



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

Trabajo de Fin de Grado

Análisis computacional de la generación de potencia en aerogeneradores sin elementos rotatorios

Grado en Ingeniería Aeroespacial
Especialidad aeronaves

Autora:

Lidia Ramírez Monsell

Tutores:

Pedro Manuel Quintero Igeño

Mario Lázaro Navarro

Valencia, Junio de 2020

...A mi familia

Resumen

El presente documento aborda una investigación paramétrica sobre la interacción fluido-estructura aplicada a los aerogeneradores sin elementos rotatorios. Se analiza la posibilidad de obtener energía eólica a través de la oscilación generada en el sistema por el desprendimiento de vórtices.

En un primer lugar se pretende proporcionar una comparativa sobre los diferentes aerogeneradores existentes en el mercado, centrandose posteriormente el estudio en aquellos cuyo funcionamiento se basa en el fenómeno aeroelástico conocido como VIV (*Vortex Induced Vibrations*). En él, el número de Reynolds, la relación de masa, la rigidez adimensional y el amortiguamiento adimensional son variados con el objetivo de caracterizar la dependencia de la potencia media generada y la amplitud del movimiento. Asimismo, se analizan los patrones de desprendimiento de vórtices presentes dentro del espacio paramétrico. Finalmente, se exponen ciertas conclusiones y posibles proyectos futuros.

Abstract

This document addresses parametric research on fluid-structure interaction applied to wind turbines without rotary elements. The possibility of harvesting wind energy through the oscillation generated in the system by the detachment of vortices is analyzed.

First, it is intended to provide a comparison on the different wind turbines on the market, subsequently focusing the study on those whose operation is based on the aeroelastic phenomenon known as VIV (*Vortex Induced Vibrations*). In it, Reynolds number, mass ratio, dimensionless stiffness and dimensionless damping are varied with the aim of characterizing the dependence of the average power generated and the amplitude of the movement. Furthermore, vortex shedding patterns observed within the parametric space are analyzed. Finally, certain conclusions and possible future projects are presented.

Resum

El present document aborda una recerca paramètrica sobre la interacció fluid-estructura aplicada als aerogeneradors sense elements rotatoris. S'analitza la possibilitat d'obtenir energia eòlica a través de l'oscil·lació generada en el sistema pel despreniment de vòrtexs.

En un primer lloc, es pretén proporcionar una comparativa sobre els diferents aerogeneradors existents al mercat, centrant posteriorment l'estudi en aquells en els quals el seu funcionament es basa en el fenomen aeroelàstic conegut com VIV (*Vortex Induced Vibrations*). En ell, el número de Reynolds, la relació de massa, la rigidesa adimensional i l'amortiment adimensional són variats amb l'objectiu de caracteritzar la dependència de la potència mitjana generada i l'amplitud del moviment. Així mateix, s'analitzen els patrons de despreniment de vòrtexs presents dins de l'espai paramètric. Finalment, s'exposen diverses conclusions i possibles projectes futurs.

Palabras clave

Aerogenerador sin elementos rotatorios, interacción fluido-estructura, Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), Vibración Inducida por Vórtices (VIV), potencia.

Índice general

Índice de figuras	VIII
Índice de cuadros	x
Nomenclatura	x
1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Antecedentes	2
1.2.1. Clasificación de los aerogeneradores	3
1.2.1.1. Usos	3
1.2.1.2. Potencia nominal	3
1.2.1.3. Velocidad de trabajo	4
1.2.1.4. Orientación del eje del rotor	4
1.2.1.5. Número de palas	6
1.2.1.6. Aerogeneradores sin elementos rotatorios	6
1.3. Objetivos	7
2. Fundamentos teóricos	9
2.1. Vortex Induced Vibrations (VIV)	9
2.2. Ecuaciones del movimiento	14
2.3. Dinámica de fluidos computacional	15
2.3.1. Introducción	15
2.3.2. Fases de cálculo	16
2.3.2.1. Turbulencia	18
3. Metodología	20
3.1. Introducción	20
3.2. Geometría	20
3.3. Dominio computacional	21
3.4. Mallado	21
3.4.1. Overset	22
3.4.2. Set up	23
3.5. Configuración del caso	24
3.5.1. Selección de modelos	24

3.5.2.	Condiciones de contorno	25
3.6.	Estudios de independencia	26
3.6.1.	Independencia de malla	26
3.6.2.	Independencia del paso temporal e iteraciones internas	27
4.	Resultados	30
4.1.	Introducción	30
4.2.	Caso estacionario	30
4.2.1.	Curva CD en función del Reynolds	30
4.2.2.	Coeficiente de esfuerzos tangenciales	32
4.2.3.	Coeficiente de presión	33
4.2.4.	Contornos de presión, velocidad y vorticidad	34
4.3.	Caso transitorio	36
4.3.1.	Caso infinitamente rígido	37
4.3.1.1.	Fuerzas aerodinámicas y número de Strouhal	37
4.3.1.2.	Desprendimiento de vórtices. Contornos de velocidad y presión	39
4.3.2.	Caso acoplado	41
4.3.2.1.	Validación	41
4.3.2.2.	Estudio paramétrico	46
5.	Conclusiones y trabajos futuros	57
	Bibliografía	59
A.	Pliego de condiciones	61
A.1.	Introducción	61
A.2.	Equipo	61
A.3.	Entorno	62
A.4.	Interconexión ordenador/persona	62
B.	Presupuesto	63
B.1.	Introducción	63
B.2.	Personal analista	63
B.3.	Hardware	64
B.4.	Software	64
B.5.	Presupuesto total	64

Índice de figuras

1.1. Tipos de aerogeneradores de eje vertical y de eje horizontal.[8]	5
1.2. Aerogenerador sin elementos rotatorios, Vortex Bladeless S.L.[9]	7
2.1. Regímenes de flujo alrededor de un cilindro liso con corriente estacionaria.[10]	10
2.2. Amplitud de un cilindro ante vibraciones inducidas por vórtices.[13]	12
2.3. Modos de desprendimiento de vórtices.[13]	13
2.4. Dispositivo de rotura de la sincronización espacial.[15]	13
2.5. Estructura general de CFD.[18]	16
2.6. Capa límite turbulenta cerca de la pared.[21]	19
3.1. Dominio computacional. (Sin escala).	21
3.2. Zonas del mallado Overset.	22
3.3. Malla.	23
3.4. Volumen de control en la estela.	23
3.5. $y+$ para el menor y el mayor número de Reynolds empleado para un instante temporal dado.	24
3.6. Condiciones de contorno del dominio. (Sin escala).	26
3.7. Evolución del coeficiente de resistencia con el número de celdas.	27
3.8. Independencia paso temporal e iteraciones internas CD.	28
3.9. Independencia paso temporal e iteraciones internas CL.	28
3.10. CFL para Reynolds 7310 con los parámetros de la validación.	29
4.1. Coeficiente de resistencia para un cilindro en función del número de Reynolds.	31
4.2. Coeficiente de esfuerzos tangenciales para el mayor y menor Reynolds de estudio.	32
4.3. Coeficiente de presión para el mayor y menor Reynolds de estudio.	33
4.4. Contornos coeficiente de presión para el menor y mayor número de Reynolds de estudio.	34
4.5. Contornos de velocidad adimensional para el menor y mayor número de Reynolds de estudio.	35
4.6. Contornos de vorticidad para el menor y mayor número de Reynolds de estudio.	36
4.7. Coeficientes aerodinámicos.	37
4.8. Transformada rápida de Fourier de los coeficientes aerodinámicos para el mayor y el menor Reynolds de estudio.	38

4.9. Contornos de velocidad adimensional para el menor y mayor Reynolds de estudio.	39
4.10. Contornos de coeficiente de presión para Reynolds 975 en dos instantes de tiempo dados.	40
4.11. Sistema de vibraciones modelado.	41
4.12. Validación del coeficiente de resistencia.	42
4.13. Validación del coeficiente de sustentación.	43
4.14. Contornos de velocidad adimensional para el caso de validación.	44
4.15. Validación contorno de vorticidad, Modo 2S.	45
4.16. Validación contorno de vorticidad, Modo 2P.	46
4.17. Variación de la amplitud adimensional con el amortiguamiento.	48
4.18. Variación del coeficiente de potencia medio con el amortiguamiento.	48
4.19. Contornos de vorticidad para $Re = 3350$ y $U^* = 3.862$	49
4.20. Contornos de presión, velocidad y vorticidad para el valor óptimo de potencia.	50
4.21. Variación de la amplitud adimensional con la masa.	51
4.22. Variación del coeficiente de potencia medio con la masa.	52
4.23. Contornos de coeficiente de presión, vorticidad y velocidad adimensional para el menor y mayor ratio de masa y Reynolds 3350.	52
4.24. Variación de la amplitud adimensional con la rigidez.	53
4.25. Variación del coeficiente de potencia medio con la rigidez.	54
4.26. Contornos de velocidad adimensional para $Re = 3350$	55
4.27. Contornos de coeficiente de presión para $Re = 3350$	55
4.28. Contornos de vorticidad para $Re = 3350$	56

Índice de cuadros

2.1. Variables adimensionales empleadas.	14
3.1. Independencia de malla Reynolds 7310.	26
B.1. Coste del personal implicado en el proyecto.	63
B.2. Coste del equipo informático utilizado en el proyecto.	64
B.3. Coste de los programas empleados en el proyecto.	64
B.4. Presupuesto total del proyecto.	65

Nomenclatura

Re	-	Número de Reynolds.
U_{inf}	-	Velocidad de la corriente aguas arriba del cilindro.
ρ	-	Densidad del fluido.
D	-	Longitud característica, diámetro del cilindro.
μ	-	Viscosidad del fluido.
St	-	Número de Strouhal.
f_v	-	Frecuencia del desprendimiento de vórtices.
m	-	Masa del aerogenerador.
c	-	Amortiguamiento estructural.
k	-	Constante del muelle.
y	-	Desplazamiento transversal.
C_L	-	Coefficiente de sustentación.
f_n	-	Frecuencia natural del aerogenerador.
A	-	Amplitud del movimiento.
f	-	Frecuencia de la oscilación.
$\langle Cp \rangle$	-	Coefficiente de potencia medio.
t	-	Tiempo.
$\frac{\partial \rho}{\partial t}$	-	Término acumulativo conservación de la masa.
$\nabla \cdot (\rho \vec{V})$	-	Término convectivo conservación de la masa.
$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t}$	-	Término acumulativo conservación cantidad de movimiento.
$\rho \vec{V} \nabla \cdot \vec{V}$	-	Término convectivo conservación cantidad de movimiento.
$-\nabla p$	-	Término de presión conservación cantidad de movimiento.
$\nabla \cdot \tau'$	-	Término de difusión conservación cantidad de movimiento.
$\rho \vec{f}_m$	-	Término fuente conservación cantidad de movimiento.
$\rho \frac{D e}{Dt}$	-	Término acumulativo y convectivo conservación de la energía.
$-p \nabla \cdot \vec{V}$	-	Término de presión conservación de la energía.
ϕ_v	-	Función de disipación de Rayleigh.
$\nabla \cdot (k \nabla T)$	-	Ley de Fourier. Difusión.
Q	-	Término fuente. Radiación, reacciones químicas, etc.
$y+$	-	Distancia mínima entre la pared y el centroide de la primera celda.

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

La existencia del viento viene dada por la energía irradiada del Sol a la Tierra. En torno a un 2% de esa energía se convierte en eólica. Debido a la menor densidad del aire caliente, este asciende hasta una altura de 10 km, extendiéndose posteriormente hacia los polos y regresando de nuevo al Ecuador si no coexisten otros efectos.

La denominada fuerza de Coriolis es uno de los factores que pueden imposibilitar la llegada directa del aire a los polos. Introduce un giro en cualquier masa de aire en movimiento en latitudes intermedias generando las borrascas y los anticiclones.

En consecuencia de todo esto aparecen los vientos globales dominantes, los cuales presentan una cierta regularidad a escala planetaria. Entre este tipo de vientos se encuentran los Alisios, los Contralisios y los Circumpolares. Para poder realizar una modelización de los vientos globales se designan los vientos geostróficos, equilibrando la fuerza de Coriolis a la producida por los gradientes de presión. Esta se trata de una buena aproximación cuando se emplea lejos de la superficie terrestre, donde cobran mayor importancia los vientos locales provocados por la rugosidad y los obstáculos existentes en el terreno.[1]

En la actualidad se presta especial atención a las energías renovables con el objetivo de disminuir el uso de combustibles fósiles y limitar la emisión de gases contaminantes. Entre dichas energías, la eólica es una de las que se dispone una amplia tecnología haciendo que su explotación sea competitiva con respecto a otras fuentes de energía tradicionales.[2]

Entre sus principales ventajas destacan la no emisión de gases contaminantes y que no suponen un elevado costo en contraposición a otras energías de su categoría. Sin embargo, los parques eólicos tienen una gran repercusión sobre la fauna y la flora, ya que suponen un foco de muerte de aves y requieren grandes áreas para su emplazamiento debido a la separación que precisan entre ellos por los efectos aerodinámicos. Adicionalmente, la dirección variable del viento puede generar otro posible problema potencial.

Con el objetivo de solucionar dichos problemas surge el desarrollo de la idea de un aerogenerador basado en la resonancia aeroelástica por la empresa Vortex Bladeless S.L. El hecho de no emplear elementos rotatorios disminuye el impacto sobre la población de aves. A su vez, gracias a la forma circular que posee exhibe una conducta similar independientemente de la dirección del viento.

Es por ello que en el presente Trabajo de Fin de Grado se llevará a cabo una investigación paramétrica sobre la interacción fluido-estructura aplicada a dichos aerogeneradores sin elementos rotatorios con la finalidad de analizar el recorrido de estas nuevas tecnologías y complementar los diversos estudios sobre aerogeneradores e interacción fluido-estructura realizados en el CMT.

1.2. Antecedentes

Es sabido que la energía eólica ha sido empleada desde hace muchos años en barcos de vela y en molinos de viento utilizados para labores como la de moler el trigo o el bombeo de agua. Su nombre procede del Dios griego Eolo, Dios del viento.

Aunque los egipcios ya aprovechaban el viento para el movimiento de sus embarcaciones, el primer molino de viento data del siglo VII a.C. en Persia. En estos, una rueda sujetaba las aspas de forma horizontal enganchada a un eje vertical.[3]

En Europa fueron introducidos entre los siglos XI-XIII, donde Holanda y Dinamarca fueron los que explotaron en mayor medida dichos dispositivos. La industria de los molinos fue desarrollándose hasta el siglo XIX, en el cual, la llegada de la máquina de vapor y, posteriormente del motor de combustión interna, mermó su auge limitándose su uso a zonas rurales.

Sin embargo, a mediados de siglo, Daniel Halladay crea un molino de eje horizontal con rotor multipala y en 1883 Steward Perry diseñó el multipala americano considerado uno de los más vendidos en la historia.[4]

En lo que a la generación de energía con el empleo del viento respecta, Charles F. Brush en 1888 gracias a la invención de la Dinamo fabricó la primera turbina eólica de funcionamiento automático. Dicha turbina poseía un diámetro de rotor de 17 m y 144 hojas de madera de cedro. No obstante, solamente generaba una potencia de 12 kW.

Posteriormente Poul la Cour, en 1892, creó el primer aerogenerador eléctrico en Dinamarca. El meteorólogo danés es considerado el padre de la energía eólica moderna. Más tarde, el físico alemán Albert Betz formuló la Ley de Betz. En ella se establece que es posible aprovechar como máximo un 59.3% de la energía cinética del viento. Tras la segunda guerra mundial cabe destacar a Johannes Juull con el desarrollo del aerogenerador Gedser de 200 kW, el cual era uno de los primeros aerogeneradores de corriente alterna.[5]

Asimismo, la crisis del petróleo ocasionó modificaciones en la política energética. Se produjo la necesidad de reducir la dependencia de los recursos no renovables, lo que supuso un incremento del interés en las energías alternativas creando programas de investigación y subvenciones. Actualmente, España se sitúa como el quinto país en el mundo generando 23484 MW de potencia eólica instalada tras China, Estados Unidos, Alemania e India.[6]

1.2.1. Clasificación de los aerogeneradores

En lo que a la clasificación de los aerogeneradores respecta, estos se pueden catalogar según su uso, potencia nominal, velocidad de trabajo, orientación del eje del rotor y número de palas.[2],[7]

1.2.1.1. Usos

Como se ha comentado con anterioridad, a lo largo de la historia las máquinas eólicas han sido empleadas con diversos fines. Entre ellos destacan la molienda de grano, el bombeo de agua o la generación de energía eléctrica.

1.2.1.2. Potencia nominal

- *Microturbinas.* Las microturbinas son aerogeneradores que trabajan a velocidad de rotación elevada y variable generalmente de tres palas, eje horizontal y diámetro entre 1 y 5 m. Producen menos de 3 kW de potencia nominal por lo que suelen ser utilizados para la carga de baterías de almacenamiento.
- *Pequeños aerogeneradores.* En lo que a los pequeños aerogeneradores refiere, estos cubren parte del mercado de las microturbinas pero poseyendo una mayor potencia nominal, menos de 50 kW. Son usados en sistemas aislados para producir energía que posteriormente se utiliza para la carga de baterías de almacenamiento, abastecimiento de granjas o el bombeo de agua, entre otros.
- *Grandes aerogeneradores.* En cuanto a los grandes aerogeneradores, la producción de energía eléctrica es inyectada a la red. Generalmente poseen eje horizontal, disponen de tres palas y diámetros entre 25 y 55 m produciendo menos de 850 kW de potencia nominal. Asimismo, el límite de velocidad de punta de pala se suele encontrar en 70 m/s con la finalidad de disminuir la emisión de ruido.
- *Aerogeneradores multimegawat.* Finalmente, los aerogeneradores multimegawat son capaces de producir entre 1 y 3 MW de potencia nominal. Poseen diámetros entre 50 y 90 m y una altura del buje entre 60 y 100 m. Constituyen los actuales parques eólicos y suelen ser instalados offshore, es decir, en plataformas marinas.

1.2.1.3. Velocidad de trabajo

- *Aerogeneradores rápidos.* Se trata de máquinas eólicas que emplean elevadas velocidades de viento. Estos tienen un número de palas reducido pudiendo poseer un mayor diámetro y altura del buje. De esta forma se aprovecha el incremento cúbico que posee la velocidad del viento con la altura. Para su arranque son necesarias velocidades de viento de entre 4 y 5 m/s. Asimismo, suelen poseer mecanismos de control de variación de ángulos de ataque para la protección del sistema.
- *Aerogeneradores lentos.* Este tipo de aerogeneradores usan vientos de baja velocidad, necesitando velocidades de arranque de entre 2 y 3 m/s. Además, poseen de 12 a 24 palas haciendo que el sistema de orientación sea mediante un timón-veleta encargado de orientar el plano de la hélice perpendicular al viento. Este tipo de máquinas eólicas suelen ser empleadas para el bombeo de agua.

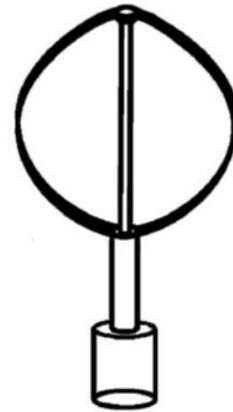
1.2.1.4. Orientación del eje del rotor

- *Aerogeneradores de eje vertical.* Se denomina VAWT (*Vertical Axis Wind Turbine*) a aquellos aerogeneradores que poseen el eje de rotación perpendicular al terreno. Debido a que no precisan de una determinada posición con respecto al viento, no poseen sistemas de orientación y acostumbran a ser instalados en entornos urbanos. Aunque su diseño y ejecución es más sencilla, el rendimiento de dichos aerogeneradores es inferior a los de eje horizontal. El aerogenerador de Savonius, el de Darrieus y el Giromill pueden catalogarse como VAWT.
 - a) *Savonius.* Se fabricó en 1922 y es una de las turbinas más simples aerodinámicamente hablando. Son dispositivos de arrastre, es decir, la rotación es provocada por la fuerza de resistencia que opone la pala al viento, que constan de varias palas. Al no tratarse de turbinas de sustentación son mucho menos eficientes, por lo que solían emplearse para el bombeo de agua en vez de para la generación de electricidad. Destacan por su bajo coste y sencilla fabricación, Figura 1.1a [8].
 - b) *Darrieus.* Fue patentado en 1931 y es uno de los que obtuvo mayor éxito comercial. Sin embargo, presenta ciertos inconvenientes, ya que debido a la simetría de las palas no es posible el autoarranque y es necesaria una monitorización. Asimismo, es imprescindible el uso de tensores a causa de la inestabilidad estructural, Figura 1.1b [8].
 - c) *Giromill.* Patentado también por Darrieus, posee diversas palas verticales ligadas a un eje vertical por dos barras horizontales. Con el objetivo de aumentar el aprovechamiento del viento, las palas verticales modifican su orientación conforme el rotor va girando, Figura 1.1c [8].

- *Aerogeneradores de eje horizontal.* Se denomina HAWT (*Horizontal Axis Wind Turbine*) a aquellos aerogeneradores que poseen el eje de rotación paralelo al terreno. Actualmente una gran parte de los aerogeneradores conectados a la red eléctrica presentan eje horizontal. Ello es debido a su mayor eficiencia energética y a que la caja de engranajes necesita una menor relación de multiplicación gracias a las velocidades de rotación que alcanzan. Este tipo de aerogeneradores poseen diversas clasificaciones. En el presente documento se procederá a explicar el tripala ya que es uno de los más utilizados hoy en día, Figura 1.1d [8].



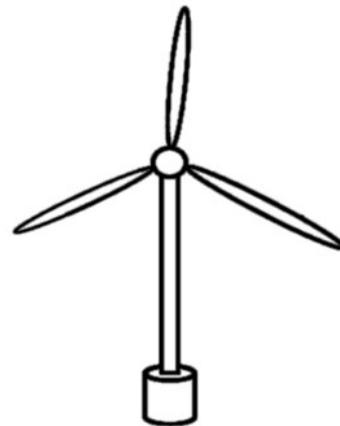
(a) Savonius.



(b) Darrieus.



(c) Giromill.



(d) Tripala.

Figura 1.1: Tipos de aerogeneradores de eje vertical y de eje horizontal.[8]

1.2.1.5. Número de palas

- *Aerogeneradores de una pala.* Las hélices de una pala precisan de un contrapeso y, además, poseen un gran desequilibrio aerodinámico, lo que causa problemas de fatiga. Asimismo, al tener una mayor velocidad en punta de pala se produce un incremento en la emisión de ruido. Sin embargo, su fabricación es más sencilla, lo que radica en un menor costo.
- *Aerogeneradores bipala.* Los aerogeneradores bipala, al igual que los de una sola pala, presentan mayores problemas de vibraciones en comparación con los tripala.
- *Aerogeneradores tripala.* Los aerogeneradores tripala constan de un mástil de soporte, el soporte de la turbina, un multiplicador de velocidad, un generador eléctrico, 3 palas separadas 120° y diversos sistemas de captación de la dirección y la velocidad del viento. Estos son capaces de orientarse automáticamente en la dirección del viento gracias a los datos recogidos del anemómetro y de la veleta para la extracción de una mayor cantidad de energía. Funcionan con rangos de viento de entre 3.5 m/s a 11 m/s parándose con vientos de unos 25 m/s para garantizar la estabilidad estructural. Una vez las palas comienzan a girar transmiten el par al eje lento, el cual está conectado a una multiplicadora que eleva la velocidad de giro con una relación de 1/100 aproximadamente. Por medio del eje rápido se transfiere la energía al generador acoplado quien produce la electricidad. Finalmente, la energía generada pasa de la torre a la base y a la subestación, se eleva su tensión y se inyecta a la red eléctrica para su posterior distribución.
- *Aerogeneradores multipala.* En cuanto a las hélices multipala de tipo americano, debido a su gran fuerza de arranque y bajo costo acostumbran a ser empleadas en el accionamiento de bombas de pistón.

1.2.1.6. Aerogeneradores sin elementos rotatorios

Respecto a los aerogeneradores sin elementos rotatorios los cuales son objeto de estudio en el presente documento, Figura 1.2 [9], la empresa Vortex Bladeless S.L. lleva desde 2012 desarrollando la idea de un aerogenerador basado en la resonancia aeroelástica. Se trata de un cilindro cuya parte superior tiene permitido el movimiento mientras que el núcleo inferior se ancla al suelo, similar a una viga empotrada.

