



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

Escola Superior d'Enginyeries Industrial,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

Estudi numèric del desprendiment de la capa límit en un perfil alar

Document:

Memòria

Autor:

Pol Solé Miró

Director:

Dr. Josep Maria Bergadà Granyó

Titulació:

Grau en enginyeria en tecnologies aeroespacials

Convocatòria:

Primavera Pròrroga, 2021

TREBALL FINAL D'ESTUDIS

Resum

L'estudi de l'aerodinàmica dels perfils alars es la base del disseny aeronàutic en tant que tot el desenvolupament de un projecte dependrà d'aquest element. En els seus orígens i fins fa relativament poc aquest procés requeria d'eines experimentals basades en túnels de vent. En l'actualitat el creixement exponencial de la computació ha permès resoldre numèricament les equacions de govern del fluid permetent obtenir simulacions fiables per a l'estudi de casos d'aerodinàmica.

En la present tesis es presenten les equacions de govern del fluid i la seva implementació numèrica mitjançant el mètode de volums finits per a un cas d'aerodinàmica bidimensional. A continuació es verifica un cas de flux en torn a un perfil alar detallant el procediment des del mallat fins a la presentació dels resultats obtinguts. La simulació que es duu a terme s'ha realitzat mitjançant el solver `pimpleFOAM` del programari lliure `OpenFOAM`, així mateix el mallat i el post-processat també s'ha realitzat mitjançant programari d'*open source*.

Abstract

The study of the aerodynamics of wing profiles is the basis of aeronautical design as the entire development of a project will depend on this element. In its origins and until recent times this process required experimental processes based on wind tunnels. Nowadays, the exponential growth of computing power has made it possible to solve numerically the equations of fluid governance, making it possible to obtain reliable simulations for the study of aerodynamic cases.

The present thesis presents the fluid governance equations and their numerical implementation using the finite volume method for a two-dimensional aerodynamics case. This document contains a case of flow around a wing profile detailing the procedure from the meshing to the presentation of the results obtained. The simulation that has been carried out using the pimpleFOAM solver of the open source software OpenFOAM, the meshing and postprocess has also been carried out using open source software.

Agraïments

Vull agrair a totes aquelles persones que han estat al meu costat durant el desenvolupament d'aquest estudi. En especial vull agrair als meus amics que han estat al costat en tot moment prestant suport sempre que ho he necessitat.

Dur a terme el present treball no hauria estat possible sense la ajuda i la col·laboració del meu director de tesis, per això vull agrair al Dr. Bergadà per mostrar-se disposat a prestar ajuda en tot moment i guiar-me en el desenvolupament de la tesis. També vull agrair de forma especial a l'investigador Navid Tousi per compartir els seus coneixements sobre el post processat dels resultats d'OpenFOAM.

Per últim vull agrair als meus pares per transmetre'm entusiasme i haver fet possible gracies al seu suport que avui em trobi presentant aquesta tesis.

Índex

Índex de figures	8
Índex de taules	10
1 Objectiu	11
2 Abast del projecte	11
3 Requeriments	12
4 Background	12
5 Aerodinàmica de perfils alars	14
5.1 Perfils NACA de 4 díigits	14
5.2 Coeficient de pressió (C_p)	15
5.3 Coeficient de sustentació C_l	15
5.4 Esforços tallants de paret τ_w	15
5.5 Coeficient de fregament C_f	16
5.6 Coeficient d'arrossegament C_d	16
6 Model físic	16
6.1 Equacions de govern	16
6.2 Model de turbulència	17
6.3 Mètode de volums finits	18
6.4 Algoritmes de resolució	19
6.4.1 Algoritme per a l'acoblament pressió-velocitat	19
6.4.2 Algoritmes de resolució de les equacions	21
6.4.3 Esquemes de resolució	22
6.5 Condicions de contorn	23
6.6 Discretització	24
6.6.1 Domini computacional	24
6.6.2 Mallat	25
7 Resultats	30
7.1 Test d'independència de malla	30
7.2 Anàlisi dels resultats	36
7.2.1 Anàlisi del Y^+	36

7.2.2	Anàlisi del camp de velocitats	38
7.2.3	Anàlisi de les velocitats a la capa límit	41
7.2.4	Anàlisi de la pressió	44
7.2.5	Anàlisi del coeficient de sustentació	49
7.2.6	Anàlisi dels esforços tallants	53
7.2.7	Coeficient d'arrossegament	54
8	Estudi de impacte ambiental	58
9	Pressupost	60
10	Conclusions	61
11	Treball futur	62

Índex de figures

1	Temps d'assaig en túnels de vent per a diferents models d'aeronau. Extret de: [1]	12
2	Evolució de la capacitat dels processadors en milions d'instruccions per segon. Extret de: [2]	13
3	Esquema de resolució de l'algoritme SIMPLE. Extret de: [8]	20
4	Esquema de resolució de l'algoritme PISO. Extret de: [8]	21
5	Domini computacional del cas d'estudi	25
6	Malla híbrida, estructurada en la part inferior i no estructurada en la superior. Extret de: [11]	26
7	Paràmetres clau de la relació d'aspecte. Extret de: [12]	27
8	Paràmetres clau de la relació d'aspecte. Extret de: [13]	27
9	Malla en torn al perfil alar	28
10	Detall on s'observa la transició suau entre regions	28
11	Malla emprada pel cas	29
12	Comparació del coeficient de sustentació obtingut per a les 3 malles	31
13	Comparació del coeficient de sustentació obtingut per a les 3 malles filtrat.	32
14	Comparació del coeficient d'arrossegament obtingut per a les 3 malles	32
15	Comparació del coeficient d'arrossegament mitjà obtingut per a les 3 malles	33
16	Promitjat del camp de velocitats per a la primera malla.	35
17	Promitjat del camp de velocitats per a la segona malla.	35
18	Y^+ a l'extradós.	37
19	Y^+ a l'intradós.	37
20	Camp de velocitats per a diferents instants de temps incloent línies de corrent.	38
21	Camp de velocitats en el domini computacional.	39
22	Camp de velocitats en la regió pròxima al perfil.	40
23	Camp de velocitats en la regió pròxima al perfil incloent línies de corrent.	40
24	Situació dels punts d'anàlisi.	41
25	Distribució de velocitats a la capa límit laminar	42
26	Distribució de velocitats a la capa límit turbulenta	43
27	Comparació normalitzada de la distribució de velocitats a la capa límit	44
28	Camp de pressions en la regió pròxima al perfil.	45
29	Camp de pressions en la regió pròxima al perfil incloent isòbares.	45
30	Pressions mitjanes sobre la paret de l'extradós.	46
31	Pressions mitjanes sobre la paret de l'intradós.	47

32	Coefficient de pressió mitjà sobre la paret del perfil.	48
33	Coefficient de pressió mitjà sobre la paret del perfil en termes de corda.	49
34	Representació temporal del coeficient de sustentació (C_l).	50
35	Representació temporal del coeficient de sustentació filtrat(C_l).	51
36	Coefficient de sustentació en funció de l'angle d'atac per al perfil NACA 4412. Extret de [14]	52
37	Esforços tallants sobre la paret del perfil (τ_w)	53
38	Coefficient de fricció en funció de la corda.	54
39	Resposta temporal del coeficient d'arrossegament (C_d).	55
40	Resposta temporal mitjana del coeficient d'arrossegament (C_d).	56
41	Corba polar per al perfil NACA 4412. Extret de [14]	57
42	Emissions de CO_2 per MWh produït. Extret de [15]	58

Índex de taules

1	Condicions de contorn per a les regions del domini computacional	24
2	Residuals de les variables per a $t = 0.4s$	31
3	Cost total del pressupost	60

1 Objectiu

L'objectiu del present treball de fi d'estudis és realitzar un estudi del comportament del fluid a la capa límit utilitzant eines CFD.

2 Abast del projecte

L'abast del present estudi queda limitat a la separació de flux i el control actiu d'aquest dins del marc de l'aerodinàmica bidimensional. Els punts abordats a la memòria seran:

- Estudi del marc teòric relatiu a les equacions de Navier-Stokes.
- Estudi del fenomen de capa límit.
- Estat del art i breu recerca sobre els mètodes CFD.
- Recerca d'informació sobre el mallat en perfils 2D.
- Generació de la geometria.
- Introducció als mètodes numèrics que s'empenaran.
- Mallat i creació del domini computacional incloent diverses malles modificant paràmetres clau com el y^+ .
- Verificació de la independència de malla.
- Determinació del model de turbulència i els diferents paràmetres necessaris per a la computació.
- Resolució del cas fent us de programari lliure.
- Validació del mètode mitjançant comparativa amb resultats publicats i dades experimentals.
- Discussió de resultats.
- Conclusions i anàlisi de les possibles millores futures.

Queda fora de l'abast qualsevol altre casuística diferent a la separació de flux i control actiu bidimensional. A més queden exclosos els següents punts.

- Fluxes supersonics
- Casos amb geometries diferents que la definida per al projecte.
- Casos amb diferent numero de Reynolds que el esipulat per al projecte.
- Casos amb diferents angles d'atac que els fixats.

3 Requeriments

Per a una correcta definició del projecte ha sigut necessari fixar els següents requeriments:

- L'anàlisi ha d'incloure una fonamentació teòrica sòlida.
- El perfil ha analitzar ha de ser el NACA 4412.
- L'estudi és farà per a l'angle d'atac de 6° i el nombre de Reynolds de $9 \cdot 10^6$.
- El cas a analitzar serà 2D.
- Els resultats s'hauran de validar mitjançant dades experimentals i/o altres mètodes de verificació que puguin atorgar fiabilitat científica.

4 Background

En l'actualitat l'aerodinàmica ha deixat de ser un camp exclusiu de l'àmbit aeronàutic, altres sectors com l'automobilístic s'han nodrit d'aquesta disciplina. Aquesta diversificació ha anat acompanyada d'una major exigència i complexitat dels projectes, augmentant els requeriments de fiabilitat i precisió dels resultats. Aquesta tendència es fa evident en la següent gràfica on es mostra una direcció gairebé exponencial en els esforços dedicats als estudis empírics en túnel de vent per a diverses aeronaus.

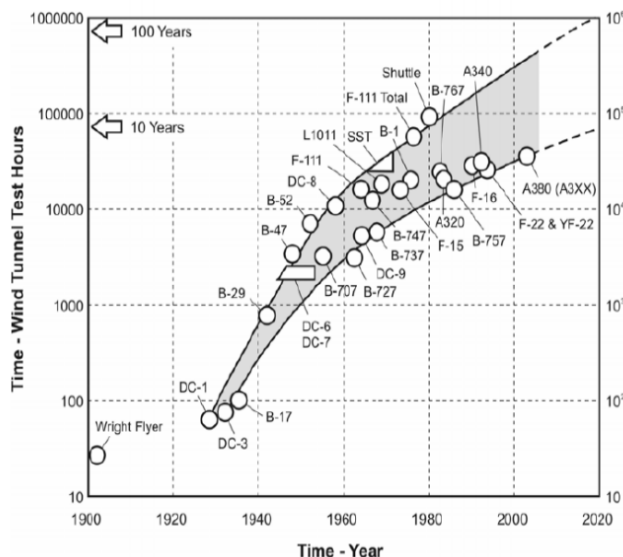


Figura 1: Temps d'assaig en túnels de vent per a diferents models d'aeronaus. Extret de: [1]

Tanmateix, en les darreres dècades el boom tecnològic ha suposat un creixement exponencial en el poder computacional, permetent als processadors multiplicar per mil la seva capacitat en les darreres dues dècades. Lligat a aquest creixement cada cop ha sigut major la inversió i l'interès científic en l'anomenat CFD, sigles en anglès de dinàmica de fluids computacional, apareixent diversos softwares comercials i de codi obert que permeten realitzar simulacions molt precises evitant les elevades despeses i els inconvenients dels assajos en túnel de vent.

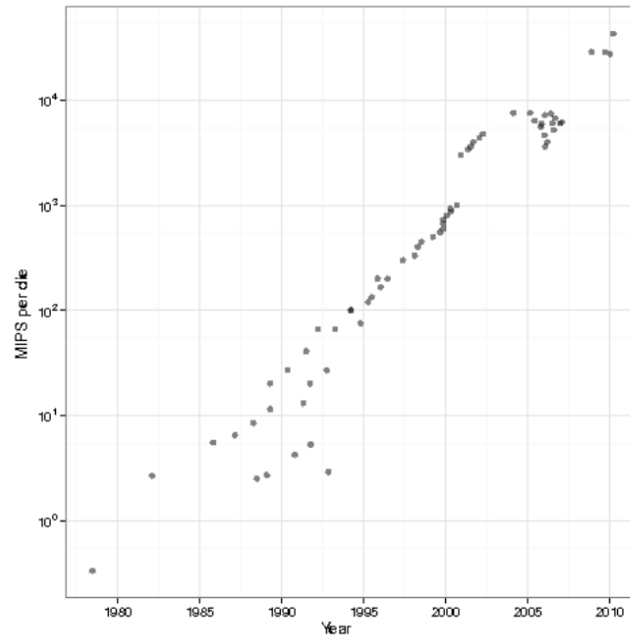


Figura 2: Evolució de la capacitat dels processadors en milions d'instruccions per segon. Extret de: [2]

Per tot l'exposat el present estudi se centra en la capa límit, la zona de flux on la velocitat és pertorbada per la presència del perfil alar. La seva existència és la responsable de les variacions de velocitat que generen la sustentació i la seva separació pot provocar pèrdua d'eficiència o fins i tot l'entrada en pèrdua per a grans desprendiments.

5 Aerodinàmica de perfils alars

Abans de poder entrar en el cos de la memòria és menester presentar uns conceptes bàsics sobre aerodinàmica de perfils que ens serviran pel desenvolupament de l'anàlisi d'aquest cas. Aquests conceptes consisteixen principalment en la definició dels coeficients aerodinàmics que s'analitzaran i la caracterització del perfil que s'analitza.

5.1 Perfils NACA de 4 díigits

La geometria d'estudi és un perfil NACA de 4 díigits, és per això que es considera imprescindible presentar el mètode emprat per a la generació d'aquesta. Els perfils NACA son un catàleg de perfils aerodinàmics desenvolupats pel comitè assessor nacional d'aeronàutica (en anglès representat amb les sigles NACA). En el cas d'estudi s'empra un perfil de la sèrie de 4 díigits, aquests es generen mitjançant una fórmula caracteritzada a partir del codi del perfil. Així doncs per a obtenir la línia de curvatura mitjana s'empra la següent expressió: [3]

$$y_c = \begin{cases} \frac{m}{p^2} (2px - x^2), & 0 \leq x \leq p \\ \frac{m}{(1-p)^2} ((1-2p) + 2px - x^2), & p \leq x \leq 1 \end{cases} \quad (1)$$

On m es la màxima curvatura en centèsimes de corda corresponent al primer dígit i p es la posició de la curvatura màxima en dècimes de corda corresponent al segon dígit.

A partir de la línia mitja podem trobar la geometria que respon a les següents coordenades. Els subíndexs U són emprats per a l'extradós i els L corresponen a l'intradós.

$$\begin{aligned} x_U &= x - y_t \sin \theta, & y_U &= y_c + y_t \cos \theta \\ x_L &= x + y_t \sin \theta, & y_L &= y_c - y_t \cos \theta \end{aligned} \quad (2)$$

On

$$\begin{aligned} \theta &= \arctan \frac{dy_c}{dx} \\ \frac{dy_c}{dx} &= \begin{cases} \frac{2m}{p^2} (p - x), & 0 \leq x \leq p \\ \frac{2m}{(1-p)^2} (p - x), & p \leq x \leq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (3)$$

A partir d'aquestes expressions i fent us d'un codi simple de MATLAB podem definir els punts de la geometria del cas.

5.2 Coeficient de pressió (C_p)

El coeficient de pressió es un nombre aerodinàmic emprat per a l'estudi dels camps de pressions, es defineix a partir de la pressió estàtica i la pressió d'estancament i permet referenciar la pressió en qualsevol punt en relació a la primera. Matemàticament es pot definir mitjançant l'expressió [4]:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{p - p_\infty}{p_0 - p_\infty} \quad (4)$$

5.3 Coeficient de sustentació C_l

Aquesta magnitud adimensional permet representar la sustentació d'un perfil en funció del seu angle d'atac i el nombre de Reynolds. La seva definició s'expressa matemàticament per al cas d'un perfil bidimensional com [4]:

$$C_L \equiv \frac{L}{qc} = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho u_\infty^2 c} = \frac{2L}{\rho u_\infty^2 c} \quad (5)$$

El coeficient de sustentació es pot relacionar amb el coeficient de pressions a través de la seva definició física i negligint la contribució dels esforços tallants mitjançant l'expressió següent [4]:

$$C_l = \frac{1}{x_{TE} - x_{LE}} \int_{x_{LE}}^{x_{TE}} (C_{p_i}(x) - C_{p_u}(x)) dx \quad (6)$$

5.4 Esforços tallants de paret τ_w

La condició de no lliscament implica que la velocitat del fluid a la superfície és nul·la, a mesura que ens allunyem de la superfície la velocitat creix fins a igualar la velocitat de corrent lliure, això és el que es coneix com a capa límit. Per als fluids newtonians l'esforç que produeix aquest fenomen sobre la paret és proporcional a la viscositat (que es constant) i al gradient de velocitats. Així doncs, podem expressar l'esforç tallant matemàticament com [4]:

$$\tau_w \equiv \tau(y=0) = \mu \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0} \quad (7)$$

5.5 Coeficient de fregament C_f

El coeficient de fregament és la adimensionalització de la projecció dels esforços tallant sobre la direcció del flux lliure, es defineix com una integral sobre el perfil. Aquest coeficient contribuirà en el coeficient de drag. Matemàticament es defineix com [4]:

$$C_f = \frac{1}{\rho v^2 A} \int_S dA (\hat{\mathbf{t}} \cdot \hat{\mathbf{i}}) T_w \quad (8)$$

També es sol emprar el valor sense integrar per a representar la fricció sobre les diferents parts de la pell de l'àlep.

5.6 Coeficient d'arrossegament C_d

El coeficient d'arrossegament és un paràmetre bàsic en aerodinàmica de perfils. Es un paràmetre que es compona en perfils per la fricció deguda als esforços tallants i la diferència de pressions. El coeficient de arrossegament es defineix a partir de l'adimensionalització de la força de resistència mitjançant la següent expressió [4]:

$$c_d = \frac{2F_d}{\rho u^2 A} \quad (9)$$

En el cas d'estudi però és calcularà directament a partir de les pressions sobre el perfil (coeficient de pressions) i els esforços tallants de paret (coeficient de fricció) a partir de la següent expressió[3]:

$$c_d = c_p + c_f = \underbrace{\frac{1}{\rho v^2 A} \int_S dA (p - p_o) (\hat{\mathbf{n}} \cdot \hat{\mathbf{i}})}_{c_p} + \underbrace{\frac{1}{\rho v^2 A} \int_S dA (\hat{\mathbf{t}} \cdot \hat{\mathbf{i}}) T_w}_{c_f} \quad (10)$$

6 Model físic

6.1 Equacions de govern

Les equacions emprades són les referents a fluids Newtonians obtingudes de bibliografia de referència. En aquest sentit són d'aplicació les equacions de Navier-Stokes que es componen de l'equació de continuïtat, conservació de la quantitat de moviment i conservació de

l'energia, les quals s'exposen a continuació en notació vectorial [5]:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) &= 0 \\ \frac{\partial(\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) &= \nabla p + \nabla \cdot \bar{\bar{\tau}} + \rho \vec{g} \\ \frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} e) &= -\nabla \cdot \dot{q} + \nabla \cdot (p \vec{u}) + \nabla \cdot (\vec{u} \bar{\bar{\tau}}) + \rho \vec{g} \vec{u}\end{aligned}\tag{11}$$

Partint de les equacions bàsiques s'han aplicat les següents consideracions que són d'aplicació per a la totalitat d'aquest treball.

