



UNIVERSIDAD
DE MÁLAGA



ESCUELA TÉCNICA
SUPERIOR DE
INGENIERÍA
INDUSTRIAL

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA INDUSTRIAL

Departamento de Ingeniería Mecánica y Mecánica de Fluidos

Área de Mecánica de Fluidos

**CÁLCULO DE LOS COEFICIENTES DE
SUSTENTACIÓN Y ARRASTRE DE UN PERFIL
NACA 0012 CON MOVIMIENTO OSCILATORIO.**

Autor: **MANUEL ANTONIO RUBIO BRAVO**

Directores: **Dr. José Francisco Velázquez Navarro**
Dr. Carlos del Pino Peñas

Titulación: **Ingeniería Industrial**

MÁLAGA, julio de 2014

Agradecimientos

Me gustaría agradecer a mis tutores Dr. D. Carlos del Pino Peñas y Dr. D. José Francisco Velázquez Navarro por el esfuerzo, dedicación, disponibilidad y paciencia que han tenido durante todo el proceso de elaboración del proyecto. Me han hecho sentirme cómodo tanto por la forma de trabajo como por el trato recibido. De igual modo me gustaría agradecer a Dr. D. Luis Parras por su colaboración e interés y D. Sergio Pinazo por su ayuda con el túnel de viento y por lo amigable que ha sido conmigo.

A mis padres y a mi hermano, que no han dejado en ningún momento de apoyarme durante estos años de carrera, aguantándome en mis momentos malos y haciéndome disfrutar en los buenos, han respetado mi forma de estudio y manteniendo una fuerte confianza en mí. A mis abuelos, en especial a mi abuelo Antonio, el cual ha sido siempre fuente de motivación y ejemplo de constancia, aspectos fundamentales para llegar hasta aquí.

A mis amigos de toda la vida Adri, Álvaro y Sánchez, los cuales han estado siempre cerca mía, con los que empecé mi andadura universitaria y que nunca han dejado de apoyarme. Son un pilar imprescindible en mi vida y a su modo han aportado su granito de arena para concluir mis estudios.

A mis amigos de la escuela, que pese a mi distanciamiento con algunos de ellos, siempre serán una familia para mí, por todo lo pasado en estos años, esos momentos de biblioteca, esos cafés a deshoras y esas vivencias fuera de la universidad. Ellos son: Irene, Abraham, Ale, Antonio, Carlos, David, Jared, Javi, Juan, Juan Cana, Manolo, Miguel, Nacho, Rubén y Víctor.

A mis nuevas amistades, y no por ello las menos importantes. Ellos son: Cesar, Guille, Pablo y Víctor, que han sabido entenderme y me han ayudado a afrontar estos últimos años, no solo en cuanto a la carrera, también a nivel personal.

Índice general

Índice de figuras	V
1. Introducción	1
1.1. Antecedentes	1
1.2. Fundamentos teóricos	3
1.3. Objetivos	10
1.4. Estado del arte	10
2. Montaje experimental	13
2.1. Introducción	13
2.2. Descripción del montaje experimental	13
2.2.1. Perfil alar NACA 0012	14
2.2.2. Balanza digital medidora de fuerzas	15
2.2.3. Túnel de viento	16
2.3. Protocolo experimental	17
2.3.1. Pasos previos, calibrado y ajuste	17
2.3.2. Experimentación estática	24
2.3.3. Experimentación con movimiento oscilatorio	29

3. Resultados y discusión	39
3.1. Introducción	39
3.2. Resultados estáticos	39
3.3. Resultados dinámicos	44
4. Conclusiones y líneas futuras de investigación	57
4.1. Introducción	57
4.2. Conclusiones	58
4.3. Trabajos futuros	58
Bibliografía	61
A. Ensayos para $Re = 6,52 \cdot 10^4$	63
B. Ensayos para $Re = 9,74 \cdot 10^4$	71
C. Ensayos para $Re = 1,28 \cdot 10^5$	79

Índice de figuras

1.1. Máquinas voladoras diseñadas por <i>Leonardo da Vinci</i>	2
1.2. Situación actual versus objetivo futuro.	2
1.3. Formación de una burbuja de recirculación en la capa límite [1].	7
1.4. Evolución de los vórtices con el aumento del ángulo de ataque	9
1.5. Estructuras de los vórtices en la estela	10
2.1. Perfil NACA 0012.	14
2.2. Balanza digital medidora.	15
2.3. Túnel de viento.	16
2.4. Esquema comunicación ordenador-equipo.	17
2.5. Nivelado de la balanza y sellado de orificios.	19
2.6. Ensayo con espaciado de 5° y recorrido de -35° a 35° , con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$	20
2.7. Ensayo con espaciado de 2° y recorrido de -34° a 34° sin ajuste, para un $Re = 6,52 \cdot 10^4$	21
2.8. Punto mínimo del módulo de la resultante adimensional C_R para un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$	22
2.9. Corrección del desfase angular para el caso ensayado con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$	23

2.10. Corrección del intervalo negativo de ángulos para el caso ensayado con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$	23
2.11. Comparación con el trabajo realizado por <i>S. Martínez Aranda</i> [2] para el caso ensayado con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$, curva C_L (a) y curva C_D (b).	24
2.12. Representación de C_L para cada valor de α , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$	26
2.13. Representación de C_D para cada valor de α , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$	27
2.14. Valores medios del coeficiente de sustentación C_L , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$	27
2.15. Valores medios del coeficiente de sustentación C_D , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$	28
2.16. Desviación típica de C_L , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$	28
2.17. Desviación típica de C_D , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$	29
2.18. Visualización del fin del ala sobre regla calibrada.	30
2.19. Cambio de escala de colores <i>RGB</i> a blanco y negro.	31
2.20. Zona de importante de las imágenes.	31
2.21. Resultados para una consigna de 80.	32
2.22. Detallado de la distancia temporal entre dos puntos.	32
2.23. Módulo de la resultante y fuerzas residuales para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$	34
2.24. Señales filtradas para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$	35
2.25. Fuerzas de desempeño en los ejes de la balanza correspondiente a cada ángulo de ataque para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$	36
2.26. Fuerzas de <i>off-set</i> en los ejes de la balanza correspondiente a cada ángulo de ataque para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$	37
2.27. Resultados finales del ensayo oscilatorio para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$	37
2.28. <i>FFT</i> para $Re = 9,7391 \cdot 10^4$, frecuencia $5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$	38

2.29. FFT para $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$, detalle a frecuencias bajas	38
3.1. Resultados de los coeficientes de sustentación estáticos, C_L	40
3.2. Resultados de los coeficientes de sustentación estáticos, C_D	40
3.3. Detalle de la zona de desprendimiento para C_L	41
3.4. Detalle de la zona de desprendimiento para C_D	42
3.5. Curva polar del perfil NACA 0012 a partir de los resultados estáticos obtenidos.	44
3.6. Posición del NACA 0012 durante la oscilación.	45
3.7. Esquema de la definición de la amplitud para A_D	46
3.8. Espacio adimensional definido por St vs A_D	47
3.9. Caso de partida: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$	48
3.10. Modificación de la amplitud: $\alpha = 0^\circ$, $A' = 4^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$	49
3.11. Modificación de la amplitud: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f' = 1Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$	50
3.12. Modificación de la amplitud: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re' = 6,52 \cdot 10^4$	51
3.13. FFT para el caso: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re' = 6,52 \cdot 10^4$	52
3.14. Evolución de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$ en función de α y A_D para $Re = 6,52 \cdot 10^4$	53
3.15. Evolución de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$ en función de α y A_D para $Re = 9,74 \cdot 10^4$	54
3.16. Evolución de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$ en función de α y A_D para $Re = 1,28 \cdot 10^5$	55
3.17. Curva polar del NACA 0012 para el movimiento oscilatorio	56
4.1. Esquema del proceso experimental.	57
A.1. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	63
A.2. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	64