Una de las principales ventajas de este tipo de aerogeneradores es que carecen de engranajes, ejes o deslizamientos ya que extraen la energía a través de un sistema de alternador. Esto proporciona un menor coste de mantenimiento y descarta el uso de lubricación. Adicionalmente, se caracterizan por tener una emisión de ruido menor, no provocan interferencias en señales de radio y poseen un menor impacto en la población de aves.

Por otra parte, uno de sus principales inconvenientes es la fatiga sufrida por el núcleo de la turbina debido a que está sometido a una flexión continua.



Figura 1.2: Aerogenerador sin elementos rotatorios, Vortex Bladeless S.L.[9]

1.3. Objetivos

El objetivo principal de este proyecto radica en realizar un análisis computacional sobre el comportamiento de los aerogeneradores sin elementos rotatorios. Para ello se persigue cuantificar parámetros como el desplazamiento, las fuerzas y el coeficiente de potencia además de estudiar el campo fluido mediante contornos de presión, vorticidad y velocidad.

Otro de los objetivos de este Trabajo de Fin de Grado es realizar una introducción a este tipo de problemas mediante una revisión bibliográfica.

Adicionalmente, ligado al objetivo principal, se persigue comprender, analizar e implementar los fenómenos de interacción fluido-estructura mediante herramientas CFD. Para ello se requiere cumplir con una serie de objetivos específicos:

- *Diseño y optimización del proceso de mallado.* Se busca configurar el caso CFD desde su geometría inicial modelando una sección del aerogenerador sin elementos rotatorios como un problema de flujo bidimensional alrededor de un cilindro sumergido en una corriente a distintos números de Reynolds.
- *Resolución del caso base estacionario.* Se computa la solución estacionaria del problema con el objetivo de obtener las condiciones iniciales del caso transitorio y analizar el campo fluido a diferentes números de Reynolds.

- *Empleo de la estrategia de mallado Overset Mesh.* Se persigue profundizar en dicha técnica de mallado permitiendo dotar al aerogenerador de un grado de libertad perpendicular a la corriente incidente.
- *Optimización de la potencia generada.* Se realiza un estudio paramétrico con la finalidad cuantificar los parámetros que maximizan la extracción de energía y comprender los fenómenos de interacción fluido-estructura existentes.

Capítulo 2

Fundamentos teóricos

En este capítulo se describe teóricamente el flujo alrededor de un cilindro. Para ello se analizan los diversos regímenes del flujo, se expone el denominado número de Strouhal, se explica el fenómeno de *lock-in* y se muestran los tres modos observados en el desprendimiento de vórtices.

Adicionalmente, se detalla el modelo estructural dinámico llevado a cabo para el estudio del funcionamiento del aerogenerador.

2.1. Vortex Induced Vibrations (VIV)

Inicialmente cabe pensar que el flujo alrededor de un cilindro produce un patrón de flujo estacionario y simétrico. Sin embargo, esto solo ocurre a bajos números de Reynolds como se muestra en la Figura 2.1 [10]. A medida que dicho número adimensional aumenta, aparece un patrón periódico de vórtices aguas abajo identificado como *vortex shedding*. El número de Reynolds viene definido por la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{U_{inf} D \rho}{\mu} \quad (2.1)$$

Donde la U_{inf} representa la velocidad de la corriente aguas arriba, D hace referencia al diámetro del cilindro mientras que ρ y μ indican la densidad y viscosidad del fluido respectivamente.

En la Figura 2.1a puede verse como el flujo alrededor del cilindro es progresivo y no posee separación para números de Reynolds menores de 5. En cambio, para la franja de $5 < Re < 40$, ya aparecen un par de vórtices fijos simétricos, Figura 2.1b. A medida que se sigue aumentando la velocidad de la corriente, $40 < Re < 200$, surge un desprendimiento alternado de torbellinos laminar denominado en la literatura como calles de vórtices de Von Kármán, Figura 2.1c.

Posteriormente, para valores de $200 < Re < 300$, se produce una transición a régimen turbulento en la estela, como puede verse en la Figura 2.1d. Cuando se entra en la capa subcrítica, $300 < Re < 3 \cdot 10^5$, se genera una separación laminar de la capa límite en el punto A de la Figura 2.1e y la estela es completamente turbulenta. Para el rango de Reynolds de entre $3 \cdot 10^5$ y $3.5 \cdot 10^5$ denominado crítico, tiene lugar una separación turbulenta de la capa límite laminar en el punto B de la Figura 2.1f (*Lower transition*) mientras que en la parte superior el desprendimiento continúa siendo laminar.

Una vez alcanzada la capa supercrítica, $3.5 \cdot 10^5 < Re < 1.5 \cdot 10^6$, ambas separaciones de la capa límite son turbulentas pero existe parte de la capa límite que continúa siendo laminar y otra parte transiciona a turbulenta, Figura 2.1g. Seguidamente cuando se llega al rango de $1.5 \cdot 10^6 < Re < 4 \cdot 10^6$, Figura 2.1h, la capa límite es completamente turbulenta en la parte superior del cilindro, punto C. Finalmente, al sobrepasar el Reynolds $4 \cdot 10^6$, zona transcítica, la capa límite es en su totalidad turbulenta en ambas partes, Figura 2.1i.

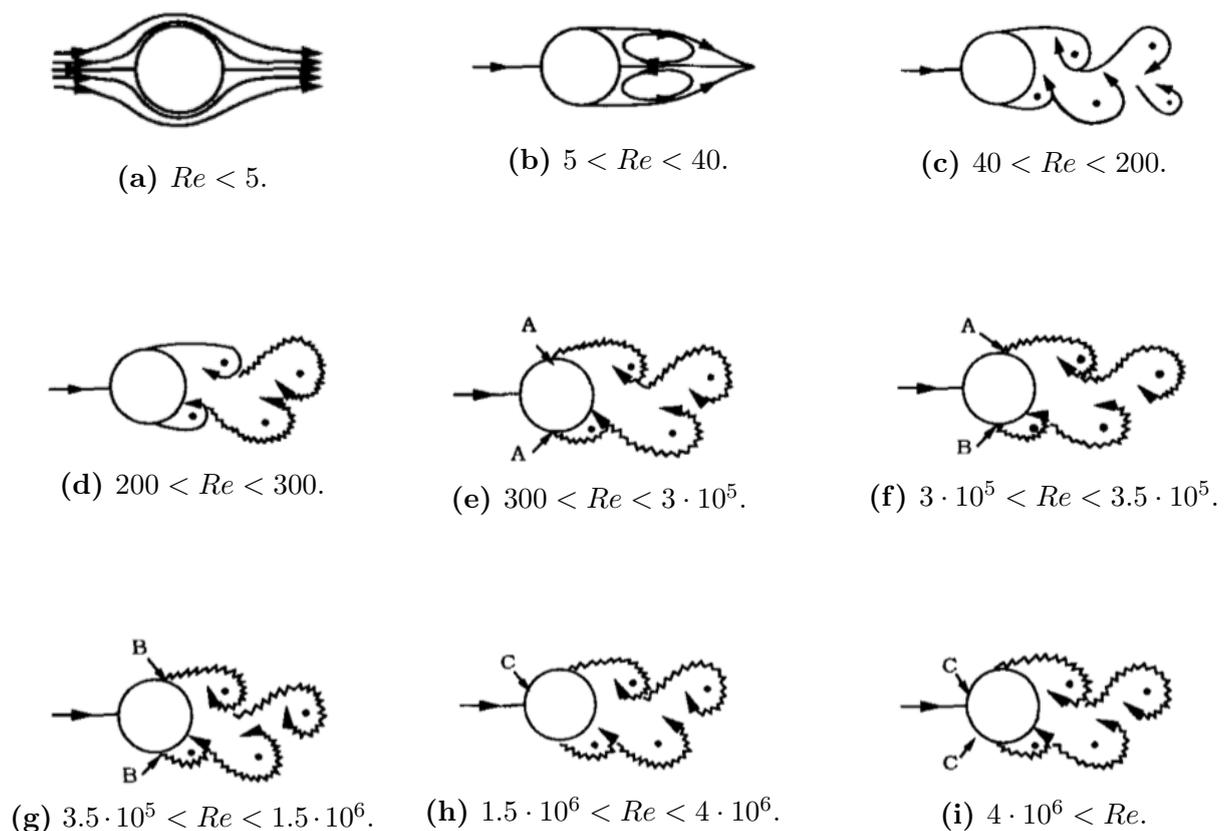


Figura 2.1: Regímenes de flujo alrededor de un cilindro liso con corriente estacionaria.[10]

En aquellos rangos del número de Reynolds donde la capa límite sobre la superficie del cilindro esté desprendida por el gradiente adverso de presiones, es decir $Re > 40$, se forma una capa de cortadura. La capa límite contiene una cantidad de vorticidad significativa que alimenta la capa de cortadura formada aguas abajo del punto de separación y provoca que esta capa de cortadura se enrolle en un vórtice. De forma análoga se genera un nuevo vórtice en el otro lado del cilindro que gira en la dirección opuesta. El primer vórtice que aparece se vuelve lo suficientemente fuerte como para arrastrar al vórtice opuesto. El vórtice de giro opuesto corta el suministro de vorticidad al primero de ellos haciendo que este se desprenda aguas abajo. Después del desprendimiento se formará un nuevo vórtice en ese lado del cilindro, repitiéndose posteriormente el proceso descrito.

Cabe comentar que el desprendimiento de vórtices tiene lugar solo cuando ambas capas de cortadura interactúan entre sí. Es por ello que si el cilindro se coloca próximo a una pared la capa de cortadura de esa zona no se desarrollará con la misma intensidad, disminuyendo la interacción entre ellas y pudiendo suprimir el *vortex shedding*.

Este desprendimiento de torbellinos posee una frecuencia muy definida que depende del número de Reynolds. Cuando es normalizada mediante la velocidad del fluido y el diámetro del cilindro surge el parámetro denominado número de Strouhal:

$$St = \frac{f_v D}{U_{inf}} \quad (2.2)$$

Donde la f_v representa dicha frecuencia de desprendimiento de vórtices. Este fenómeno genera sobre el cuerpo fuerzas laterales periódicas que causan vibraciones en la estructura, *Vortex Induced Vibrations*. Existe un determinado rango de velocidad donde la frecuencia del *vortex shedding* es similar a la frecuencia natural de la estructura pudiendo inducir significantes oscilaciones en el sistema.

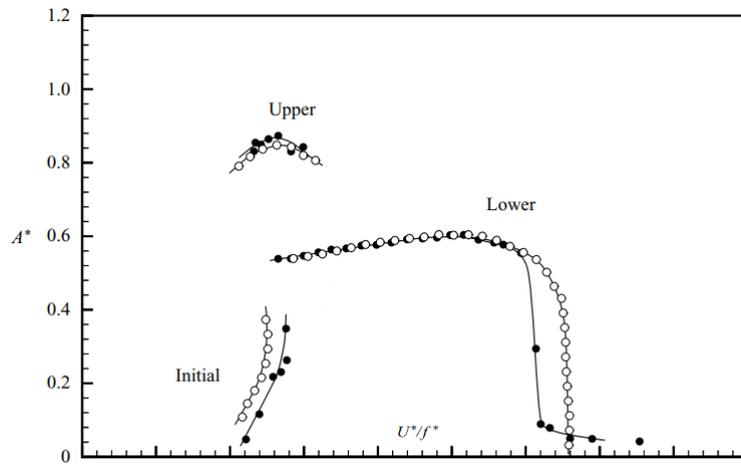
La interacción fluido-estructura (FSI) radica en un problema físico donde dos materiales se acoplan de diversas maneras. En el presente trabajo el cilindro no permanece inmóvil sino que se deforma en respuesta a la presión fluctuante existente sobre su superficie.

El rango de sincronización, zona de bloqueo o *lock-in* es aquel donde la frecuencia de desprendimiento de los torbellinos deja de seguir la Ley de Strouhal y coincide prácticamente con la frecuencia natural del sistema obteniéndose las máximas amplitudes del movimiento. Aunque la masa y el amortiguamiento de la estructura alcancen valores muy pequeños la amplitud máxima de las oscilaciones está autolimitada. Asimismo, la respuesta del cilindro puede sufrir abruptos saltos en la amplitud de oscilación y en las fuerzas que actúan sobre el sistema asociados a variaciones en el patrón de desprendimiento de vórtices. [11],[12]

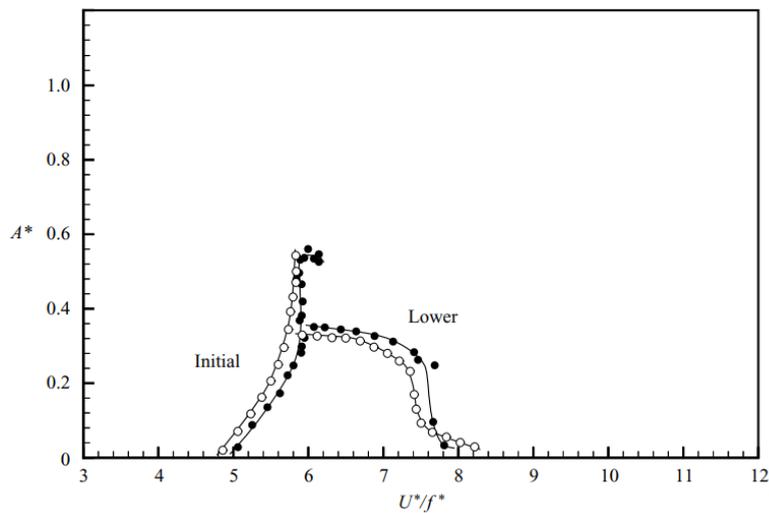
Analizando la respuesta de la amplitud de un sistema ante vibraciones inducidas por vórtices puede observarse la dependencia que posee con el ratio de masa-amortiguamiento. Este parámetro queda definido por la siguiente ecuación:

$$m^* \xi = \frac{m}{\frac{\pi}{4} \rho D^2} \frac{c}{2 \sqrt{k m}} \quad (2.3)$$

Siendo m , k y c la masa, la rigidez y el amortiguamiento del sistema respectivamente. En la Figura 2.2 [13] puede verse como para valores de $m^* \xi$ bajos coexisten tres ramas, la inicial, la alta y la baja. Sin embargo, para casos donde $m^* \xi$ adquiere valores elevados se aprecian solo la rama inicial y la baja.



(a) *Low mass damping.*



(b) *High mass damping.*

Figura 2.2: Amplitud de un cilindro ante vibraciones inducidas por vórtices.[13]

Los diversos modos de desprendimiento de vórtices se muestran en la Figura 2.3 [13]. El modo 2S es el más habitual y acostumbra a denominarse modo de calle de vórtice de Von Kármán. En él un vórtice (*S: single vortex*) es arrojado a la estela desde cada lado del cilindro. En lo que al modo 2P respecta, se vierten un par de vórtices contrarrotativos (*P: counter-rotating vortex pair*) en cada lado del cilindro. Ambos vórtices poseen la misma intensidad. El modo $2P_o$ es el más novedoso y se encuentra ligado a la zona de altas amplitudes. Es similar al modo 2P pero en este caso el par de vórtices no poseen la misma intensidad.[14]

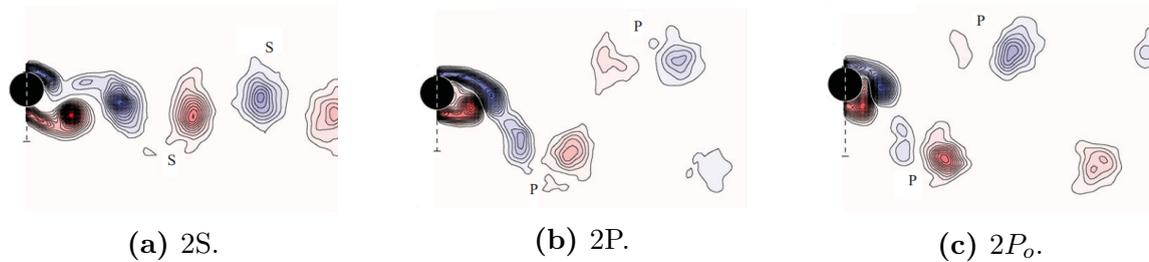


Figura 2.3: Modos de desprendimiento de vórtices.[13]

Cada una de las ramas comentadas posee un modo de desprendimiento de vórtices diferente. La rama inicial se encuentra en la región 2S mientras que la rama superior tiene un modo $2P_o$ de *vortex shedding*. En lo que a la rama inferior refiere, esta pertenece al modo 2P. En la franja de superposición la amplitud del cilindro puede variar en función del modo que vaya adquiriendo el campo fluido.[13]

Por último cabe comentar que el fenómeno de vibraciones inducidas por vórtices no es solo una sincronización no lineal en el tiempo sino que la sincronización también ocurre en el espacio. Es por ello que en diversas aplicaciones donde el objetivo es mitigar el fenómeno, a diferencia de la meta de este proyecto, se emplean dispositivos similares al de la Figura 2.4 [15]. Con estos dispositivos se logra romper la correlación del *vortex shedding* a lo largo del sistema.[16]

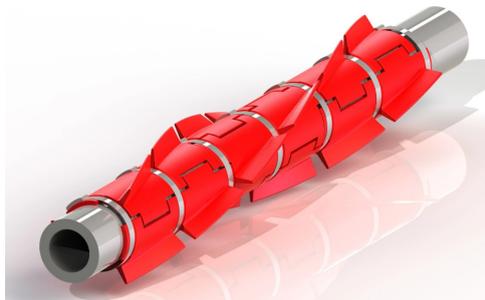


Figura 2.4: Dispositivo de rotura de la sincronización espacial.[15]

2.2. Ecuaciones del movimiento

En el presente apartado se introduce la adimensionalización de la ecuación generalmente utilizada para representar la vibración inducida por vórtices de un cilindro que oscila en la dirección transversal a la corriente libre, es decir, un cilindro con grado de libertad vertical.

$$m \ddot{y} + c \dot{y} + k y = \frac{1}{2} \rho U_{inf}^2 D C_L \quad (2.4)$$

Donde y representa el desplazamiento transversal del sistema y C_L corresponde al coeficiente de sustentación. Tras realizar la adimensionalización de dicha ecuación se obtiene:

$$\frac{m}{\frac{1}{2} \rho D^2} \ddot{y}^* + \frac{c}{\frac{1}{2} \rho U_{inf} D} \dot{y}^* + \frac{k}{\frac{1}{2} \rho U_{inf}^2} y^* = C_L \quad (2.5)$$

Siendo y^* el desplazamiento adimensional como se verá a continuación. En el Cuadro 2.1 se muestran las nuevas variables adimensionales escogidas para el estudio del fenómeno además del número de Reynolds y el número de Strouhal comentados anteriormente.

Ratio de masas	m^*	$\frac{m}{\frac{\pi}{4} \rho D^2}$
Ratio de amortiguamiento estructural	ξ	$\frac{c}{2 \sqrt{k m}}$
Velocidad reducida	U^*	$\frac{U_{inf}}{f_n D}$
Amplitud adimensional	A^*	$\frac{A}{D}$
Desplazamiento adimensional	y^*	$\frac{y}{D}$
Ratio de frecuencias	f^*	$\frac{f}{f_n}$
Rigidez adimensional	k^*	$\frac{k}{\frac{1}{2} \rho U_{inf}^2}$

Cuadro 2.1: Variables adimensionales empleadas.

Asimismo, uno de los objetivos de esta investigación es obtener la potencia producida por el aerogenerador y tratar de analizar su dependencia con los diversos parámetros adimensionales anteriores. Para ello se calcula el coeficiente de potencia medio como la integral del producto del coeficiente de sustentación por la velocidad adimensional de oscilación:

$$\langle C_p \rangle = \lim_{t \rightarrow +\infty} \frac{1}{t} \int_0^t C_L \dot{y}^* dt \quad (2.6)$$

Donde t representa el intervalo de tiempo e \dot{y}^* indica la velocidad adimensional del sistema.

2.3. Dinámica de fluidos computacional

2.3.1. Introducción

La mecánica de fluidos posee un cúmulo de leyes de conservación que describen la conducta general de los fluidos. No obstante, en una gran cantidad de casos dichas ecuaciones no tienen solución analítica debido a las no linealidades, geometrías complicadas, etc.

El desarrollo tecnológico de ordenadores que trabajan a altas velocidades ha fomentado el uso de los métodos numéricos. Si se puede realizar un experimento, este se emplea para validar el código numérico desarrollado, pudiendo posteriormente hacer múltiples pruebas variando parámetros sin necesidad de otro ensayo experimental. Asimismo, si es posible, también suele ser necesaria una verificación, es decir, se comparan los resultados obtenidos con una solución teórica presente en la literatura.

Durante los años 60 el Laboratorio Nacional de los Álamos creó los primeros códigos de modelado de flujo de fluidos y surge la dinámica de fluidos computacional (CFD) como una rama de la mecánica de fluidos. En la década de los 70 Spalding desarrolló el algoritmo SIMPLE para el acople de las ecuaciones. En los años 80 Patankar publica el primer libro de CFD y junto con el Imperial College sientan las bases para el uso del método de los volúmenes finitos en la dinámica de fluidos computacional.

A partir de ahí surgen diversos software. Los de 1983 solo permitían discretizar el dominio con mallas estructuradas. Actualmente existen infinidad de paquetes comerciales haciendo que el CFD sea manejado por abundantes industrias y no solo por institutos de investigación.[17]

2.3.2. Fases de cálculo

Normalmente para la resolución de un problema el proceso CFD consta de tres partes fundamentales mostradas en la Figura 2.5 [18].

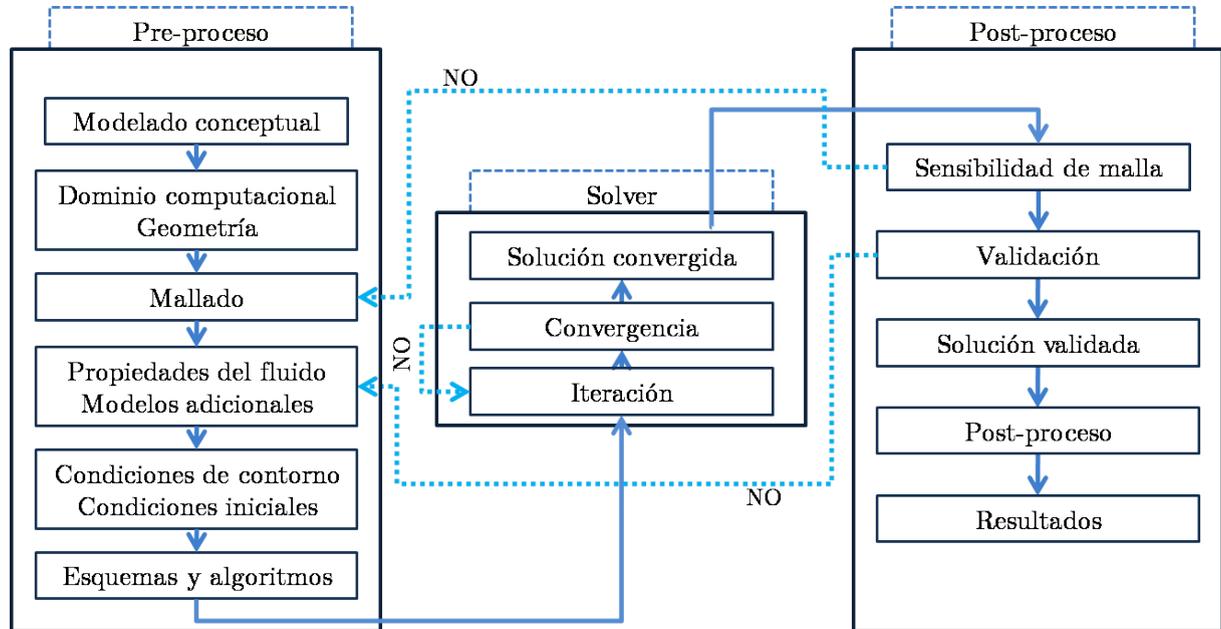


Figura 2.5: Estructura general de CFD.[18]

Las ecuaciones que rigen el comportamiento de los fluidos newtonianos son las Ecuaciones de Navier-Stokes. Estas fueron desarrolladas por Claude-Louis Navier y George Gabriel Stokes a finales del siglo XIX. Entre dichas ecuaciones se encuentra la ley de conservación de la masa (Ec. 2.7), la ley de conservación de cantidad de movimiento (Ec. 2.8) y la ley de conservación de la energía (Ec. 2.9).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.7)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho \vec{V} \nabla \cdot \vec{V} = -\nabla p + \nabla \cdot \tau' + \rho \vec{f}_m \quad (2.8)$$

$$\rho \frac{D e}{D t} = -p \nabla \cdot \vec{V} + \phi_v + \nabla \cdot (k \nabla T) + Q \quad (2.9)$$

Siendo $\frac{\partial \rho}{\partial t}$ el término acumulativo de conservación de la masa, $\nabla \cdot (\rho \vec{V})$ el término convectivo de conservación de la masa, $\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t}$ el término acumulativo de conservación de la cantidad de movimiento, $\rho \vec{V} \nabla \cdot \vec{V}$ el término convectivo de conservación de la cantidad de movimiento, $-\nabla p$ el término de presión de conservación de la cantidad de movimiento, $\nabla \cdot \tau'$ el término de difusión de conservación de la cantidad de movimiento, $\rho \vec{f}_m$ el término fuente de conservación de la cantidad de movimiento, $\rho \frac{D\epsilon}{Dt}$ el término acumulativo y convectivo de la conservación de la energía, $-p \nabla \cdot \vec{V}$ el término de presión de la conservación de la energía, ϕ_v la función de disipación de Rayleigh, $\nabla \cdot (k \nabla T)$ la Ley de Fourier y Q el término fuente (radiación, reacciones químicas, etc.).