1. Flux incompressible ($M < 3$).
2. Flux bidimensional.

Tenint en compte aquestes condicions generals, l'assumpció de fluid incompressible indica que la densitat és constata, d'aquest mode l'equació de continuïtat queda reduïda en notació tensorial a:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0\tag{12}$$

De la mateixa manera és reduïda l'equació de conservació de la massa a la següent expressió:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = f_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_i \partial x_j}\tag{13}$$

Aquestes equacions es poden expressar de manera més compacta en notació vectorial:

$$\begin{aligned}\nabla \vec{u} &= 0 \\ \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \nabla(\vec{u} \vec{u}) &= \vec{g} - \nabla p + \nabla(\bar{\bar{\tau}} \nabla \vec{u})\end{aligned}\tag{14}$$

6.2 Model de turbulència

Les equacions mostrades anteriorment són d'aplicació per a flux laminar, en el cas d'estudi el flux serà turbulent. Per a resoldre aquest tipus de fluxos s'empren les equacions promitjades conegudes com RANS (*Reynolds averaged Navier-Stokes*) que s'obtenen de la descomposició de les variables dependents en components mitjà i variable i assumint generalment la hipòtesis de Boussinesq per a modelar la viscositat turbulenta [4].

Existeixen diferents models de turbulència dins de la família RANS que s'integren a OpenFOAM, la decisió de quin model elegir s'ha de prendre d'acord amb el tipus de cas, el temps i la potencia de calcul disponible. En aquest sentit, tenint en compte la necessitat

d'emprar un model amb un bon rendiment computacional, s'ha optat pel model $k-\omega SST$ sent aquest adequat per al tractament de fluxos pròxims a parets sent un dels més emprats per a l'estudi de capa limit en aerodinàmica.

El model emprat introdueix les dues equacions mostrades a continuació introduint les variables k i ω que corresponen respectivament a l'energia cinètica turbulenta i al rati de dissipació turbulenta.

$$\begin{aligned} \frac{D}{Dt}(\rho\omega) &= \nabla \cdot (\rho D_\omega \nabla \omega) + \frac{\rho\gamma G}{\nu} - \frac{2}{3}\rho\gamma\omega(\nabla \cdot \mathbf{u}) - \rho\beta\omega^2 - \rho(F_1 - 1)CD_{k\omega} + S_\omega \\ \frac{D}{Dt}(\rho k) &= \nabla \cdot (\rho D_k \nabla k) + \rho G - \frac{2}{3}\rho k(\nabla \cdot \mathbf{u}) - \rho\beta^*\omega k + S_k \end{aligned} \quad (15)$$

Un dels principals avantatges del model SST és la aplicació del model $k-\epsilon$ en les zones de corrent lliure evitant l'aparició de nivells elevats de turbulència en zones d'estancament o d'altres acceleracions, un dels principals problemes del model $k-\omega$, que pel contrari ofereix molt bona resposta davant de gradients adversos de pressió sent idoni pel tractament de regions properes de paret.

6.3 Mètode de volums finits

La resolució de equacions diferencials parcials de models continus requereix d'un procés de desertització per a poder-se resoldre mitjançant mètodes numèrics. El procés de desertització es pot solucionar amb diversos mètodes com el mètode de les diferències finites (FDM) o el mètode dels elements finits (FEM), tanmateix el mètode més emprat és el de volums finits (FVM).

L'objectiu de la discretització és convertir les equacions diferencials parcials en un sistema d'equacions algebraiques equivalent. Es a dir, mitjançant la resolució del sistema algebraic s'obtenen valors que corresponen a la solució de les equacions originals per a les posicions i temps definits.

Quan es fa referència a discretització en realitat es parla de dos processos complementaris, la discretització del domini físic (espacio-temporal) i la discretització de les equacions.

Pel que fa a la primera, definirà també els punts en els quals obtindrem solució. Es tracta d'una definició del domini computacional que inclou els punts d'anàlisi i la definició de les condicions de contorn. L'espai queda dividit en regions discretes anomenades volums de control o cel·les. Del mateix mode que amb l'espai també cal dividir el temps en intervals finits anomenats en anglès *time-steps*.

La discretització de les equacions es du a terme a partir de la definició matemàtica de les operacions infinitesimals aproximant les equacions de govern a expressions algebraiques equivalents, aquesta discretització pot ser trobada en diferents referències bibliogràfiques incloent la seva implementació a OpenFoam.

Els solucionadors computacionals de dinàmica de fluids (CFD) en general empen el mètode de volums finits i operen seguint els següents passos per a resoldre el cas: En primer lloc s'assignen les equacions de conservació en cada volum, posteriorment es ressol el sistema obtenint els valors a les cares de la cèl·la, tot seguit s'assignen aquests valors com a inicials per a resoldre el problema transitori [6].

6.4 Algoritmes de resolució

6.4.1 Algoritme per a l'acoblament pressió-velocitat

El cas d'estudi és incompressible tal com s'ha indicat anteriorment, a més, es tracta d'un cas transitori i turbulent, el fluid d'estudi és l'aire i per tant es tracta d'un cas amb fluid Newtonià, per tot l'exposat i seguint la guia d'OpenFOAM [7] el *solver* a emprar és el pimpleFOAM. Referint-nos al manual del *solver* s'indica que es tracta de la combinació de dos algoritmes d'OpenFOAM, el SIMPLE i el PISO les característiques dels quals s'exposen a continuació:

L'algoritme SIMPLE (*semi-implicit method for pressure-linked equations*) parteix del valor predit de pressió que a mesura que es realitzen les iteracions es corregeix fins a assolir el criteri de convergència. L'esquema de resolució tal com es descriu a H. K. Versteeg (1995) és el mostrat a continuació:

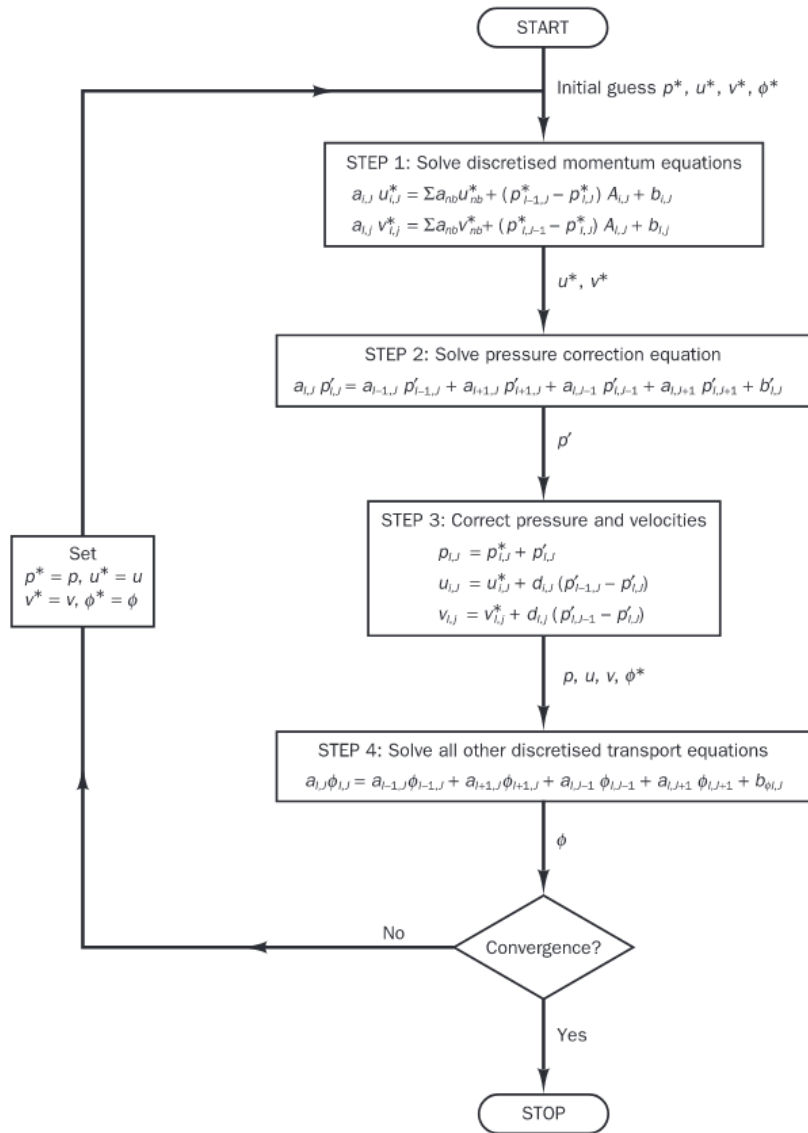


Figura 3: Esquema de resolució de l'algoritme SIMPLE. Extret de: [8]

L'algoritme PISO (*pressure-implicit split-operator*) deriva de l'anterior seguint inicialment els mateixos processos dins de l'esquema de resolució però incorporant una segona correcció per tal de millorar els resultats. Aquest algoritme al realitzar doble correcció permet obtenir millor precisió en els resultats en detriment del temps de càlcul. L'esquema de resolució és el següent:

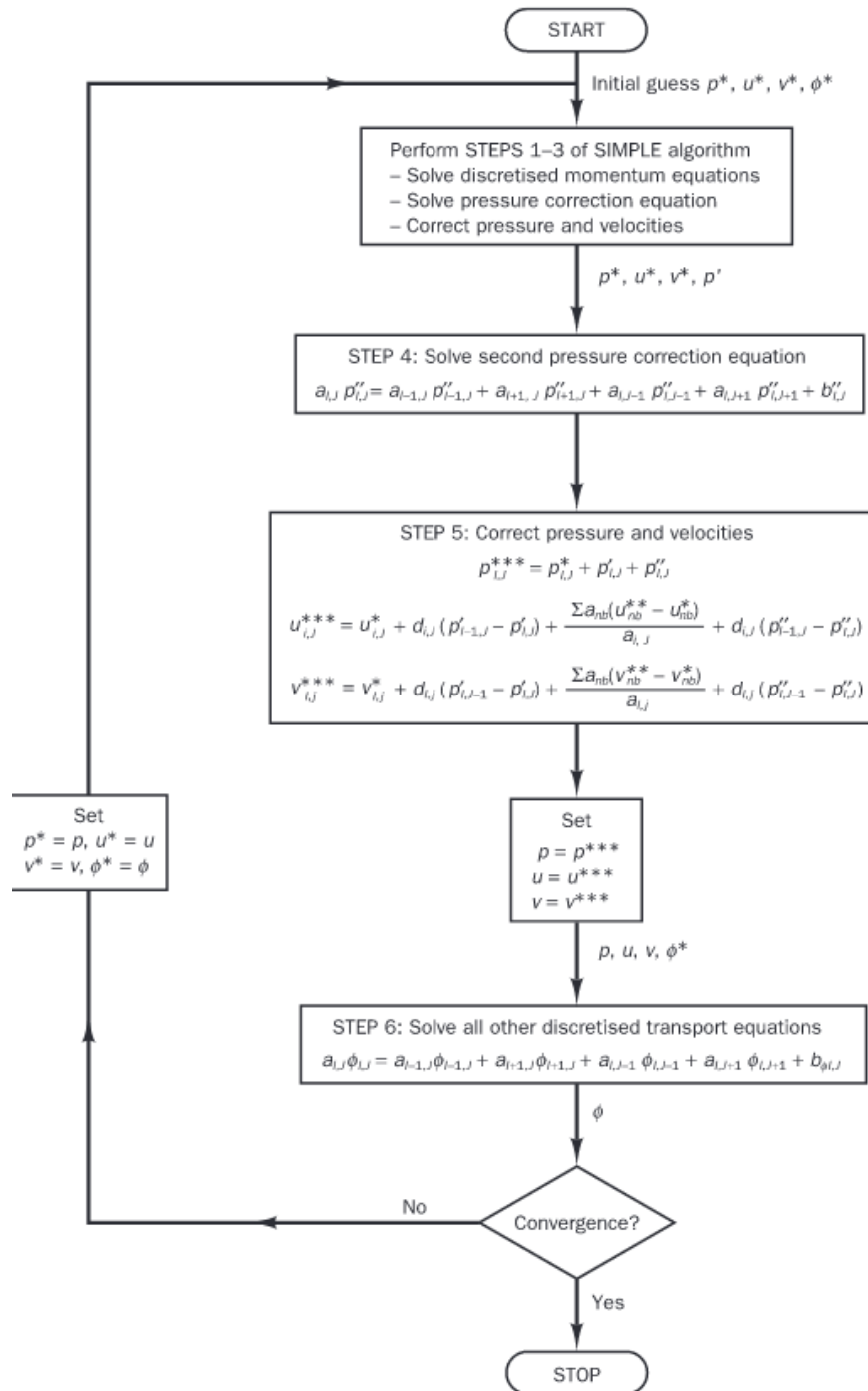


Figura 4: Esquema de resolució de l'algorisme PISO. Extret de: [8]

6.4.2 Algoritmes de resolució de les equacions

OpenFOAM requereix que l'usuari especifiqui els solucionadors (*solvers*) per tal de poder resoldre els sistemes algebraics que sorgeixen de la discretització de les equacions de Navier-Stokes. Aquests algoritmes de solució ens permetran resoldre els sistemes obtenint d'aquest

mode els valors de les diferents variables.

Pel que fa a la solució de la presió s'empra l'algoritme GAMG (*geometric-algebraic multi-grid*) introduint l'*smooth solver*, l'ús d'un smoother pretén assolir un augment en l'eficiència de resolució millorant el temps per a cada iteració, aquest smoother en concret és el més comú i el recomanat en el manual de OpenFOAM [7]. El funcionament del GAMG consisteix en la resolució d'elements més grans generant solucions aproximades en un mallat més gruixut obtenint un mapeig inicial per a la resolució del cas amb el mallat real. Aquest algoritme permet reduir el temps de calcul millorant la velocitat de computació.

Per a la resta de paràmetres, incloent la velocitat, l'energia cinètica turbulenta i el rati de dissipació turbulenta s'ha emprat Gauss-Seidel amb el mateix smoother que el mencionat anteriorment.

La tolerància com a criteri de convergència que s'ha establert es general de 10^{-6} per a tots els valors considerant que la convergència s'assoleix per a un residu menor a aquest valor.

Tots els paràmetres indicats han estat implementats en el fitxer de OpenFOAM *fvSolution*.

6.4.3 Esquemes de resolució

En aquesta secció es presenten els esquemes implementats al diccionari *fvSchemes* d'OpenFOAM, aquests son els esquemes numèrics emprats per a la solució de les equacions del cas. Els esquemes emprats son de segon ordre i permeten una solució de precisió. A continuació es detallen els diferents esquemes emprats segons el tipus d'equacions a resoldre.

Per als esquemes temporals s'empra *CrankNicolson* amb un coeficient de 0.9 que segons la literatura consultada ofereix una bona relació entre precisió i robustesa, es tracta d'un esquema de segon ordre implícit i incondicionalment estable [7] [9].

L'esquema d'interpolació emprat ha sigut el lineal sent aquest l'emprat per defecte en simulacions d'OpenFOAM sent el d'ús més comú, per al gradient normal a la superfície s'empra la variant corregida per tal d'evitar superar la relaxació del paràmetre.

Pel que fa als termes de gradient s'opta per l'esquema lineal de Gauss, aquest es l'esquema emprat en la majoria de casos consultats en la bibliografia. Com a complement s'especifica concretament *cellLimited Gauss linear*, aquest esquema limita el gradients per a evitar que els valors extrapolats a les cares dels volums de control no sobrepassin els límits dels valors de les cel·les colindants. Aquesta limitació de gradients que afecta a la dissipació turbulenta (ω) i a les velocitats ens necessària degut les limitacions computaci-

onals i el possible defecte de qualitat de la malla [7].

Pel que fa a la divergència aquests temes son els que inclouen la part d'advecció. Donada la complexitat de resolució dels termes advectionals es distingeix en el diccionari entre termes no advectionals i termes advectionals relacionats amb el flux de velocitat a través de les cares dels volums de control. En aquest cas s'empra l'esquema de Gauss *linear Upwind* per als termes de velocitat, es basa en l'esquema *Upwind* sent de segon ordre. Per a la resta de les variables implicades s'empra l'esquema basat en Gauss *Bounded limited linear* aquest es un esquema també de segon ordre que a les regions amb canvis ràpids de gradient aplica *Upwind*, a més la condició de *Bounded* implica no negligir els termes zero a la derivada material a la convergència.

Per als termes amb laplaciana s'empra l'esquema *Gauss linear corrected* sent una combinació dels esquemes linear per a la interpolació i Gauss corrected per al gradient normal a la superfície. Finalment indicar que tots els esquemes emprats es troben disponibles en el fitxer diccionari *fvSchemes* annex a la present memòria.

6.5 Condicions de contorn

Definir les condicions de contorn és un dels passos claus anteriors a la simulació que acabaran definint la solució final del cas, aquests paràmetres inicials cal definir-los en els diccionaris d'OpenFOAM dins de la carpeta de l'instant 0. Així doncs caldrà definir les condicions inicials de les variables de dissipació turbulenta (Ω), velocitat (U), pressió (p) i energia cinètica turbulenta (k).

En el cas s'apliquen les condicions de contorn de Neuman i Dirichlet. Les condicions de Neuman fan referencia a aquelles zones de gradient nul i les de Dirichlet a aquelles on s'especifiquen valors concrets, es el cas de totes les variables menys la pressió a l'entrada (*inlet*) i la pressió a la sortida (*outlet*) [9].

Les regions a aplicar les condicions de contorn al tractar-se d'un cas bidimensional son 5, entrada (*inlet*), sortida (*outlet*), frontal (*front*), posterior (*back*) i parets, en aquest cas les parets conformen la geometria a analitzar i per tal de poder obtenir un millor anàlisis de resultats s'ha decidit dividir la geometria en extradós i intradós.

Els paràmetres d'energia cinètica turbulenta i de rati de dissipació turbulenta que s'han d'especificar a l'*inlet* no són intuïtius i requereixen d'un petit anàlisi. Pel que fa a l'energia cinètica turbulenta a l'entrada k_{inlet} s'especifica com 0.1 ja que es tracta de un cas de baixa intensitat turbulenta sent un valor emprat en casos similars documentats. A partir del paràmetre k s'obté el reti de dissipació viscosa per a l'*inlet* ω_{inlet} fent servir la següent expressió [9]:

$$\omega_{inlet} = C_{\mu}^{-\frac{1}{4}} \cdot \frac{\sqrt{k}}{l} = 0,577 \quad (16)$$

On C_μ pren un valor de 0,09 i l es la longitud característica en aquest cas $1m$.

