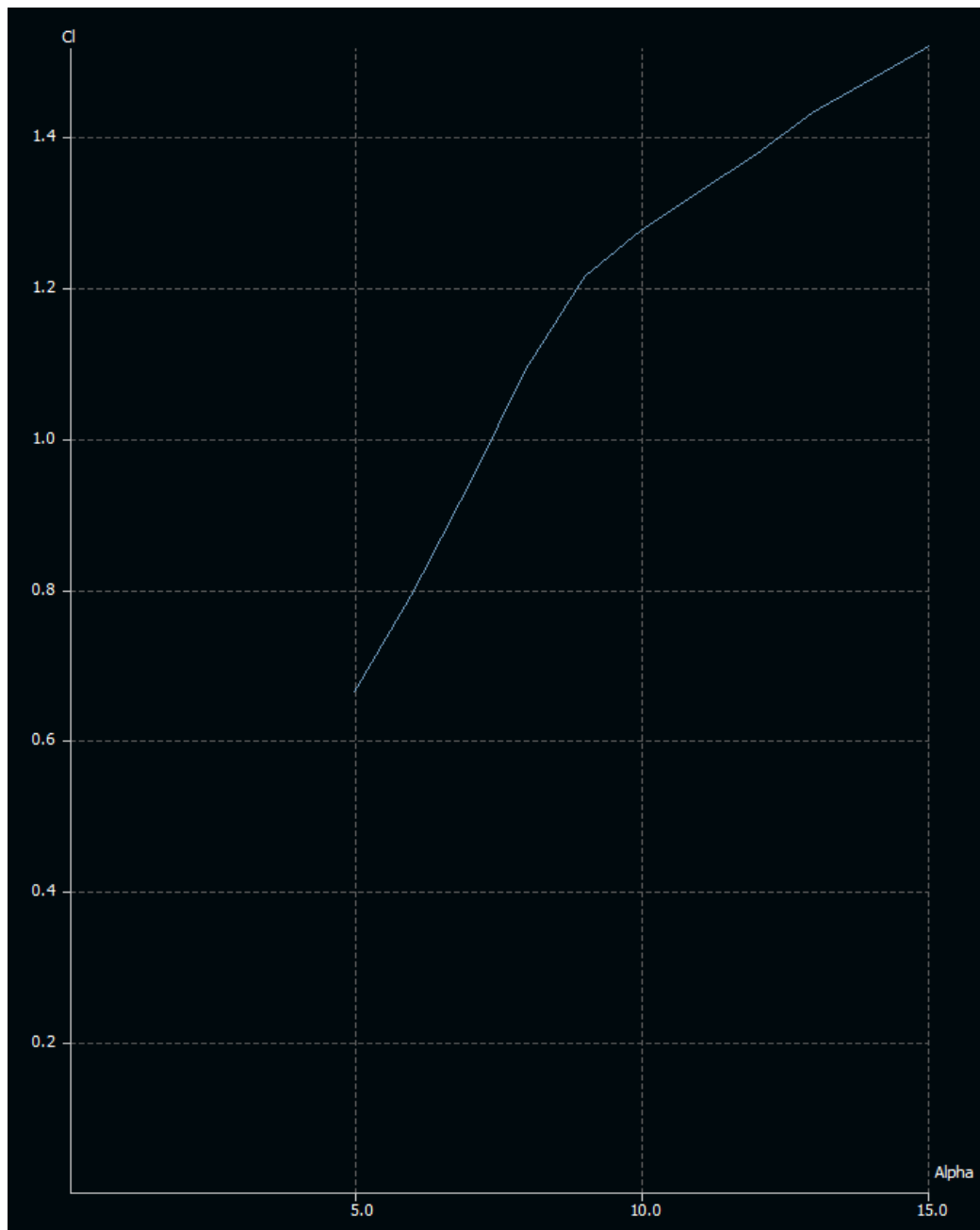


Figura B.6: Coeficient C_l en funció de l'angle d'incidència