El problema correspondiente a este Trabajo de Fin de Grado presenta un flujo incompresible ya que los números de Mach obtenidos se encuentran por debajo de 0.3 debido a las bajas velocidades de viento empleadas. En consecuencia se descarta el uso de la ecuación de la energía y es posible simplificar algunos términos de las expresiones anteriores quedando estas de forma adimensional como:

$$\frac{\partial v_i^*}{\partial x_i^*} = 0 \quad (2.10)$$

$$\frac{\partial v_i^*}{\partial t^*} + \frac{\partial}{\partial x_i^*} (v_j^* v_j^*) = -\frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial x_i^*} p^* + \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j^*} \left(\frac{\partial v_i^*}{\partial x_j^*} + \frac{\partial v_j^*}{\partial x_i^*} \right) \quad (2.11)$$

Donde $v_i^* = v_i/U_{inf}$ es la componente de velocidad adimensionalizada con la velocidad de la corriente aguas arriba del cilindro y $p^* = 2p/(\rho U_{inf}^2)$ representa la presión estática adimensionalizada con una presión dinámica de referencia.

En cuanto a la resolución de las ecuaciones refiere, es posible emplear el modelo de flujo segregado o el acoplado. El *Segregated solver* es recomendado para bajos o moderados números de Mach. En él todas las ecuaciones de transporte excepto las de presión y velocidad son resueltas de forma secuencial. Por otra parte, el *Coupled solver* soluciona de forma simultánea todas las ecuaciones de transporte menos las de los modelos adicionales y suele ser empleado en general para flujos de elevado número de Mach.[19],[20]

Además se emplea el método de los volúmenes finitos en el cual las ecuaciones de conservación se plantean de forma integral y conservativa en volúmenes de control. Dichas ecuaciones han sido resueltas en el presente proyecto de forma numérica mediante el uso del software comercial Simcenter STAR-CCM+.

Así mismo, cabe comentar las fuentes de error e incertidumbres cometidas en la resolución de un problema mediante dinámica de fluidos computacional. Se conoce como error cuando existe una deficiencia reconocible en el modelo CFD que no es provocada por la falta de conocimiento. Estos pueden deberse a errores numéricos, errores de código fuente o errores de usuario. Por otro lado, la incertidumbre es la carencia potencial del modelo CFD generada por el desconocimiento debido a la información requerida o al modelo matemático.

2.3.2.1. Turbulencia

Adicionalmente, en el presente proyecto se considera flujo turbulento. La turbulencia no es una propiedad del fluido sino un estado del flujo. Define un movimiento del fluido caracterizado por variaciones caóticas de sus propiedades en el cual surgen vórtices no estacionarios interactuando entre ellos.

Los flujos turbulentos son altamente no lineales y la turbulencia apresura la homogeneización de los fluidos. Esta es siempre tridimensional poseyendo vorticidad no nula y no tiene trazabilidad, es decir, no se es capaz de restablecer un estado del flujo previo a partir del estado actual. Asimismo, en la cascada de vórtices de diversas magnitudes se produce un intercambio de energía cinética. En los torbellinos más pequeños los esfuerzos cortantes viscosos disipan la energía cinética en energía interna. Las escalas grandes son determinadas por la geometría del problema mientras que las pequeñas vienen regidas por la viscosidad del fluido.[18]

Existen diferentes enfoques para tratar la turbulencia. Entre ellos se encuentra el *Direct Numerical Simulations* (DNS) en el cual todas las escalas de la turbulencia son resueltas. Esto radica en el empleo de mallas extremadamente refinadas así como un paso temporal pequeño incrementando el coste computacional.

En el *Large Eddy Simulation* (LES) solo son resueltas las grandes escalas modelando las pequeñas. Se realiza un filtrado de la ecuaciones de Navier-Stokes haciendo necesario el uso de ecuaciones adicionales para solucionar el problema de cierre.

En lo que al *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS) respecta, este modela todas las escalas de la turbulencia. Realiza un promedio de las ecuaciones sustituyendo las variables como la suma del promedio y la fluctuación:

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (2.12)$$

Este procedimiento conduce al problema de cierre que hace necesario el modelado del tensor de Reynolds. Si se asume la hipótesis de Boussinesq el problema reside en modelar la viscosidad turbulenta.

Es posible encontrar infinidad de métodos en la literatura destacando aquellos modelos de una ecuación como es el Spalart-Allmaras o los de dos ecuaciones como el $k - \epsilon$ o el $k - \omega$. En lo relativo al $k - \omega$ SST, a diferencia del tradicional $k - \omega$, este puede ser empleado en un flujo con bajo número de Reynolds sin funciones de amortiguamiento. Sin embargo, provoca elevados niveles de turbulencia en zonas de gran aceleración como los puntos de remanso. Debido a su menor coste computacional el RANS es el modelo de turbulencia empleado con más frecuencia en ingeniería.

Por otro lado, el *Detached Eddy Simulation* (DES) es un enfoque de modelado híbrido que combina características de la simulación RANS en algunas partes del flujo y LES en otras.

En relación con la resolución de la turbulencia se encuentran los tratamientos de pared. En la Figura 3.5 [21] pueden observarse las distintas capas en función del valor de la y^+ . La ley de pared es válida para valores de $y^+ < 5$, es decir, en la subcapa viscosa. Haciendo referencia a la capa logarítmica, la ley logarítmica puede ser empleada cuando la $y^+ > 30$. Sin embargo, en la capa de amortiguamiento los efectos son impredecibles y ninguna de las dos leyes anteriores se ajusta.

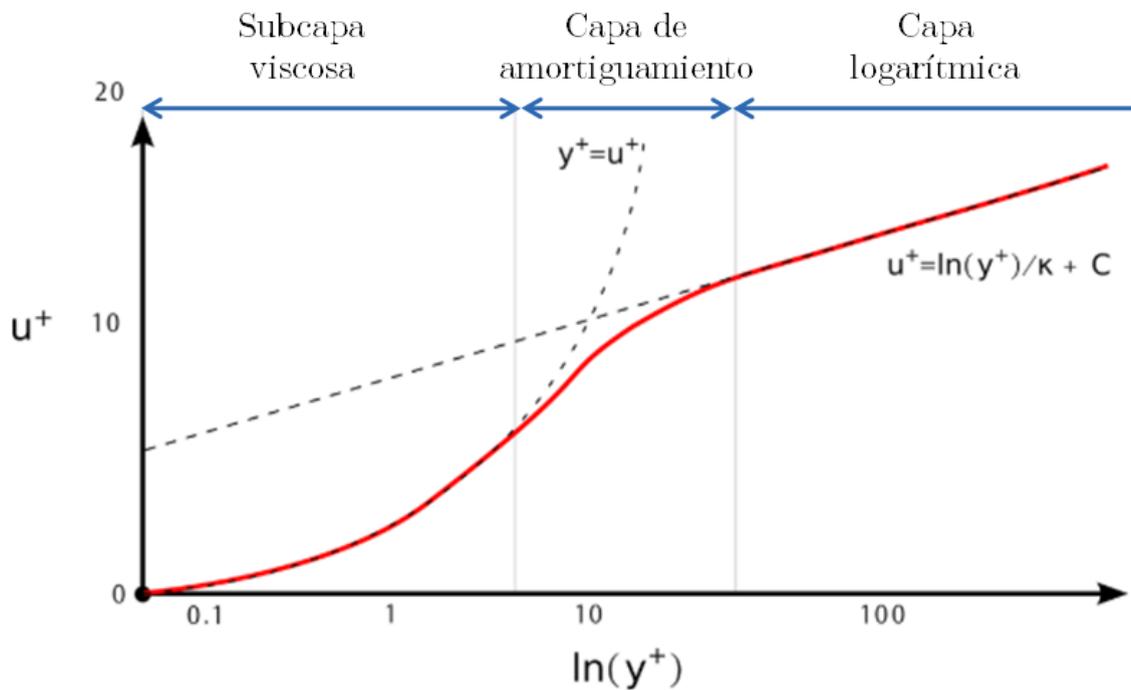


Figura 2.6: Capa límite turbulenta cerca de la pared.[21]

Capítulo 3

Metodología

3.1. Introducción

En este capítulo se muestra la preparación de los casos a analizar así como el planteamiento de los estudios llevados a cabo. En un primer lugar, se genera un dominio computacional simulando el comportamiento del aerogenerador sin elementos rotatorios.

Posteriormente se malla dicho dominio con la técnica Overset que permite dotar de un grado de libertad al sistema. Seguidamente se comprueba la independencia de la misma disminuyendo el tamaño base de las celdas, es decir, realizando mallas más finas.

Una vez se considera que la malla posee la precisión requerida, esta es empleada para el cálculo del campo fluido alrededor del aerogenerador en el caso estacionario para cada uno de los Reynolds de estudio. Conforme se alcanza la convergencia del estacionario, la solución es usada como condición inicial para el caso transitorio donde se verifica la discretización temporal realizada.

3.2. Geometría

Como se ha indicado a lo largo del documento el objetivo principal del proyecto es caracterizar el comportamiento de los aerogeneradores sin elementos rotatorios. Es por ello que el estudio se ha basado en la geometría mostrada en la Figura 1.2. Se resuelve el problema de flujo bidimensional alrededor de un cilindro sumergido en una corriente a distintos números de Reynolds, modelando así una sección del aerogenerador mencionado.

3.3. Dominio computacional

En la Figura 3.1 se pueden observar las principales dimensiones del dominio computacional empleado para el caso de estudio. El tamaño de dicho dominio garantiza que las condiciones de contorno impuestas no influyan sobre los resultados.

El centro del cilindro se encuentra a 10 diámetros aguas abajo de la condición de contorno de entrada y del límite superior e inferior. Asimismo, está situado a 40 diámetros de la condición de contorno de salida.

Adicionalmente se muestran la región del *Background*, formada por la zona rectangular y la región del *Overset*, correspondiente a la sección circular que engloba al aerogenerador. Estas son explicadas con mayor detalle en el apartado siguiente.

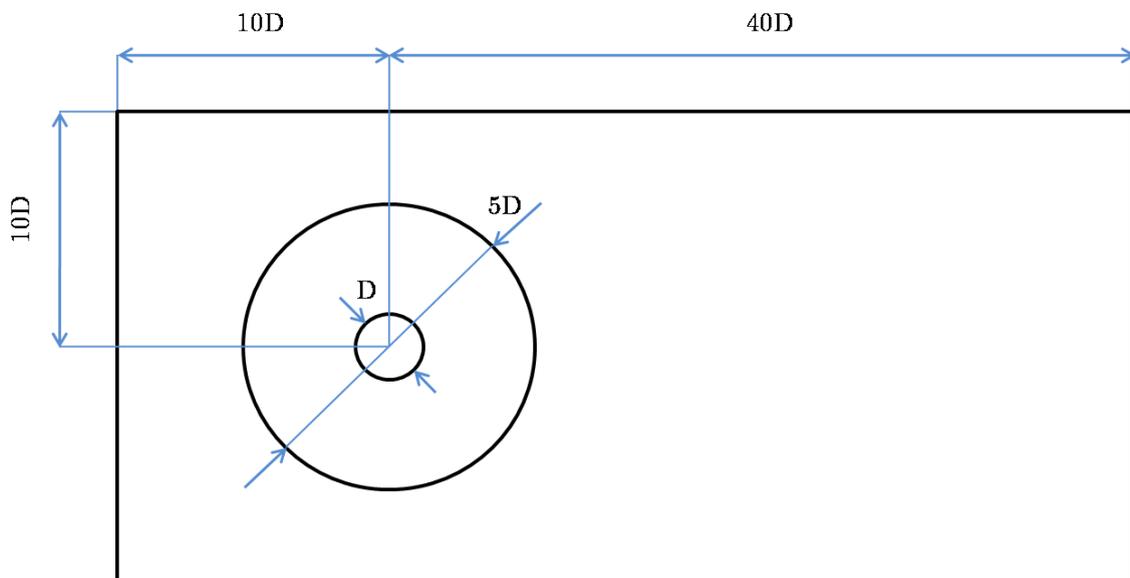


Figura 3.1: Dominio computacional. (Sin escala).

3.4. Mallado

Se ha seguido una estrategia de mallado Overset con la finalidad de simular el movimiento transversal del aerogenerador provocado por el desprendimiento de vórtices. Se ha empleado esta técnica de mallado para evitar que la malla sufra deformaciones excesivas que mermen su calidad y que imposibilite el cálculo del movimiento máximo debido a que se esperan movimientos elevados.

3.4.1. Overset

Cualquier estudio que implique el uso de mallas superpuestas posee una región de fondo que engloba todo el dominio computacional (*Background*) y una o más regiones de un menor tamaño que contienen los cuerpos de estudio, a la que se le ha denominado en este proyecto *Overset*. Además, es necesario la existencia de una zona que actúe como interfaz, Figura 3.2.

Es posible distinguir cuatro tipos de celdas, las activas, las inactivas, las donantes y las receptoras. En las activas las ecuaciones de gobierno discretizadas son resueltas. En lo que a las inactivas respecta, en ellas no se resuelve ninguna ecuación pero pueden activarse cuando la región *Overset* adquiere movimiento. Las celdas receptoras dividen las activas de las inactivas en el *Background* y son empleadas para acoplar las soluciones entre las mallas de ambas regiones. En definitiva, la técnica de mado Overset radica en la superposición de varias mallas de forma que la información sea transferida de una a otra a través de la interfaz interpolando los datos de las celdas adyacentes.

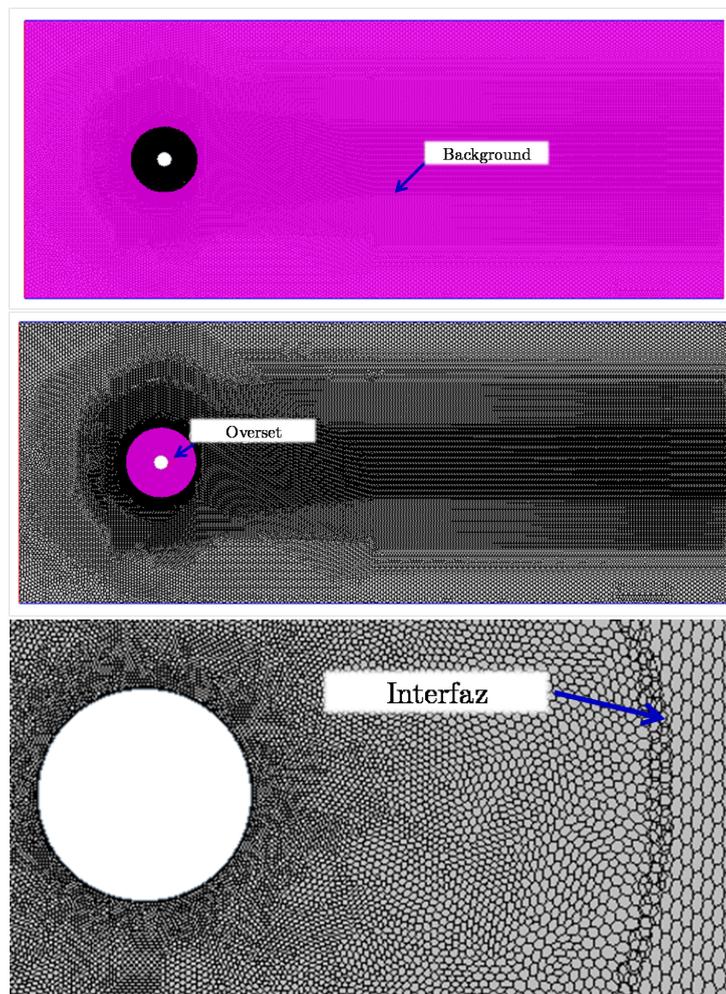


Figura 3.2: Zonas del mado Overset.

3.4.2. Set up

Como puede verse en la Figura 3.3 se crea una malla poligonal con un tamaño base proporcional al radio del cilindro. Dicho *base size* va variando en el estudio de independencia de malla que será comentado posteriormente. El resto de dimensiones son calculadas de forma relativa a este tamaño base descrito.

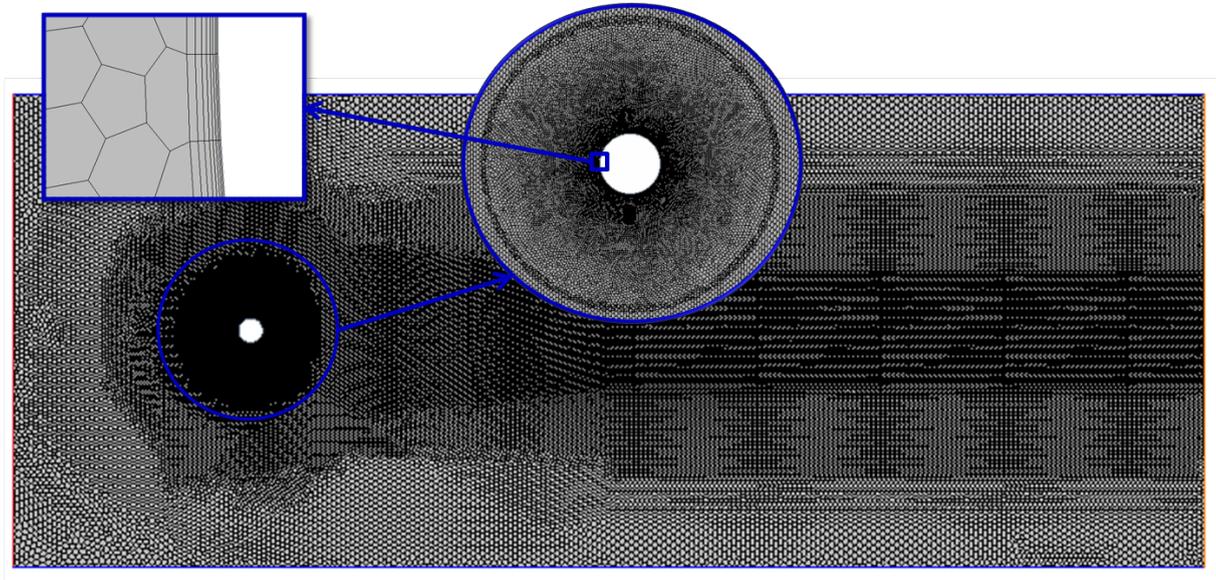


Figura 3.3: Malla.

Así mismo, se realizan tres volúmenes de control. La malla aumenta gradualmente su tamaño desde el *base size* definido hasta alcanzar un tamaño prácticamente uniforme en la región *Overset* asegurando así que en la interfaz existan dimensiones similares entre las celdas del *Background* y el *Overset*. Debido a la importancia que la estela posee por el desprendimiento de vórtices su tamaño es restringido a un 15 % del tamaño base, Figura 3.4.



Figura 3.4: Volumen de control en la estela.

Con el objetivo de capturar los efectos de la capa límite se genera una *prism layer* cerca de la pared del aerogenerador con un total de 8 capas. Se asegura que la mayor parte de la pared del cilindro se encuentra en la subcapa viscosa ($y^+ < 5$) como se muestra en la Figura 3.5 para un instante temporal dado.

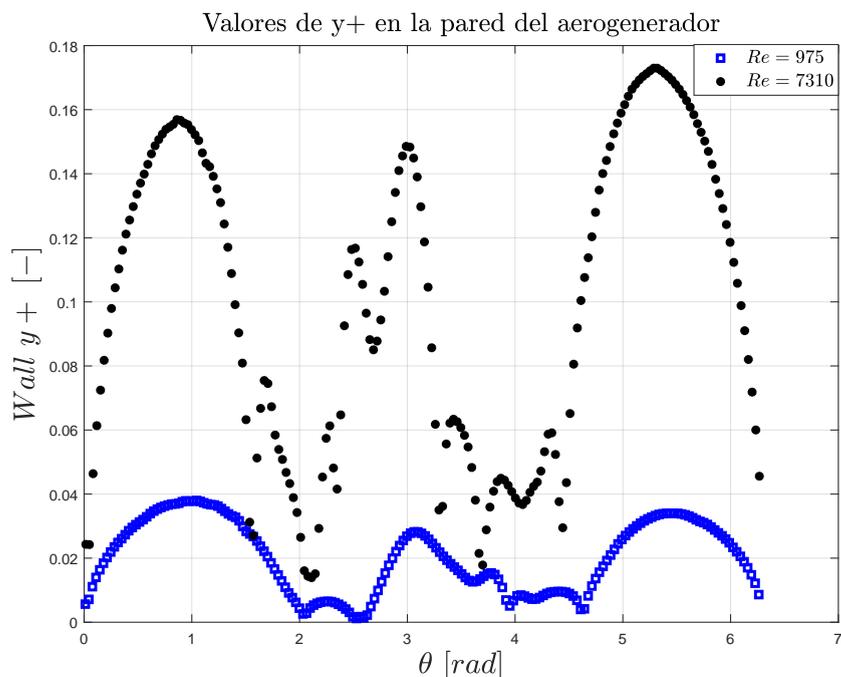


Figura 3.5: y^+ para el menor y el mayor número de Reynolds empleado para un instante temporal dado.

3.5. Configuración del caso

A continuación se detalla la configuración realizada en el proyecto con la finalidad de que los resultados obtenidos sean los más próximos a la realidad posible. Para ello se exponen las distintas condiciones de contorno y los modelos seleccionados tanto para el caso estacionario como para el transitorio con movimiento del aerogenerador.

3.5.1. Selección de modelos

En este apartado se procede a explicar los modelos seleccionados en los casos de estudio.

- Two Dimensional*. Como se ha comentado con anterioridad el proyecto radica en el análisis del problema de flujo bidimensional alrededor de un cilindro sumergido en una corriente para varios números de Reynolds con la finalidad de modelar el comportamiento de una sección del aerogenerador.

- *Steady / Implicit Unsteady*. El fenómeno de Vibración Inducida por Vórtices analizado es puramente transitorio. Sin embargo, en todos los casos se llevaron a cabo cálculos estacionarios previos a partir de los cuáles se empezó a iterar la solución transitoria.
- *Gas*. El fluido estudiado se trata de aire con condiciones de entrada de densidad $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ y viscosidad $\mu = 1.85508 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$.
- *Coupled Flow / Segregated Flow*. Para los cálculos estacionarios previos se selecciona el modelo *Coupled Flow* por la posibilidad que ofrece de modificar el número de Courant facilitando la convergencia del caso. Sin embargo, debido a los fenómenos no físicos provocados en la estela por este modelo en el caso transitorio, se opta por emplear el *Segregated Flow* para iterar la solución transitoria.
- *Constant Density*. Los casos computados presentan flujo incompresible debido al rango de velocidades de viento llevado a estudio.
- *Turbulent*. En lo relativo a la turbulencia se utiliza un modelo $k - \omega \text{ SST}$ con tratamiento de pared en función del $y+$.