A.3. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	64
A.4. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	65
A.5. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	65
A.6. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	66
A.7. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	66
A.8. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	67
A.9. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	67
A.10. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	68
A.11. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	68
A.12. $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	69
B.1. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	71
B.2. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	72
B.3. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	72
B.4. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	73
B.5. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	73
B.6. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	74
B.7. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	74
B.8. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	75
B.9. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	75
B.10. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	76
B.11. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	76
B.12. $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	77
C.1. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	79

C.2. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	80
C.3. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	80
C.4. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	81
C.5. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	81
C.6. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	82
C.7. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	82
C.8. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	83
C.9. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$	83
C.10. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 1Hz$	84
C.11. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$	84
C.12. $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 1Hz$	85

Capítulo 1

Introducción

1.1. Antecedentes

En la naturaleza los seres vivos pueden desplazarse en el medio terrestre, acuático y aéreo. El ser humano es capaz de moverse por los tres entornos, pero solo en el medio terrestre y acuático por sus propios medios, es decir, sin ningún tipo de apoyo el hombre puede andar y nadar pero no volar. Esta limitación ha hecho que se despierte un gran interés y fascinación del hombre, sobre todo en la comunidad científica, por aquellos animales e insectos que sí tienen la capacidad de volar.

A lo largo de la historia se han desarrollado numerosas teorías sobre la aeronáutica cuyo objetivo era poder fabricar aparatos con el fin de proporcionar al hombre la capacidad de desplazarse por el aire, ya que anatómicamente es imposible. Teniendo como referencia las aves e insectos, ha habido observadores entusiastas que han dejado reseñas de sus estudios sobre dicha habilidad.

Un claro ejemplo, incluso se podría decir que es el origen de la aeronáutica como tal, son los estudios realizados por *Leonardo da Vinci*. Sus principales conclusiones e hipótesis se encuentran reflejadas en “*El código sobre el vuelo de los pájaros*”, uno de los “*codecs*” que aún se conservan de su amplia obra y que data de 1505.

Fue capaz de llegar a conclusiones como la existencia de una fuerza de arrastre, la necesidad de una propulsión que generara sustentación o la posibilidad de entrar en pérdida durante el vuelo. Además desarrolló bocetos de máquinas voladoras basadas en el aleteo para ser usadas por una persona, en las cuales él mismo explicaba los motivos que hacían imposible el funcionamiento de estos artilugios. Aún así no solo desarrolló este tipo de mecanismos, también dio los primeros pasos en la elaboración de aeronaves planeadoras o de propulsión por rotación, figura 1.1, dejando abiertas las puertas a este campo de la ingeniería.

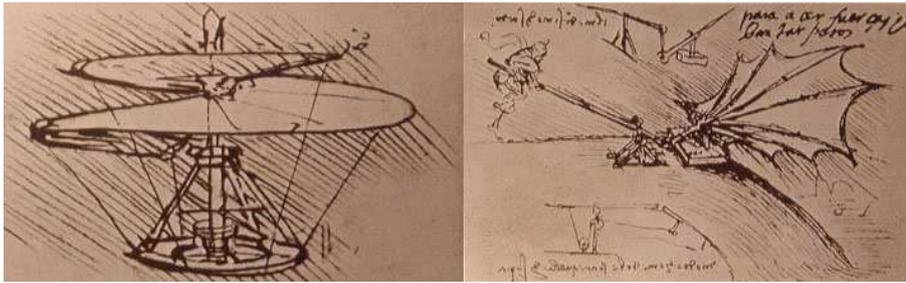


Figura 1.1: Máquinas voladoras diseñadas por *Leonardo da Vinci*.

El progreso en la aeronáutica quedó estancado tras las primeras indagaciones de *Leonardo da Vinci*. Fue en el siglo XVIII cuando el inventor *George Cayley* se centró en la investigación aeronáutica obteniendo las primeras conclusiones sobre la sustentación en perfiles alares curvados. De aquí en adelante aparecerían nombres como *Heinrich Gustav Magnus*, que descubrió la sustentación en una esfera o cilindro en rotación dentro de un flujo, o bien *Frederick W. Lanchester* que elaboró teorías sobre la circulación del aire sobre un perfil alar.

El gremio aeronáutico y de la aviación aumentó, pudiendo encontrar así a otros investigadores y científicos, como por ejemplo, el francés *Alphonse Pénaud*, el alemán *Otto Lilenthal* o los americanos *Samuel Pierpont* y *Glenn H. Curtiss*, hasta llegar a los primeros vuelos de los hermanos *Orville* y *Wilbur Wright*. Todos ellos centraron su trabajo en el conocimiento de los principios físicos que rigen la aeronáutica y la aviación. Sus estudios y aplicaciones siempre se enfocaban desde el mismo punto de vista, una máquina voladora con alas fijas.

Se puede apreciar el cambio en la tendencia ideológica de la aeronáutica, centrada en sus comienzos en el aleteo o *flapping* de las aves, tornando después a un pensamiento totalmente distinto, el uso de alas fijas. A día de hoy, desde un punto de vista a gran escala, las aeronaves que cotidianamente son usadas tanto para transporte de mercancías, pasajeros o incluso ocio, funcionan mediante el uso de alas fijas y no batientes.



Figura 1.2: Situación actual versus objetivo futuro.

El uso de alas batientes o *flapping* como forma de propulsión, hoy se hace patente de forma artificial en pequeñas máquinas voladoras, las cuales operan en bajo número de *Reynolds*: son los llamados *MAVs* (*Micro Air Vehicles*). Este tipo de mecanismos de alas batientes también pueden funcionar fijando las alas, pero no solo eso, además exhiben

ciertas ventajas frente a las alas fijas, como la maniobrabilidad o el comportamiento aerodinámico.

Para generar sustentación los MAVs emplean alas fijas o batientes, ya sean rígidas o flexibles, o bien alas rotativas. La principal característica que buscan imitar de los animales volares es la capacidad de deformar las alas adaptándolas a las distintas situaciones de vuelo. Esta flexibilidad no es la misma para los insectos, para las aves o los murciélagos. Los insectos poseen alas con formas complejas que les otorgan potencia de vuelo a pesar de su tamaño y peso, los pájaros controlan de forma casi individualizada sus plumas y los murciélagos adaptan sus alas de forma pasiva a las circunstancias. Por esta razón es engorroso realizar un perfil alar “artificial” que se comporte como uno “natural”. Además desde el punto de vista teórico el desempeño de las alas de los animales voladores se basan en una aerodinámica no estacionaria, la cual no se puede predecir mediante la formulación más tradicional de la aerodinámica a altos números de *Reynolds*. El análisis fluidomecánico es mucho más complejo, no solo por la capacidad de deformación de las alas, sino por la gran variedad de fenómenos físicos que se dan en la interacción fluido-estructura.