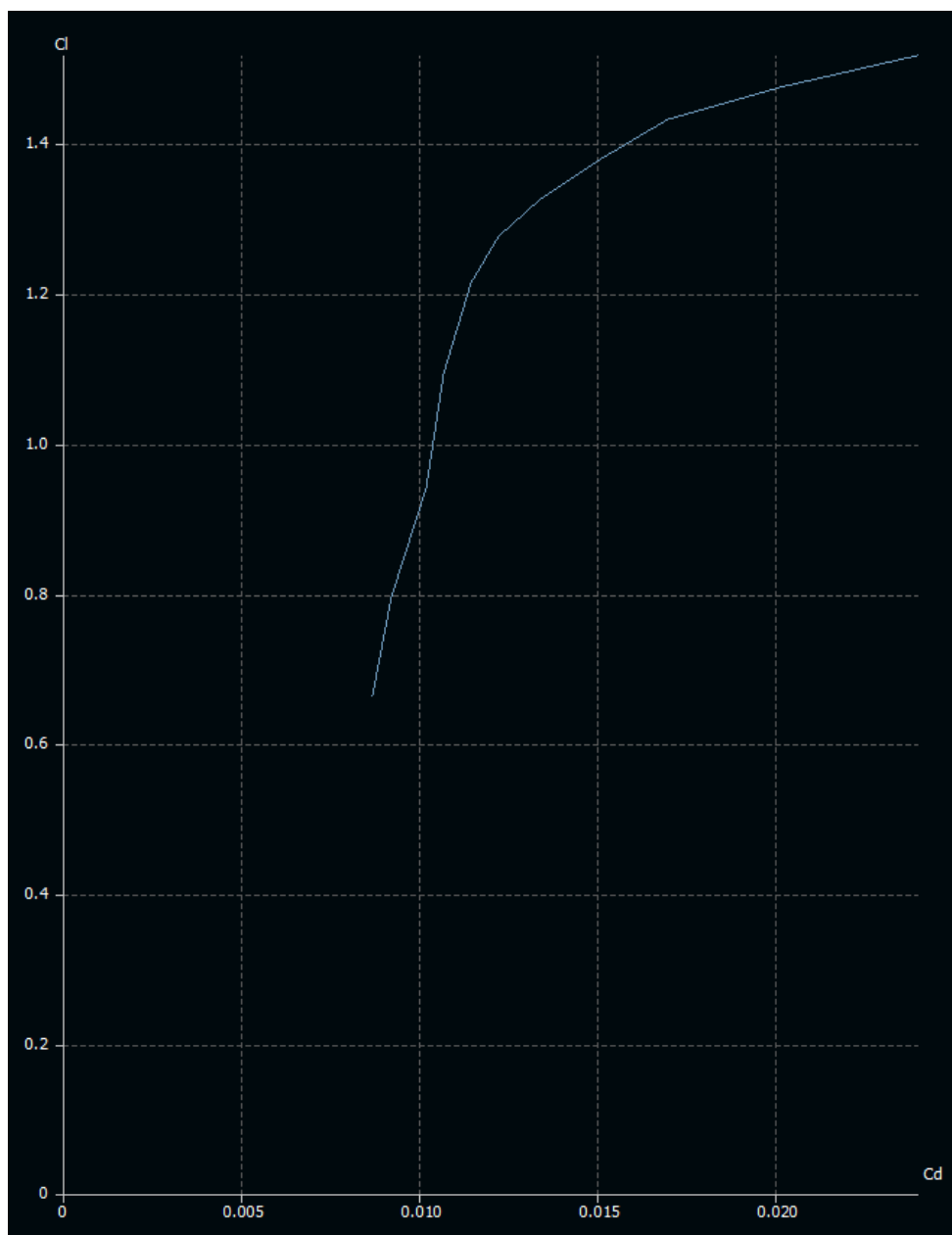


Figura B.7: Coeficient C_l en funció de C_d