3.5.2. Condiciones de contorno

Una vez se tienen todas las partes definidas se crean las diversas regiones a las que se les asigna las condiciones de contorno pertinentes. Como se muestra en la Figura 3.6, a la pared izquierda del dominio fluido se le impone la condición de contorno de *Velocity inlet*. Este valor de velocidad vendrá dado por el número de Reynolds en el cual se esté realizando el estudio.

Además, a la salida se impone la presión atmosférica, haciendo uso de la condición de contorno de *Pressure Outlet*. En lo que a la pared superior e inferior refiere, se establece la condición de simetría.

Finalmente, en la superficie del aerogenerador se impone un contorno de pared en el cual se aplica la condición de no deslizamiento. Adicionalmente, en el límite de la región *Overset* se selecciona la condición de contorno *Overset Mesh*.

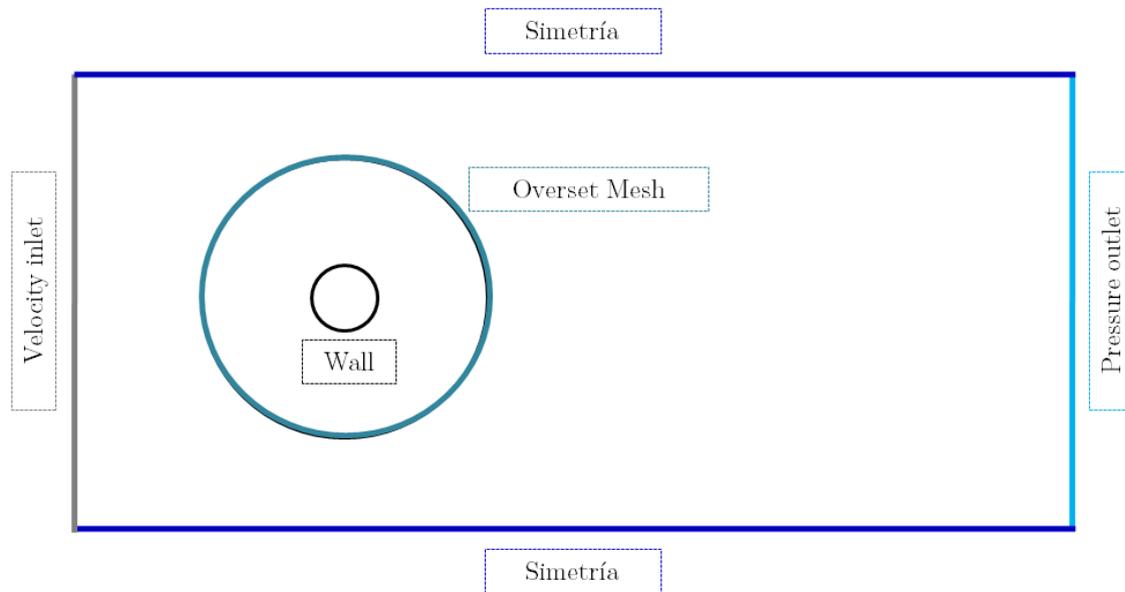


Figura 3.6: Condiciones de contorno del dominio. (Sin escala).

3.6. Estudios de independencia

3.6.1. Independencia de malla

Con el objetivo de verificar la discretización espacial se ha realizado un estudio de independencia de malla utilizando diferentes resoluciones de celda como se muestra en el Cuadro 3.1. El estudio consiste en la obtención de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el aerogenerador en el rango de número de Reynolds empleados posteriormente en el análisis paramétrico, $975 < Re < 7310$.

En el Cuadro 3.1 se muestran los resultados obtenidos con el número de Reynolds más desfavorable. A medida que este disminuye, el error cometido es menor, llegando a valores del 0.5% con la *Mesh00* para un Reynolds de 975.

Debido al gran beneficio en coste computacional que supone tener un menor número de celdas para la realización del estudio paramétrico, se asume que la *Mesh00* con un total de 86817 celdas posee un error asumible desde el punto de vista de este proyecto.

	Celdas	CD	Error %
Mesh00	86817	0.605	10.63
Mesh01	148384	0.651	3.74
Mesh02	250057	0.677	

Cuadro 3.1: Independencia de malla Reynolds 7310.

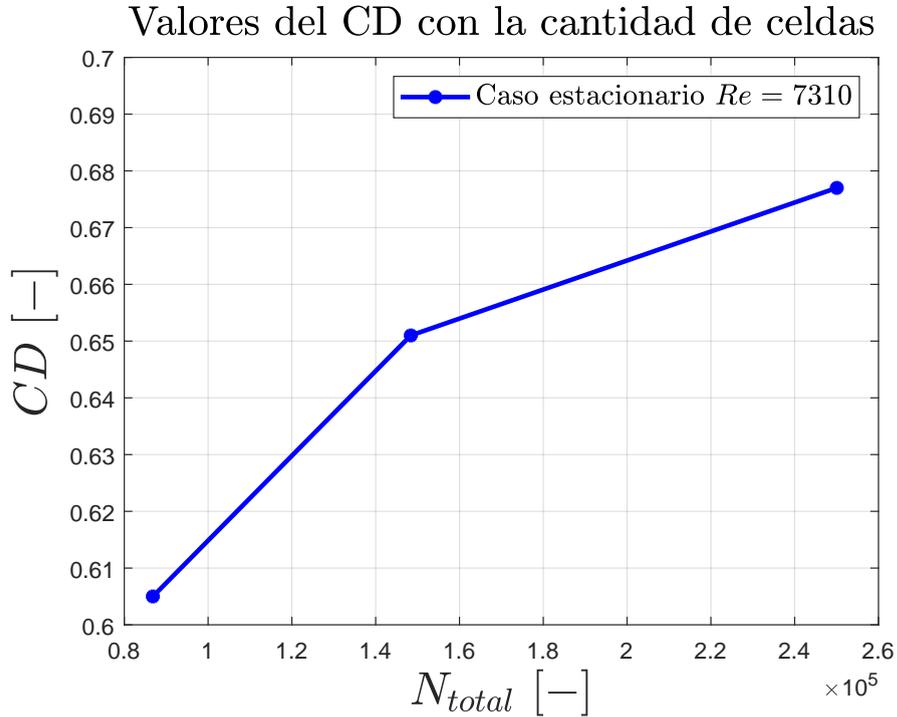


Figura 3.7: Evolución del coeficiente de resistencia con el número de celdas.

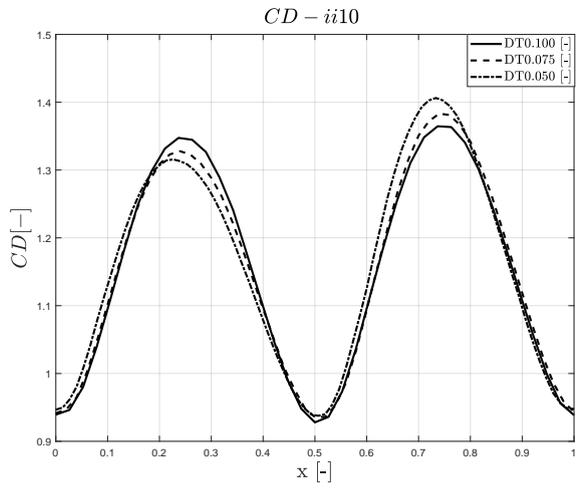
3.6.2. Independencia del paso temporal e iteraciones internas

Para modelar correctamente los efectos no estacionarios el número de Courant-Lewis Federich (CFL) debe mantenerse lo más bajo posible para la mayor parte del dominio computacional. Para la *Mesh00*, malla seleccionada como independiente, se ha optado por emplear un paso temporal adimensional de 0.075 como se observa en el estudio de independencia de las Figuras 3.8a y 3.9a.

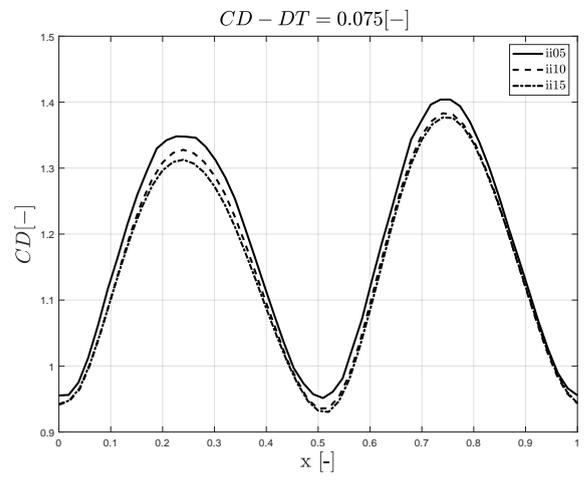
Dicho paso temporal adimensional supone un compromiso entre el error cometido y el coste computacional que se requiere. Asimismo, la Figura 3.10 muestra la distribución de CFL en un instante arbitrario donde la mayor parte de las celdas presentan un valor inferior a 10.

Adicionalmente, como es posible visualizar en las Figuras 3.8b y 3.9b, se ha realizado un estudio de independencia de las iteraciones internas llegando a la conclusión de que empleando 10 iteraciones la solución posee un escaso error frente a la de 15 y su tiempo de cálculo es menor.

Es por ello que para los estudios posteriores el paso temporal adimensional que se emplea posee un valor de 0.075 y el número de iteraciones internas impuesto en el cálculo es de 10.

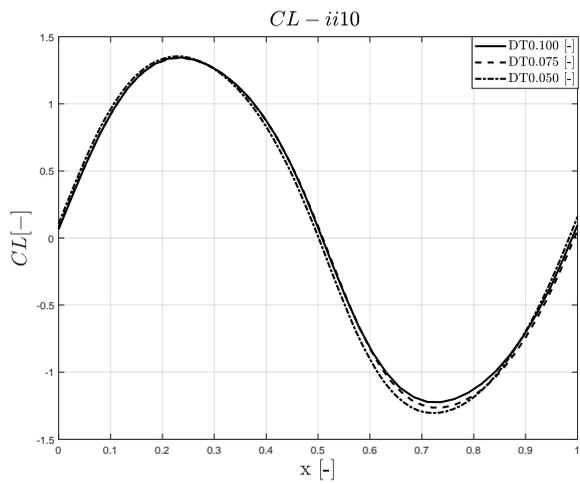


(a) Estudio paso temporal CD.

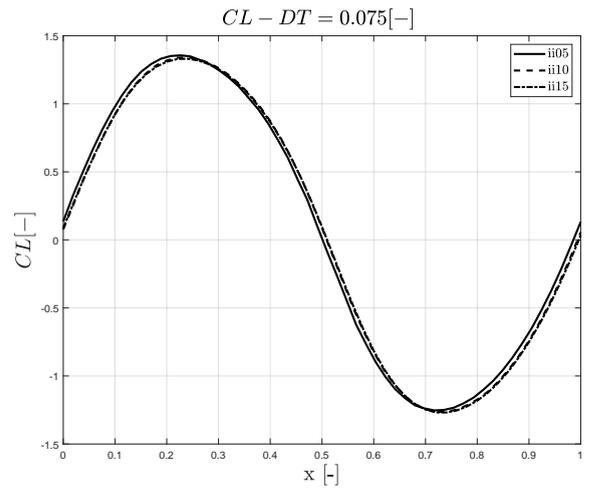


(b) Estudio iteraciones internas CD.

Figura 3.8: Independencia paso temporal e iteraciones internas CD.



(a) Estudio paso temporal CL.



(b) Estudio iteraciones internas CL.

Figura 3.9: Independencia paso temporal e iteraciones internas CL.

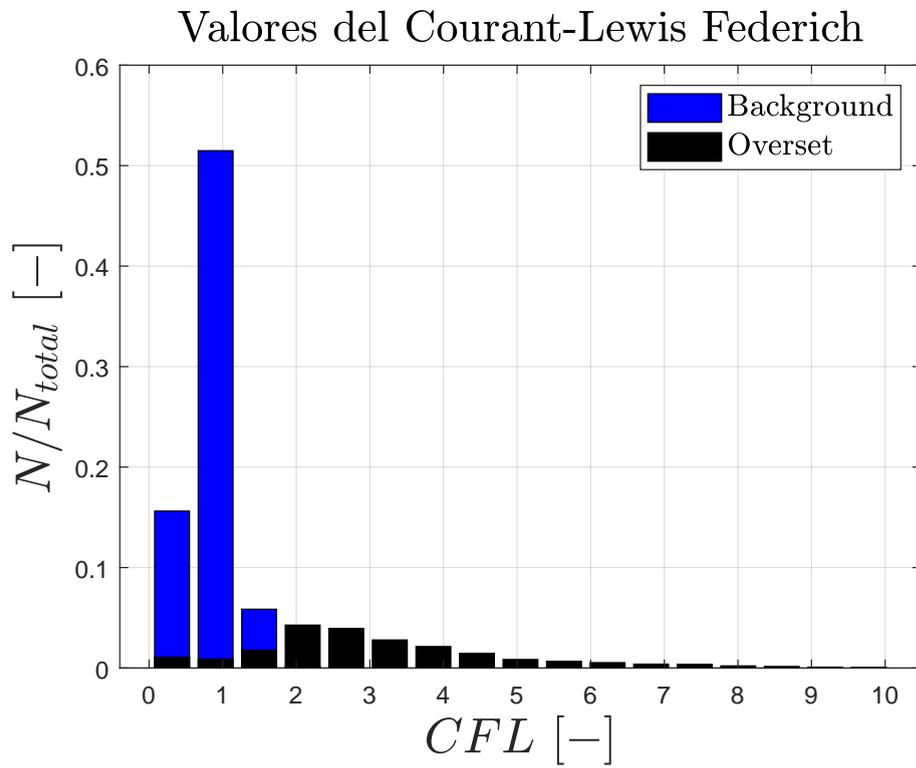


Figura 3.10: CFL para Reynolds 7310 con los parámetros de la validación.

Capítulo 4

Resultados

4.1. Introducción

En el presente capítulo se procede a analizar los resultados obtenidos mediante CFD. En un primer lugar se presenta el estudio del caso estacionario para una sección del aerogenerador sin elementos rotatorios.

Posteriormente se expone el cálculo del caso transitorio infinitamente rígido. Una vez analizado el fenómeno del desprendimiento de vórtices se dota de movimiento vertical al cilindro procediendo a validar la solución.

Finalmente se estudia la dependencia del coeficiente de potencia medio y de la amplitud con el amortiguamiento, la masa y la rigidez observando los cambios que se producen en el campo fluido con la finalidad de comprender y analizar los fenómenos que gobiernan la interacción fluido-estructura.

4.2. Caso estacionario

En esta sección se realiza un primer estudio del problema en estacionario con el objetivo principal de obtener las condiciones iniciales para el estudio transitorio del *Vortex Induced Vibrations*. A su vez, como se ha explicado en el capítulo de metodología anterior, este estudio estacionario también está destinado a la verificación de la discretización espacial llevada a cabo.

4.2.1. Curva CD en función del Reynolds

En la Figura 4.1 se muestra la curva del coeficiente de resistencia en función del número de Reynolds permitiendo validar el caso estacionario computado. Los datos experimentales han sido extraídos del libro de Multu et al [10].

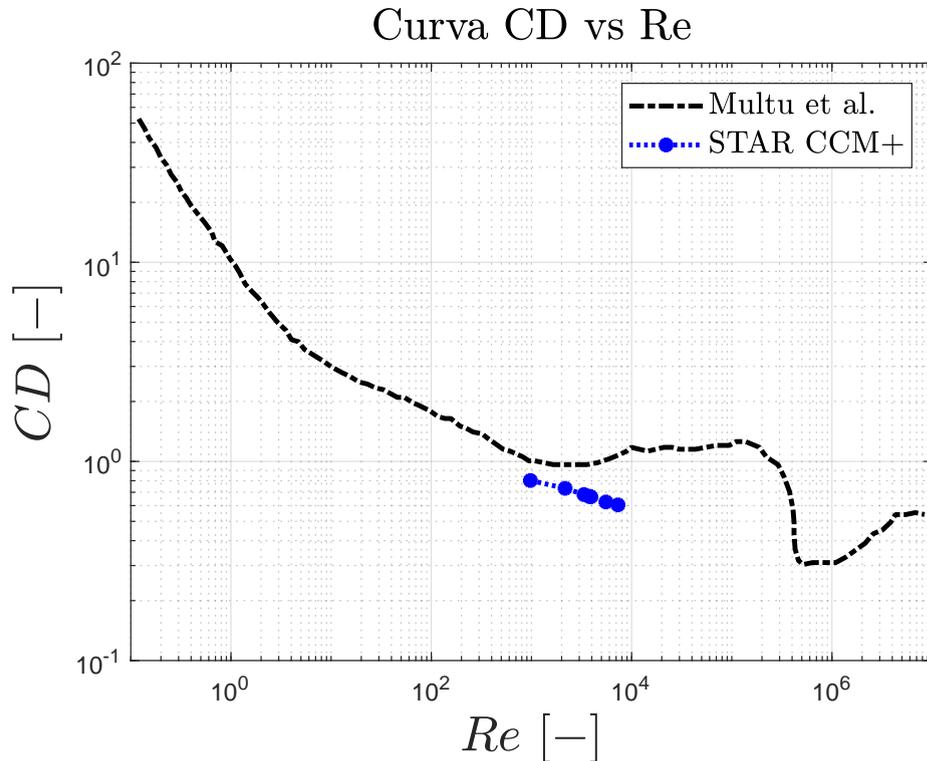


Figura 4.1: Coeficiente de resistencia para un cilindro en función del número de Reynolds.

Como es posible observar, el coeficiente de resistencia decrece de forma monótona con el Reynolds hasta que se alcanza un valor de $Re \approx 300$. Una vez superada dicha cifra, a lo largo de la capa subcrítica el coeficiente de resistencia permanece prácticamente constante alcanzando valores de aproximadamente 1.2. Cuando el $Re > 3 \cdot 10^5$ se produce un cambio drástico en el coeficiente de arrastre. El CD disminuye de forma abrupta asumiendo valores en la capa supercrítica significativamente menores, alrededor de 0.25. A este fenómeno se le suele denominar *drag crisis*.

Dicho fenómeno se produce debido a que cuando el régimen de flujo cambia de subcrítico a supercrítico, el punto de separación se desplaza de aproximadamente 78° a 140° . Esto resulta en una estela extremadamente estrecha con una presión negativa sustancialmente menor ocasionando una notable disminución de la resistencia.

Finalmente, cuando se supera la capa supercrítica se puede observar como el coeficiente de resistencia aumenta ligeramente alcanzando posteriormente valores alrededor de 0.5 cuando el número de Reynolds posee valores transcíticos.

En el presente proyecto se ha llevado a estudio un rango de velocidades de viento perteneciente a la capa subcrítica. En la Figura 4.1 pueden observarse los valores del coeficiente de resistencia obtenidos para $975 < Re < 7310$. Dado que los resultados son coherentes con los encontrados en la literatura se asume que el caso estacionario se encuentra validado.

4.2.2. Coeficiente de esfuerzos tangenciales

A continuación se procede a analizar el coeficiente de esfuerzos tangenciales para el menor y mayor número de Reynolds empleado en el presente Trabajo de Fin de Grado. Se pretende caracterizar los puntos de separación y estudiar las tendencias conforme se incrementa el Reynolds en la capa subcrítica.

Cabe comentar que los ángulos de separación serán definidos como el ángulo en sentido horario desde el punto de remanso. En el punto de separación el gradiente de velocidades es cero lo que implica que el coeficiente de esfuerzos tangenciales también lo sea.

Analizando la Figura 4.2 se observa que el punto superior de separación para el caso de $Re = 975$ se encuentra aproximadamente a 1.64 rad mientras que el de $Re = 7310$ es ligeramente menor con un valor de 1.5 rad.

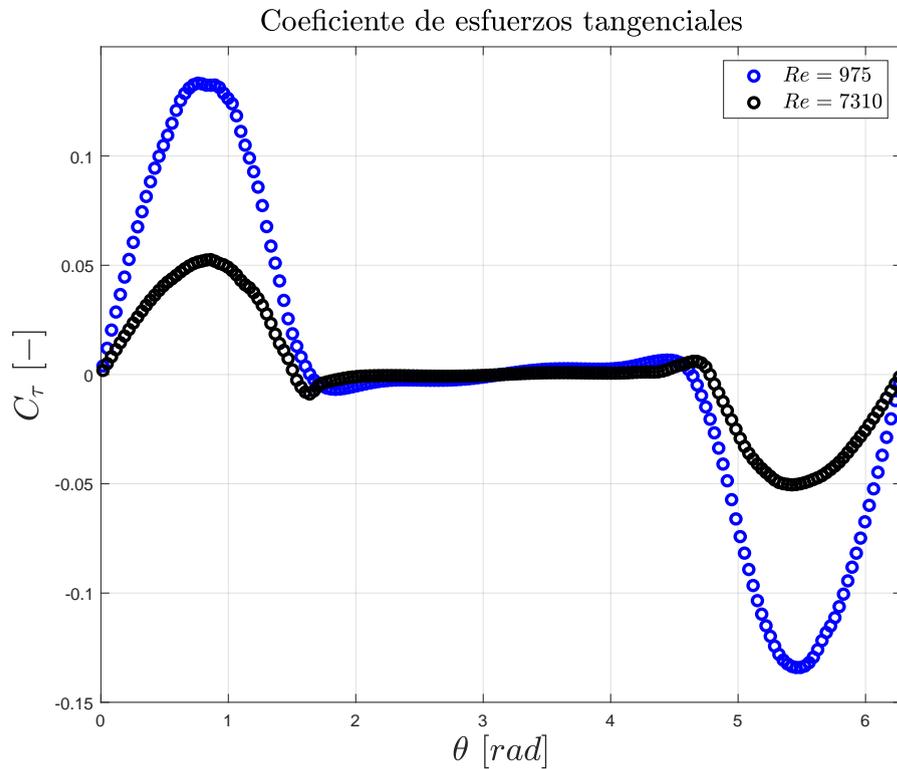


Figura 4.2: Coeficiente de esfuerzos tangenciales para el mayor y menor Reynolds de estudio.

4.2.3. Coeficiente de presión

La principal característica de las distribuciones de presión medidas en la Figura 4.3 es que el coeficiente de presión en la región de la estela es siempre negativo en contraste con lo que predice la teoría potencial. Esto es debido a la separación del flujo comentada anteriormente.

En el punto de remanso el coeficiente de presión posee un valor de 1 como cabía esperar. Posteriormente, debido a la curvatura de la geometría, el flujo se acelera disminuyendo su presión hasta el punto donde este se desprende. A su vez, es posible observar que tras dicho punto el coeficiente de presión aumenta ligeramente para ambos números de Reynolds hasta que en la región de la estela permanece constante dado que el flujo en esa zona es extremadamente débil en comparación con la región de flujo externo.

Por último, el hecho de obtener un menor coeficiente de resistencia para el caso de número de Reynolds 7310 puede deberse entre otros a que el coeficiente de presión es ligeramente menos negativo en la zona de la estela.