A l'entrada a més s'ha imposat una velocitat de $30m/s$ amb un angle de 6° d'angle respecte l'horitzontal, aquesta es la velocitat de corrent lliure del cas U_∞ .

A mode de resum i per a sintetitzar la informació mostrada en el present apartat es presenta a continuació una taula resum amb totes les condicions de contorn per a cadascuna de les regions del cas:

	Inlet	Outlet	Front	Back	Intrados	Extrados
U	30 m/s 6°	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	0	0
p	zeroGradient	0	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient
k	0.1	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	0	0
omega	0.577	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient

Taula 1: Condicions de contorn per a les regions del domini computacional

6.6 Discretització

En aquest apartat s'introdueixen els paràmetres i mètodes que s'han emprat per a discretitzar el cas, en aquest sentit es destaca la elecció i la discretització del domini computacional i la discretització temporal.

6.6.1 Domini computacional

El primer pas per a la definició computacional del cas és la elecció i confecció del domini computacional, com es tracta d'un cas bidimensional, aquest es compondrà d'una entrada o *inlet*, una sortida o *outlet* i dues parets, la frontal i la posterior, això es deu a que com ja hem mencionat OpenFOAM empra volums finits i per tant encara que el cas sigui bidimensional ha d'estar compost per elements volumètrics.

Encara que sembli obvi cal tenir molt present a l'hora de dissenyar la malla que per a la regió que definim com entrada no pot sortir fluid, per tant aquesta premissa s'haurà de tenir present a l'hora de la confecció del domini.

El tipus de domini que s'ha definit es coneix com a domini en C, es caracteritza per ser un domini de forma semi circular a la part d'entrada del fluid i rectangular a la resta del domini, les dimensions elegides per el domini son les que s'indiquen en la imatge 5, les dimensions s'han pres d'acord amb [10] sent valors raonables per a obtenir una bona aplicació de les condicions de control.

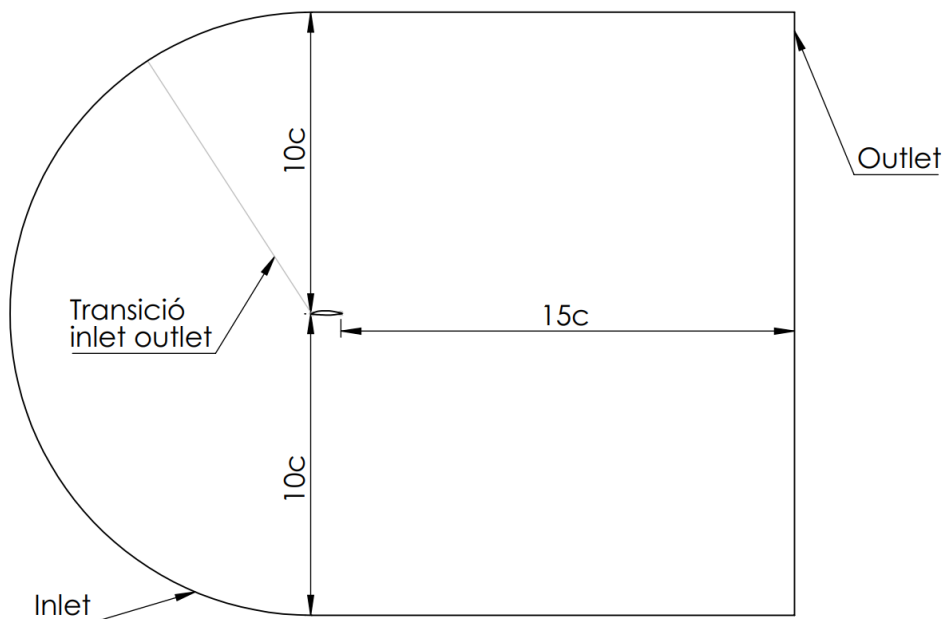


Figura 5: Domini computacional del cas d'estudi

6.6.2 Mallat

Un cop definides les dimensions del domini computacional cal procedir a la seva discretització generant una malla pel cas, el procés de mallat és complex i cabdal en el procés de simulació ja que els resultats obtinguts dependran de la malla i les seves característiques.

Per a introduir-se en el procés de mallat primer cal comprendre una serie de conceptes que determinaran les característiques finals de la malla des d'el tipus de malla fins a les característiques geomètriques que definiran la qualitat de la malla.

A trets generals podem distingir dos tipus de malles, les estructurades i les no estructurades. Les primeres son aquelles que presenten un patró regular de distribució dels volums de control, aquest tipus de malles generen una geometria d'anàlisi més simple, aquesta regularitat dels elements suposa una resolució més eficient i facilita la convergència.

Les malles no estructurades per contra son aquelles que presenten patrons irregulars. Aquestes malles poden disminuir la eficiència tanmateix la seva flexibilitat és molt major permetent l'us de diferents tipus de volums de control com tetraedres o hexaedres, la irregularitat en mesures també permet una millor adaptació a les diferents geometries complexes i un rati de creixement considerablement major que per a les estructurades fet que per al cas d'estudi resultarà molt avantatjós.

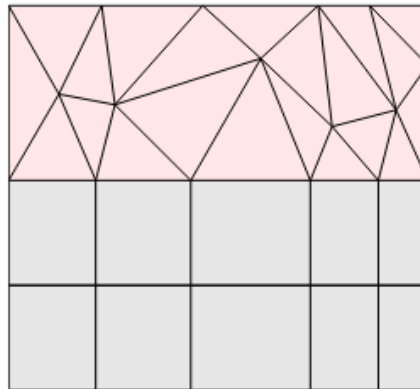


Figura 6: Malla híbrida, estructurada en la part inferior i no estructurada en la superior.
Extret de: [11]

Abans de procedir amb la generació de la malla cal prendre consciència dels paràmetres clau que definiran la qualitat de la malla, tots els paràmetres indicats hauran d'estar dins dels límits que estableixen els criteris per defecte d'OpenFOAM en el comandament *checkMesh*. En aquest sentit es té especial consideració en les següents característiques: La relació d'aspecte, asimetria i ortogonalitat.

Pel que fa a la asimetria aquesta es defineix a partir de la comparació entre la geometria d'un volum de control amb el seu anàleg equilàter. És important obtenir un valor d'asimetria el menor possible, per aquest motiu cal intentar generar cel·les amb formes el més regular possibles evitant desviacions elevades respecte la equilateralitat. Un gran nombre de volums de control amb una alta asimetria pot desembocar en una falta de precisió o fins i tot generar problemes de convergència de la solució.

Pel que fa al paràmetre de relació d'aspecte aquesta mesura es refereix a l'allargament de la cel·la sent numèricament la relació entre la distància més curta i la més llarga respecte el centre geomètric del volum. L'aspect ratio està directament relacionat amb la aparició de errors d'interpolació per això és important que aquest valor sigui tant petit com sigui possible.

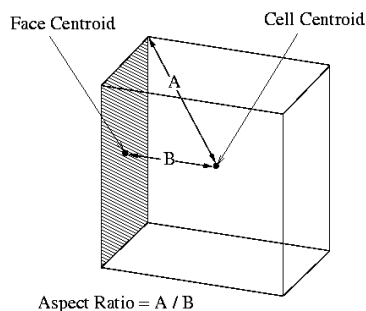


Figura 7: Paràmetres clau de la relació d'aspecte. Extret de: [12]

Per últim la ortogonalitat es defineix com l'angle entre la unió dels centroides dels elements adjacents i la normal a la cara comú en aquests. Per una malla de bona qualitat és important que la ortogonalitat sigui el més pròxim possible a 0 graus, una ortogonalitat de 180 graus suposaria el cas pèssim.

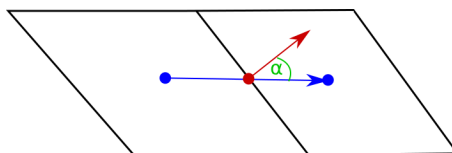


Figura 8: Paràmetres clau de la relació d'aspecte. Extret de: [13]

En el cas d'estudi per tal d'obtenir una malla amb una qualitat acceptable s'ha optat per subdividir el domini en diverses regions prop de la zona d'estudi (la superfície del perfil). A més, s'ha optat per una malla híbrida, és a dir s'emprarà una malla estructurada per a la regió més propera al perfil i la zona on es preveu l'estela i una de no estructurada per a la resta del domini computacional permetent un creixement molt més ràpid de la malla.

El programa que s'ha emprat per a elaborar la malla és un software de codi obert conegut com *GMSH*, aquest programari permet tant la creació de la geometria com el seu posterior mallat. Els algorismes de mallat emprats han sigut el *transfinite* i el *transfinite recombined* per a les zones estructurades.

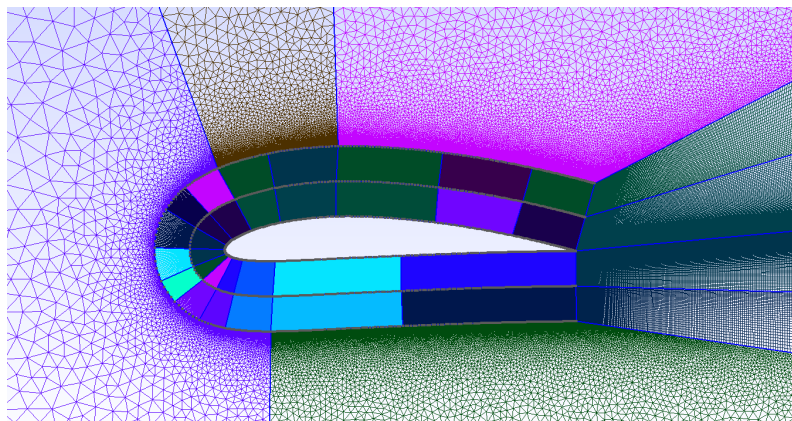


Figura 9: Malla en torn al perfil alar

En la imatge 9 es pot comprovar com prop del perfil es diferencien dos capes estructurades subdividides al seu torn al llarg del perfil, aquestes subdivisions s'han fet perpendiculars a la superfície de mode que es pot obtenir una malla amb una millor ortogonalitat, a més, cal tenir en compte que quan més elevada es la curvatura major és el nombre de divisions que cal efectuar per tal d'obtenir un millor comportament de l'algoritme de generació de la malla. Aquest elevat nombre de subdivisions permet una millor gestió i un control més directe del proces de creació de la malla obtenint un resultat més acorde a l'esperat.

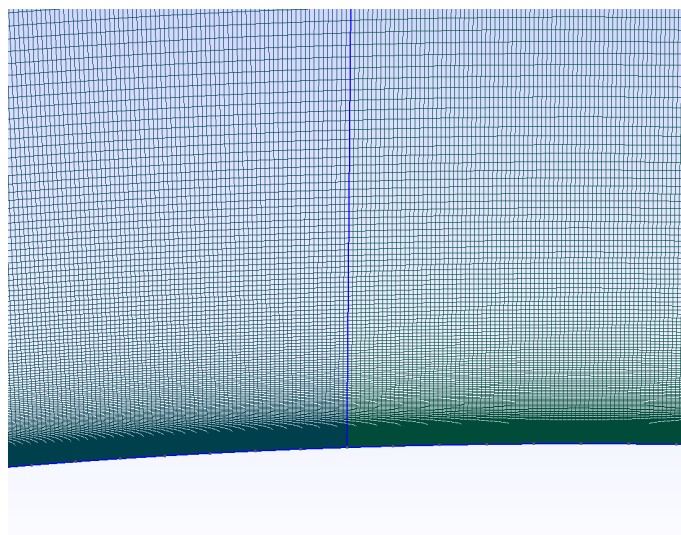


Figura 10: Detall on s'observa la transició suau entre regions

En la zona més pròxima a la paret del perfil és on succeiran els fenòmens aerodinàmics d'estudi, és per això que és imprescindible que en aquesta regió a part de tenir una malla estructurada, sigui el més refinada possible. Per tal de determinar el espessor de les cel·les situades en aquesta zona es fa servir la distancia adimensional de paret, coneguda com a y^+ . Aquest nombre permet calcular quin ha de ser l'espessor del primer volum de control

junt a la paret per tal d'obtenir un bon estudi de capa límit. En el cas d'estudi per a la malla inicial s'ha optat per un paràmetre de $y^+ = 1$.

Definim el y^+ com un nombre adimensional que depèn de la velocitat de fricció de paret (u_*), l'espessor (y) de la primera cel·la i la viscositat cinemàtica del fluid (ν) [9].

$$y^+ = \frac{u_* y}{\nu} \longrightarrow y = \frac{\nu y^+}{u_*} \quad (17)$$

Com d'entrada no coneixem la velocitat de fricció de paret (u_*) la aproximem a partir del nombre de Reynolds (Re) fent us de la fórmula de coeficient de fricció de Schlichting [3].

Finalment per a la part més externa s'ha optat per una malla no estructurada de tetraedres amb creixement ràpid, en aquesta regió no ha calgut subdividir el domini ja que no afecta de manera tant directa al resultat i no es necessària una malla de tanta qualitat.

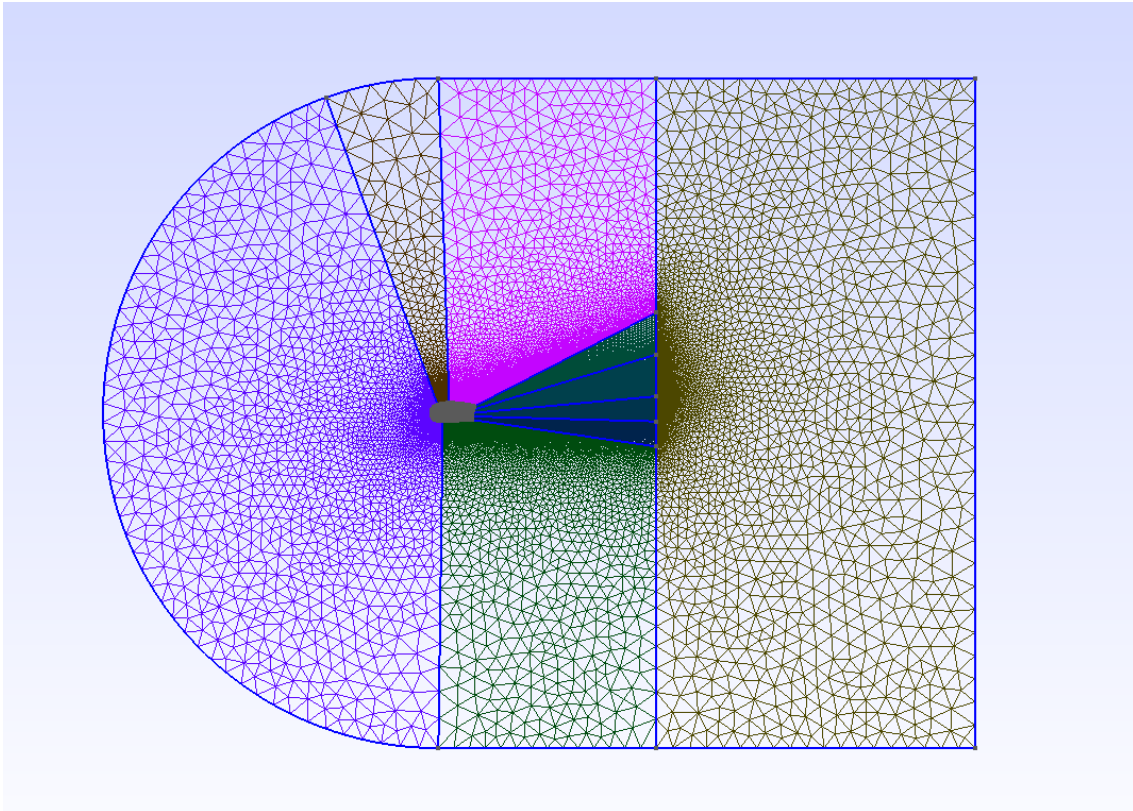


Figura 11: Malla emprada pel cas

7 Resultats

7.1 Test d'independència de malla

Per al correcte desenvolupament del cas cal realitzar un test d'independència de malla, aquest consisteix en realitzar un primer estudi amb malles amb diferents nombre d'elements. L'objectiu del test es determinar quina serà la malla amb menor nombre d'elements per a la qual obtenim resultats fiables, cal destacar que un major nombre d'elements suposa una major carrega computacional per aquest motiu interessa emprar el mínim possible d'elements.

En el cas d'estudi s'ha realitzat el test fent us de 3 malles amb diferent nombre de cel·les i modificant el valor estimat de y^+ però mantenint paràmetres clau com la relació d'aspecte que s'ha mantingut per sota de 100 en tot cas o la no ortogonalitat mantinguda per sota de 65. Així doncs a continuació mostrem les característiques de les malles emprades:

- Malla 1
 - $y^+ \approx 0.5$
 - Nombre d'elements: 1.855.701
- Malla 2
 - $y^+ \approx 1$
 - Nombre d'elements: 825.281
- Malla 3
 - $y^+ \approx 8$
 - Nombre d'elements: 587.307

A partir d'aquestes tres malles s'analitzarà de manera comparativa els resultats obtinguts per a les mateixes condicions. Així doncs es mostren en aquest apartat per a les tres malles els residuals i els coeficients de sustentació i arrossegament.

Els residuals son un bon indicador de convergència, es considera que el càlcul ha arribat a la convergència quan aquests es situen per sota de l'ordre de 10^{-6} , podem veure que per a les tres malles hem arribat a valors inferiors a aquest ordre en la velocitat però no hem aconseguit obtenir encara la convergència en els resultats de pressió. Per a poder analitzar aquestes dades s'adjunta a continuació una taula comparativa incloent els residuals per a 0.4 segons de les tres malles.

	\mathbf{p}	U_x	U_y	k	ω
Malla 1	$3,83 \cdot 10^{-4}$	$1,75 \cdot 10^{-6}$	$1,72 \cdot 10^{-6}$	$9,99 \cdot 10^{-7}$	$9,86 \cdot 10^{-7}$
Malla 2	$3,52 \cdot 10^{-4}$	$1,70 \cdot 10^{-6}$	$1,64 \cdot 10^{-6}$	$9,99 \cdot 10^{-7}$	$9,88 \cdot 10^{-7}$
Malla 3	$3,54 \cdot 10^{-4}$	$1,68 \cdot 10^{-6}$	$1,72 \cdot 10^{-6}$	$9,95 \cdot 10^{-7}$	$9,79 \cdot 10^{-7}$

Taula 2: Residuals de les variables per a $t = 0.4s$

A banda de la comparativa de la convergència mitjançant els residuals, convé realitzar una comparativa dels resultats obtinguts, una forma senzilla de fer-ho es comparant la resposta temporal de lift i drag per a les 3 malles calculades durant la simulació. El calcul d'aquests coeficients es realitza a partir de les forces aerodinàmiques que apareixen sobre el perfil, les quals s'obtenen mitjançant una funció que incorpora el propi OpenFOAM.