La motivación de este proyecto no es más que dar un primer paso para abrir camino a un trabajo aún mayor que realizará el Departamento de Mecánica de Fluidos de la Universidad de Málaga, mediante el Subprograma de Generación de Conocimiento promovido por Ministerio de Economía y Competitividad del Gobierno de España. La finalidad de este proyecto es contribuir al conocimiento de la aerodinámica no estacionaria a bajos números de *Reynolds* mediante una serie de estudios teóricos y numéricos aplicados a los MAVs. De todas las posibles configuraciones inspiradas en el vuelo de los insectos, una de las más complejas e interesantes desde el punto de vista aerodinámico es el de la libélula. Posee cuatro alas, dos a cada lado del cuerpo, con una disposición que le permite tener aceleraciones enormes, además de otorgarle la capacidad de control para mantenerse suspendida en el aire. A pesar de su tamaño, menor que el que por definición se le atribuye a MAVs, hay indicios de que en la época prehistórica esta configuración alar se dió a mayor escala, con lo que permite suponer que los diversos mecanismos tan eficientes de vuelo que presenta la libélula pueden extrapolarse. De este modo la misión de este proyecto es abrir la senda que seguirá el proyecto anteriormente mencionado.

1.2. Fundamentos teóricos

Cualquier cuerpo inmerso en un flujo experimenta una serie de fuerzas y momentos debidos a la distribución de presión (p) y las fuerzas tangenciales (τ) ocasionadas por el fluido sobre la superficie de dicho cuerpo. Independientemente de la forma del cuerpo estas fuerzas aparecen, lo que no quiere decir que la geometría del objeto carezca de importancia. La forma del cuerpo y la disposición que adopte ante el flujo hará que la fuerza resultante tenga una determinada dirección y sentido. Por este motivo el carácter aerodinámico del cuerpo servirá para obtener la fuerza deseada del fluido en movimiento, siendo un ejemplo claro de ello los aviones o vehículos de competición.

La fuerza total generada sobre un cuerpo puede ser descompuesta según cualquier sistema de ejes de referencia, aunque es interesante descomponer la resultante en las direcciones perpendicular y paralela a la corriente del flujo incidente. La componente perpendicular a la dirección del fluido se denomina sustentación o *lift* y la componente paralela arrastre o *drag*.

En el proceso físico que se abordará en este proyecto están involucrados un fluido en movimiento y un objeto inmerso en él, el cual estará en posiciones fijas y posteriormente tendrá un movimiento oscilatorio con frecuencias y amplitudes variables. El fluido ya sea aire, agua u otro elemento es definido por la presión dinámica (q_∞) en función de las magnitudes relativas a la corriente libre¹. Estas magnitudes son la velocidad (U_∞) y la densidad²(ρ_∞) del fluido, tal y como se indica en la siguiente ecuación:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2. \quad (1.1)$$

En cuanto al objeto es importante su geometría, el ángulo de incidencia con el flujo o ángulo de ataque (α) y su rugosidad. La reacción producida sobre este por el fluido se relaciona con la presión dinámica mediante el coeficiente adimensional C_R :

$$C_R = \frac{R}{q_\infty \cdot S} = \frac{R}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot S}, \quad (1.2)$$

y de igual modo sus componentes, la sustentación y el arrastre, C_L y C_D respectivamente:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S} = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot S}, \quad (1.3)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S} = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot S}, \quad (1.4)$$

donde S es el área de paso del cuerpo sobre el que incide la velocidad U_∞ . Además la relación de los coeficiente de ambas componentes (C_L/C_D) permite tener una referencia de que arrastre se producirá para una sustentación deseada. Por ello, siempre es favorable que dicho ratio sea alto, lo que significará que mucha sustentación conlleva poco arrastre.

Es importante saber el nivel de influencia que tiene cada magnitud física implicada en el proceso, tanto a nivel estático como oscilatorio. Para ello se realiza un análisis adimensional que ayude a ver la importancia de cada una de ellas. En el caso estático,

¹Se define como corriente libre de movimiento de un fluido o flujo en régimen estacionario, es decir, exento de perturbaciones.

²La densidad depende de la temperatura a la que este el fluido en condiciones de corriente libre T_∞ .

el análisis de la fuerza resultante generada en el perfil aerodinámico dependerá según lo expuesto de:

- La velocidad de corriente libre del fluido U_∞ .
- La densidad de corriente libre del fluido ρ_∞ .
- La viscosidad del fluido, que hace referencia a las fuerzas tangenciales (τ) citadas. Las fuerzas tangenciales dependen del gradiente de velocidades (u) y del coeficiente de proporcionalidad, denominado coeficiente de viscosidad (μ_∞), que se relacionan según la ecuación siguiente ecuación:

$$\tau = \mu_\infty \cdot \frac{\partial u}{\partial y}. \quad (1.5)$$

La componente del tensor de esfuerzos viscosos en la dirección paralela a la corriente (x) definida por la ecuación (1.5), la coordenada y es normal a x en un sistema de referencia cartesiano.

- La geometría del objeto, representada por una longitud característica (L).
- La compresibilidad del fluido, con la que se expresa las posibles variaciones de la densidad, es importante ya que la resultante sobre el objeto es sensible a los cambios en la densidad. La compresibilidad está relacionada con la velocidad del sonido (a) en el fluido, con lo cual se representará la influencia de la compresibilidad del fluido mediante la velocidad de propagación del sonido en este, a_∞ .

Expuestas todas las variables a tener en cuenta en este estudio dimensional la expresión (1.6) esquematiza el problema de partida, en el que la fuerza resultante R es función de los parámetros anteriormente descritos:

$$R = f(U_\infty, \rho_\infty, \mu_\infty, L, a_\infty). \quad (1.6)$$

Abordando el problema adimensional mediante el teorema II de *Buckingham* se consigue adimensionalizar la fuerza resultante, siendo esta función únicamente de los números adimensional de *Reynolds* y de *Mach*, donde:

$$Re = \frac{U_\infty \cdot L}{\nu_\infty} = \frac{\rho_\infty \cdot U_\infty \cdot c}{\mu_\infty}, \quad (1.7)$$

siendo c la cuerda del perfil de ala y ν_∞ la viscosidad cinemática que se relaciona con la viscosidad dinámica (μ_∞) y la densidad (ρ_∞), y:

$$M = \frac{U_\infty}{a_\infty}, \quad (1.8)$$

que relaciona la velocidad del fluido que incide sobre el perfil de ala (U_∞) con la del sonido (a_∞).

El número de *Reynolds* es una medida de la importancia relativa de las fuerzas de inercia frente a las fuerzas viscosas. Si $Re \ll 1$, el término convectivo puede despreciarse frente al viscoso de la ecuación de cantidad de movimiento, y al contrario, si $Re \gg 1$, el término viscoso es despreciable frente al de inercia, teniéndose lo que se denomina un flujo ideal [3]. Por otro lado, el número de *Mach* definido por la ecuación (1.8) relaciona la velocidad del fluido con la del sonido. El sonido se propaga mediante un medio material el cual puede ser gaseoso o líquido y dependiendo de ello se compara la velocidad del fluido que conforma ese medio con la velocidad del sonido en él [3].

Para el caso en el que el ala tiene un movimiento oscilatorio conviene introducir además el número adimensional de *Strouhal*, el cual permite comparar el movimiento de aleteo o *flapping* frente al movimiento de avance. En la bibliografía se encuentran distintas formas del mismo, difiriendo en los parámetros usados para su definición. Para el trabajo desarrollado en este proyecto la definición más adecuada es la recogida en la siguiente ecuación:

$$St = \frac{f \cdot L_{ref}}{U_{ref}} = \frac{2 \cdot f \cdot h_a}{U_\infty}, \quad (1.9)$$

donde f es la frecuencia de aleteo, h_a es la amplitud de cada pulso y U_∞ la velocidad de avance [4].