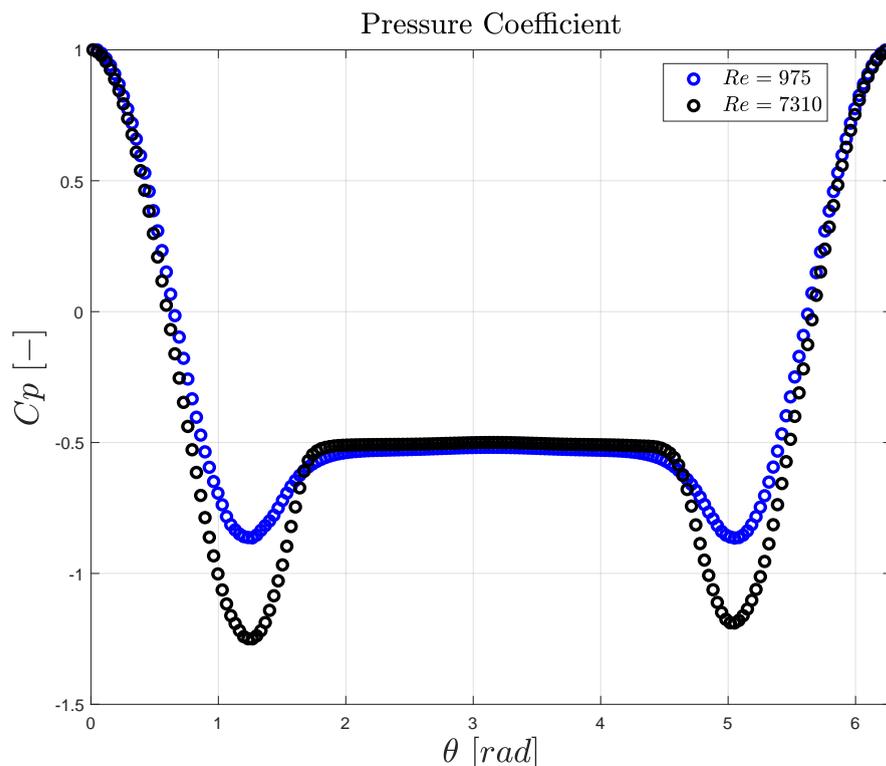
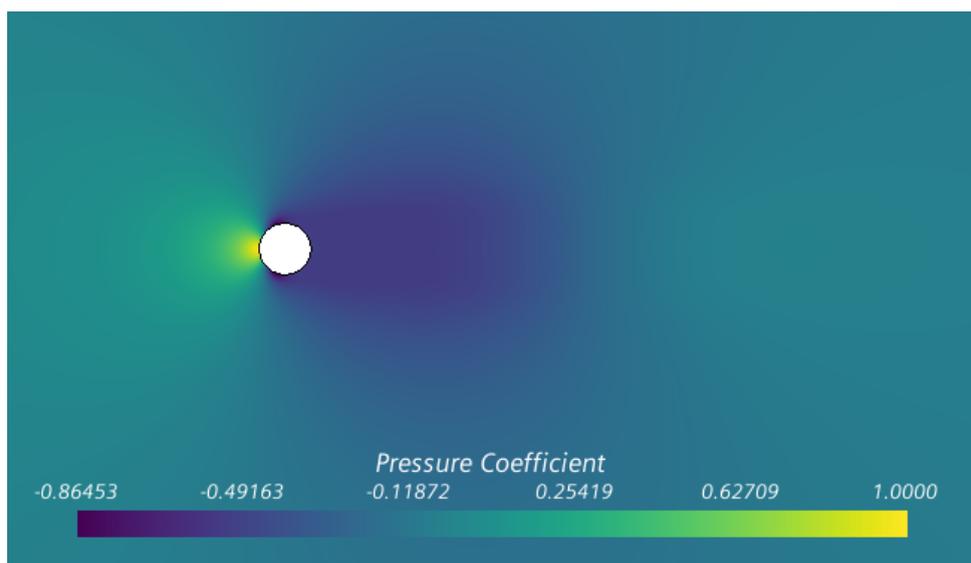


Figura 4.3: Coeficiente de presión para el mayor y menor Reynolds de estudio.

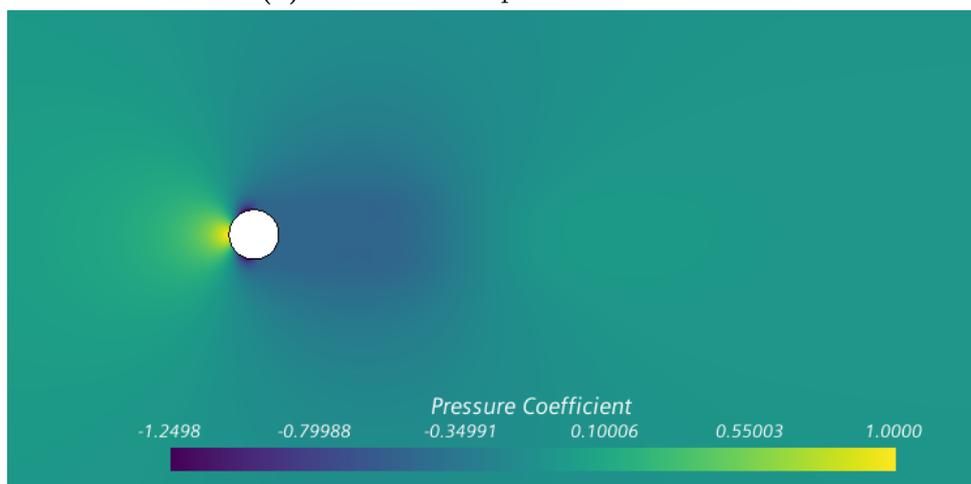
4.2.4. Contornos de presión, velocidad y vorticidad

Procediendo a analizar lo ocurrido con los contornos de presión, velocidad y vorticidad es posible ver en la Figura 4.4 los fenómenos comentados en el apartado anterior.

En ambas figuras se identifica claramente el punto de remanso perteneciente a la zona amarilla. Posteriormente se observa que en la Figura 4.4b que el coeficiente de presión alcanzado antes del punto de separación es menor debido a la mayor velocidad que posee el flujo de la corriente incidente. Sin embargo, el mapa de colores muestra como en la zona de la estela la Figura 4.4a posee un coeficiente de presión ligeramente menor lo que radica en una mayor resistencia.



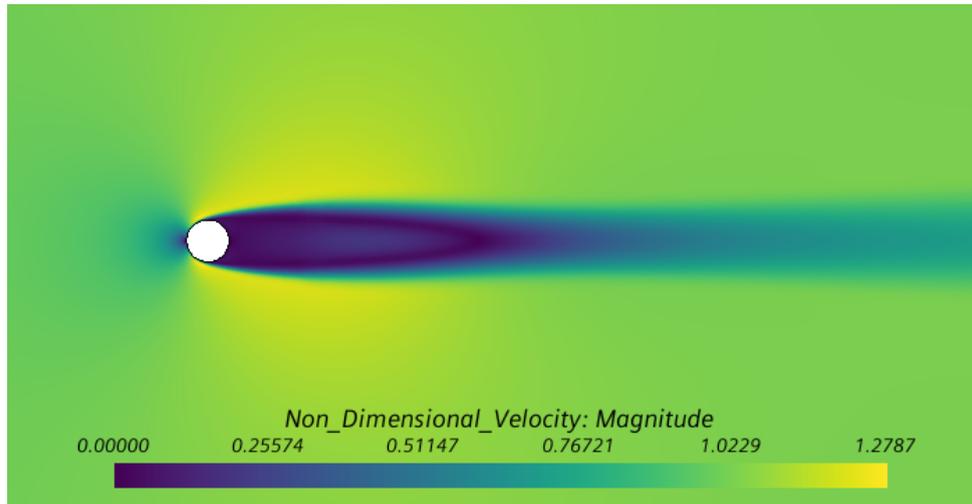
(a) Coeficiente de presión $Re = 975$.



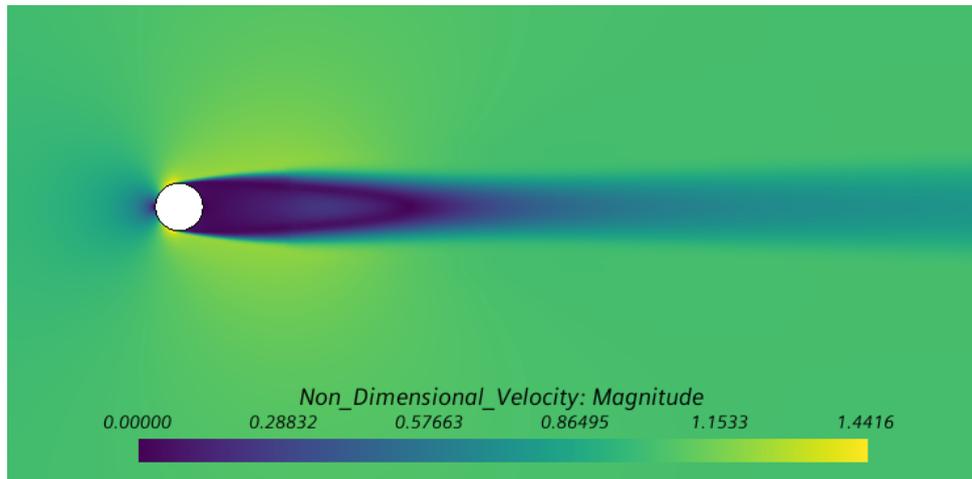
(b) Coeficiente de presión $Re = 7310$.

Figura 4.4: Contornos coeficiente de presión para el menor y mayor número de Reynolds de estudio.

En lo que al campo de velocidad adimensional ($V^* = V/U_{inf}$) respecta, se observa en la Figura 4.5 como en los puntos de remanso la velocidad del flujo es nula. Así mismo, en la Figura 4.5b la velocidad del flujo sin perturbar es mayor que la de la Figura 4.5a debido al mayor número de Reynolds impuesto. A su vez, como se ha comentado previamente, el flujo en la zona antes del desprendimiento para $Re = 975$ posee una menor velocidad.



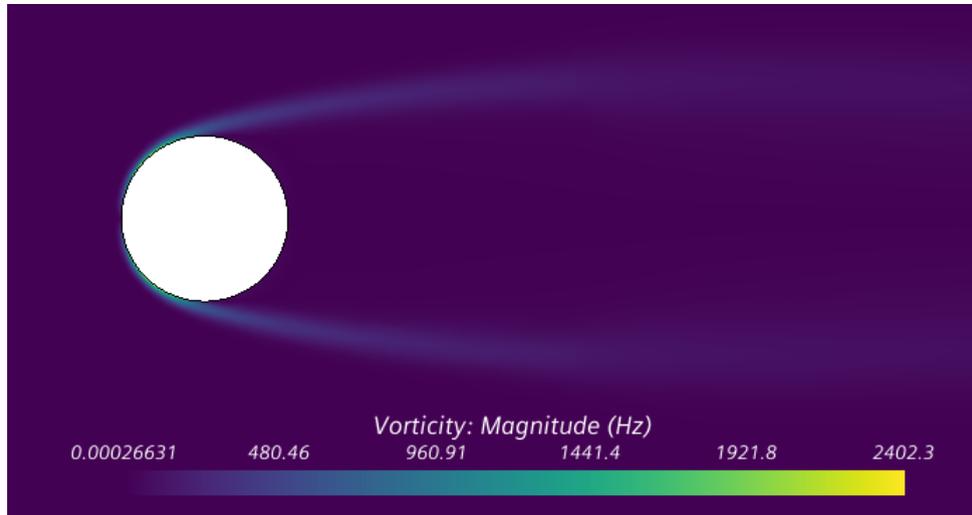
(a) Velocidad adimensional $Re = 975$.



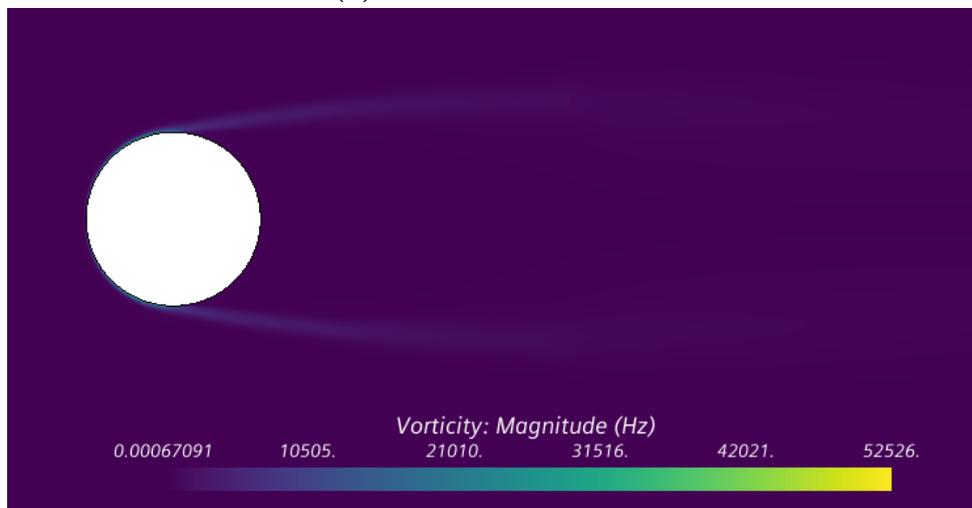
(b) Velocidad adimensional $Re = 7310$.

Figura 4.5: Contornos de velocidad adimensional para el menor y mayor número de Reynolds de estudio.

Finalmente, cabe comentar que en el caso de menor número de Reynolds se obtiene una menor vorticidad en la pared del aerogenerador como es posible observar en la Figura 4.6. Además, en dicha figura se muestran claramente los puntos de separación en cada uno de los casos de estudio.



(a) Vorticidad $Re = 975$.



(b) Vorticidad $Re = 7310$.

Figura 4.6: Contornos de vorticidad para el menor y mayor número de Reynolds de estudio.

4.3. Caso transitorio

Una vez analizado el problema en estacionario se procede a iterar la solución transitoria dado que los aerogeneradores sin elementos rotatorios basan su funcionamiento en la resonancia aeroelástica y los fenómenos fluido-estructurales presentes en el problema son no estacionarios.

En un primer lugar se computará el caso infinitamente rígido con el objetivo de analizar el fenómeno del *vortex shedding*. Una vez caracterizado, se dota de un grado de libertad al sistema procediendo a validar el caso acoplado.

Finalmente, se lleva a cabo un estudio de sensibilidad con la finalidad de comprender los parámetros que gobiernan las Vibraciones Inducidas por Vórtices.

4.3.1. Caso infinitamente rígido

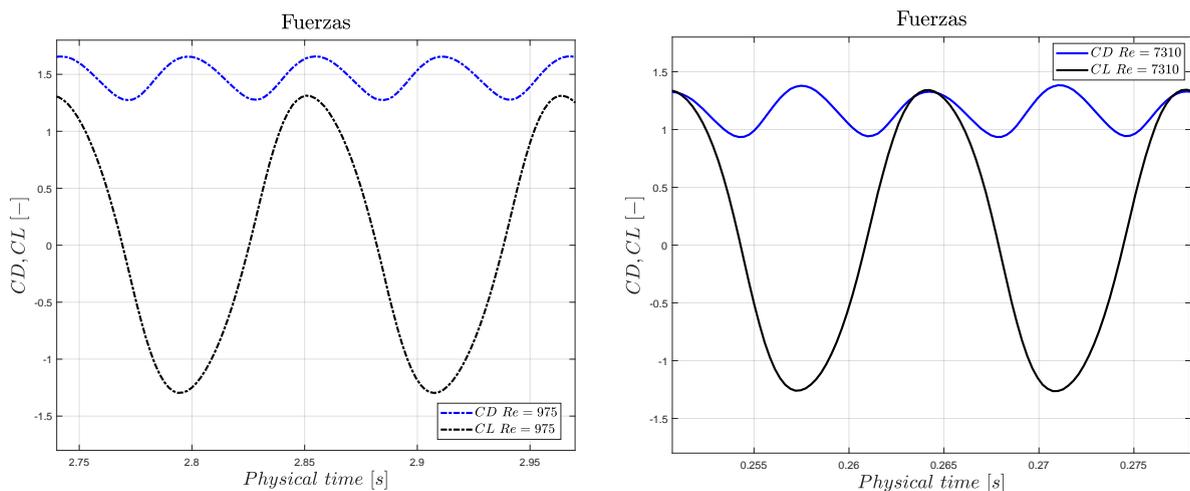
En este apartado se resuelve el problema de flujo bidimensional alrededor de un cilindro fijo sumergido en una corriente a distintos números de Reynolds en transitorio.

Inicialmente se analizarán las fuerzas obtenidas sobre la superficie del aerogenerador para el menor y el mayor Reynolds de estudio caracterizando la frecuencia de estas. Posteriormente, se mostrarán diversos contornos de velocidad y presión para una mayor comprensión del fenómeno de desprendimiento de vórtices.

4.3.1.1. Fuerzas aerodinámicas y número de Strouhal

En la Figura 4.7 se muestran las fuerzas aerodinámicas presentes en el aerogenerador para un número de Reynolds de 975 y 7310. Estas fuerzas periódicas aparecen como consecuencia de la periodicidad que posee el fenómeno del *vortex shedding*.

Es posible observar con claridad que la fuerza alternada longitudinal es generalmente más débil que la transversal, por lo que queda justificado dotar de un solo grado de libertad al aerogenerador a la hora de realizar el estudio paramétrico. Así mismo, al igual que sucedía en el caso estacionario, el valor medio del coeficiente de resistencia para el menor de los Reynolds es ligeramente superior.



(a) Coeficientes aerodinámicos $Re = 975$.

(b) Coeficientes aerodinámicos $Re = 7310$.

Figura 4.7: Coeficientes aerodinámicos.

A continuación se estudian las transformadas discretas de Fourier de dichos coeficientes aerodinámicos, Figura 4.8. En el rango de Reynolds analizado, la literatura asume que el número de Strouhal del coeficiente de sustentación es constante y de valor 0.2. Además, es sabido que la fuerza de resistencia fluctúa prácticamente al doble de frecuencia que la fuerza de sustentación debido a que el armónico que predomina en el CD es el segundo mientras que en el CL el primer armónico es el que posee una mayor importancia.

Analizando con mayor detenimiento la Figura 4.8 puede verse como los resultados obtenidos son coherentes con los mencionados en la bibliografía pudiendo asumir desde el punto de vista de este proyecto que los casos computados son válidos.

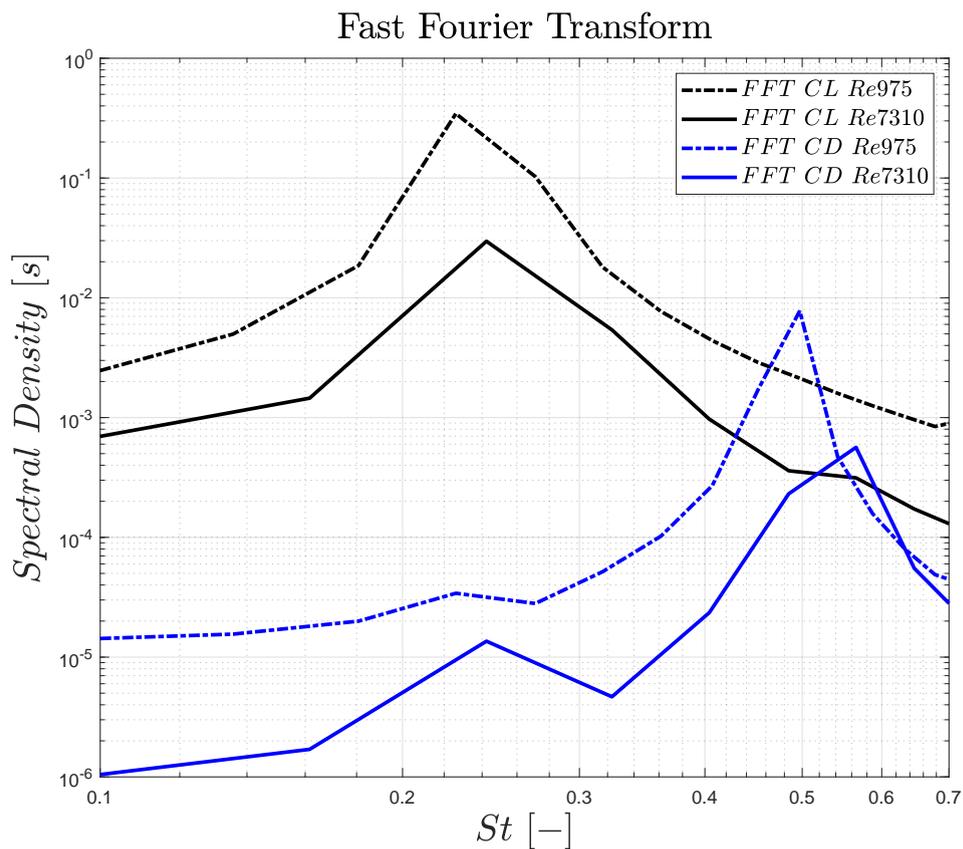
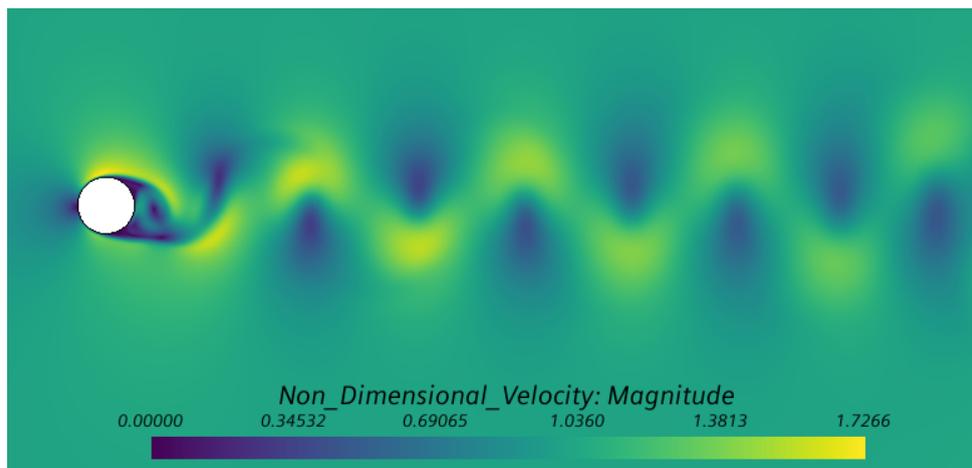


Figura 4.8: Transformada rápida de Fourier de los coeficientes aerodinámicos para el mayor y el menor Reynolds de estudio.

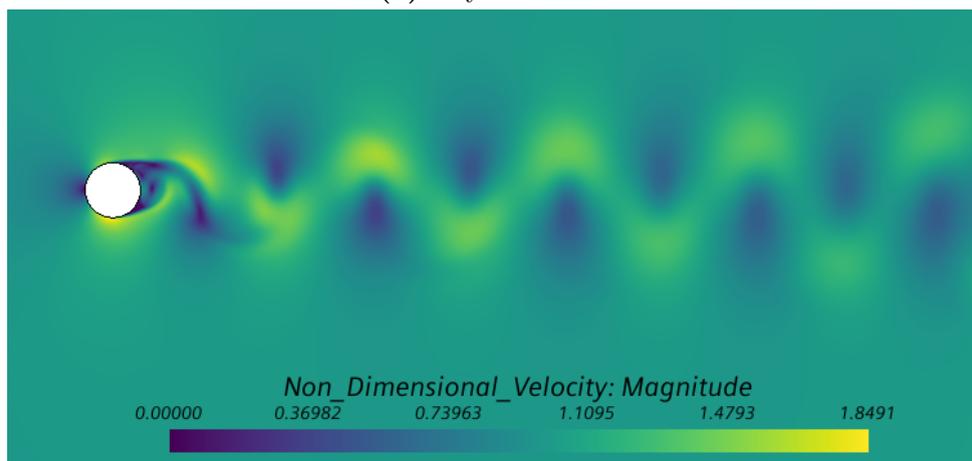
4.3.1.2. Desprendimiento de vórtices. Contornos de velocidad y presión

Por otro lado, en la Figura 4.9 se exponen los contornos de velocidad adimensional obtenidos para el mayor y el menor número de Reynolds de estudio para un instante dado. En ambos casos se aprecian las calles de vórtices de Von Kármán poseyendo ligeramente una mayor frecuencia de desprendimiento el contorno de Reynolds 7310. De esta manera, debido a que la velocidad del flujo libre también es sutilmente superior permite mantener un número de Strouhal prácticamente constante como se ha explicado con anterioridad.

En lo que al máximo de velocidad adimensional refiere, como cabía esperar la Figura 4.9a alcanza un valor máximo de 1.73 siendo el de la Figura 4.9b superior, alcanzado una velocidad máxima adimensional de 1.85.



(a) Reynolds 975.