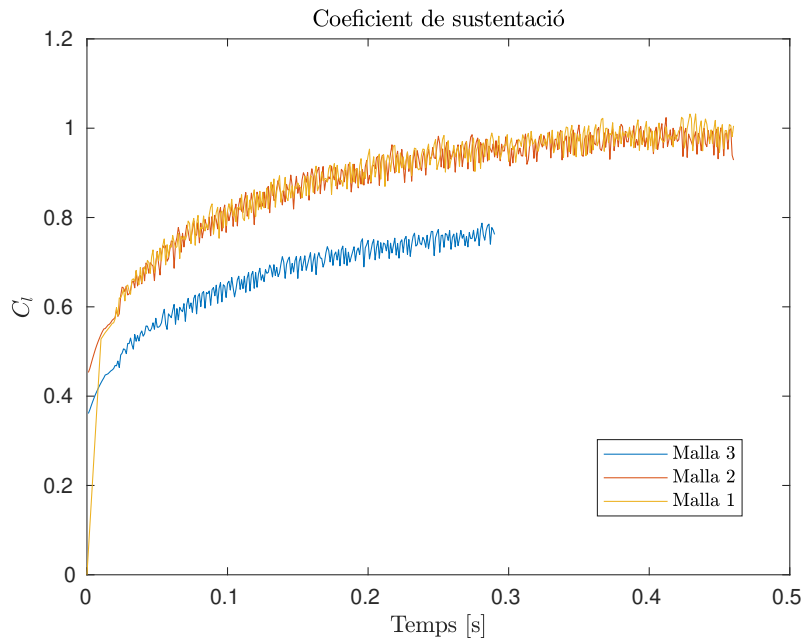


Figura 12: Comparació del coeficient de sustentació obtingut per a les 3 malles

Per a poder observar millor la comparativa s'aplica un filtre de mitjana d'envolupants utilitzant el *signal processing Toolbox* de MATLAB. La gràfica obtinguda es mostra a continuació.

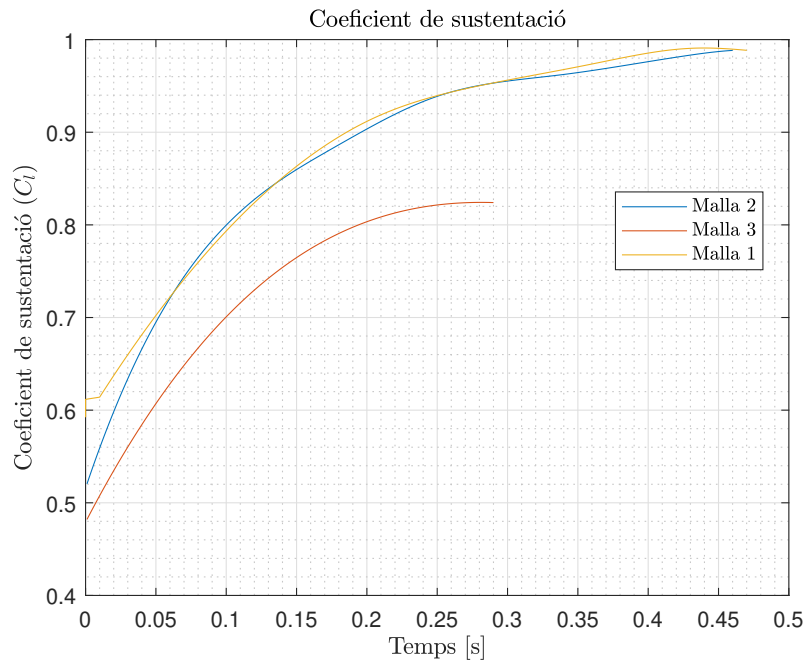


Figura 13: Comparació del coeficient de sustentació obtingut per a les 3 malles filtrat.

Per al cas del coeficient d'arrossegament es mostren les mateixes gràfiques.

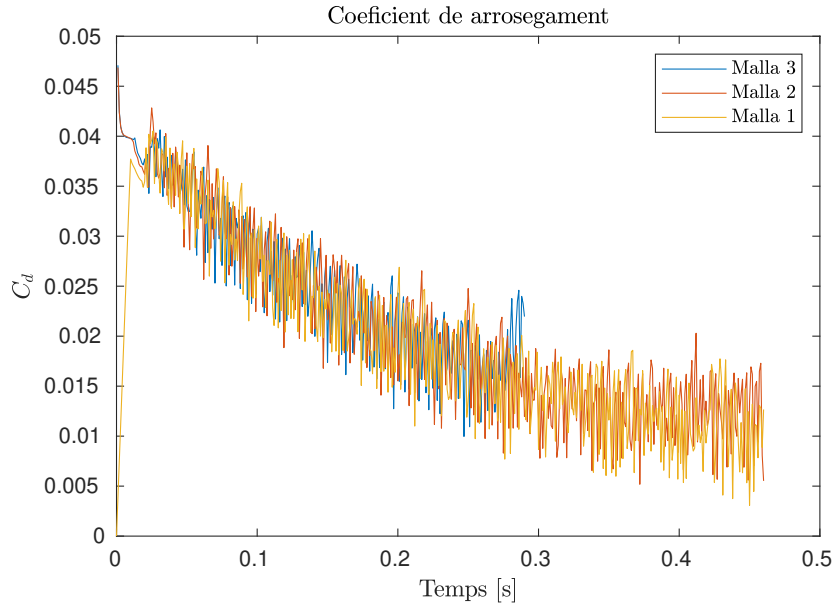


Figura 14: Comparació del coeficient d'arrossegament obtingut per a les 3 malles

Per al C_d s'ha seguit el mateix procediment que per al C_l , a continuació es mostra el resultat promitjat.

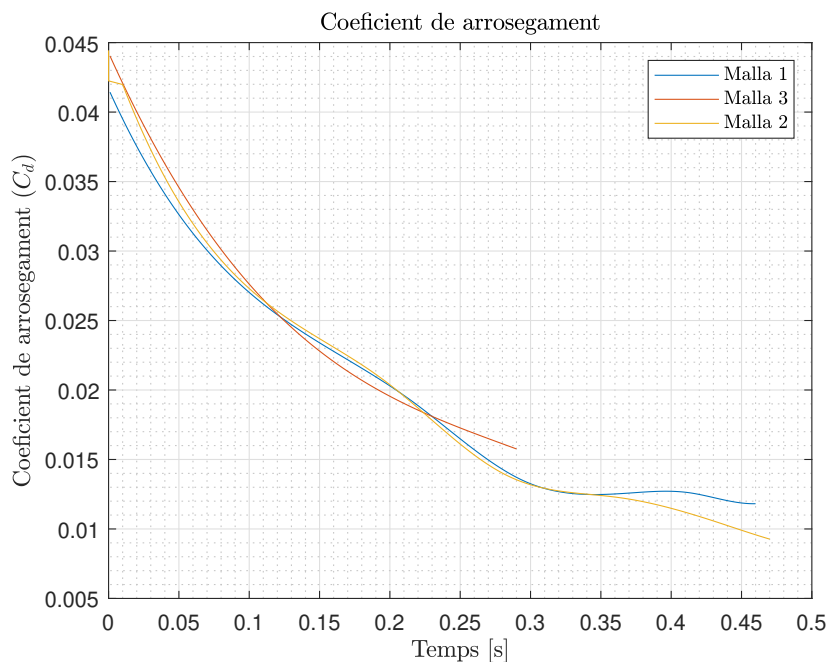


Figura 15: Comparació del coeficient d'arrossegament mitjà obtingut per a les 3 malles

En les gràfiques anteriors es mostren els valors corresponents als principals coeficients aerodinàmics per a un mateix rang de temps a excepció de la malla 3 la qual es mostra un menor interval de temps.

Com es pot observar el comportament de les tres malles és força similar tant pel que fa a coeficient d'arrossegament com pel que fa a coeficient de sustentació tanmateix s'observa com per a la malla 3 es produeix una diferencia substancial entre les malles primera i segona respecte la tercera. En general es comprova que es produeix una certa estabilització dels diferents coeficients, a l'alça pel que fa al coeficient de sustentació i a la baixa pel que fa al coeficient de arrossegament. En termes generals el refinament de la malla provoca un descens del coeficient d'arrossegament i un ascens del coeficient de sustentació.

Per a la malla 3 s'observa una desviació del comportament respecte a les dues més refinades, en concret es pot veure clarament una variació significativa del coeficient de sustentació i una lleugera tendència a l'alça del coeficient d'arrossegament. Per aquest motiu la malla 3 es descarta i es continuarà fent comprovacions entre la malla 1 i 2.

Entre les dues malles mes similars podem calcular la diferencia entre elles mitjançant un calcul simple d'error, podem analitzar l'error promitjat en la zona més estable corresponent als últims instants de temps. Per a obtenir aquests valors es procesen les dades mitjançant MATLAB obtenint la mitjana dels últims instants de temps per a C_l i per a C_d . Així doncs

s'obté:

$$\epsilon_r^{(C_d)} = \frac{|\overline{C_d}^{(2)} - \overline{C_d}^{(3)}|}{\overline{C_d}^{(3)}} \cdot 100 = 3,12\% \quad (18)$$

Podem comprovar que aquesta diferència es molt petita i per tant tenint en compte que existeixen factors limitants importants de manca de potencia computacional es considera l'error com assumible, tot i això encara que visiblement es pot inferir que l'error per al coeficient de sustentació s'opta per a calcular-lo també per tal de verificar aquest fet.

$$\epsilon_r^{(C_l)} = \frac{|\overline{C_l}^{(2)} - \overline{C_l}^{(3)}|}{\overline{C_l}^{(3)}} \cdot 100 = 1,08\% \quad (19)$$

Veiem que per aquest cas l'error relatiu associat al coeficient de sustentació C_l és molt menor al del coeficient d'arrossegament C_d sent pròxim a l'1%. Per tant en termes generals podríem inferir ja que la malla a utilitzar per a la obtenció de resultats ha de ser la segona.

Tot i això s'opta per una visió conservadora procedint a analitzar altres factors. En aquest sentit un altre factor interessant a comparar es la distribució de velocitats mitjana per a les dues malles que presenten comportament similar. A continuació es mostra el resultat de promitjat del camp de velocitats dels últims intervals observat per a la malla 1 i 2.

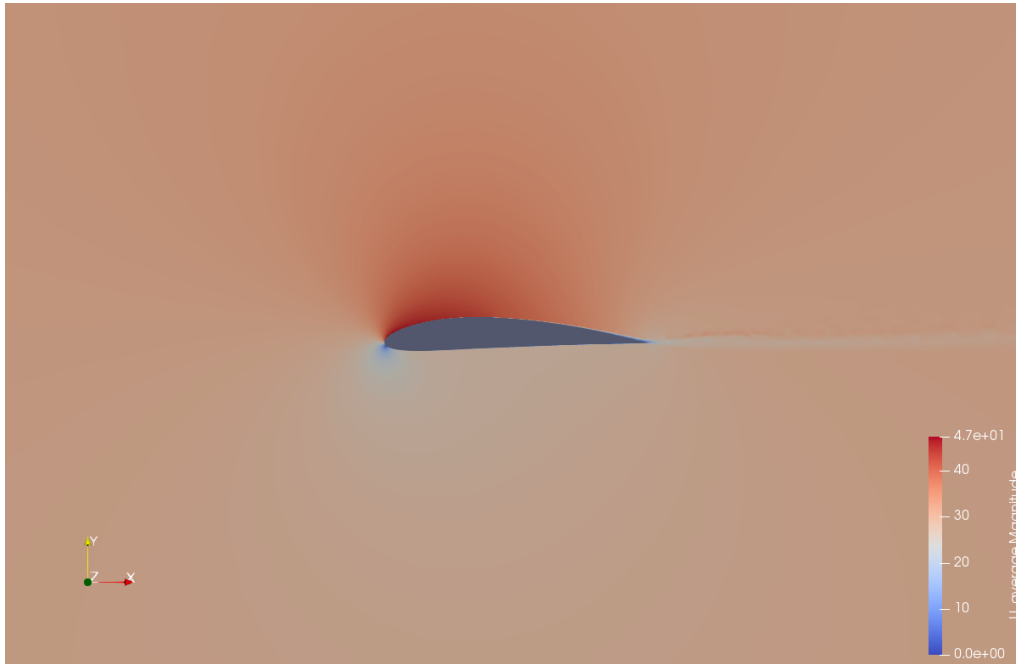


Figura 16: Promitjat del camp de velocitats per a la primera malla.

Per a la malla 1 podem observar una velocitat màxima de 47 m/s en la part més pròxima a l'angle d'atac de l'extradós tal com era d'esperar, el gruix de la capa limit es petit i l'estela turbulenta que deixa darrere el perfil no es considerable. En general el comportament observat es l'esperat per a un cas com el que s'està estudiant.

Seguidament es presenta el mateix camp per a la malla 2.

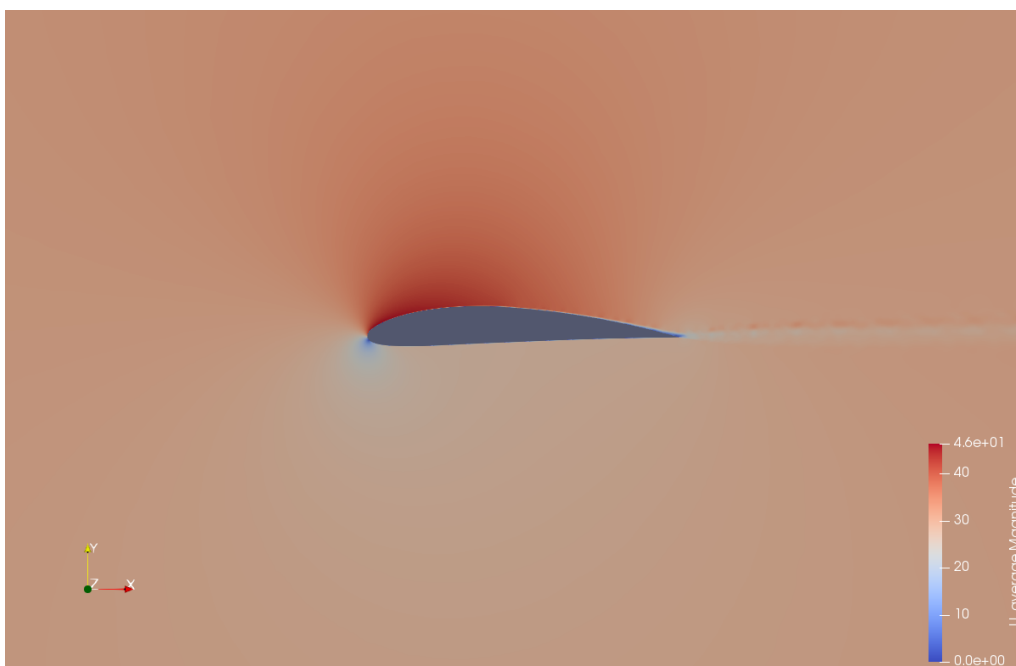


Figura 17: Promitjat del camp de velocitats per a la segona malla.

En aquest cas a simple vista s'observa un comportament idèntic que per a la malla amb major nombre de volums de control, tanmateix si s'observa la llegenda es pot veure que per al valor màxim de velocitat existeix una petita diferència aproximadament 1 m/s. Aquesta petita diferència no es significativa.

Per tant, amb les comparatives analitzades de les diferents malles, es decideix continuar l'estudi fent us de la segona malla (la intermitja) continuant amb el temps de càlcul i obtenint la resta de resultats que permetran un anàlisi més exhaustiu.

7.2 Anàlisi dels resultats

Finalitzat el test d'independència de malla i amb un major temps de càlcul es pot procedir a la discussió dels resultats obtinguts. A causa de les limitacions computacionals no s'han pogut obtenir resultats complets de la simulació els quals requeririen de un major temps de càlcul arribant fins a un major grau de convergència dels resultats. Tot i això amb les dades de les que es disposa es poden inferir tendències i donar una bona aproximació del que serien els resultats per a un major temps de càlcul.

Els resultats s'han postprocesat fent us del programa ParaView, aquesta eina permet la visualització gràfica dels resultats per a els diferents instants de temps. A més es una eina potent que ens permet realitzar diferents operacions i aplicar filtres de manera que es poden obtenir paràmetres derivats dels principals com els diferents coeficients adimensionals o els resultats mitjans.

7.2.1 Anàlisi del Y^+

Utilitzant el ParaView s'ha representat el Y^+ mitjà per a la malla que finalment s'ha emprat. En la següent imatge podem veure els valors representats en escala gràfica tant per a l'extradós com per a l'Intradós.

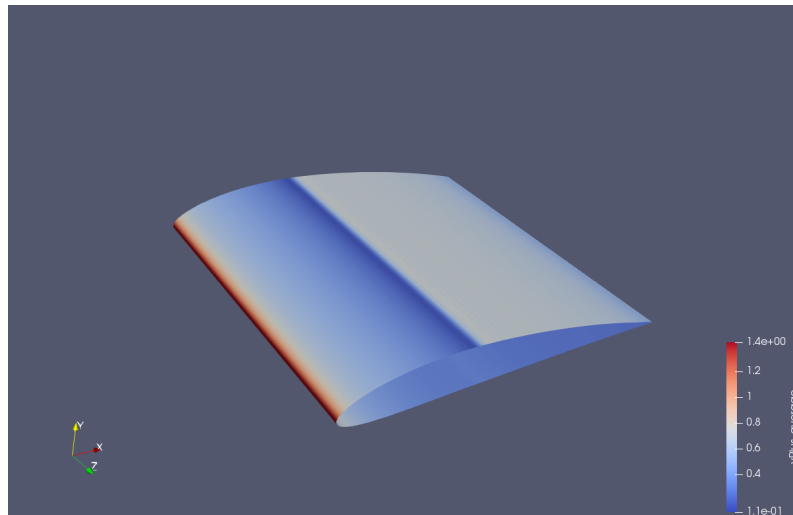


Figura 18: Y^+ a l'extradós.

En l'extradós observem de forma clara dues regions diferenciades, la regió posterior presenta un major Y^+ degut a la aparició en aquella regió de una major vorticitat adherida al perfil. En la part frontal s'observa el màxim Y^+ que correspon a 1.4 un valor raonablement bo per a un cas com el d'estudi.

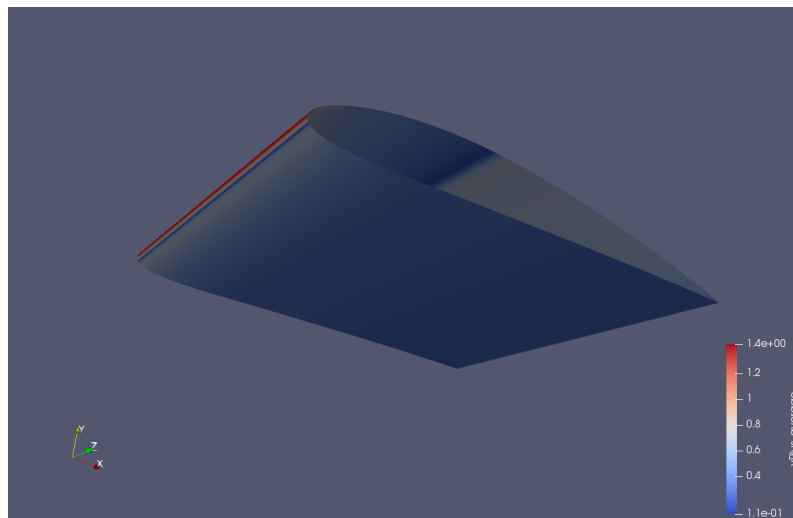


Figura 19: Y^+ a l'intradós.