Dentro de la aerodinámica estática y oscilatoria se dan ciertos fenómenos físicos de relativa complejidad regidos por la teoría expuesta. En este proyecto el medio fluido será aire y el objeto inmerso en él un perfil NACA 0012. La eficiencia de este perfil se evaluará en función de los coeficientes de sustentación y arrastre, los cuales estarán influenciados por los citados fenómenos físicos. Según si el desempeño alar es estático o oscilatorio pueden darse unas características aerodinámicas u otras.

En el caso que atañe a este proyecto se define como la longitud característica del objeto la cuerda del ala (c), las propiedades del flujo corresponderán a las del aire y la velocidad del sonido en este fluido (a). Las condiciones de trabajo serán las mismas en las que se desenvuelven los MAVs, números de *Reynolds* de ordenes de magnitud 10^4 y 10^5 para velocidades entre 10 y 20m/s.

En los estudios aerodinámicos es típico realizar simplificaciones en cuanto al movimiento del fluido, es decir, se suele considerar que el flujo solo actúa en dos direcciones del espacio (2D). A partir de este punto de vista bidimensional, en lo referente a la aero-

dinámica estática se realizan dos consideraciones previas a partir de las ecuaciones (1.7) y (1.8), estableciendo así dos características del flujo:

- Como $Re \gg 1$ los esfuerzos viscosos son insignificantes frente a las fuerzas de inercia, con lo que el flujo tienen un comportamiento ideal.
- Las velocidades de trabajo son relativamente bajas en comparación con la velocidad del sonido en el aire, lo que se traduce en un número de *Mach* menor a la unidad, indicando que el flujo se considera incompresible.

El número de *Reynolds* del flujo es, dentro de lo estipulado, relativamente bajo. Esto junto con las dos conclusiones anteriores hacen que la relación sustentación-arrastre se vea drásticamente reducida. La causa se debe a la formación en la capa límite de burbujas de separación laminar³[4]. Estas burbujas se generan cuando se dan ciertas circunstancias relativas al gradiente de presión y al ángulo de ataque del perfil alar. Cuando se supera cierto umbral el flujo laminar se vuelve altamente inestable desembocando en un flujo turbulento después de un proceso de transición laminar-turbulento. Este fenómeno también es conocido como desprendimiento de la capa límite, aunque no siempre ocurre. Existe la posibilidad de que el flujo vuelva a acoplarse al perfil alar en el caso de no alcanzarse el umbral, ver figura 1.3.

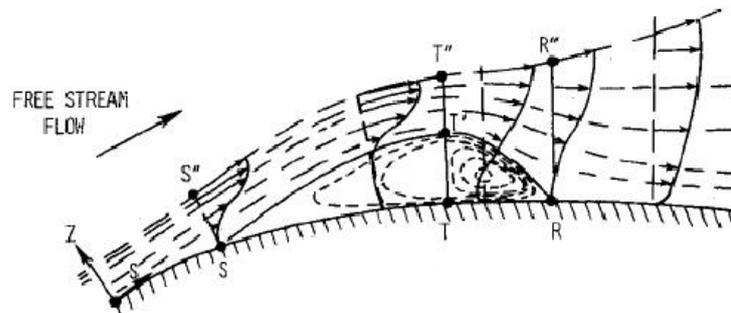


Figura 1.3: Formación de una burbuja de recirculación en la capa límite [1].

La dinámica de transición, y por lo tanto de generación de estas burbujas, dependerá del número de *Reynolds*, la distribución de presión, la rugosidad de la superficie y el nivel de turbulencia del flujo. Analizando la importancia del número de *Reynolds* se puede afirmar que si este disminuye las fuerzas viscosas se hacen mas patentes paliando el proceso de transición o retrasando la readaptación del flujo, ya que el flujo pasaría de ser denominado como ideal a viscoso. Se dan dos casos en los que el flujo no se volverá a adaptar al ala:

- Cuando el número de *Reynolds* es lo suficientemente bajo como para que el flujo no se desprenda.

³También denominadas en inglés *Laminar Separation Bubbles*

- Si el gradiente de presión es tan elevado que el flujo se desprende por completo y la burbuja no se llega a formar.

Suponiendo que el flujo es ideal y que los esfuerzos viscosos son despreciables, la aparición de estas burbujas hacen que el desempeño del ala diste en mayor o menor medida del comportamiento esperado. Por ello las burbujas se clasifican en burbujas de cobertura reducida y de cobertura amplia [5]. Cuando las burbujas son del primer tipo, esta apenas cubren parte del perfil con lo que el comportamiento de este es prácticamente el mismo que en un flujo ideal y solo en las cercanías de la burbuja se hacen levemente notorios los esfuerzos viscosos y el flujo vuelve a adaptarse al perfil. En cambio el segundo tipo de burbuja se extiende más sobre el perfil, creando una zona con influencia viscosa más amplia, lo que genera un mayor arrastre y hace que la relación sustentación-arrastre se reduzca drásticamente incentivando el cambio de flujo laminar a flujo turbulento. Este es el motivo por el cual con ángulos de ataque elevados no se gana más sustentación, se produce entonces lo conocido como entrada en pérdida.

Debido a la baja relación de aspecto (AR) que posee el perfil NACA 0012 y el relativo bajo número de *Reynolds* con el que se trabaja, provoca que los efectos aerodinámicos tridimensionales ($3D$) sean importantes. Las estructuras del flujo entonces pasarán de ser $2D$ a $3D$ (vórtices), siendo las estructuras fluidas más complejas. Aún así sus efectos pueden ser observados de forma experimental y sus consecuencias se reflejarán en los valores de C_L y C_D presentados en este trabajo.

La formación de vórtices son la base de los efectos de borde que se dan en alas de AR finitas. Estos vórtices provocan efectos más allá de un comportamiento inestable. Los vórtices establecen un movimiento de circulación del fluido sobre la superficie del ala debido a las diferencias de presión entre la cara superior e inferior de esta, teniendo una gran influencia sobre el comportamiento aerodinámico. Esta influencia tiene doble efecto, al mismo tiempo que induce un aumento del arrastre provoca un aumento de la sustentación. Esta sustentación adicional se genera debido a la baja presión que provoca la formación del vórtice en la parte superior del ala [6]. La causa de los vórtices es una diferencia de presión, la cual siempre se da, pero se incrementa según lo hace el ángulo de ataque del ala generando vórtices más influyentes tal y como se aprecia en figura 1.4. Estos vórtices arrastran una diferencia de presión, teniendo su valor mínimo en el centro del mismo. Ejercen también su influencia durante el recorrido de la superficie del ala hasta que finalmente se disipan aguas abajo cuando las presiones se igualan con las del ambiente.