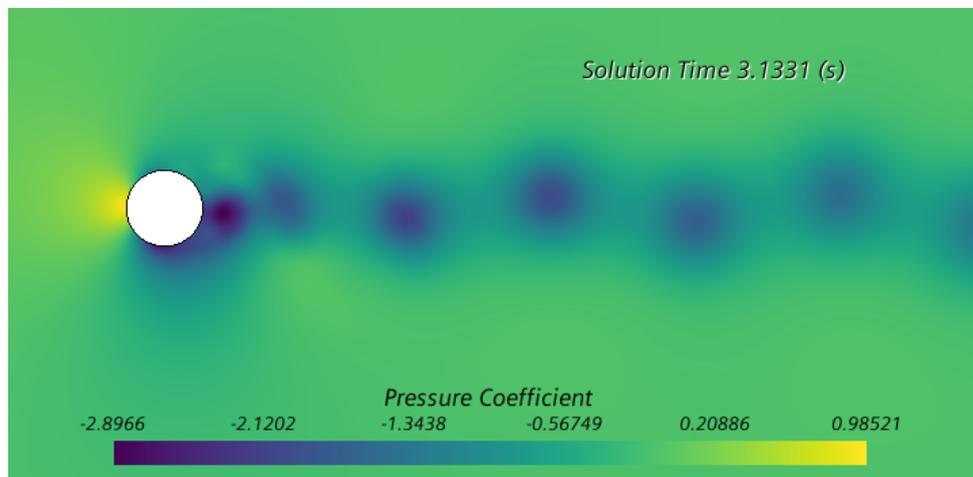


(b) Reynolds 7310.

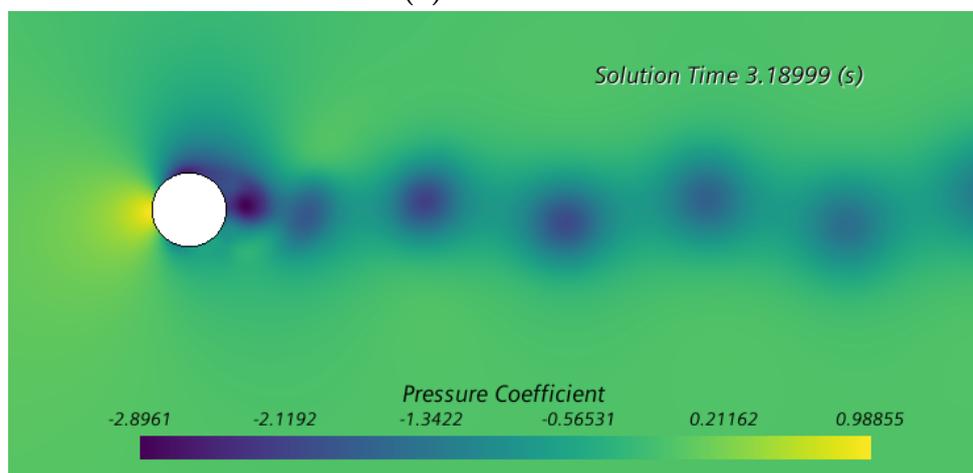
Figura 4.9: Contornos de velocidad adimensional para el menor y mayor Reynolds de estudio.

Si se analiza lo sucedido en los contornos de presión para varios instantes de tiempo para un Reynolds constante de 975, se observa que esta fluctúa sobre la superficie del aerogenerador sin elementos rotatorios, Figura 4.10. Si el sistema tiene permitido el movimiento en la dirección transversal a la corriente incidente como sucederá en el posterior caso acoplado, esto provocará que en realidad el cilindro no esté fijo sino que se deforme en respuesta a dicha presión, las fuerzas periódicas interactuarán con el movimiento del cilindro dando lugar al VIV.

Se puede ver como para el primero de los instantes de tiempo en el que el coeficiente de sustentación está próximo a su mínimo, la zona de menor presión se encuentra en la parte inferior del sistema. Sin embargo, para el segundo instante, correspondiente a un valor del coeficiente de sustentación cercano al máximo, dicha zona de menor presión se observa en la superficie superior del cilindro.



(a) $t = 3.13$ s.



(b) $t = 3.19$ s.

Figura 4.10: Contornos de coeficiente de presión para Reynolds 975 en dos instantes de tiempo dados.

4.3.2. Caso acoplado

Una vez comprendido el desprendimiento de vórtices se procede a estudiar los parámetros que gobiernan los fenómenos de interacción fluido-estructura dotando de un grado de libertad transversal al sistema permitiendo el movimiento, Figura 4.11.

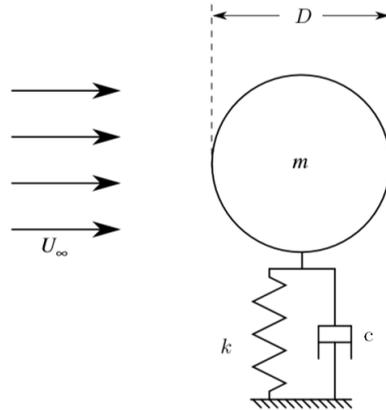


Figura 4.11: Sistema de vibraciones modelado.

4.3.2.1. Validación

Para la realización del estudio paramétrico de la potencia media producida por el aerogenerador sin elementos rotatorios es necesario previamente validar que los resultados obtenidos se asemejen a los de la literatura.

En el trabajo de Guilmineau y Queutey [22] se lleva a cabo una simulación numérica de la vibración inducida por vórtices en un cilindro circular con bajo ratio de masa-amortiguamiento en flujo turbulento. Al igual que la investigación realizada en este Trabajo de Fin de Grado dotan al cilindro de un grado de libertad transversal a la corriente del flujo incidente. A su vez, la selección de modelos es similar, por lo que aunque no se calcule la potencia, el artículo es idóneo para validar los coeficientes aerodinámicos y los contornos de vorticidad permitiendo verificar que las tendencias que se obtendrán en el estudio paramétrico se aproximan a la realidad.

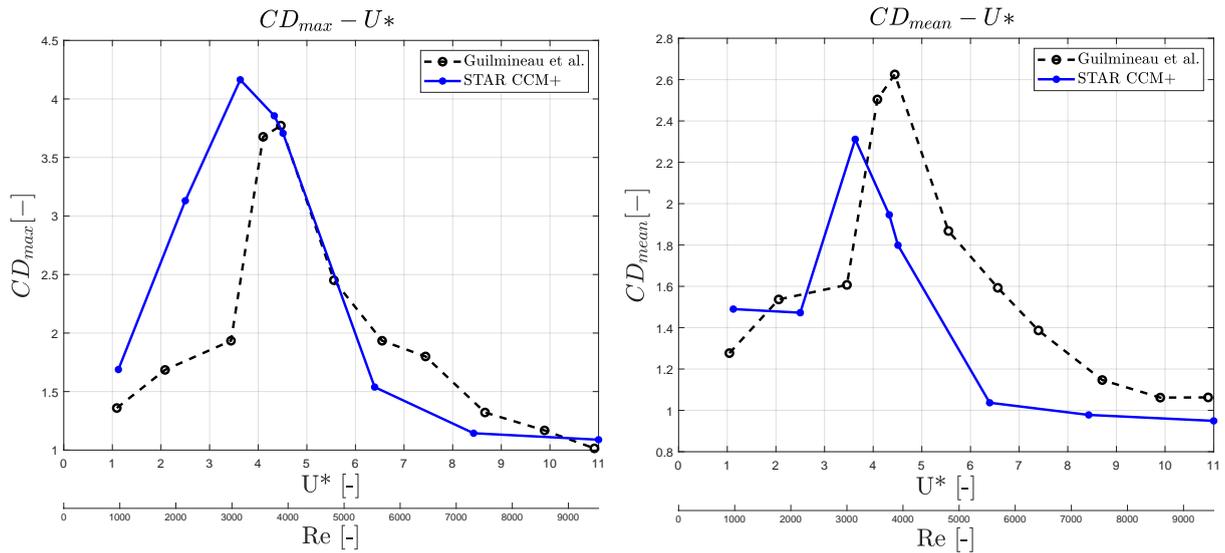
El problema es descrito mediante cuatro parámetros adimensionales los cuales han sido especificados en el Cuadro 2.1. Se asume un $m^* = 2.4$ y un $m^* \xi = 1.3 \cdot 10^{-2}$. Además, el artículo investiga tres condiciones iniciales diferentes siendo la primera de ellas la que se corresponde con esta investigación, es decir, se calcula la solución transitoria del desprendimiento de vórtices y cuando los coeficientes aerodinámicos alcanzan la convergencia se permite la oscilación del sistema.

A la segunda condición inicial estudiada la denomina *increasing velocity*. En ella aumenta la velocidad del viento en cada paso a medida que permite la oscilación del cilindro. En lo que respecta a la tercera condición, *decreasing velocity*, procede de manera análoga al caso anterior pero esta vez disminuyendo la velocidad de la corriente incidente.

Mientras que con la segunda condición inicial consigue aproximarse a los valores de amplitud máxima experimentales de la rama superior, con la primera y la tercera condición obtiene resultados similares a los de la rama inferior.

El rango de velocidad reducida estudiado abarca desde 1 hasta 17 y el número de Reynolds se encuentra entre 900 y 10000. Con la finalidad de mantener constantes los valores de masa, rigidez y amortiguamiento el autor fija ocho pares de valores de Reynolds y U^* dejando el caso cerrado y permitiendo llevar a cabo la validación.

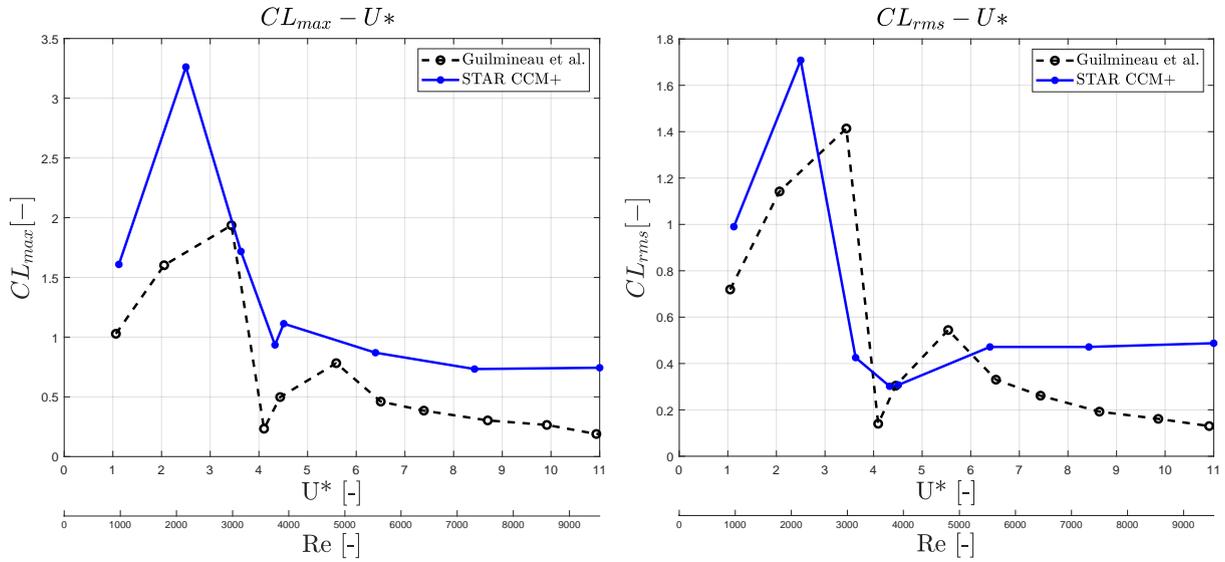
Es por ello que como se ha comentando a lo largo del documento el rango de Reynolds del que se ha hecho uso en el presente proyecto se encuentra entre 975 y 7310, ya que son los valores para los que se computó el caso estacionario, el transitorio y el de movimiento transversal para la verificación del caso.



(a) Máximo coeficiente de resistencia.

(b) Coeficiente de resistencia medio.

Figura 4.12: Validación del coeficiente de resistencia.



(a) Máximo coeficiente de sustentación.

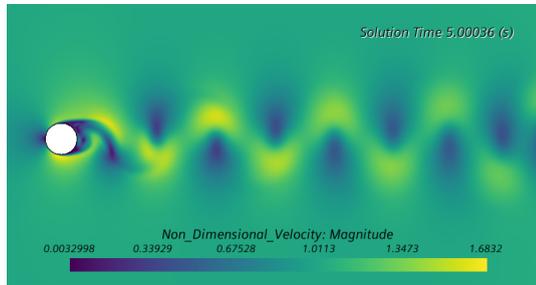
(b) Coeficiente de sustentación medio.

Figura 4.13: Validación del coeficiente de sustentación.

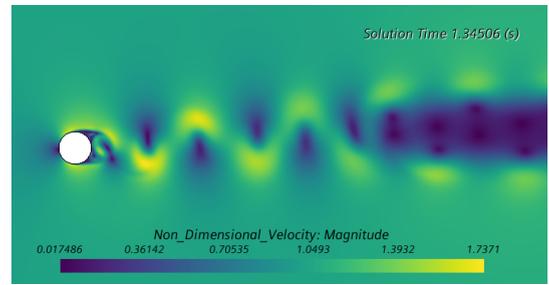
La Figura 4.12a muestra los valores máximos del coeficiente de resistencia obtenidos en el artículo y los calculados mediante Dinámica de Fluidos Computacional. Del mismo modo, en la Figura 4.12b es posible observar los valores medios de dicho coeficiente. En lo que al coeficiente de sustentación respecta, se ha procedido de manera análoga, en la Figura 4.13a se presenta el máximo coeficiente de sustentación mientras que en la Figura 4.13b se ha realizado la media cuadrática de este.

De forma general, los resultados obtenidos se encuentran en el orden de los errores reportados en la literatura, por lo que se pueden considerar válidos desde el punto de vista de la investigación del fenómeno.

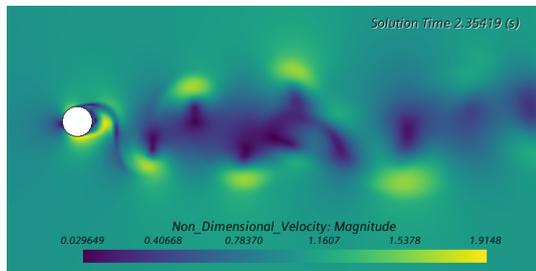
A continuación, en la Figura 4.14 se muestra la evolución del contorno de velocidad adimensional conforme se incrementa la velocidad de la corriente incidente con la finalidad de analizar la tendencia de los coeficientes aerodinámicos comentados anteriormente. Es posible observar como aquellos casos que presentan mayores valores de resistencia y sustentación se corresponden con los de mayor perturbación del campo fluido.



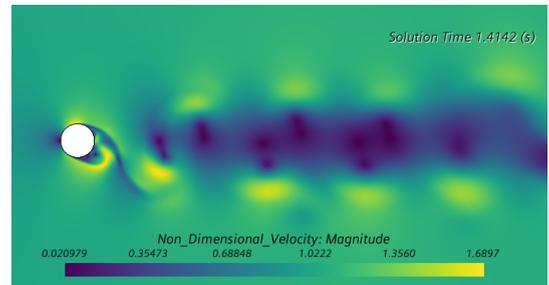
(a) $Re = 975$, $U^* = 1.124$.



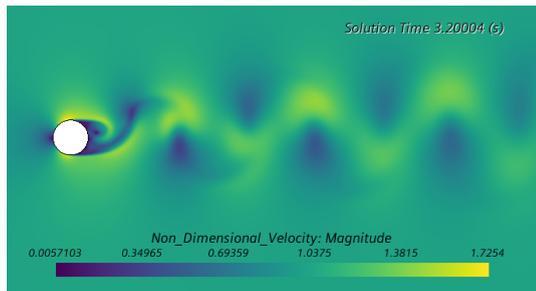
(b) $Re = 2168$, $U^* = 2.5$.



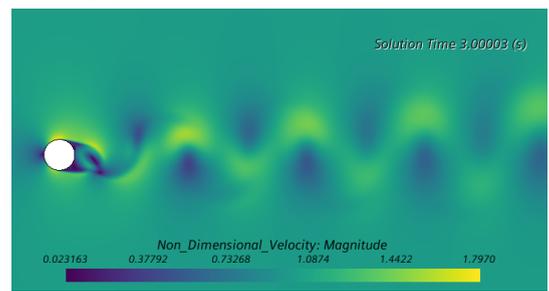
(c) $Re = 3350$, $U^* = 3.862$.



(d) $Re = 3757$, $U^* = 4.33$.



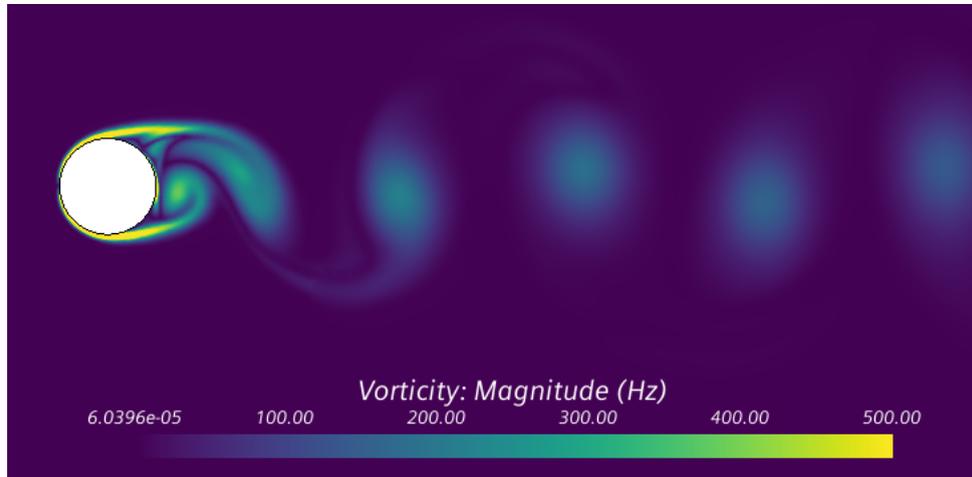
(e) $Re = 5545$, $U^* = 6.4$.



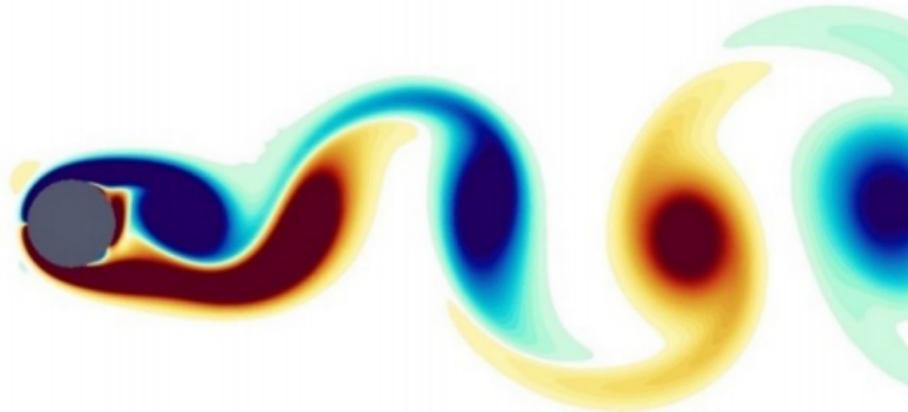
(f) $Re = 7310$, $U^* = 8.43$.

Figura 4.14: Contornos de velocidad adimensional para el caso de validación.

Analizando ahora los contornos de vorticidad de los casos correspondientes a la Figura 4.14a y a la Figura 4.14c, en la Figura 4.15 se observa claramente como el modo en el que se encuentra el caso correspondiente al Reynolds 975 de menor velocidad reducida es el modo denominado 2S. Dicho modo es atribuido a la rama inicial donde las oscilaciones provocadas en el sistema son poco importantes. Asimismo, es posible identificar que presenta una gran similitud con el obtenido en el artículo, corroborando la validación del caso.



(a) Modo 2S STAR-CCM+.

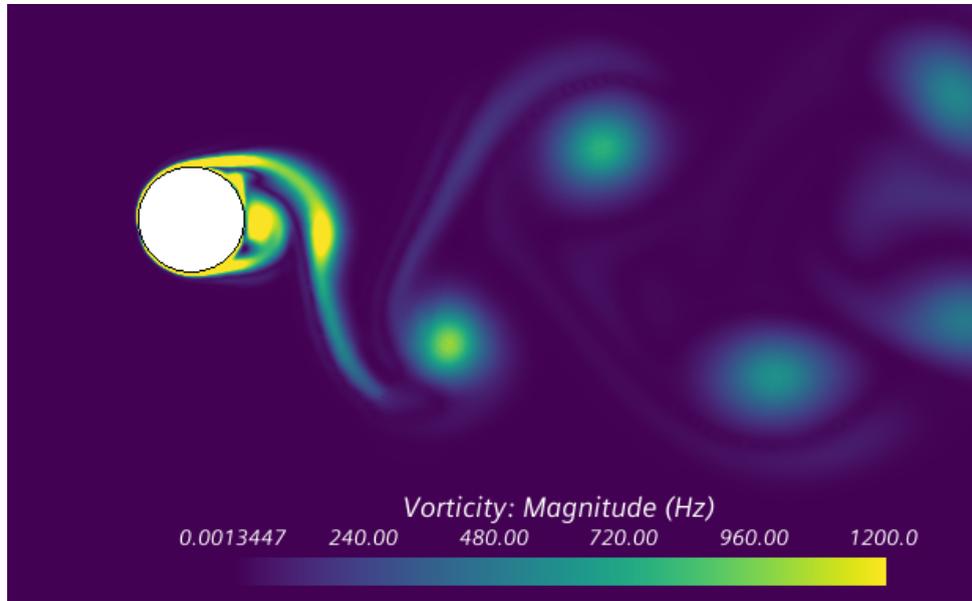


(b) Modo 2S artículo.[23]

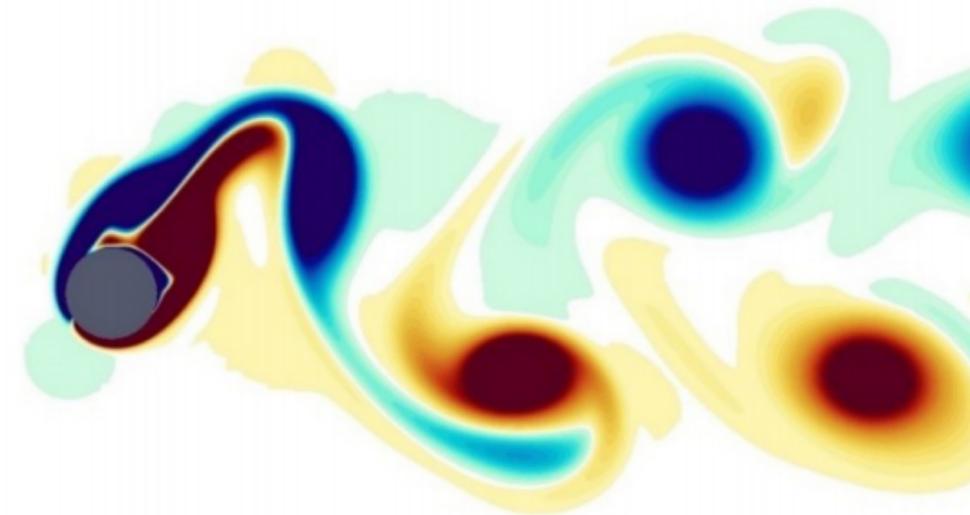
Figura 4.15: Validación contorno de vorticidad, Modo 2S.

En lo que a la Figura 4.16 respecta, este es el contorno de vorticidad atribuido a la rama inferior, es decir, el modo 2P. Dicho contorno ha sido obtenido con un Reynolds de 3350 siendo el que mayores oscilaciones presenta como se explicará posteriormente.

Además, cabe comentar que en la presente investigación solo se han captado la rama inicial y la rama inferior. Debido a la complejidad de la franja de superposición en la que la amplitud del cilindro varía bruscamente en función del modo de desprendimiento que vaya adquiriendo el campo fluido, se ha dejado el estudio de la rama superior para trabajos futuros ya que su análisis no es relevante desde el punto de vista de los objetivos de este proyecto.



(a) Modo 2P STAR-CCM+.