Pel que fa a l'intradós el valor es gairebé constant i per sota de 1 indicant-nos que en aquella zona l'espessor adimensional de paret té uns bons valors. Per tant podem afirmar que tot apunta que els valors que obtindrem per a aquesta malla són fiables per a la capa límit.

7.2.2 Anàlisi del camp de velocitats

Primerament es presenta un extracte del camp de velocitats per als instants de temps fins a arribar a un segon, en aquestes imatges es pot apreciar la aparició i evolució de la vorticitat en la capa límit. Addicionalment es pot consultar la seqüència en vídeo a través del següent enllaç: <https://bit.ly/3oggJ57>

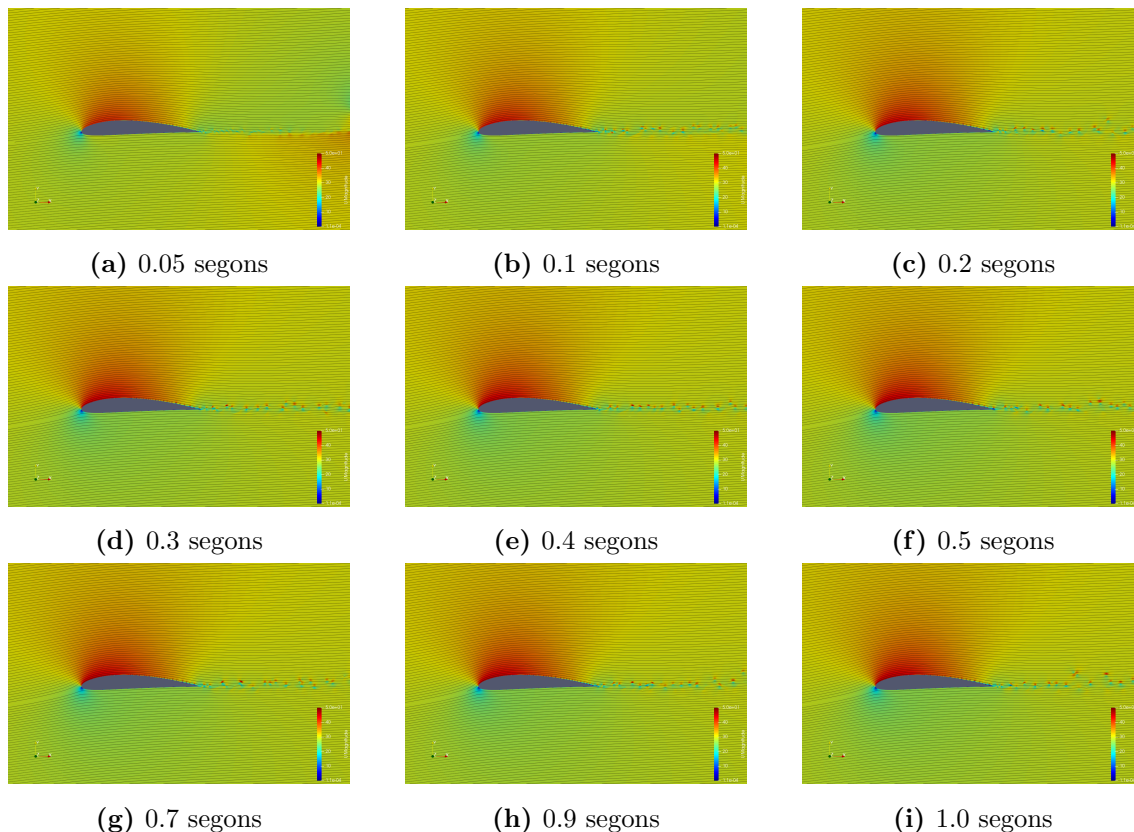


Figura 20: Camp de velocitats per a diferents instants de temps incloent línies de corrent.

Podem veure com en els primers instants de temps en el flux pràcticament no s'aprecia vorticitat, a mesura que s'incrementa el temps la vorticitat va augmentant fins a establir-se prop dels 0.4 segons. A partir de l'estabilització podem observar com cada cop els vòrtexs que apareixen són més difusos, això es deu a la aplicació del model de turbulència, que suavitza els petits vòrtexs.

A banda dels valors instantanis el que realment és transcendent per a poder analitzar el flux a la capa límit és el valor mitjà del camp de velocitats, aquesta mitjana té en compte solament els valors més estables compresos a partir del segon 0,6 de la simulació.

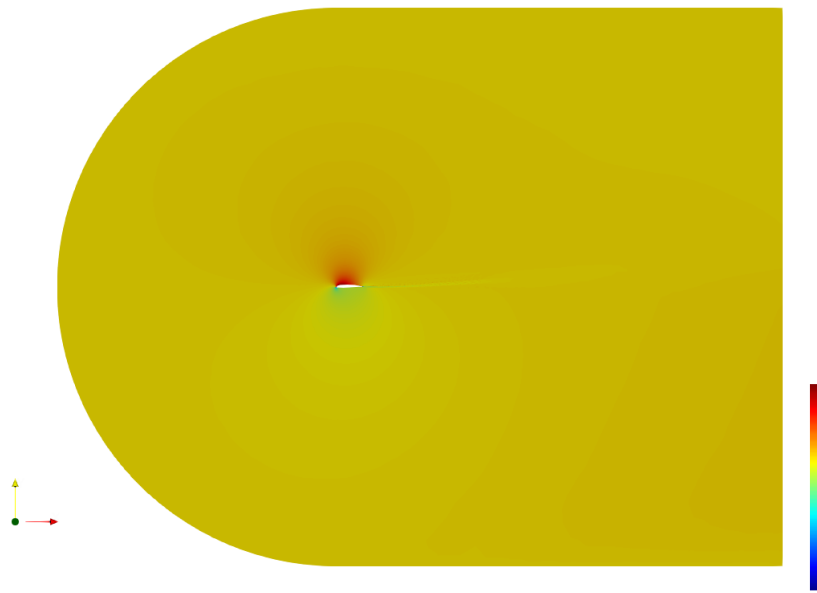


Figura 21: Camp de velocitats en el domini computacional.

En aquesta imatge podem observar tot el domini computacional, es pot observar que les pertorbacions es centren en la part propera al perfil quedant en calma la resta del domini, aquesta gran distància respecte als límits és un bon indicador verificant que les condicions de contorn elegides són correctes.

Per tal de poder obtenir una millor anàlisi s'ha obtingut també el camp de velocitats corresponent a la zona més pròxima al perfil. Aquesta permet l'Anàlisi de les zones de alta i baixa velocitat així com determinar una primera aproximació de l'espessor de capa límit.

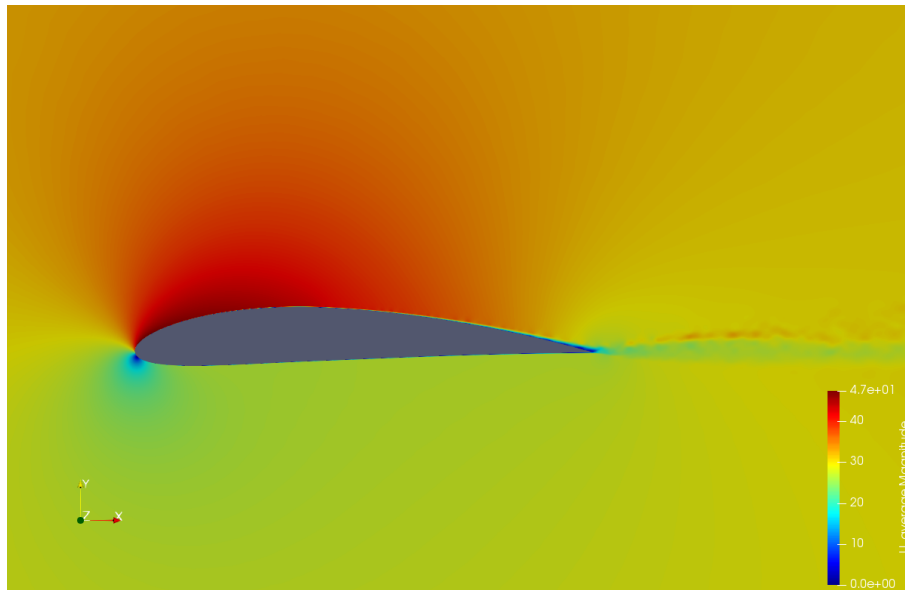


Figura 22: Camp de velocitats en la regió pròxima al perfil.

Amb l'objectiu de millorar la visibilitat del camp de velocitats s'ha decidit disminuir la resolució del camp per tal de mostrar les regions amb una mateixa velocitat, a més, per tal d'observar la direcció de la velocitat s'han inclòs les línies de corrent. Les línies de corrent són el lloc geomètric definit per les corbes tangents a la velocitat, aquestes son útils ja que indiquen la direcció que segueix el fluid i permeten observar amb facilitat si existeix separació de flux.

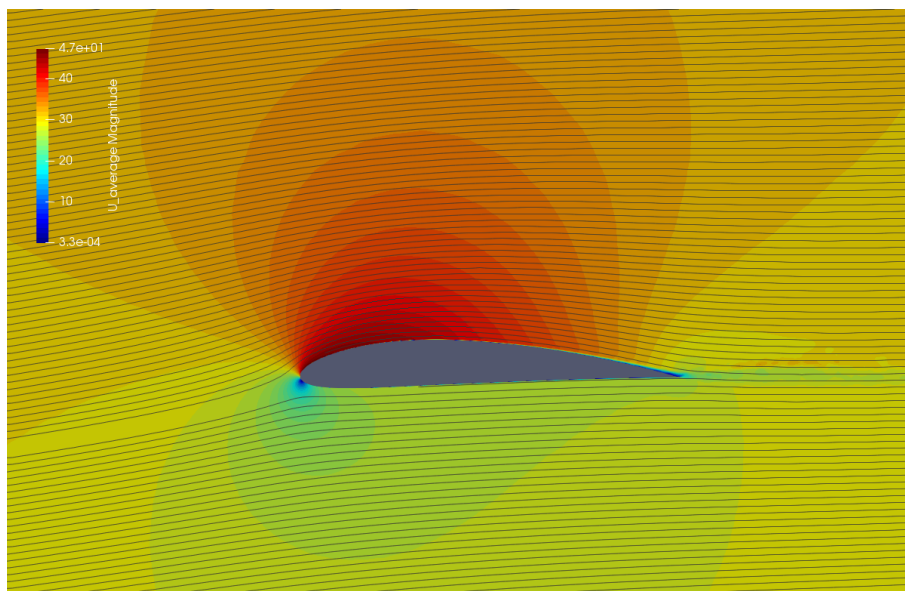


Figura 23: Camp de velocitats en la regió pròxima al perfil incloent línies de corrent.

El comportament que s'observa és l'esperat per a un angle d'atac petit, en la part del

caire d'atac de l'extradós es produeix un augment significatiu de la velocitat mentre que en la part de l'Intradós on es produeix l'impacte amb el flux lliure es produeix una frenada dràstica. En la part final del perfil podem observar com a la capa límit el gradient de velocitats és major degut a la major presència de vorticitat. Al caire de sortida del perfil es veu una petita estela de vorticitat.

Per últim de l'anàlisi de les línies de corrent podem observar que el flux es manté adherit en tot moment seguint una curvatura suau similar a la del perfil, la sortida del perfil també es produeix de manera suau no observant-se cap mena de desprendiment.

7.2.3 Anàlisi de les velocitats a la capa límit

Resulta especialment interessant realitzar un anàlisi de la velocitat en la zona més pròxima al perfil, aquesta zona és la coneguda com a capa límit.

A primera vista es pot clarament diferenciar el desenvolupament de la capa límit observant-se un desenvolupament de laminar a turbulenta en la meitat més propera al caire de sortida.

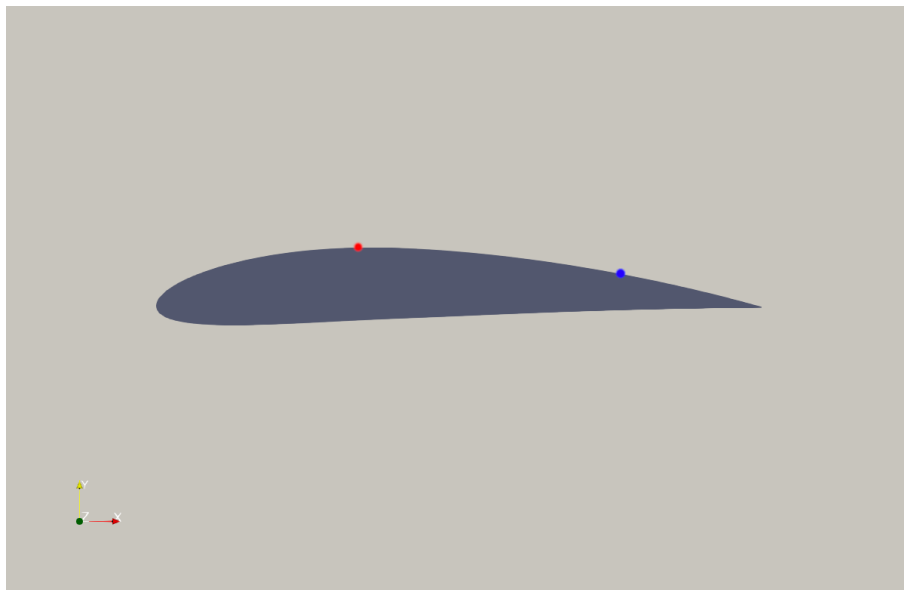


Figura 24: Situació dels punts d'anàlisi.

Per aquest motiu s'opta per estudiar la capa límit en aquestes dues regions marcades en vermell i blau respectivament. A continuació es mostra un gràfic que representa la velocitat a la capa límit situada en la regió on aquesta és laminar.

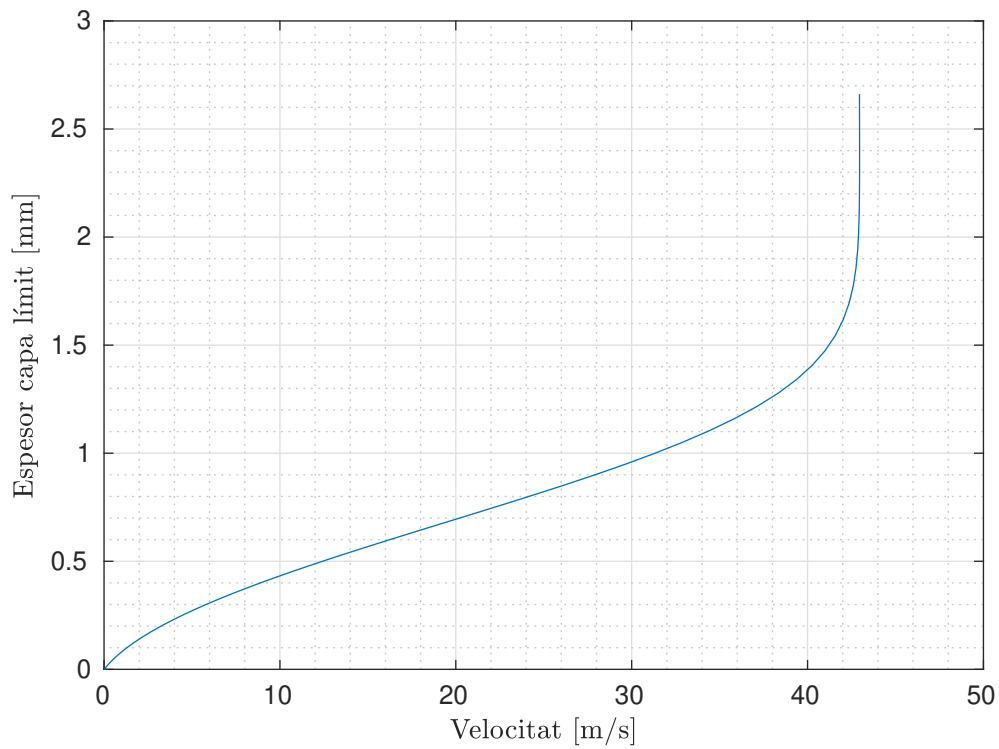


Figura 25: Distribució de velocitats a la capa límit laminar

Es pot observar com el gradient de velocitats es eleva observant-se un creixement ràpid assolint-se el flux uniforme en aproximadament 2 mm. El poc espessor de la capa límit és una característica pròpia de la capa límit laminar.

Tot seguit es presenta el mateix gràfic per a la regió on el flux és turbulent:

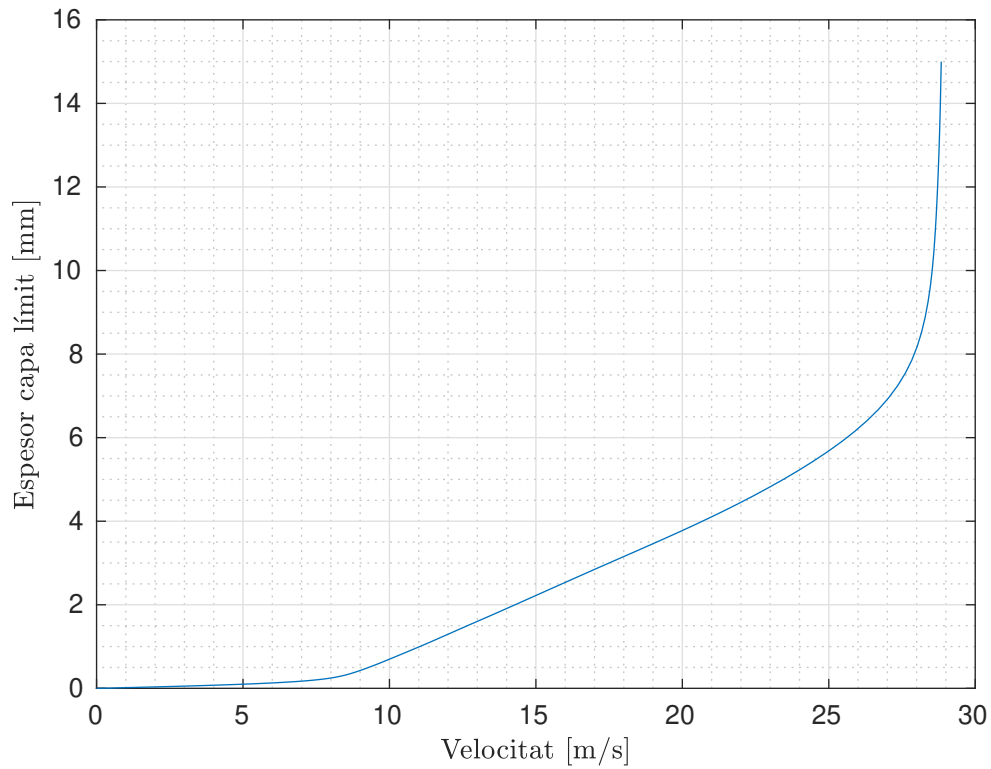


Figura 26: Distribució de velocitats a la capa límit turbulenta

Per aquest cas en canvi s'observa un espessor 7 vegades major que per al cas laminar, sent l'espessor en aquesta regió de 14 mm. Aquesta característica es pròpia de la capa límit turbulenta.