Al incorporar al perfil alar un movimiento oscilatorio, los vórtices también juegan un papel importante. Con este nuevo comportamiento la dinámica de vórtices correctamente usada puede ser beneficiosa para el desempeño de la función que tiene el ala. La estructura de los vórtices tienen distintas formas y orígenes, y en función de ello sus efectos sobre la eficacia del ala varían. Desde un punto de vista $2D$ la creación de vórtices en la parte superior de un perfil aerodinámico, generado por el movimiento del borde de ataque (LEV^4) del mismo debido a la oscilación que se transmite al ala, hace que el coeficiente

⁴*Leading Edge Vortex*, nomenclatura inglesa que hace referencia a los vórtices generados en el borde

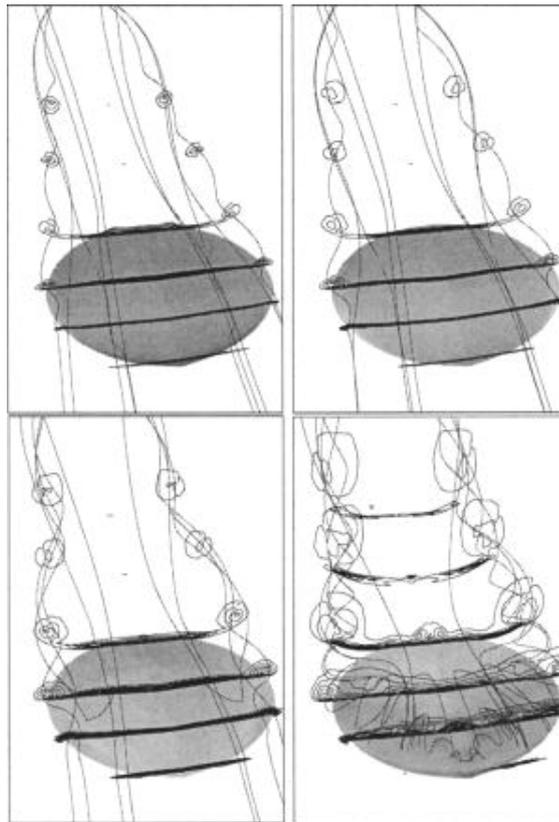


Figura 1.4: Evolución de los vórtices con el aumento del ángulo de ataque [6]. De izquierda a derecha y de arriba a abajo los ángulos son 6° , 15° , 27° y 51° respectivamente.

de sustentación mejor. De igual modo que se comentó para una situación estática, los efectos tridimensionales se hacen patentes, de modo que a la formación de estos vórtices beneficiosos les acompañan además un carácter $3D$ que los inhabilitan.

Los vórtices generados en el borde de ataque recorren la superficie alar generando la mejora del C_L de forma sustancial, y además de esta sustentación pueden disminuir el arrastre o incluso producir empuje. Una vez que el vórtice generado se desprende ambos fenómenos desaparecen, el coeficiente de sustentación disminuye bruscamente y el arrastre recupera su influencia. Esta cadena de sucesos se produce de forma cíclica durante el aleteo [7], durando desde la generación del vórtice hasta su desprendimiento. Una vez que los vórtices se desprenden se propagan por la estela generada por el perfil y su estructura, dependiendo de la frecuencia y amplitud del movimiento, puede seguir diferentes patrones, los cuales cobran importancia debido a las posibles interacciones entre la estela y el ala, como por ejemplo la captura de vórtices o los efectos de masa añadida [8].

La captura de vórtices, es un mecanismo consistente en la retención de vórtices sobre la superficie superior alar, de modo que el gradiente de presión que genera este, provoca una diferencia de presiones entre las superficies superior e inferior del ala, que produce el aumento de la sustentación. En cuanto a los efectos de masa añadida o captura de estela,

de ataque del perfil aerodinámico.

producen de igual modo un aumento de la sustentación, pero en vez de aprovechar la diferencia de presión del vórtice, se aprovecha de la fuerza de inercia una vez se desprende del ala [9].

El estudio de la estela adquiere importancia debido a que existe un fuerte relación entre los vórtices formados por el borde de ataque del ala y la forma que adquirirá la estela [10]. Según otros estudios, [11] y [12], se diferencian tres tipos de patrones, figura 1.5: el patrón de *Béarnard-von Kármán* (*BvK*) (calle de vórtices simétricos de *BvK*), patrón inverso de *BvK* (simétricos de giros contrarios) y rotura del patrón de *BvK* (estela antisimétrica y aleatoria).

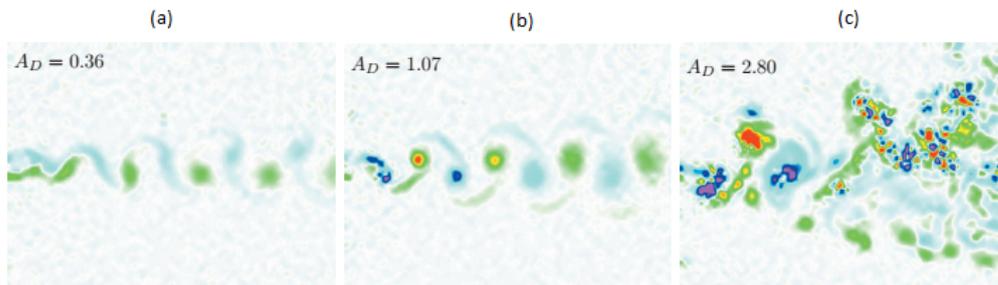


Figura 1.5: Estructuras de los vórtices en la estela: el patrón de *BvK* (a), patrón inverso de *BvK* (b) y rotura del patrón simétrico de *BvK* (c), [11].

1.3. Objetivos

De acuerdo con la idea global explicada en el epigrafe 1.1 y en vistas a conseguir unos resultados óptimos que proporcionen la información deseada en este proyecto, los objetivos son:

- Cálculo de los coeficientes de sustentación y arrastre de un perfil NACA 0012 estático (sin movimiento oscilatorio), con el fin de calibrar y cerciorar el correcto funcionamiento del equipo así como tener una referencia para la segunda parte del trabajo.
- Cálculo de los coeficientes de sustentación y arrastre de un perfil NACA 0012 con movimiento oscilatorio y su evolución en el tiempo para su discusión y comparación con bibliografía existente.

1.4. Estado del arte

La incipiente necesidad de conocer los mecanismo de vuelo de las aves, insectos y murciélagos ha hecho que la cantidad de estudios sobre el *flapping* de dichos seres sea

muy extensa. La dificultad que conlleva el estudio numérico de los mecanismos físico que se dan en los flujos hace de la experimentación un apoyo fundamental para progresar en el conocimiento sobre estos fenómenos.

Un claro ejemplo de ello es el trabajo realizado por *Ramiro Godoy-Diana, Jean-Luc Aider y José Eduardo Wesfried* [11]. En su estudio muestran la transición desde el patrón de estela de *BvK* a la situación inversa de *BvK* en los sistemas de aleteo en la naturaleza. Realizan su estudio basándose en el movimiento oscilatorio de un perfil NACA 0012 de relación de aspecto $AR = 4$. Mediante el estudio de la estela del perfil en $2D$ para una velocidad, frecuencia y amplitud dadas encuentran la relación entre las estructuras de vórtices producidas y el efecto sobre el C_D , en función de la amplitud adimensional y el número de *Strouhal*. Variando la amplitud concluyen que la estructura de vórtices formada cambia, siguiendo los distintos patrones de propagación de vórtices, desde la estructura normal de *BvK* hasta la rotura de la simetría. Se observa así que para una estructura inversa de *BvK* las fuerzas de arrastre pasan a ser negativas, o lo que es lo mismo, generan empuje.

Como continuación del trabajo anterior *Catherine Marais, Benjamin Thiria, José Eduardo Wesfried y Ramiro Godoy-Diana*, realizan un estudio similar pero sobre un perfil flexible [12]. El objetivo es encontrar los cambios que produce la flexibilidad del perfil. Debido al carácter flexible del perfil, la amplitud de oscilación a una misma frecuencia aumenta dándose así un aumento de las fuerzas de propulsión inducidas. Además la interacción de los vórtices desprendidos con la estructura flexible evita la rotura del patrón inverso y simétrico de *BvK*.