(b) Modo 2P artículo.[23]

Figura 4.16: Validación contorno de vorticidad, Modo 2P.

4.3.2.2. Estudio paramétrico

Para la evaluación de la potencia media generada por la turbina sin elementos rotatorios frente a los parámetros adimensionales descritos se han llevado a cabo alrededor de 60 simulaciones con diversos valores de ratio de masa-amortiguamiento, ratio de masas y velocidad reducida para un cierto rango de número de Reynolds.

La finalidad de este estudio paramétrico radica en determinar aquellos parámetros adimensionales que maximizan la potencia media generada aislando los efectos del amortiguamiento, la masa y la rigidez en cada análisis.

La totalidad de las simulaciones se ejecutan hasta que se alcanza un estado periódico y estable o hasta que el tiempo físico adquiere un valor de tres segundos.

Antes de proceder a la explicación del estudio paramétrico cabe comentar que se ha podido observar que la energía instantánea extraída a lo largo de un ciclo alcanza su máximo cuando el aerogenerador está próximo a la posición de equilibrio, ya sea en ascenso o descenso. Este es un resultado que cabía esperar dado que en esos puntos el sistema adquiere la mayor velocidad. En contraposición, en aquellas regiones donde el aerogenerador cambia de dirección la extracción de potencia instantánea es significativamente menor.

Amortiguamiento

En este apartado del análisis se investiga el efecto que supone en la amplitud del movimiento y en la extracción de potencia media el hecho de aumentar el amortiguamiento. Debido a ello se dejan fijos los parámetros de masa y rigidez determinados en la validación del caso base y se procede a incrementar el ratio de masa-amortiguamiento en un rango de $1.3 \cdot 10^{-2}$ a 0.5 como se observa en la leyenda de la Figura 4.17 y Figura 4.18.

En lo que a la variación de la amplitud adimensional con el amortiguamiento, el número de Reynolds y la velocidad reducida refiere, se muestra en la Figura 4.17 la existencia de un Reynolds y U^* óptimos los cuales se encuentran entre 3000-4000 y 3.5-4.5 para todos los casos estudiados. Asimismo, para el valor óptimo del número de Reynolds se percibe un claro aumento de la amplitud adimensional conforme el ratio de masa-amortiguamiento disminuye alcanzando un máximo de 0.8 para un $m^* \xi$ de $1.3 \cdot 10^{-2}$, Reynolds de 3757 y U^* de 4.33.

Examinando ahora el comportamiento del coeficiente de potencia medio ante un incremento en el amortiguamiento, se observa en la Figura 4.18 la concordancia del rango óptimo de Reynolds y velocidad reducida con respecto al señalado para la amplitud adimensional. Sin embargo, no se espera que la configuración óptima de extracción de energía se corresponda con la configuración de amplitud máxima.

Como se ha podido predecir, imponer demasiado amortiguamiento al sistema radica en pequeñas oscilaciones, alcanzando un máximo de amplitud adimensional alrededor de 0.35 y, en un coeficiente de potencia por debajo del óptimo adquiriendo un valor límite de 0.17.

Por otro lado, si se opta por imponer un amortiguamiento demasiado bajo se observa que aunque la amplitud adimensional sea máxima el coeficiente de potencia medio alcanza valores insignificantes, lo que no es deseable desde el punto de vista de la extracción de energía.

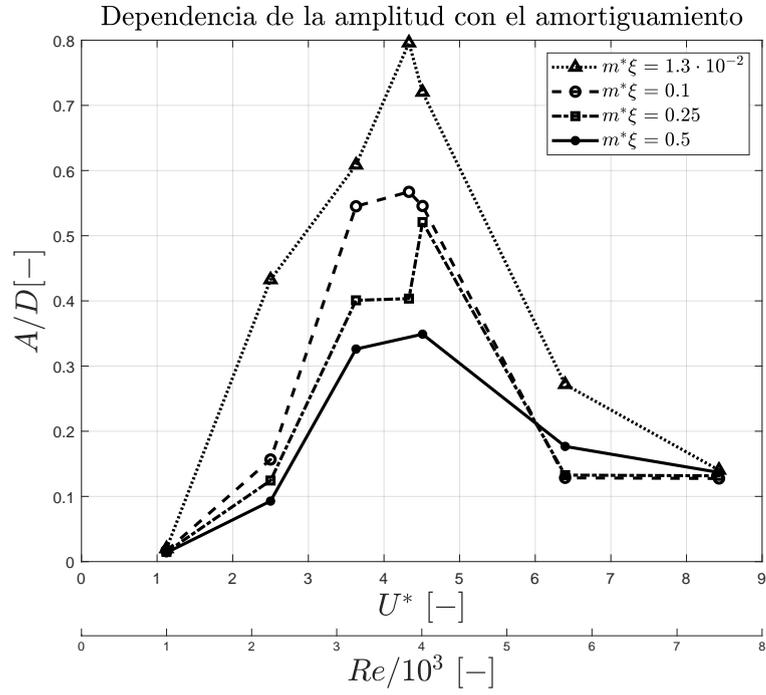


Figura 4.17: Variación de la amplitud adimensional con el amortiguamiento.

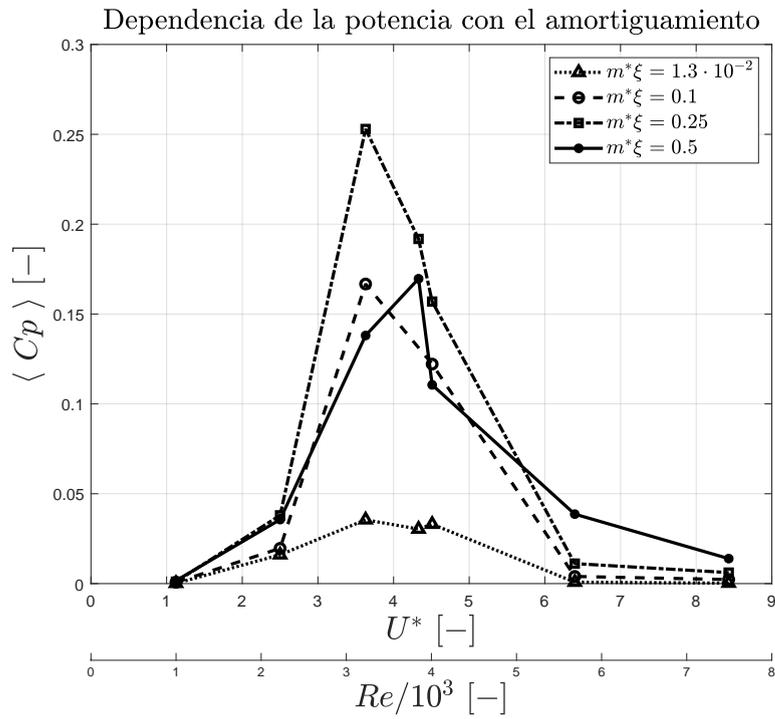


Figura 4.18: Variación del coeficiente de potencia medio con el amortiguamiento.

Adicionalmente, se ha podido analizar que tanto la amplitud adimensional como el coeficiente de potencia medio en el rango de valores óptimos de número de Reynolds presentan una alta sensibilidad al parámetro de amortiguamiento. Una pequeña variación del $m^* \xi$ supone una drástica modificación de las variables.

En la Figura 4.19 se muestra la evolución del campo de vorticidad ante un cambio en el amortiguamiento para la U^* y Re que presenta mayor coeficiente de potencia medio. En ella es posible observar como a medida que el amortiguamiento se incrementa, la amplitud del movimiento es menor ya que la separación existente entre los vórtices desprendidos disminuye.

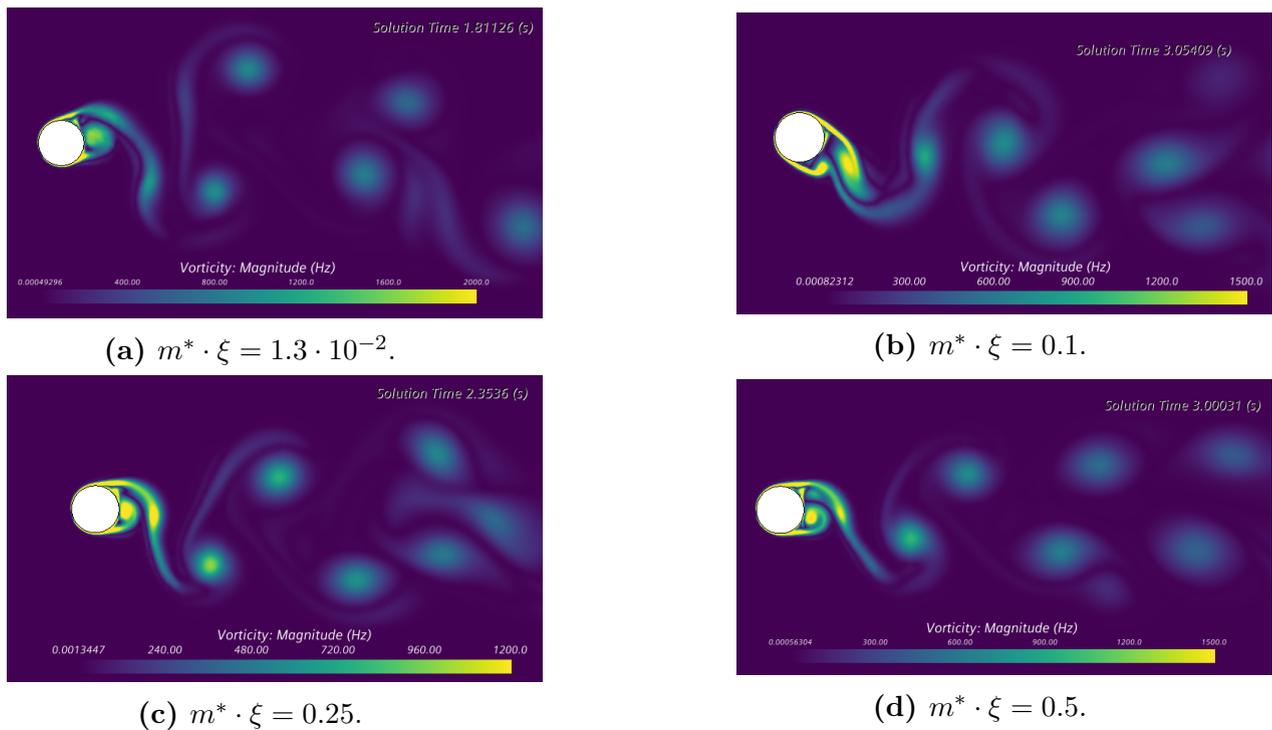


Figura 4.19: Contornos de vorticidad para $Re = 3350$ y $U^* = 3.862$.

Finalmente, el valor del coeficiente de potencia medio óptimo que se ha logrado conseguir es de 0.253 con un $m^* \xi$ de 0.25, un Reynolds de 3350 y U^* de 3.862. En la Figura 4.20 es posible ver el campo de presión, velocidad y vorticidad de dicho óptimo, perteneciendo este al modo 2P de desprendimiento de vórtices.

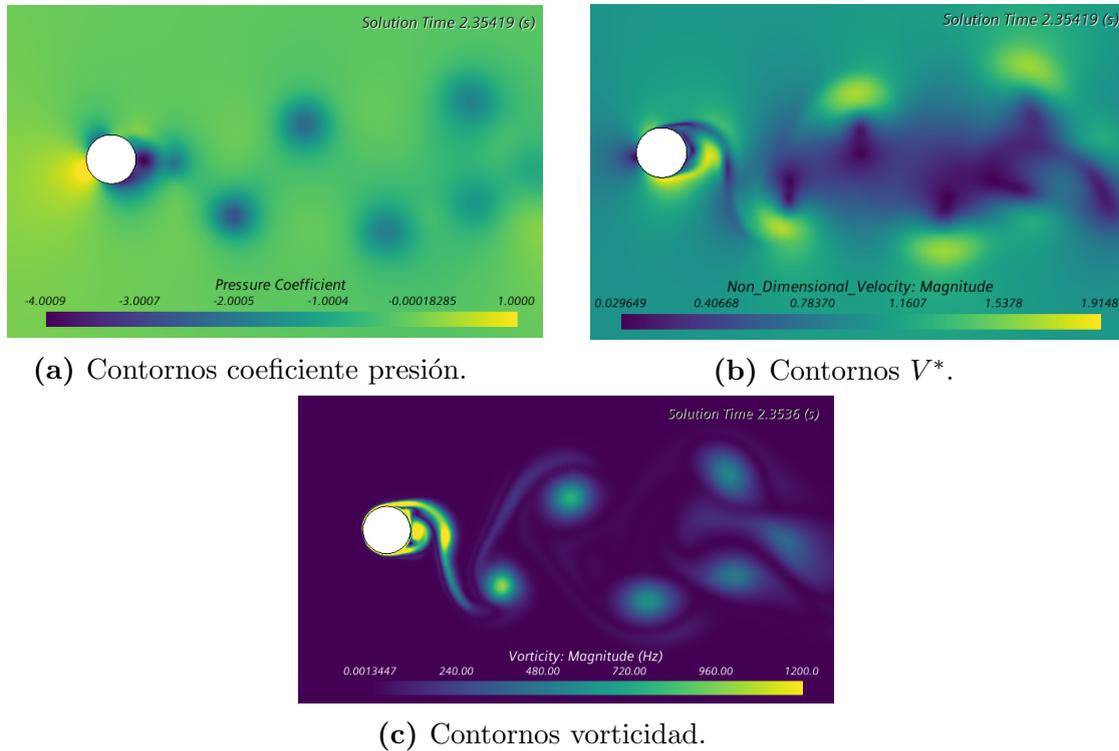


Figura 4.20: Contornos de presión, velocidad y vorticidad para el valor óptimo de potencia.

Masa

A continuación, para poder analizar el comportamiento del sistema ante un cambio en la masa se fija el valor de amortiguamiento óptimo obtenido en el apartado anterior y la rigidez establecida en el caso base de validación. Posteriormente se realiza un barrido de Reynolds y velocidad reducida para cada ratio de masas estudiado. Se parte del valor definido en el caso base y se procede a incrementar su valor hasta un máximo de 10 como se muestra en la leyenda de la Figura 4.21 y Figura 4.22.

La principal diferencia observada frente al estudio de amortiguamiento es que ante un incremento de la masa el rango óptimo de número de Reynolds disminuye ligeramente. Así como para el caso de ratio de masas 2.4 el rango óptimo se encuentra entre 3000 y 4000 para los casos de m^* 5 y 10 la zona óptima se alcanza con valores del Reynolds entre 2000 y 3000.

Así mismo, es interesante mencionar la enorme sensibilidad que posee el coeficiente de potencia medio con un ratio de masas de 5 ante una variación en el número de Reynolds.

Haciendo referencia ahora a la evolución de la amplitud adimensional con la masa, es posible observar en la Figura 4.21 como al incrementar el ratio de masas la amplitud adimensional pasa de alcanzar valores máximos de 0.52 aproximadamente para un Reynolds de 3911 a adquirir un límite de alrededor 0.07 para un número de Reynolds de 2168.

Una tendencia similar es percibida en el coeficiente de potencia medio, Figura 4.22. Este alcanza su óptimo cuando el ratio de masas adquiere el mínimo, es decir, la máxima extracción de energía se produce cuando el ratio de masas posee un valor de 2.4 y el Reynolds equivale a 3350. A medida que la masa sufre un incremento, se produce un brusco cambio en el coeficiente de potencia medio llegando a alcanzar valores poco significativos de 0.011, lo que dista del objetivo de este Trabajo de Fin de Grado.

Por tanto, a menor ratio de masas mayor amplitud y mayor potencia existiendo siempre un óptimo de número de Reynolds y U^* , llegando en esta investigación a un valor máximo de 0.253 en la extracción de energía.

Dicha tendencia puede ser observada también en los contornos de presión, vorticidad y velocidad ya que para valores de $m^* = 10$ la solución del campo fluido obtenida se aproxima a la mostrada para el caso infinitamente rígido, lo que radica en pequeñas amplitudes de movimiento y en un coeficiente de potencia poco significativo, Figura 4.23.

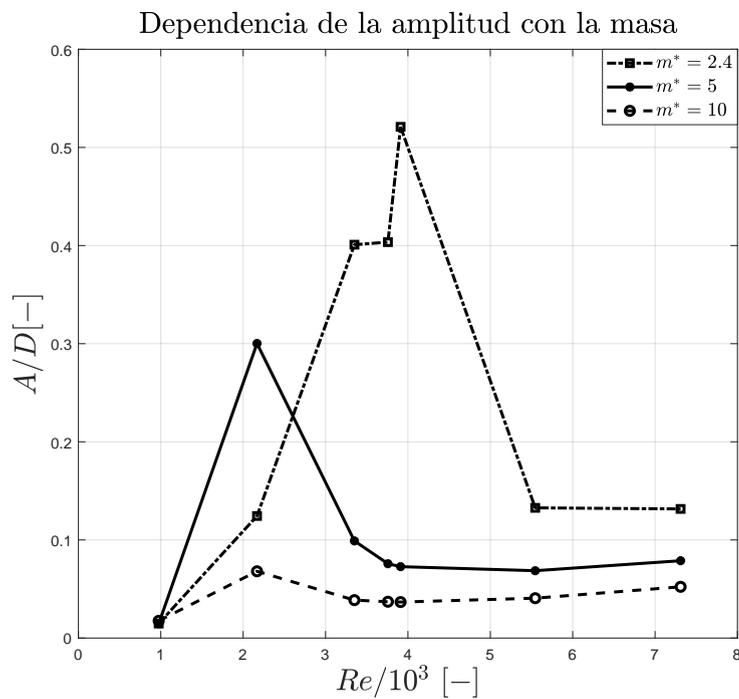


Figura 4.21: Variación de la amplitud adimensional con la masa.

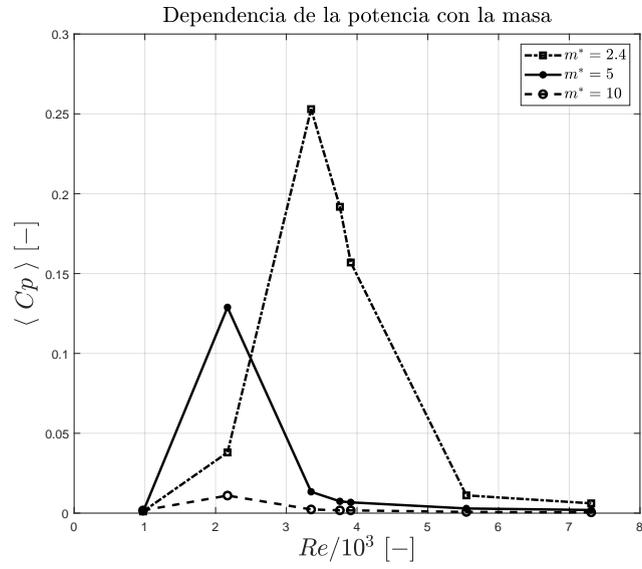


Figura 4.22: Variación del coeficiente de potencia medio con la masa.

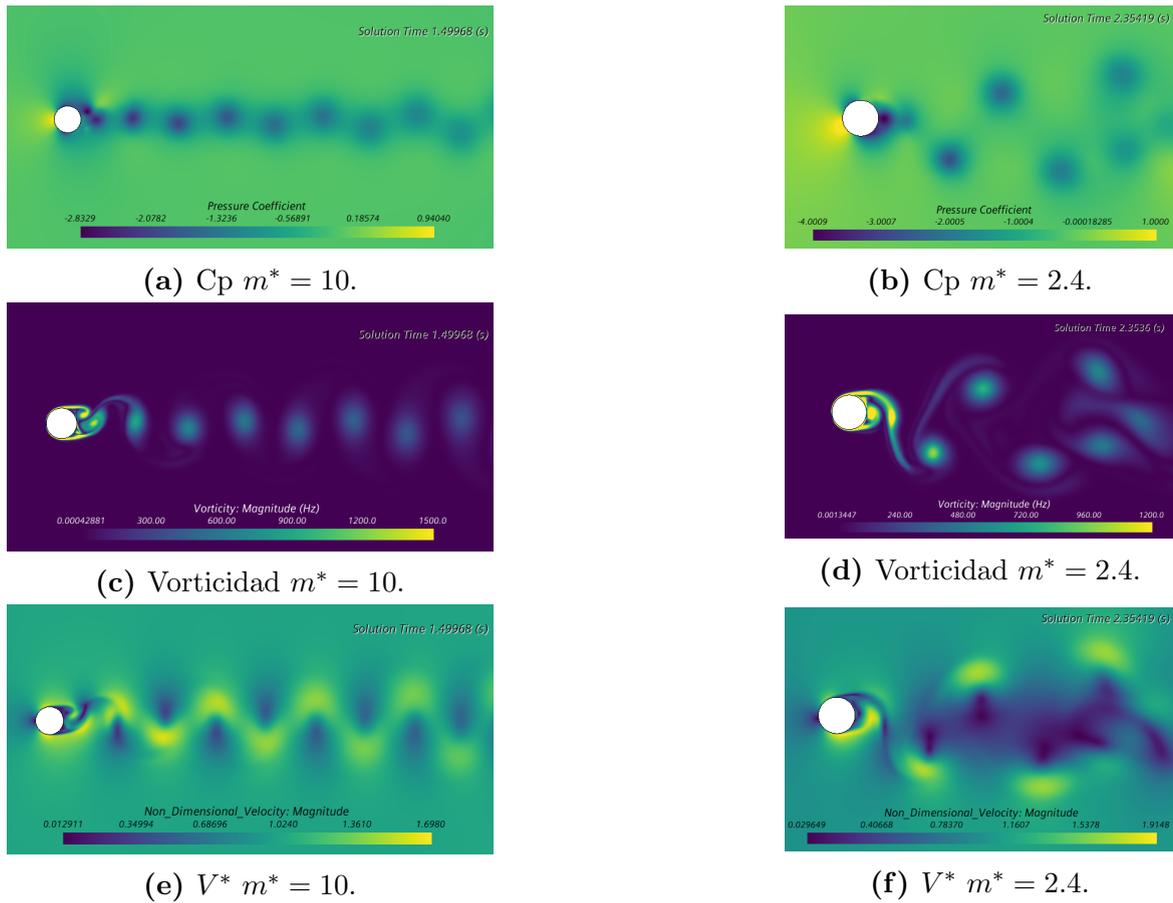


Figura 4.23: Contornos de coeficiente de presión, vorticidad y velocidad adimensional para el menor y mayor ratio de masa y Reynolds 3350.

Rigidez

En lo que al estudio de rigidez refiere, debido a que al realizar un barrido de Reynolds como en los dos casos anteriores no existe un parámetro adimensional común a todos ellos que domine el efecto del cambio de rigidez, se ha decidido analizar los tres números de Reynolds que mayor coeficiente de potencia media producían.

La evaluación ha consistido en un barrido de velocidad reducida para un Reynolds fijo, así como los parámetros de amortiguamiento y masa corresponden a los valores óptimos obtenidos previamente.

Analizando la variación de la amplitud adimensional ante un cambio de rigidez, como cabía esperar, existe un rango de U^* que maximiza la amplitud del movimiento. Como se muestra en la Figura 4.24, la máxima amplitud para los tres Reynolds estudiados se alcanza en un rango de velocidad reducida entre 3.5 y 4.5.

Sin embargo, en las zonas donde no se produce ese máximo de amplitud no se aprecian diferencias significativas entre los tres Reynolds. Así mismo, conforme la U^* alcanza valores menores de 2.5 aparece una brusca caída en la amplitud adimensional.