Finalment, per tal de comprovar les característiques de la capa límit i comparar la laminar i la turbulenta es mostra a continuació el gràfic d'espessor-velocitat normalitzat per a les dues regions.

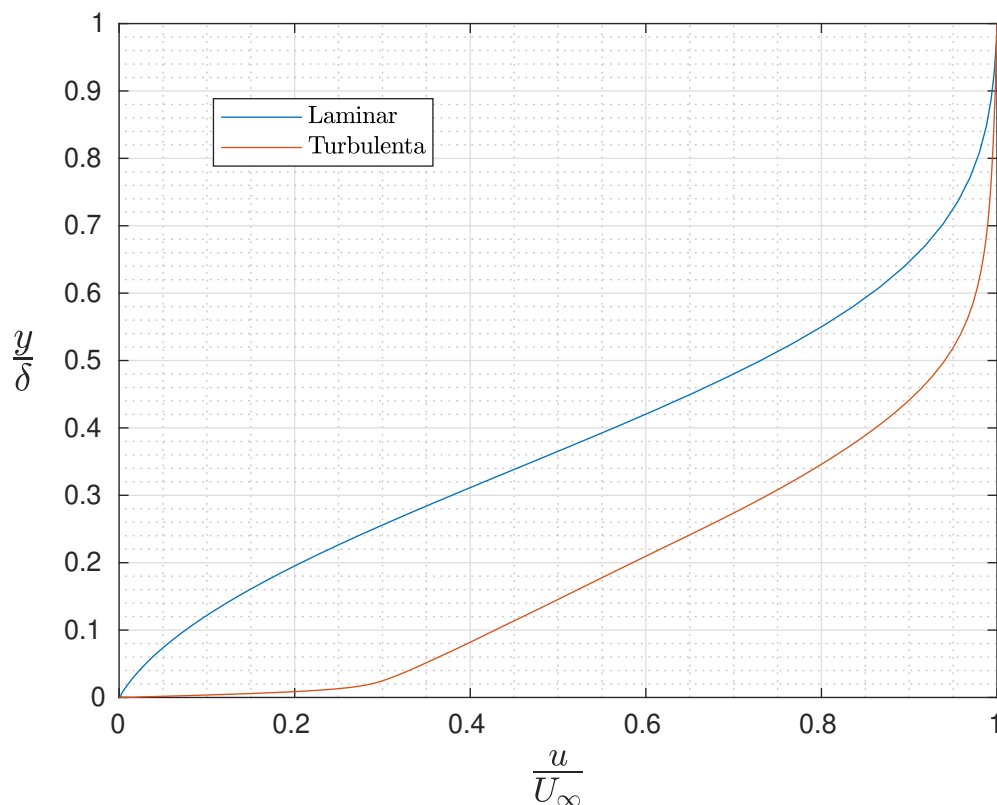


Figura 27: Comparació normalitzada de la distribució de velocitats a la capa límit

7.2.4 Anàlisi de la pressió

Un altre paràmetre clau d'anàlisi junt amb la velocitat és la pressió. Mitjançant el software de post procés podrem obtenir en primer lloc el camp de pressions, a més també es pot obtenir la pressió sobre la superfície del perfil d'on amb un simple càlcul podrem obtenir el coeficient de pressions que ens permetrà obtenir el coeficient de sustentació mitjançant la seva integració.

Primerament representarem el camp de pressions mitjà en el que es troba immers el perfil, s'han pres els mateixos intervals de temps que per a la velocitat.

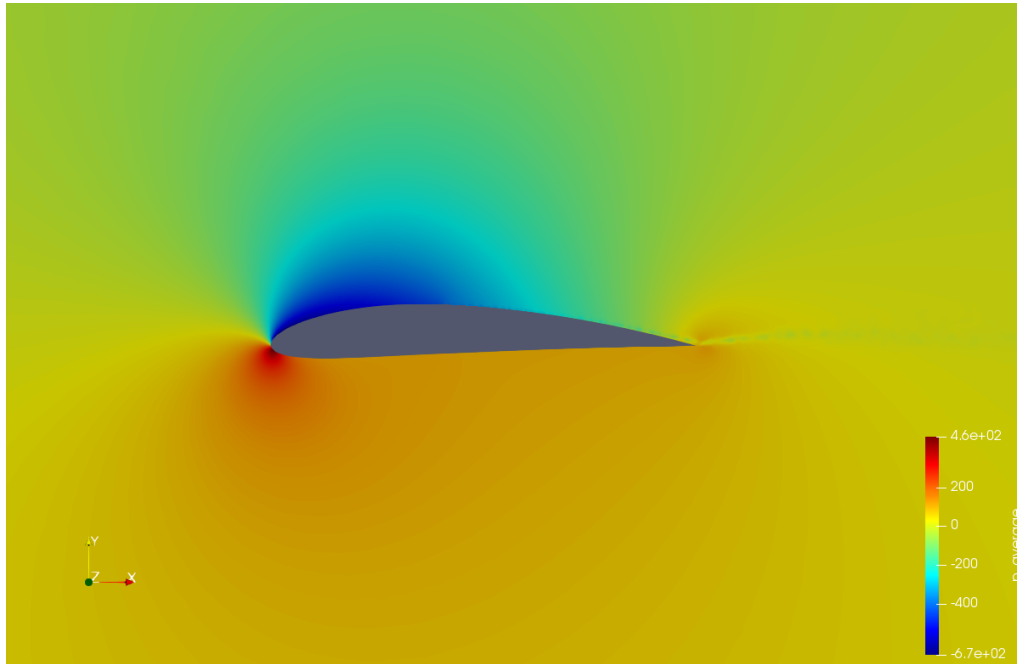


Figura 28: Camp de pressions en la regió pròxima al perfil.

Per tal de millorar la visualització s'iclouen isòbares que permeten una representació gràfica del gradient.

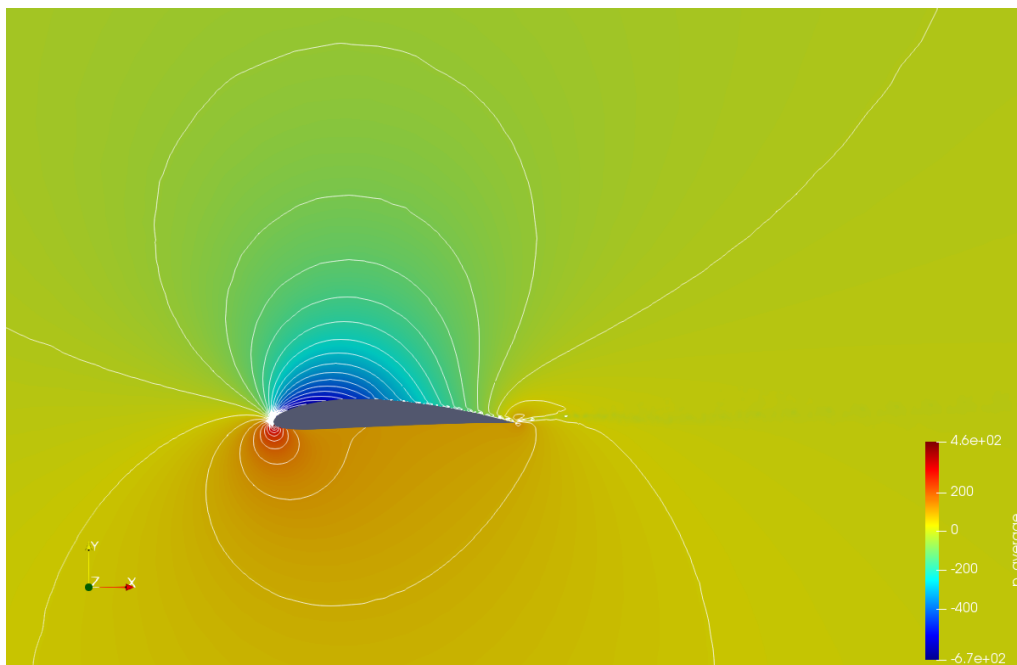


Figura 29: Camp de pressions en la regió pròxima al perfil incloent isòbares.

Com podem veure es genera una pressió negativa (respecte a la de referència corresponent a 0) en la part superior del perfil tal com era d'esperar junt amb una pressió positiva a

l'intradós. Si ens apropem al caire d'atac podem observar petites irregularitats de pressió negativa corresponent al promitjat dels centres dels vòrtex propis del flux turbulent, amb un major temps d'anàlisi obtindríem cada cop una major uniformitat, tot i això és normal que es generi una certa irregularitat degut a la turbulència.

A banda de l'anàlisi del camp de pressions es especialment interessant l'anàlisi de la pressió sobre el perfil alar, en aquest sentit es pot obtenir una representació gràfica d'aquests valors fent us del paraview, els resultats obtinguts es mostren a continuació.

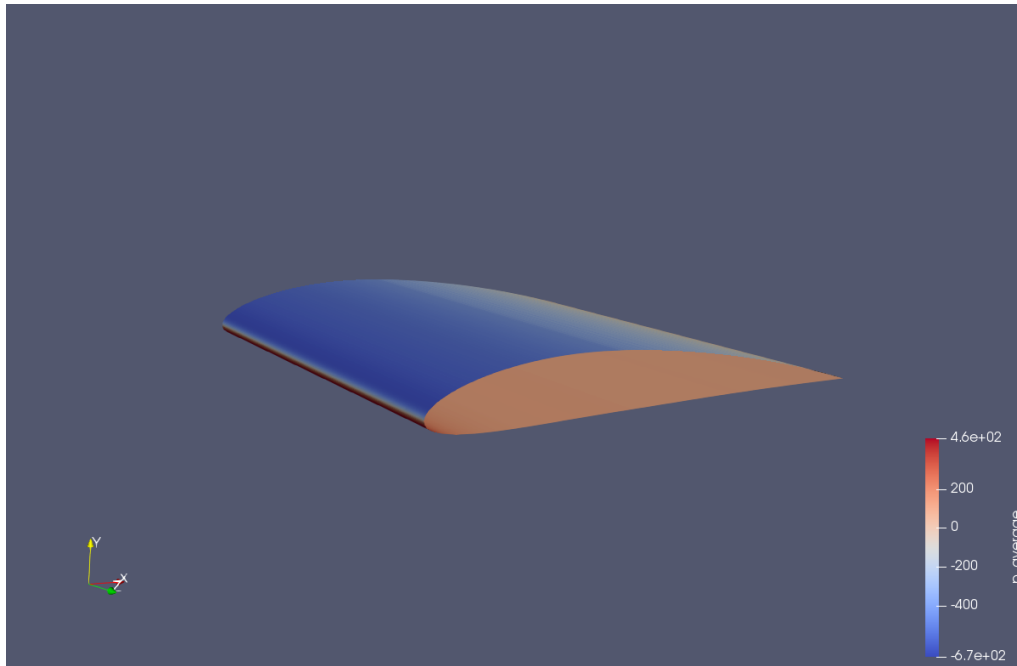


Figura 30: Pressions mitjanes sobre la paret de l'extradós.

Es veu tal com ja s'havia previst en la visió del camp de pressions que tota la regió de l'extradós corresponent a la meitat pròxima del caire d'atac la pressió és negativa (succió) acostant-se al 0 a mesura que el avança el perfil en direcció al caire de sortida. Pel que fa al punt d'impacte del caire d'atac observem una pressió significativament elevada tal com era d'esperar.

Seguidament per comoditat visual es mostren separadament els resultats corresponents a la zona de l'intradós.

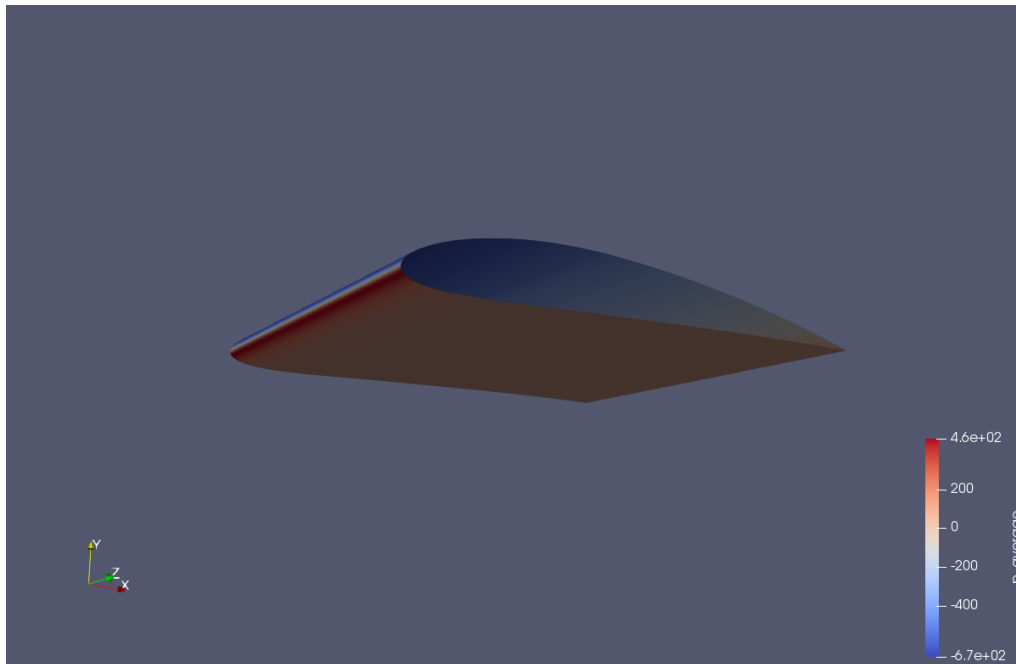


Figura 31: Pressions mitjanes sobre la paret de l'intradós.

Des d'aquesta perspectiva és pot visualitzar com la pressió a la que es troba sotmès l'intradós és pràcticament constant i lleugerament positiva. A més s'observa amb més detall el caire d'atac amb una forta singularitat positiva. També es poden observar detalls de l'extradós, en concret s'observa la manca de suavitat en la continuïtat de la zona propera al caire de sortida, això es deu als mateixos vòrtex que provocaven aquest efecte en velocitat.

A partir de les pressions a les que es troben sotmeses les parets del perfil es pot determinar el coeficient de pressió, un numero dimensional molt comú en aerodinàmica d'especial interes, en el següent gràfic es mostra el coeficient de pressions per a intradós i extradós representat directament sobre la superfície del perfil.

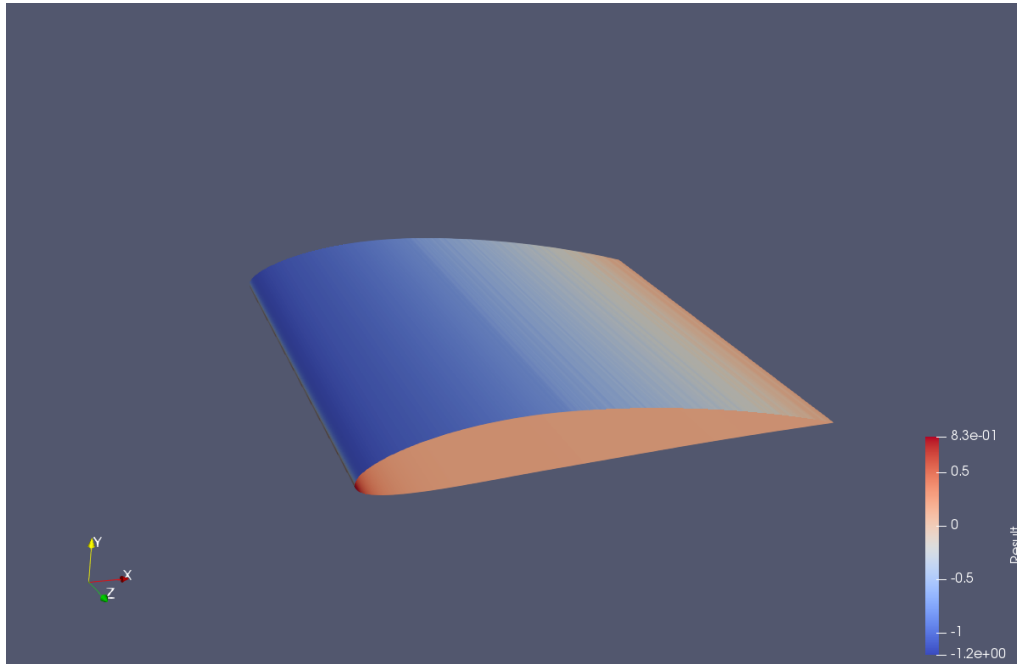


Figura 32: Coeficient de pressió mitjà sobre la paret del perfil.

Evidentment, la distribució del coeficient de pressió sobre el perfil és anàloga a la distribució de la pressió degut a la seva definició, es pot notar que aquest coeficient es mou entre els valors de -1.2 i 0.83 el qual suposa paràmetres no gaire elevats però lògics per a un angle d'atac petit.

Una altra representació comú que resulta de utilitat és la representació gràfica del coeficient de pressió en front a la posició en termes de corda, aquesta representació es sol donar amb eixos invertits ja que ofereix una millor interpretació física del coeficient.

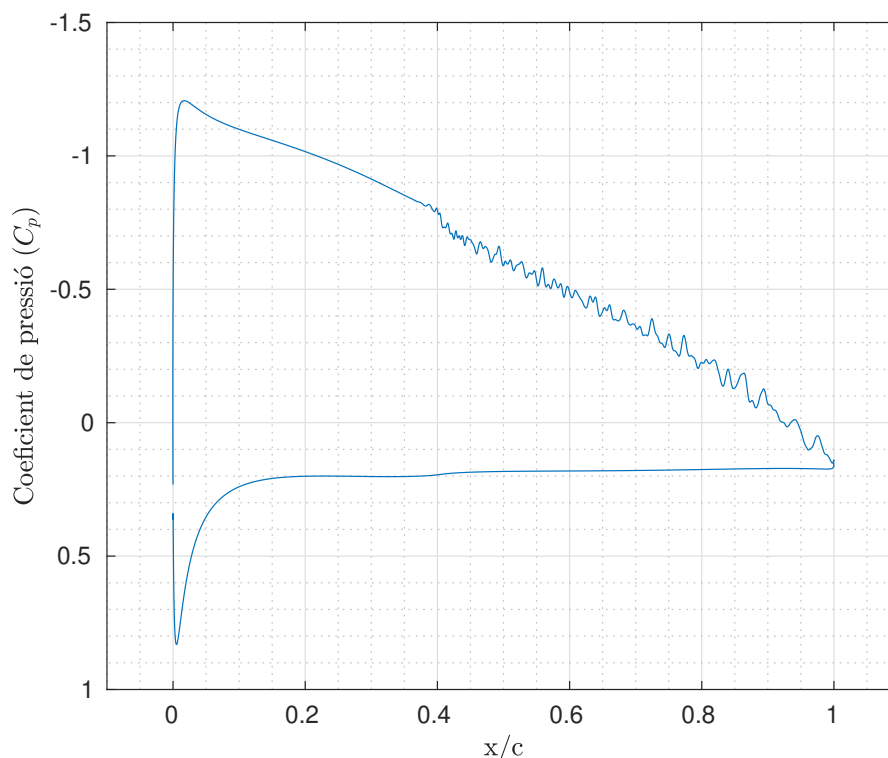


Figura 33: Coeficient de pressió mitjà sobre la paret del perfil en termes de corda.