Otro artículo que sirve de referencia para el trabajo realizado en este proyecto es el escrito por *K.D. von Ellenrieder, K. Parker y J. Soria* [10]. Plantean una hipótesis según la cual los animales, tanto voladores como nadadores, obtienen propulsión controlando de forma pasiva la formación y mantenimiento de los vórtices. Para la evolución de un estado en reposo de los seres y el medio hasta un régimen dinámico, sostienen que los parámetros adimensionales St^5 y A_D^6 se mantienen constantes y que son ajustados de manera natural y pasiva, es decir, son capaces de aumentar la velocidad de avance variando de forma lineal la frecuencia de batido de las alas o cola, manteniendo así constantes St y A_D . Esta progresión se comporta de forma asintótica, con lo cual tiene un límite. Plantean que dicho límite influye a la hora de buscar un número de *Strouhal* óptimo, que proporcione mayor efectividad. Concluyen que si dicha hipótesis es correcta, en líneas futuras de desarrollo de *MAVs* por ejemplo, es importante conocer la relación entre el límite Sr y el régimen de avance que se desea obtener.

⁵Número de *Strouhal* definido en la ecuación (1.9).

⁶Amplitud adimensional del movimiento de aleteo, tomando como longitud característica el espesor del ala.

Capítulo 2

Montaje experimental

2.1. Introducción

Este proyecto es de carácter experimental, lo que implica el uso de aparataje específico, mediante el cual se pueda implementar el montaje necesario para aplicar la teoría que fundamenta dicho trabajo. Las actividades experimentales que atañen a este proyecto se han llevado a cabo en el Laboratorio de Aero-Hidrodinámica de Vehículos del Área de Mecánica de Fluidos de la Universidad de Málaga.

Durante todo el proceso se han usado distintos utensilios y maquinaria que se explican a lo largo de este capítulo, dando a conocer sus características y peculiaridades, además de la misión que tienen en el trabajo. En cuanto a la experimentación, esta consta de dos partes bien diferenciadas, una primera en la que se realiza un estudio estático del perfil y una segunda en la que el ala posee un movimiento oscilatorio. En ambas, el proceso de adquisición de datos es similar y el equipo usado es el mismo, adaptándolo a la configuración de aleteo mediante un nuevo control sobre el motor que permite el giro del modelo de ala acoplado al sensor de fuerzas.

2.2. Descripción del montaje experimental

Los ensayos a realizar se reducen a un corriente de aire en la cual se halla inmerso un perfil aerodinámico sobre el cual aparecen unas fuerzas provocadas por el flujo. Se requerirá entonces material que permita generar las condiciones de ensayo y su medición. El equipamiento empleado para ello se recoge en el siguiente listado:

- Perfil NACA 0012.
- Balanza digital para la medida de fuerzas.

- Túnel de viento.

2.2.1. Perfil alar NACA 0012

El perfil aerodinámico usado responde a la tipología *NACA*, que engloba a todos aquellos que fueron clasificados por la *National Advisory Committee of Aeronautics*. Según sus características se agrupan en distintas series. El perfil aerodinámico usado pertenece la serie de cuatro dígitos, los cuales definen el perfil dando información geométrica del mismo. El significado de cada uno de los dígitos se describe a continuación:

- El primer número indica la curvatura máxima como porcentaje de la cuerda.
- El segundo la distancia de máxima curvatura desde el borde de ataque expresada en una décima parte del porcentaje de la cuerda.
- Los dos dígitos restantes indican el máximo espesor del perfil como porcentaje de la cuerda. Por defecto este máximo espesor se encuentran a un tercio del borde de ataque del ala.

Se ha usado un perfil NACA 0012, construido en aluminio, con una longitud de 200mm , una cuerda de 100mm y por lo tanto una relación de aspecto¹ $AR = 2$, figura 2.1. Según la numeración usada para su clasificación se sabe que es un perfil simétrico y que su espesor máximo es de 12mm . Además, el extremo libre del ala se ha redondeado para reducir la interacción de la superficie con el flujo.

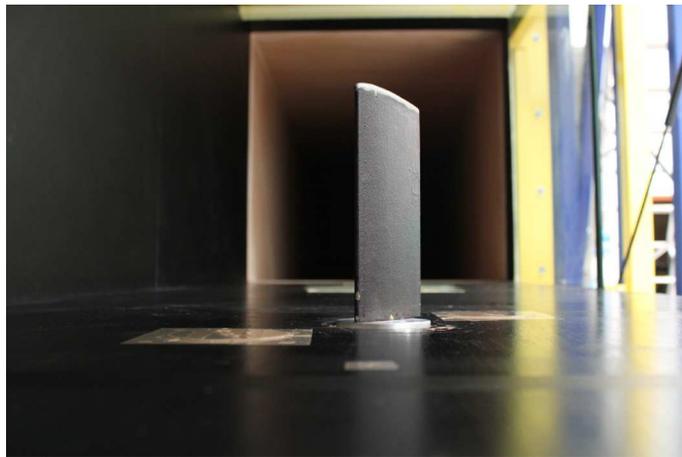


Figura 2.1: Perfil NACA 0012.

Unida al perfil alar, se encuentra una plataforma cilíndrica que posibilita la unión con la balanza digital. La plataforma se une a la balanza mediante dos tornillos, eliminando así cualquier tipo de holgura que pueda inferir en los ensayos.

¹La relación de aspecto da una idea sobre las características de vuelo que concede un perfil ala. Matemáticamente, es la relación entre la envergadura del ala y su área: $AR = \frac{L^2}{S}$.

2.2.2. Balanza digital medidora de fuerzas

Este componente del montaje es el responsable de la toma de datos. La balanza medidora extrae los datos de cada ensayo en las tres direcciones del espacio, se sitúa en el suelo de la sección de medida del túnel de viento y está anclada mediante cuatro varillas roscadas que permiten su nivelación, figura 2.2. Mediante un motor paso a paso permite la colocación mecánica del perfil en cualquier ángulo y su oscilación, siempre dentro de su rango de funcionamiento.

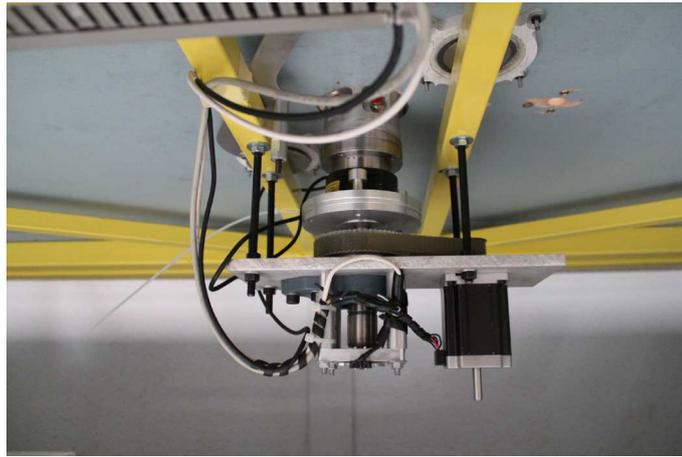


Figura 2.2: Balanza digital medidora.

Es muy importante la correcta nivelación de la balanza, ya que puede provocar que haya algún contacto del ala con el suelo, que el perfil esté inclinado respecto a la vertical o forzar su funcionamiento. Como referencia de ajuste se usa el eje vertical Z haciendo así coincidir los ejes verticales del túnel (Z_t) y la balanza (Z_b), de este modo se evita la posibilidad de un funcionamiento anómalo.