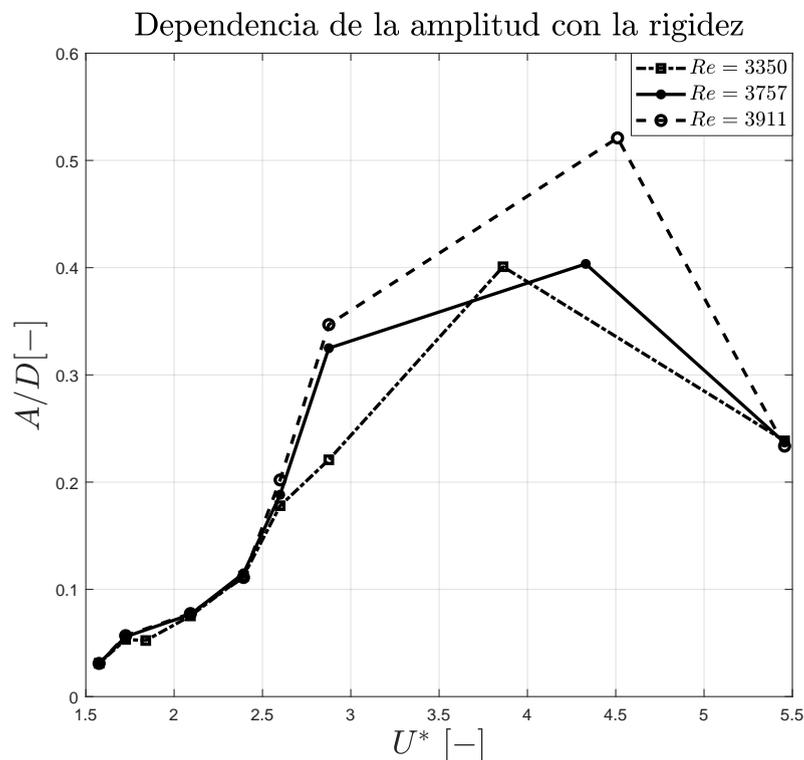


Figura 4.24: Variación de la amplitud adimensional con la rigidez.

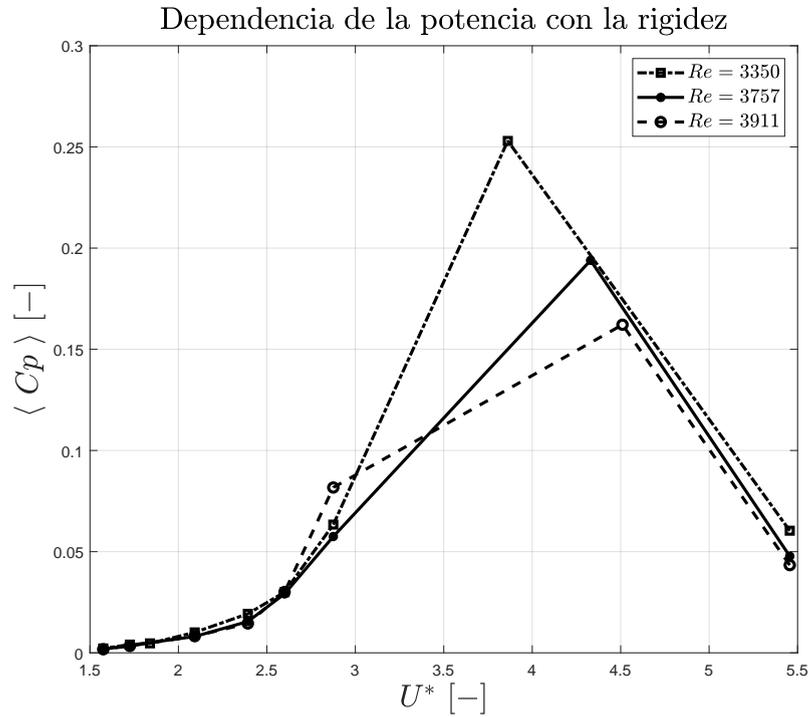
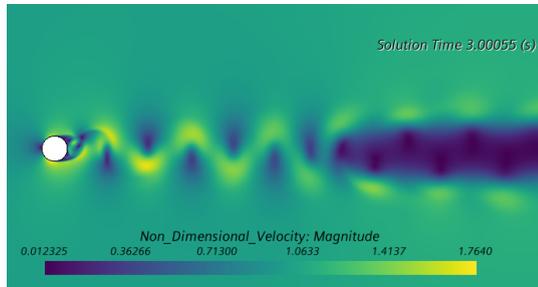


Figura 4.25: Variación del coeficiente de potencia medio con la rigidez.

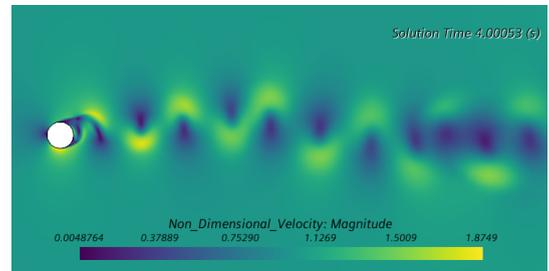
Centrando ahora el análisis en lo ocurrido en la Figura 4.25, es decir, en como varía el coeficiente de potencia medio ante un barrido de rigidez para un Reynolds, amortiguamiento y masa fijos, se observa una tendencia similar a lo comentado con la amplitud adimensional.

Existe un valor de velocidad reducida que maximiza la extracción de energía y previo a dicho valor, el coeficiente de potencia medio sufre una drástica caída perjudicando así el objetivo buscado. Como es ilustrado claramente en la Figura 4.25, el máximo coeficiente de potencia medio alcanzado es de 0.253 para una velocidad reducida de 3.862 y un Reynolds de 3350.

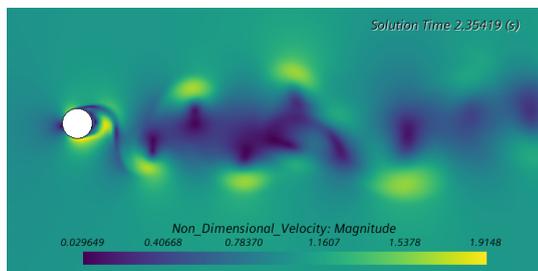
A su vez, en la Figura 4.26, Figura 4.27 y Figura 4.28 se muestran los contornos de velocidad adimensional, presión y vorticidad respectivamente para varios valores de velocidad reducida. En ellas es posible observar lo mencionado anteriormente, aquellos casos en los que la amplitud del movimiento y el coeficiente de potencia medio son poco significativos, el campo fluido presenta un comportamiento similar al caso infinitamente rígido con un modo de desprendimiento de vórtices 2S. Sin embargo, para aquellos casos donde la A^* y el $\langle Cp \rangle$ poseen valores elevados se identifica un modo 2P de *vortex shedding*.



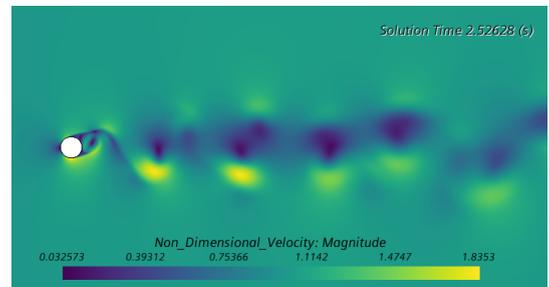
(a) $U^* = 1.57$.



(b) $U^* = 2.6$.

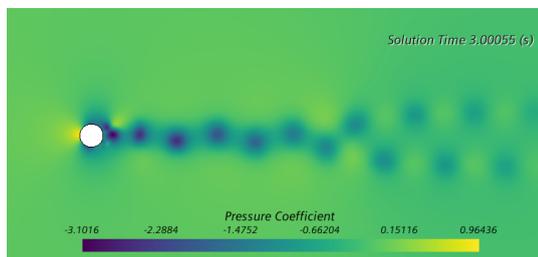


(c) $U^* = 3.862$.

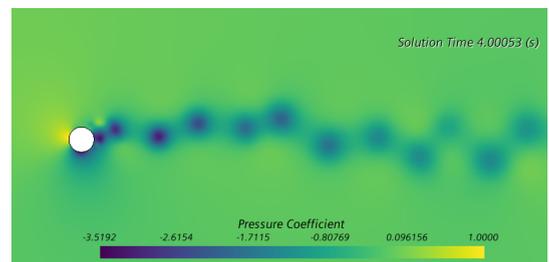


(d) $U^* = 5.46$.

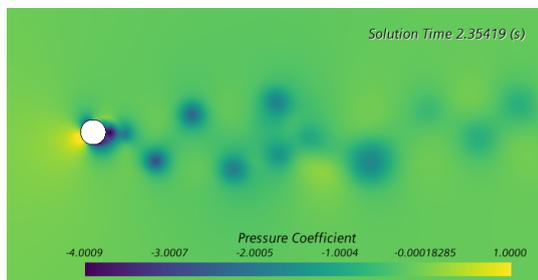
Figura 4.26: Contornos de velocidad adimensional para $Re = 3350$.



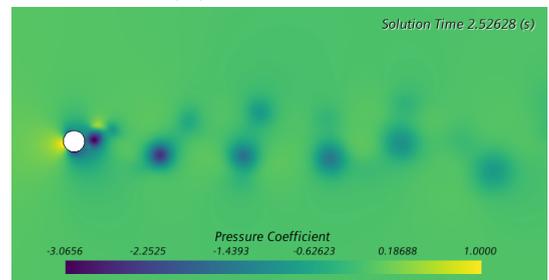
(a) $U^* = 1.57$.



(b) $U^* = 2.6$.

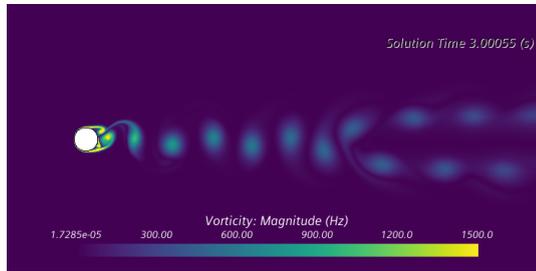


(c) $U^* = 3.862$.

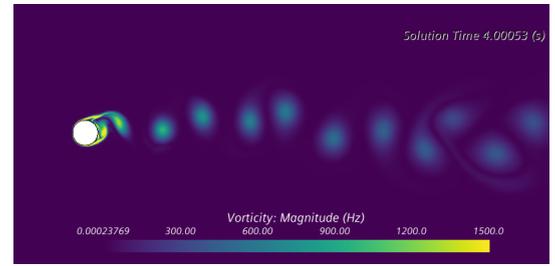


(d) $U^* = 5.46$.

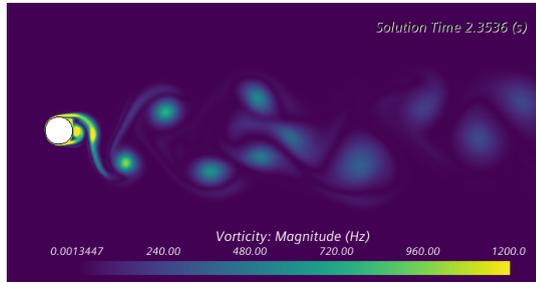
Figura 4.27: Contornos de coeficiente de presión para $Re = 3350$.



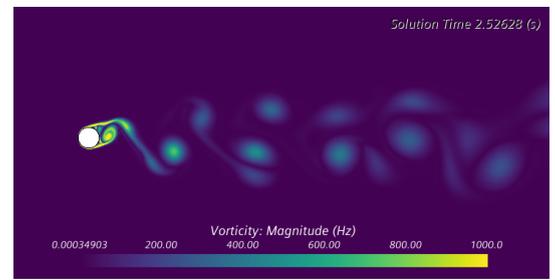
(a) $U^* = 1.57$.



(b) $U^* = 2.6$.



(c) $U^* = 3.862$.



(d) $U^* = 5.46$.

Figura 4.28: Contornos de vorticidad para $Re = 3350$.

Es por ello que tras la realización del estudio paramétrico se concluye que los parámetros que consiguen optimizar la extracción de energía captados en esta investigación se corresponden con un ratio de masa-amortiguamiento de 0.25, un ratio de masas de 2.4, una velocidad reducida de 3.862 y un Reynolds de 3350.

Capítulo 5

Conclusiones y trabajos futuros

Esta sección recoge una síntesis completa del proyecto realizado aunando las principales conclusiones que derivan de este Trabajo de Fin de Grado.

La resolución del problema de flujo bidimensional alrededor de un cilindro sumergido en una corriente a distintos números de Reynolds ha permitido ampliar el conocimiento sobre el fenómeno de Vibración Inducida por Vórtices. Se ha llegado a la conclusión de que hay una coexistencia de tres ramas que caracterizan la amplitud del movimiento del aerogenerador y que cada una de ellas posee un modo de desprendimiento de vórtices propio.

Así mismo, con el análisis del caso transitorio se concluye que el fenómeno de desprendimiento de vórtices se produce a partir de un número de Reynolds mayor de 40, siempre que exista una interacción entre las capas de cortadura. Se ha podido deducir que dicho fenómeno posee una frecuencia muy definida representada mediante el número de Strouhal y que esta depende del número de Reynolds.

Además este proyecto ha permitido discernir sobre qué modelos presentaban unos resultados más próximos a la realidad, llegando a la conclusión de que una vez se poseía la convergencia del caso estacionario era imprescindible imponer el modelo *Segregated Flow* para el caso transitorio, ya que computando el cálculo con 15 iteraciones internas el modelo *Coupled Flow* producía un desplazamiento hacia arriba de la estela distando de la solución real.

Por otra parte, tras el análisis de los coeficientes aerodinámicos obtenidos tras la resolución del caso transitorio sin movimiento, se pudo concluir que la fuerza de resistencia fluctuaba prácticamente al doble de frecuencia que la fuerza de sustentación y, que esta, era generalmente más débil que la fuerza transversal por lo que permitía, en primera aproximación, realizar el modelado del comportamiento del aerogenerador sin elementos rotatorios mediante un solo grado de libertad perpendicular a la corriente incidente.

Tras la realización del estudio paramétrico con la finalidad de obtener los valores de los parámetros adimensionales que maximizan la generación de potencia se han extraído ciertas conclusiones importantes.

La primera de ellas corresponde con la influencia del amortiguamiento. La configuración óptima de extracción de energía no se corresponde en este caso con la de amplitud máxima. Por otra parte, tanto para el análisis de las variables de interés con el amortiguamiento, la masa y la rigidez, existe un rango de número de Reynolds que optimiza el coeficiente de potencia medio obtenido.

Adicionalmente, se concluye que un incremento del ratio de masas produce una disminución de la potencia generada así como se ha hallado un valor de velocidad reducida óptimo a partir del cual se consigue maximizar la extracción de energía.

El coeficiente de potencia medio óptimo alcanzado es de 0.253 para un ratio de masa-amortiguamiento de 0.25, un ratio de masas de 2.4, una velocidad reducida de 3.862 y un Reynolds de 3350. Tras un estudio de los diversos aerogeneradores presentes en el mercado se deduce que la potencia máxima que se extrae con este tipo de dispositivos todavía dista de la generada por ejemplo por los aerogeneradores multimegawatt.

Sin embargo, este tipo de turbinas presentan ciertas ventajas como que no provocan interferencias en señales de radio por lo que su futuro desarrollo puede ser interesante en diversos campos de la industria. Es por ello que se proponen varios proyectos futuros.

En un primer lugar podría ser de interés refinar la malla con la finalidad de disminuir el error de discretización espacial cometido a elevados números de Reynolds. Por otro lado, un estudio tridimensional reflejaría mejor el comportamiento del aerogenerador ya que el fenómeno de VIV no es solo una sincronización no lineal en el tiempo, sino que dicha sincronización también ocurre en el espacio.

Bibliografía

- [1] MÉNDEZ. RODRÍGUEZ. *Energía eólica*. FC EDITORIAL, 2012.
- [2] MIGUEL VILLARUBIA. *Energía eólica*. Ediciones Ceac, 2004.
- [3] ANTONIO CREUS. *Aerogeneradores*. Cano Pina, S.L. Ediciones Ceysa, 2008.
- [4] UNIDAD I. *Energía eólica. El viento, su medida y su aprovechamiento*. Disponible online.
- [5] SAN ROMAN L. *Diseño de un aerogenerador para uso particular*. Master's thesis, Universidad Carlos III de Madrid, 2012.
- [6] Asociación Empresarial Eólica. Disponible online. <https://www.aeeolica.org>.
- [7] ARBELOA. ZURITA. *Diseño de un aerogenerador de eje vertical tipo savonius para electrificación rural*. Master's thesis, Universidad Pública de Navarra, 2012.
- [8] PAYAM. Disponible online. https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-Horizontal-Axis-Savonius-drag-based-Darrieus-curved-blade-and-Giromill_fig1_265126459.
- [9] VORTEX BLADELESS S.L. Disponible online. <https://vortexbladeless.com/es/vortex-kit-prensa-epk/>.
- [10] MULTU SUMER. JORGEN FREDSOE. *Hydrodynamics around cylindrical structures*. World Scientific, 2006.
- [11] MESEGUER. SANZ. PINDADO. FRANCHINI. RODRIGO. *Aerodinámica civil. Efectos del viento en edificaciones y estructuras*. Garceta, 2013.
- [12] D V LUDLAM. *Optimal energy harvesting from vortex-induced and transverse galloping vibrations*. PhD thesis, Universidad Politécnica de Madrid, 2017.
- [13] MORSE. WILLIAMSON. *Prediction of vortex-induced vibration response by employing controlled motion*. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009.
- [14] BEARMAN. *Understanding and predicting vortex-induced vibration*. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009.

- [15] BARDOT GROUP. Disponible online. <https://www.bardotgroup.com/products/viv-strakes-vortex-induced-vibrations>.
- [16] ANDREI METRIKINE. Nonlinear dynamics of offshore structures. icsv24. <https://www.youtube.com/watch?v=3czLg0LdNBY>.
- [17] XAMÁN. GIJÓN-RIVERA. *Dinámica de fluidos computacional para ingenieros*. Palibrio, 2015.
- [18] MARTÍ. *Apuntes de ampliación de mecánica de fluidos*. Universidad Politécnica de Valencia, 2018.
- [19] DEMIRDZIC. MUZAFERIJA. Numerical method for coupled fluid flow, heat transfer and stress analysis using unstructured moving meshes with cells of arbitrary topology, 1995.
- [20] FERZIGER. PERIC. *Computational methods for fluid dynamics*, 2002.
- [21] SIJAL. Understanding y+ for cfd simulations. <https://www.linkedin.com/pulse/understanding-y-cfd-simulation-sijal-ahmed>.
- [22] GUILMINEAU. QUEUTTEY. Numerical simulation of vortex-induced vibration of a circular cylinder with low mass-damping in a turbulent flow. *Journal of Fluid and Structures*, 2004.
- [23] PARÉ-LAMBERT. OLIVIER. A parametric study of energy extraction from vortex-induced vibrations. *NRC Research Press*, 2018.
- [24] BOE. Real decreto 488/1997 del 14 de abril.

Apéndice A

Pliego de condiciones

A.1. Introducción

En el presente apartado se expone la normativa a seguir en un proyecto de estas dimensiones según el Real Decreto 488/1997 del 14 de abril sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización.[24]

El adecuado nivel de protección de la salud de los trabajadores de cara a los peligros provenientes de las condiciones de trabajo viene fijado en la Ley 31/1995 del 8 de noviembre de Prevención de Riesgos Laborales, la cual define el cuerpo básico de garantías y responsabilidades siendo el artículo 6 de la norma el que especifica los aspectos más técnicos.

Se deberán evaluar los posibles riesgos que estas pantallas de visualización generan en la vista así como problemas físicos y de carga mental. Se considerará el tiempo medio de uso diario del dispositivo, el tiempo máximo de atención continua requerido y el grado de dicha atención. Si la evaluación revela un riesgo potencial para la salud del trabajador se tendrán que adoptar medidas técnicas u organizativas.

El anexo del decreto citado determina unas disposiciones mínimas a cumplir en la medida en que los elementos expuestos se encuentren en el puesto de trabajo y que las tareas demandadas lo permitan.

A.2. Equipo

El empleo del equipo en sí mismo no posee un peligro para la salud del trabajador. Sin embargo, elementos como la pantalla deben poder inclinarse y orientarse. Además esta tiene que permitir que el usuario adapte el brillo, el contraste, el fondo y no presentar inestabilidades como destellos, reflejos o deslumbramientos. Asimismo, se recomienda un espaciado y dimensión de los caracteres adecuado.

En lo que al teclado respecta, las teclas de este deben resaltar para ser legibles. Adicionalmente, suele poseer un color mate para eliminar reflejos y concede una posición

cómoda de los brazos al trabajador. Este bienestar del usuario también se precisa tanto en la mesa como en el asiento.

A.3. Entorno

En cuanto al entorno de trabajo, este debe ser lo suficientemente amplio para permitir el movimiento libre del operario. Unos niveles apropiados de iluminación y relación de luminancia son requeridos entre la pantalla y la oficina.

Otros factores a tener en cuenta son el ruido y el calor, los cuales pueden perturbar la atención de los trabajadores. A su vez, las emisiones de radiación y los niveles de humedad serán controlados con la finalidad de preservar la salud y seguridad del personal.

A.4. Interconexión ordenador/persona

En esta sección el empresario debe tener en mente diversos agentes. Los programas habrán de estar acondicionados a la labor que se desarrolle siendo fácil de emplear y pudiéndose adecuar al nivel del usufructuario. Asimismo, los principios de ergonomía se aplicarán al tratamiento de información que el trabajador deba realizar.

Apéndice B

Presupuesto

B.1. Introducción

En este apéndice se procede al cálculo del valor económico del proyecto desglosado en las diversas acciones llevadas a cabo a lo largo del mismo. Se detallan los costes de personal así como los debidos a equipos informáticos y licencias de programas.

Adicionalmente, se aplica un 21 % de IVA (Impuesto sobre el Valor Añadido) al coste final. De acuerdo con la Unión Europea, la unidad monetaria empleada es el €.

B.2. Personal analista

En lo que al personal analista refiere, este está constituido por dos ingenieros doctores y una ingeniera técnica. En la presente sección se consideran las horas de mano de obra empleadas por cada uno de ellos en labores como el estado del arte, las simulaciones, el tratamiento y análisis de resultados, la redacción del proyecto y su corrección. En el Cuadro B.1 se muestra el precio por hora de cada uno de ellos, considerando que la ingeniera técnica posee el sueldo equivalente a un becario en el departamento y, la cuantía total.

	Horas [h]	Sueldo [€/h]	Subtotal [€]
Ingeniero doctor 1	50	38.06	1903.00
Ingeniero doctor 2	25	38.06	951.50
Ingeniera técnica	360	5.33	1918.80
		Total	4773.30 €

Cuadro B.1: Coste del personal implicado en el proyecto.

B.3. Hardware

El equipo particular empleado corresponde a un HP Notebook con procesador Intel (R) Core (TM) i7-4510U CPU 2.00 GHz 2.6 GHz y 16 GB de RAM instalada. Se aplica un coste de amortización lineal según las tablas de amortización establecidas en el artículo 12.1.a de la Ley del Impuesto de Sociedades a partir del 1 de enero de 2015.

	Adquisición [€]	Coef. amortización [-]	Tiempo uso [meses]	Subtotal [€]
Portátil	750	0.25	10	156.25
			Total	156.25 €

Cuadro B.2: Coste del equipo informático utilizado en el proyecto.

B.4. Software

En cuanto a los programas usados destacan STAR-CCM+ 2020.1, Wolfram Mathematica 10.4, Matlab R2018b, TeXmaker y Microsoft Office PowerPoint. Excepto el primero, el resto de software no suponen coste adicional debido a que pueden ser adquiridos de forma gratuita con la licencia de estudiante.

El coste anual de la licencia de STAR-CCM+ es de 20000 €, pudiendo emplear 20 licencias en serie simultáneamente. Para la realización de este trabajo se han requerido tres licencias diferentes mostrando el desglose de precios en el Cuadro B.3.

	Subtotal [€]
STAR-CCM+	3000.00
Wolfram Mathematica	0.00
Matlab	0.00
TeXmaker	0.00
Microsoft Office PowerPoint	0.00
Total	3000.00 €

Cuadro B.3: Coste de los programas empleados en el proyecto.

B.5. Presupuesto total

Teniendo en cuenta el desglose del valor económico expuesto, sumando los subtotales y aplicando el IVA, el coste total del proyecto asciende a **nueve mil quinientos noventa y cuatro euros con setenta y seis céntimos**.

Personal analista	4773.30 €
Hardware	156.25 €
Software	3000.00 €
	Subtotal 7929.55 €
	IVA 21 % 1665.21 €
	<hr/>
	Total 9594.76 €

Cuadro B.4: Presupuesto total del proyecto.