Aquesta gràfica ens mostra el coeficient de pressions a l'extradós (línia superior) i a l'intradós (línia inferior), d'aquest mode ens permet conèixer la distribució de pressions al llarg de tot el perfil en un sol gràfic. Un altre factor important del gràfic de coeficient de pressions es que donada la definició del coeficient de sustentació la integral de la diferència entre la projecció vertical de les pressions a l'intradós i l'extradós correspon amb el coeficient de sustentació, per tant l'àrea ens dona una primera aproximació.

En el gràfic veiem els fenòmens que ja havíem vist en les imatges, per al caire d'atac observem una línia pràcticament vertical que ens indica un fort contrast entre una gran pressió negativa a l'extradós i una forta pressió positiva a l'intradós, la resta del gràfic el comportament es suau excepte per a la sortida de l'extradós on es produeix major vorticitat que es pot observar amb la presència de petites oscil·lacions en el gràfic tot i haver promitjat els valors.

7.2.5 Anàlisi del coeficient de sustentació

Un cop obtinguda la distribució de pressió sobre el perfil i coneixent la geometria, el següent pas seguint l'ordre natural és el comput del coeficient de sustentació (C_l). Aquest coeficient juntament amb el de arrossegament és un dels coeficients aerodinàmics bàsics

dels quals és fàcil trobar-ne referències experimentals que permetran verificar el resultat.

Es mostra primerament un gràfic temporal del coeficient de sustentació on es pot observar la seva evolució al llarg de la simulació fins al segon 1.

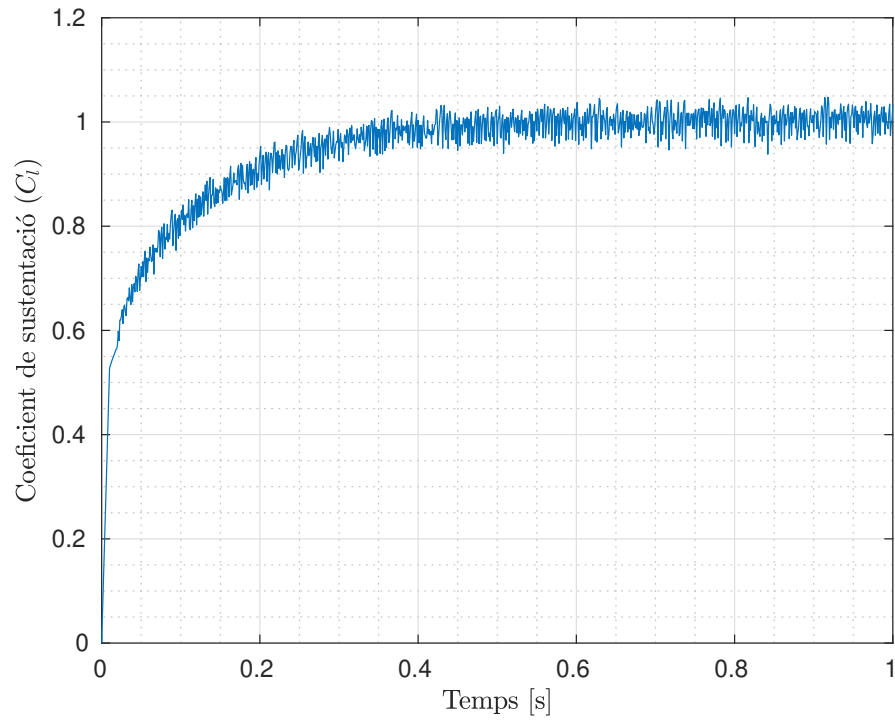


Figura 34: Representació temporal del coeficient de sustentació (C_l).

Per a una millor observació dels resultats es mostren els resultats processats mitjançant la mitjana de les envolupants obtinguda gràcies a un filtre aplicat en MATLAB.

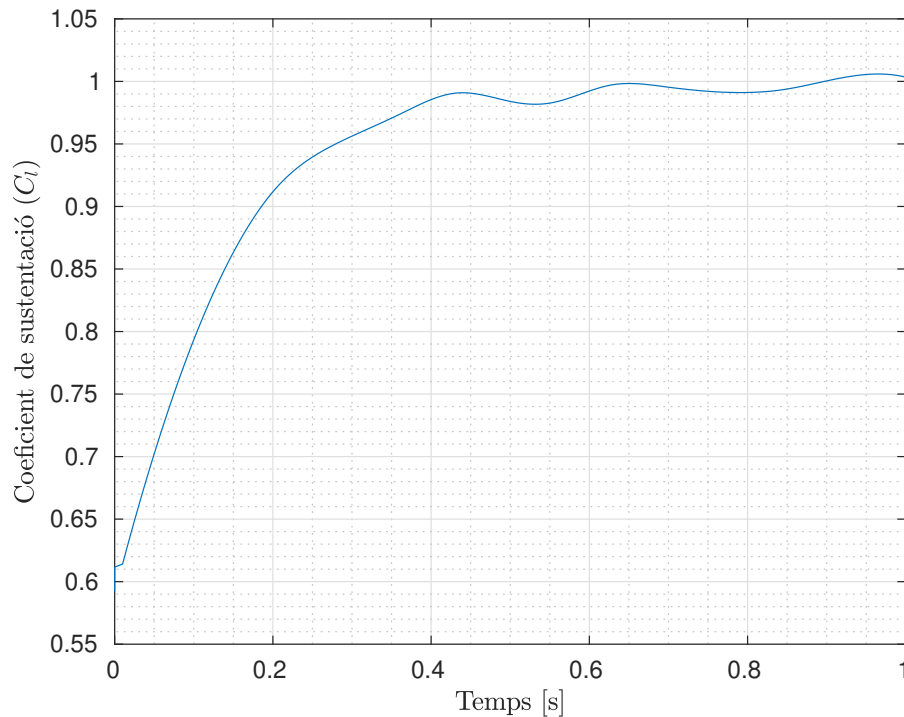


Figura 35: Representació temporal del coeficient de sustentació filtrat(C_l).

En la gràfica es pot observar com el coeficient de sustentació s'incrementa fins al segon 0.4 en el que s'estabilitza aproximadament en torn al valor de $C_l = 1$, tot i això es mantenen oscil·lacions notables al voltant d'aquest valor per tal de poder analitzar correctament el valor d'aquest coeficient i comparar-lo amb la literatura consultada serà necessari realitzar un promitjat del valor, al tractar-se de un valor amb petites oscil·lacions és adequat fer servir la mitjana quadràtica RMS. Fent us de MATLAB per a processar les dades i prenent per a l'anàlisi únicament els darrers instants de temps s'obté un valor mitjà de coeficient de sustentació de $\overline{C_l} = 1.003$.

El valor mitjà del coeficient de sustentació es pot comparar amb dades experimentals publicades, en aquest sentit s'ha optat per a comparar-lo amb els resultats mostrats en el handbook *Theory of wing sections* (Abbot, 1959) d'on s'extreu la gràfica que es mostra a continuació:

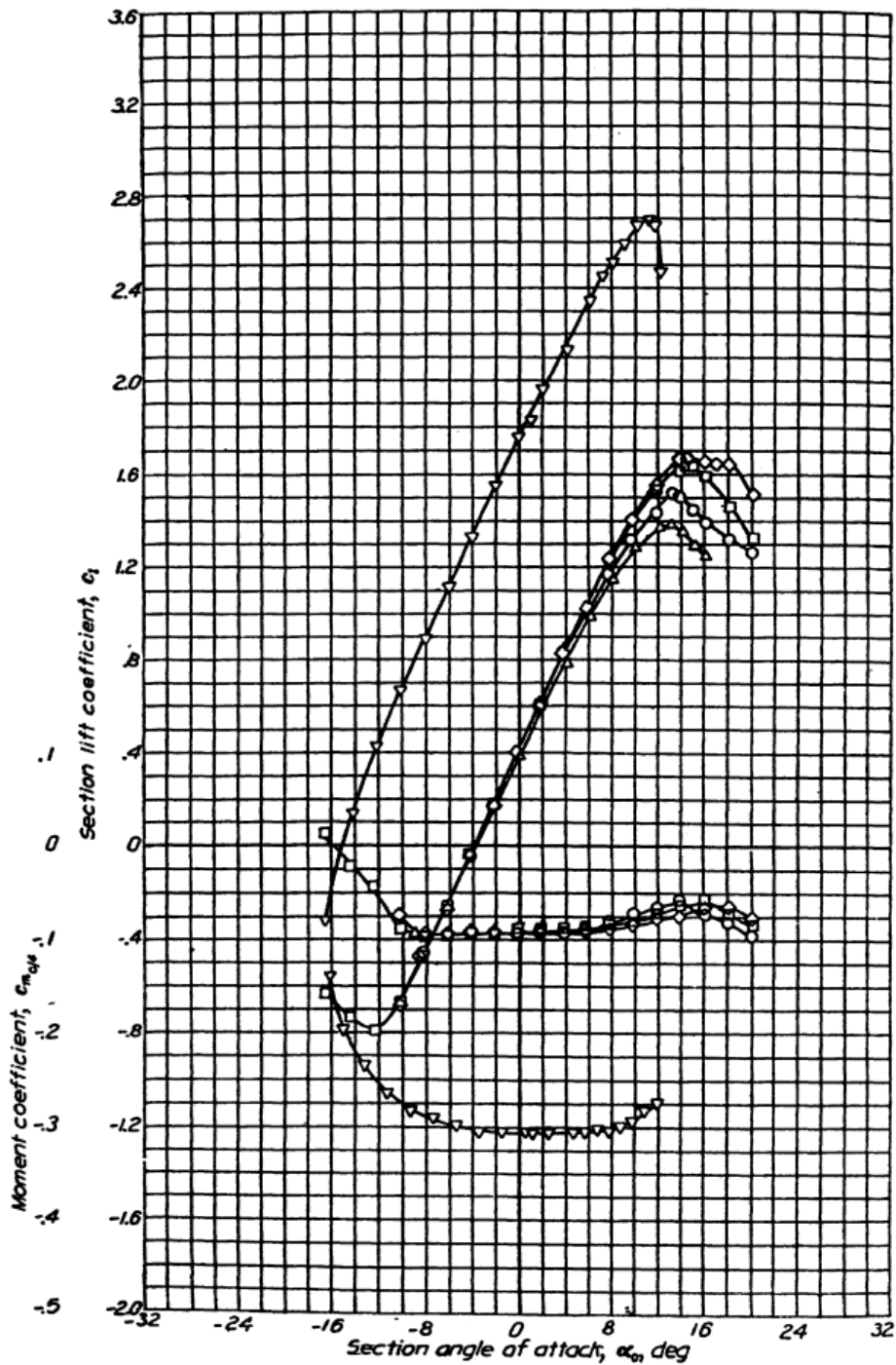


Figura 36: Coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac per al perfil NACA 4412. Extret de [14]

Es pot observar que per al numero de Reynolds i l'angle d'atac del cas d'assaig el coeficient de sustentació pren un valor de $C_l = 1$ aquest valor coincideix aproximadament amb l'obtingut per la simulació.

Com els resultats experimentals son obtinguts mitjançant un gràfic no tindria sentit

realitzar un calcul numèric de l'error relatiu ja que la obtenció gràfica de les dades ja suposa un factor d'error.

7.2.6 Anàlisi dels esforços tallants

En aquest apartat es procedeix a l'anàlisi dels esforços tallants que apareixen sobre la paret del perfil, com ja s'ha indicat en l'apartat aquests esforços estan relacionats amb el gradient de velocitats a la capa limit. Per tant d'entrada ja es pot preveure quin comportament tindrà.

Per a poder veure correctament els esforços tallants aquests s'han representat fent us de *paraview* sobre la paret del perfil de forma promitjada tal com s'ha fet amb la resta de les variables. Així doncs en la següent imatge es mostra el valor del modul dels esforços tallants sobre el perfil.

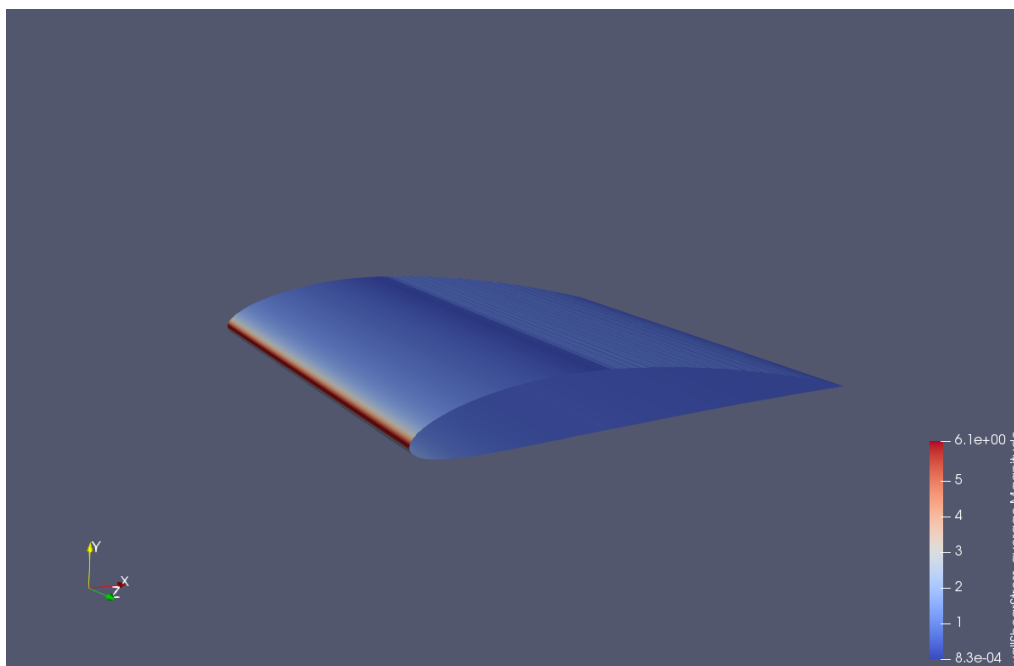


Figura 37: Esforços tallants sobre la paret del perfil (τ_w)

En la imatge es pot observar que tal com era previsible en el caire d'atac els esforços tallants son sensiblement majors que en la resta del perfil on son pràcticament nuls, existeix una excepció en la part posterior de l'extradós on es pot veure clarament que la vorticitat genera zones amb majors esforços tallants. Tal com s'ha comentat en l'apartat 7.2.2 en aquesta zona el gradient de velocitats és més significatiu.

Els esforços tallants tenen una repercussió pràcticament nul·la sobre la sustentació però en canvi la seva contribució a l'arrossegament si que és significativa, per aquest motiu, es procedeix a realitzar la projecció dels esforços tallants sobre la direcció del flux lliure

per tal d'obtenir la contribució d'aquests sobre el *drag*. Per tal de poder obtenir resultats comparatius aquests valors es mostren de forma adimensional com a coeficient de fricció (C_f).

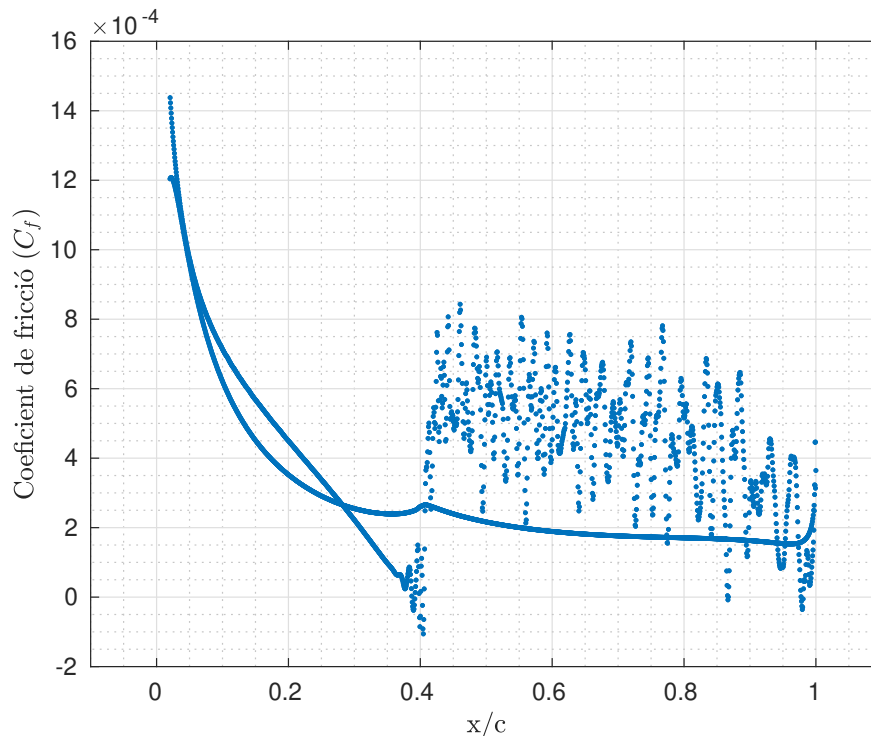


Figura 38: Coeficient de fricció en funció de la corda.

Com es pot observar existeixen dos clares tendències de dades, les de l'intradós que presenten una major regularitat i les de l'extradós que presenten grans irregularitats en la zona turbulenta. Es pot observar que a la part del caire d'atac el coeficient és substancialment major que a la resta, tanmateix cal notar que per a tots els valors l'ordre de magnitud és de 10^{-4} , per tant, tal com ja s'havia previst l'efecte de la fricció serà solament significant en la força d'arrossegament en una petita mesura.

7.2.7 Coeficient d'arrossegament

Un cop analitzats els esforços tallants sobre el perfil i la pressió podem analitzar la força d'arrossegament que tal com hem vist a l'apartat 5.6 depèn d'aquests dos factors.

En primer lloc, de manera anàloga al que s'ha fet per al coeficient de sustentació es representarà temporalment el coeficient d'arrossegament, aquest coeficient és un dels paràmetres més estudiats en aerodinàmica i ens permetrà comparar-lo amb la literatura emprada per al present treball.