Los ejes X e Y de la balanza y el túnel se encuentran desfasados un ángulo positivo (X_b, Y_b, X_t e Y_t respectivamente), a priori, de 27° , es decir, que para un ángulo nulo en la balanza, el ala se encuentra girada un ángulo positivo de 27° con respecto a la dirección X del túnel (dirección paralela al flujo). En la sección 2.3 se explicará la forma mediante la cual se corrige este desfase.

La balanza se apoya mediante una conexión puerto serie con un ordenador. En el ordenador se encuentra el *software* que controla el movimiento de la balanza, pudiendo así colocar el ala en cualquier ángulo en el rango de -180° a 180° y hacerlo oscilar con diferentes frecuencias y amplitudes. Estas operaciones se consiguen gracias al programa de cálculo *MatLab*.

MatLab únicamente transmite información de posicionado u oscilación, con lo que para adquirir datos se usa una interfaz desarrollada en *LabVIEW* mediante una tarjeta de adquisición de datos. De este modo se registran datos de salida de voltaje en un intervalo de $0V$ a $5V$ y con una frecuencia de muestreo de hasta $2500Hz$. Para transformar la señal

eléctrica de salida en un valores de fuerza es necesario aplicar un factor de conversión ($32N/5V$).

En los ensayos que se realizarán la frecuencia de muestreo no será tan alta debida a las limitaciones de la configuración experimental actual. La frecuencia de muestreo empleada será de $250Hz$, es decir, el tiempo transcurrido de una medición a otra es de $4ms$. Este intervalo temporal es lo suficientemente pequeño para tener una buena resolución en la captura de datos instantánea, tal y como se describirá en el capítulo tres.

2.2.3. Túnel de viento

A lo hora de conseguir las corrientes de aire necesarias se ha usado el elemento de mayor envergadura de todo el montaje experimental, el túnel de viento, figura 2.3. Se ha empleado un túnel de viento de circuito cerrado y de secciones cuadradas. Con el objetivo de acondicionar el flujo se usan difusores piramidales que aseguran la adhesión del fluido a las paredes, esquinas redondeadas en los codos y álabes directores. Esto no quiere que decir que no haya pérdidas, todo lo contrario, se encuentran pérdidas por rozamiento del aire en las paredes, flujos secundarios en los codos, expansiones y contracciones del flujo.



Figura 2.3: Túnel de viento.

Para vencer todas las pérdidas y generar un flujo de aire con condiciones específicas se dispone de cuatro ventiladores accionados por un motor trifásico de $15kW$ cada uno. Son capaces de generar corrientes de hasta $43m/s$, con lo cual el rango de velocidades es más que suficiente para desarrollar el proyecto.

El túnel tiene varias secciones y cada una de ellas tiene una finalidad concreta. La zona de principal interés es la cámara de ensayo, donde se encuentra instalada la balanza junto con el perfil aerodinámico. Consiste en un habitáculo de medidas $1m$ de ancho, $1m$ de altura y $4m$ de longitud donde llega el flujo de aire. La zona frontal y superior son de cristal, lo que permite observar como transcurre el ensayo. La zona posterior e inferior de

la sección de ensayo, son de madera, y en la inferior se ubica la balanza medidora donde se ancla el perfil alar. A diferencia de otros túneles de viento, este tiene el ala situada en el suelo de la sección de medida, cuando lo normal es que esté situada en una de las paredes. Situando la balanza y el ala de este modo se consigue que los momentos provocados por el peso del perfil no influyan de forma directa en los ensayos.

2.3. Protocolo experimental

2.3.1. Pasos previos, calibrado y ajuste

Antes de comenzar la experimentación es necesario una primera toma de contacto, con el fin de realizar una correcta adaptación y calibrado del equipo al tipo de trabajo que se va a desarrollar. Esto es necesario puesto que el uso de las instalaciones no es exclusivo y se ha tenido cierta alternancia con otros estudiantes.

El punto de partida de esta fase previa es el equipo informático. En dicho dispositivo se encuentran el *software* utilizado, *MatLab* y *LabVIEW*. Cada uno de ellos será responsable del manejo de distintas partes del montaje experimental. *MatLab* se ocupará de la colocación y el movimiento de la balanza y *LabVIEW* de la toma y recopilación de datos y el accionamiento de los motores del túnel, figura 2.4.

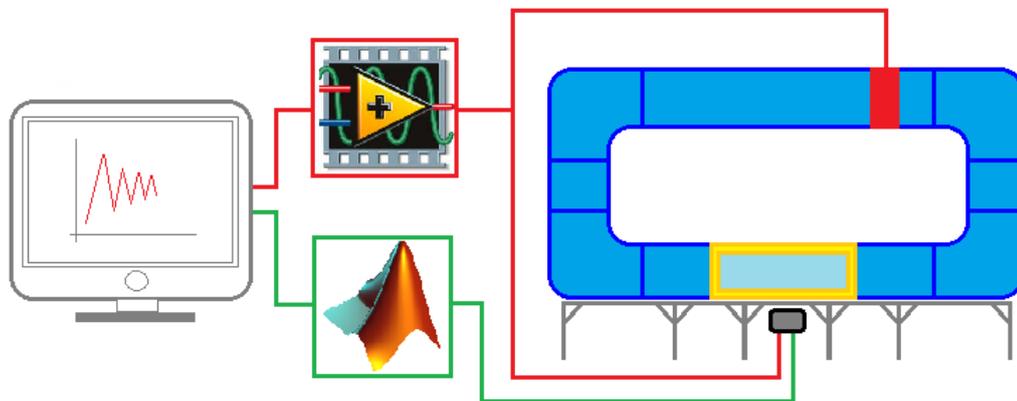


Figura 2.4: Esquema comunicación ordenador-equipo.

En el entorno *MatLab* se utilizarán cuatro funciones que gobiernan el movimiento de la balanza. Estas funciones son:

- *Setzero*. Es una función sin argumentos que realiza la conexión puerto serie con la balanza. Sitúa la balanza en el ángulo 0 respecto de su propio sistema de referencia (X_b , Y_b y Z_b).
- *Autorotate*. Permite la colocación de la balanza en un ángulo determinado respecto al sistema de referencia del túnel (X_t , Y_t y Z_t).

- *Oscilate*. Es la función que permite hacer oscilar el ala a distintas frecuencias y amplitudes, situandola previamente en el ángulo central deseado mediante la función *Autorotate*. Esta función necesita para ello dos argumentos de entrada.
- *Stopseno*. Una vez se aplica un movimiento oscilatorio al perfil alar, este se detiene mediante esta función. La posición final del ala tras ejecutar dicha función será ángulo central del barrido ejecutado.

Estas dos últimas funciones (*Oscilate* y *Stopseno*) han sido implementadas de forma exclusiva para la ejecución de la segunda parte experimental de este proyecto.

Por otro lado, *LabView*, controla el resto de parámetros experimentales: la duración de los ensayos, la velocidad del flujo deseado, las fluctuaciones de la señal de salida de los sensores de la balanza y el encendido y apagado de los motores del túnel de viento. En cada ensayo la balanza generará un fichero “.dat” en el cual se recopilan los datos medidos. En cada instante de tiempo de muestreo la balanza almacena los datos de fuerza instantáneos (expresada en voltios, ya que es una señal eléctrica) de cada uno de sus ejes (X_b , Y_b y Z_b), siendo esta la información correspondiente a un ensayo.

Se comprobó que el sistema respondía a las indicaciones del ordenador y lo hacía de forma satisfactoria. Se hizo funcionar los motores del túnel para producir flujos de aire con las velocidad necesarias, se dispuso el ala en todos los ángulos de interés, se hizo oscilar perfil a distintas frecuencias y amplitudes y se confirmó que la balanza generaba ficheros de datos para las pruebas realizadas.