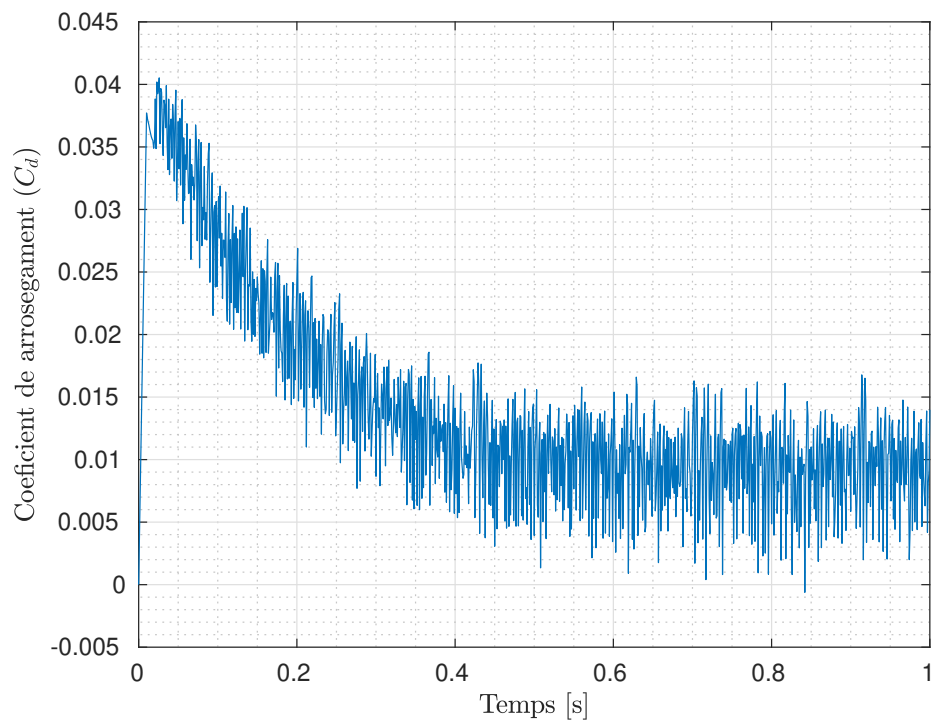


Figura 39: Resposta temporal del coeficient d'arrossegament (C_d).

Tal com s'ha fet amb el coeficient de sustentació s'empra MATLAB per a aplicar un filtre que permet el promitjat de les envolupants obtenint la resposta temporal mitjana que es mostra a continuació:

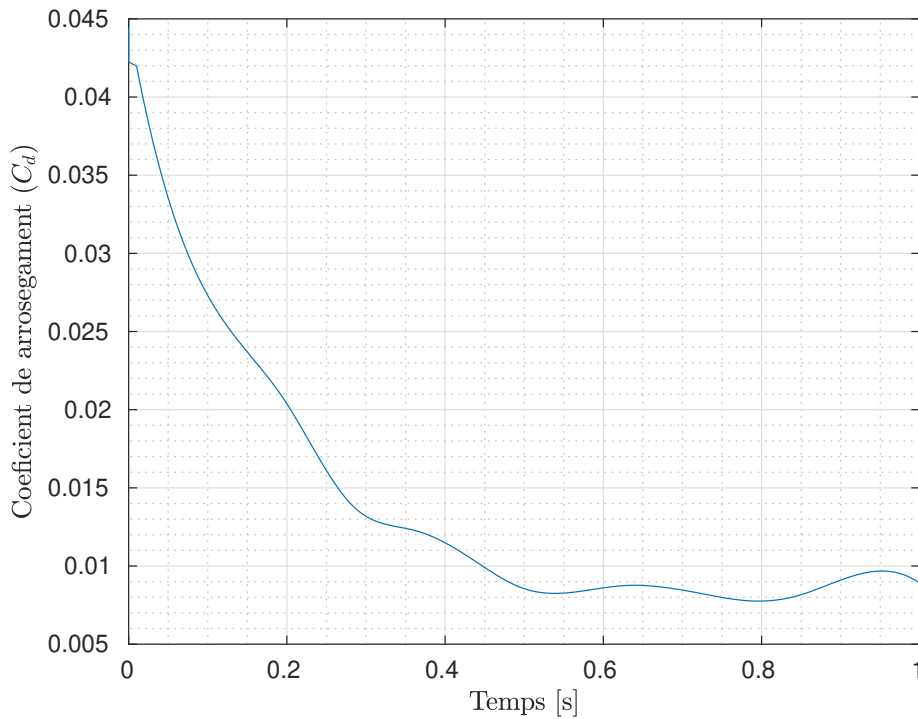


Figura 40: Resposta temporal mitjana del coeficient d'arrossegament (C_d).

En el gràfic es pot observar com el paràmetre adopta una tendència negativa fins a estabilitzar-se en el segon 0.4 al voltant del valor 0.01. El punt en el que s'estabilitza és similar que per al cas del coeficient de sustentació. Tanmateix en aquest cas notem que les oscil·lacions són relativament més grans, això es deu en part a que els valors del C_d són notablement menors als de C_l .

Per tal de poder comparar el coeficient amb les dades experimentals s'opera de la mateixa manera que s'ha fet amb el coeficient de sustentació obtenint la mitjana geomètrica del paràmetre que en aquest cas es de $C_d = 0.094$ d'entrada aquest valor sembla força lògic tenint en compte l'angle d'atac del perfil. Tot i això per a una millor verificació s'opta per a comparar-ho amb les dades experimentals presentades a [14].

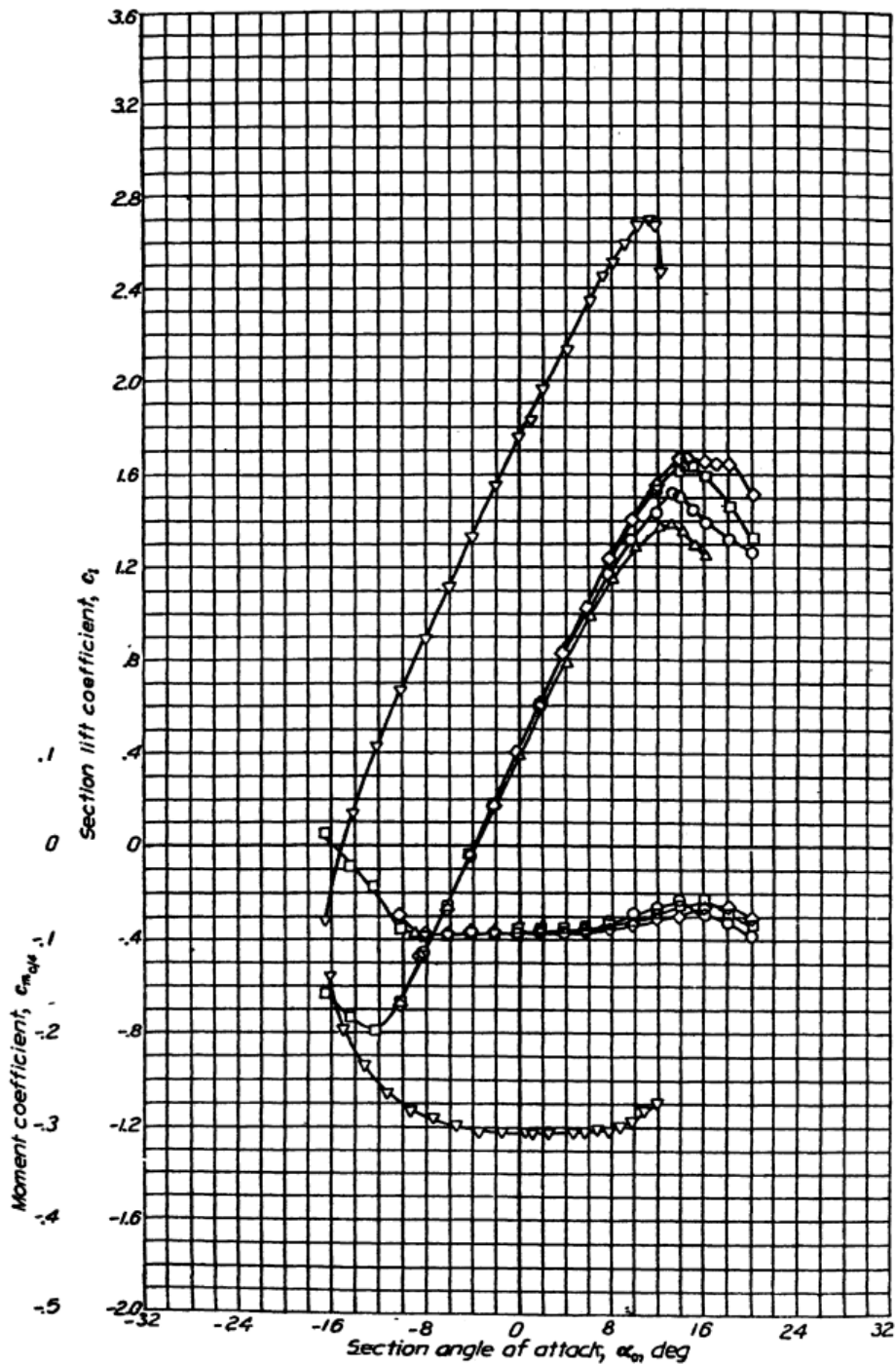


Figura 41: Corba polar per al perfil NACA 4412. Extret de [14]

Com podem observar per a un C_l de aproximadament 1 correspon un valor de C_d de aproximadament 0.01, per tant podem donar per verificat el valor mitjançant dades numèriques. De la mateixa manera que amb el coeficient de sustentació s'ha considerat no oportú realitzar el calcul de l'error ja que les dades experimentals són obtingudes amb poca precisió de gràfics.

8 Estudi de impacte ambiental

L'impacte ambiental que implica el present projecte és considerablement baix ja que es tracta d'un estudi on les úniques eines que s'han emprat han estat ordinadors. En aquest sentit, l'únic paràmetre que genera impacte ambiental son les emissions derivades de l'energia consumida per l'ordinador.

Aquest impacte es pot calcular de manera aproximada mitjançant les dades d'emissions de CO_2 publicades per la distribuïdora estatal d'energia. El següent gràfic mostra els valors de emissions dels mesos que ha durat el projecte en tones per MWh.

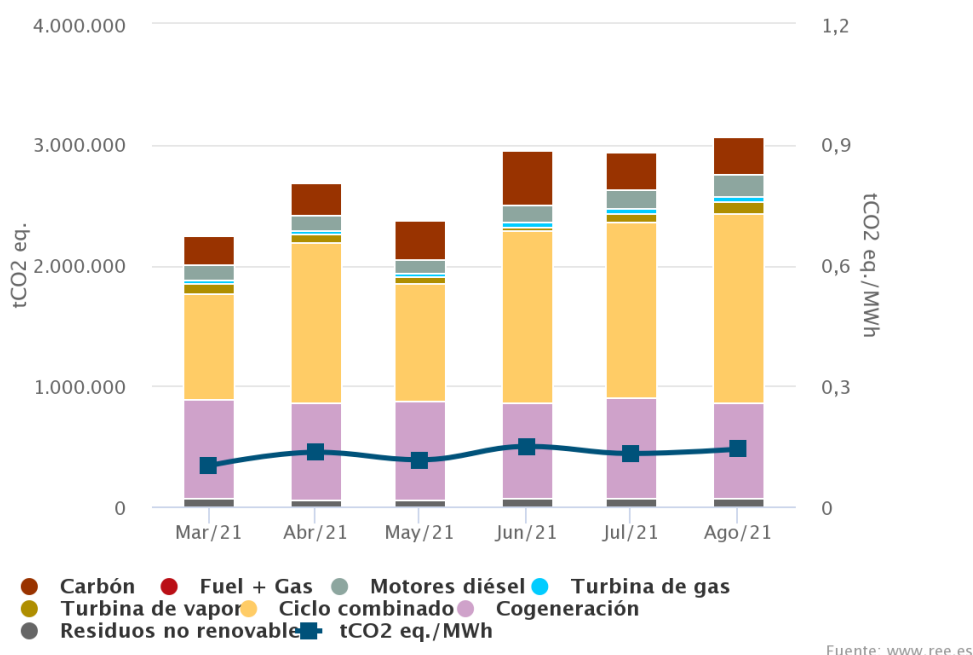


Figura 42: Emissions de CO_2 per MWh produït. Extret de [15]

La mitjana d'aquests mesos correspon a aproximadament 0,13 tones de diòxid de carboni per cada MWh, així doncs per tal de poder definir la petjada de carboni haurem d'estimar el temps d'ús de l'ordinador.

Les tasques dutes a terme han sigut la generació de la geometria i el mallat, l'aprenentatge d'ús del software i la simulació.

- 100 hores generació de la geometria i mallat
- 50 hores aprenentatge software
- 150 dies x 24 hores = 3600 hores de simulació

Cal tenir en compte que la redacció i el post processat no s'inclouen en el comput ja que han sigut paral·leles a la simulació.

El consum mitjà d'un ordinador es pot considerar de 0,25 kWh. D'aquest mode s'obté:

$$3750h \cdot \frac{0,2kW}{1h} \cdot \frac{0,13 \text{ kg de CO}_2}{1kW} = 97,5 \text{ kg de CO}_2 \quad (20)$$

Es important destacar que tot i ser un impacte ambiental relativament petit equival aproximadament a uns 900 km en un vehicle amb motor de benzina, aquest impacte ambiental es podria disparar si s'augmentés el nombre de processadors a emprar o la seva complexitat.

Es important prendre consciència d'aquests fets impulsant un desenvolupament sostenible basat cada cop més en energies renovables.

9 Pressupost

En aquest apartat es presenta el pressupost del treball on s'especifiquen els costos del projecte que es classifiquen en costos humans, de hardware i de consum elèctric.

Programa	Cost [€]
Cost humà	7950
Cost maquinària	195
Cost programari	130,75
Cost elèctric	93,75
TOTAL	8369,5

Taula 3: Cost total del pressupost

10 Conclusions

En aquest projecte s'ha pogut aprofundir en els coneixements relacionats amb la mecànica de fluids computacional.

L'objectiu era la aplicació de les tècniques de CFD per a l'anàlisi de l'aerodinàmica de perfils en concret estudiant la capa límit. Els resultats obtinguts han sigut els esperats per a l'angle d'atac analitzat (6°) podent-se observar l'aparició de vorticitat en la part posterior de l'extradós tenint impacte sobre totes les variables.

El treball ha permès introduir-me en un àmbit desconegut per a mi adquirint coneixements inicials de un camp extens. Començant pel procés de mallat i l'aplicació de condicions inicials fins al post processat i tècniques de obtenció i verificació de resultats. En aquest sentit, l'ús de literatura de referència ha permès verificar paràmetres clau dels resultats com són els coeficients de sustentació i arrossegament.

Tanmateix cal destacar que ens trobem davant de unes grans limitacions computacionals que impliquen la impossibilitat de desenvolupar l'estudi de la millor de les formes, és per això que els resultats que s'han acabat presentant són parcials i no poden considerar-se adequats en tant que la pressió no ha arribat totalment a la convergència.

Cal destacar que durant el transcurs de l'estudi s'han produït errors que han desenvocat en desestimar una de les simulacions que era la que es trobava en un estat més avançat ja que no presentava resultats fiables per un error en les condicions de contorn.

Tot i no assolir-se plenament els objectius plantejats inicialment a causa del gran temps computacional requerit, si es pot afirmar que s'han assolit els coneixements bàsics necessaris per a poder dur a terme un estudi d'aquestes característiques, aprofundint en coneixements teòrics i posant-los en pràctica obtenint resultats parcials satisfactoris.

Per últim com a reflexió personal, aquest treball ha resultat satisfactori des de un punt de vista acadèmic permetent-me adquirir nous coneixements amb els que no estava familiaritzat i posant-los en pràctica. El camp del CFD desgraciadament sol estar allunyat dels plans docents de les assignatures i poder entrar en contacte amb un cert grau de profunditat ha contribuït positivament en el desenvolupament acadèmic i personal. Tot i això no puc afirmar que el resultat final hagi satisfet plenament les meves expectatives, la manca de potencia computacional no m'ha permès realitzar cap millora de les que m'hagués agradat fer obligant-me a quedar-me a les portes del control actiu de flux que era la intenció inicial d'aquest projecte.

11 Treball futur

Degut a la falta de potencia computacional hi ha diversos aspectes que no han pogut esser assolits en el present treball de fi d'estudis, tots aquests objectius es presenten a continuació i encoratjo al lector a agafar el testimoni d'aquest projecte continuant el seu desenvolupament.

En primer lloc un cop definit i comprovat el cas d'estudi el següent pas consistiria en la simulació del cas per a diferents angles d'atac obtenint previsiblement separació de capa límit per a angles propers als 12-14 graus. L'estudi d'aquest fenomen és especialment interessant ja que solament es pot realitzar de manera acurada o bé mitjançant l'us de tècniques CFD o experimentalment.

El següent pas a realitzar consistiria en l'aplicació del control actiu de flux sobre el perfil. Aquest control s'hauria de definir a partir dels resultats analitzats de desprendiment i l'objectiu d'aquest hauria de ser evitar que es produís. Les tècniques d'active flow control es troben actualment sota estudi sent un camp amb molt de futur dins de l'aerodinàmica pel seu especial interès en la millora d'eficiència i eliminació de situacions límit com la separació de flux.

Per últim un cop realitzat un cas d'active flow control l'objectiu hauria de ser l'optimització dels paràmetres de control com la posició del injector o la velocitat de injecció per a obtenir la millor eficàcia possible.

Referències

- [1] B. Rasuo i Aeronautical. “On status of wind tunnel wall correction”. A: 2006.
- [2] University of Columbia Milo Martin. “History of Processor Performance.” A: 2012.
- [3] J.D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. Anderson series. McGraw-Hill, 2011. ISBN: 9781259010286. URL: <https://books.google.es/books?id=993HMgEACAAJ>.
- [4] Pijush K. Kundu. *Fluid mechanics / Pijush K. Kundu, Ira M. Cohen, David R. Dowling*. eng. Waltham, MA, 2012.
- [5] Frank M. White. *Mecánica de fluidos / Frank M. White*. spa. Madrid [etc, 2008.
- [6] F. Moukalled, L. Mangani i M. Darwish. *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM® and Matlab*. Fluid Mechanics and Its Applications. Springer International Publishing, 2015. ISBN: 9783319168739. URL: <https://books.google.es/books?id=k8AQrgEACAAJ>.
- [7] Chris Greenshields. *OpenFOAM user Guide: CFD DIRECT, architects of OpenFOAM*. Jul. de 2021. URL: <https://cfd.direct/openfoam/user-guide>.
- [8] Henk Kaarle Versteeg i Weeratunge Malalasekera. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson education, 2007.
- [9] *Portal for Computational Fluid Dynamics*. URL: <https://www.cfd-online.com/>.
- [10] Bruno Goffert i Joao Falcao. “Euler Equations Applied to Flow over NACA 0012”. A: nov. de 2009.
- [11] et al. García-Cuevas L. M. *Mecánica de fluidos computacional: tipos de mallas y calidad del mallado*. Departamento de Máquinas y Motores Térmicos Universitat Politècnica de València, 2020.
- [12] *ANSYS FLUENT 12.0/12.1 Documentation*. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/>.
- [13] *CFD analysis*. URL: <https://www.cfdsupport.com>.
- [14] I.H. Abbott i A.E. Von Doenhoff. *Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Books on Aeronautical Engineering Series. Dover Publications, 1959. ISBN: 9780486605869. URL: <https://books.google.es/books?id=DPZYUGNyuboC>.
- [15] *Red electica española*. URL: <https://www.ree.es/>.