A continuación se procedió a nivelar la balanza mediante los tornillos de sujeción. Una correcta nivelación asegura que la balanza este totalmente vertical ($Z_t = Z_b$) y que en ninguna posición el ala tenga algún contacto con el suelo del túnel y a la vez conseguir dejar una distancia mínima respecto al suelo. Además se deben tapar todos los orificios, necesarios en otros trabajos, que pudiesen falsear las medidas o provocar perturbaciones en el flujo, ver figura 2.5.

Tras esta preparación se realiza un primer ensayo, el cual nos permita ver si hay alguna anomalía en los resultados. Para ello se implementa en *MatLab* un código basado en las ecuaciones (2.1)-(2.5), las cuales se usaran también para tratar los datos que se obtendrán en el resto de la experimentación. Con este primer ensayo se van a obtener datos estáticos, cuya finalidad será examinar si la tendencia que siguen las curvas de C_L y C_D obtenidas son coherentes.

$$\alpha = \theta_{desfase} + \alpha_{consigna}, \quad (2.1)$$

$$F_{Xneta} = F_{X_b} - F_{OX_b}, \quad (2.2)$$

$$F_{Yneta} = F_{Y_b} - F_{OY_b}, \quad (2.3)$$

$$Drag \equiv F_{X_t} = F_{Xneta} \cdot \cos(\alpha) + F_{Yneta} \cdot \sin(\alpha), \quad (2.4)$$

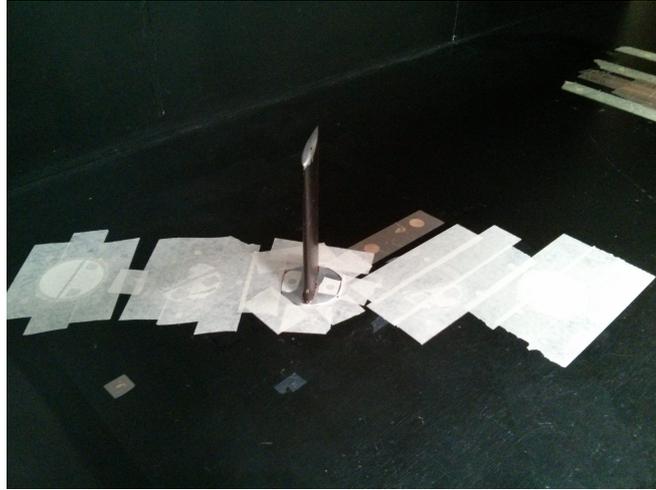


Figura 2.5: Nivelado de la balanza y sellado de orificios.

$$Lift \equiv F_{Y_t} = -F_{X_{neta}} \cdot \sin(\alpha) + F_{Y_{neta}} \cdot \cos(\alpha). \quad (2.5)$$

El ensayo consistirá en un barrido desde -35° a 35° (tomando como referencia los ejes del túnel), con una separación de 5° entre cada punto del barrido y con un flujo a $10m/s$, lo que implica un número de *Reynolds* de $Re = 6,52 \cdot 10^4$. Para cada posición se tomarán medidas de las fuerzas residuales o de *off-set*² y medidas de funcionamiento o de desempeño³. La balanza se programa para que tome datos durante un periodo de tiempo de 10 segundos, puesto que su frecuencia de muestro como se dijo en la sección 2.2 es de $250Hz$, quiere decir que cada $4ms$ la balanza anota los esfuerzos (en voltios) del ala en las tres direcciones del espacio (X_b , Y_b y Z_b) y por tanto para un ángulo de ataque determinado durante el periodo de muestro se tomarán 2500 valores estáticos de los esfuerzos. Tanto para valores de *off-set* como funcionamiento, se realiza una media de todos los valores tomados durante los 10 segundos.

Con este programa en *MatLab* y los datos arrojados por la balanza, teniendo en cuenta los desfases angulares entre ejes de la balanza y el túnel y restando a los valores de desempeño los residuales, se observa en la figura 2.6 que las curvas ofrecen los resultados esperados [13]. En la figura 2.6, además de cerciorar el buen funcionamiento del montaje, se proporciona más información sobre las propiedades aerodinámicas como son las características que se tienen que dar en las curvas de los coeficientes C_L y C_D para un perfil NACA 0012 debido a su simetría y ellas son:

- Para $\alpha = 0$ el coeficiente de sustentación (C_L) tiene que ser nulo, ya que al ser un perfil alar simétrico las fuerzas verticales se contrarrestan [14]. Además la curva resultante debe ser antisimétrica respecto al origen de coordenadas.

²Son valores residuales que se presentan en la balanza y que han de restarse a los valores obtenidos durante el funcionamiento con flujo.

³Son los valores que devuelve la balanza para el ala inmerso en el flujo.

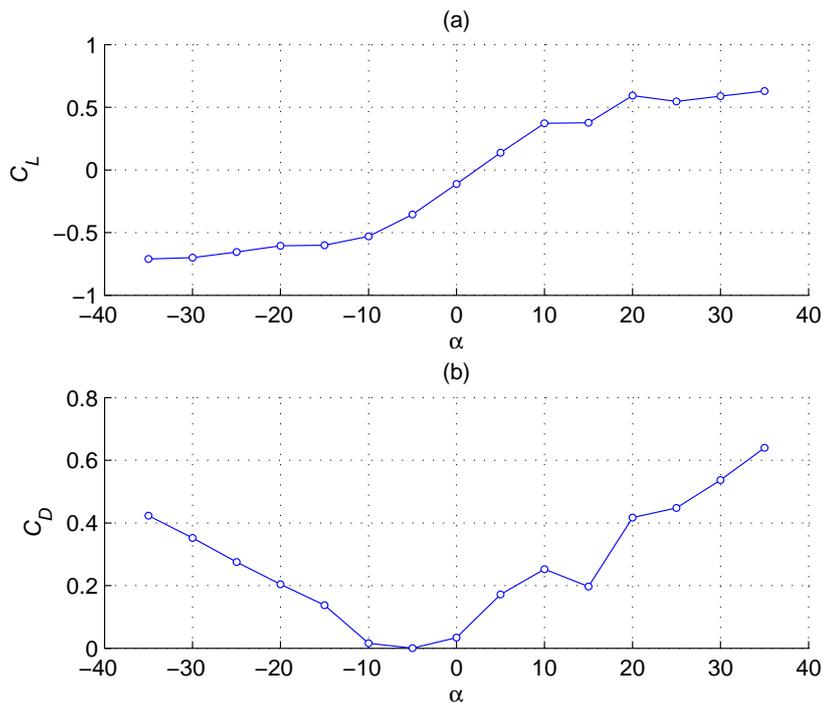


Figura 2.6: Ensayo con espaciado de 5° y recorrido de -35° a 35° , con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$ curva C_L (a) y curva C_D (b).

- Para $\alpha = 0$ el coeficiente de arrastre (C_D) tiene que ser mínimo, es decir, el rozamiento del fluido con el ala es mínimo [14]. En cuanto a la simetría de la curva, esta debe serlo respecto al eje de ordenadas.

Estos dos aspectos característicos de un perfil NACA 0012 no se aprecian en la figura 2.6, lo que lleva a pensar que además del desfase entre ejes de la balanza y el túnel existe un pequeño error entre la consigna enviada mediante *MatLab* y el valor real del ángulo de ataque. También parece ser que para ángulos negativos, las medidas no son precisas, ya que en la curva del coeficiente de arrastre la simetría se pierde. Para encontrar esta desviación y comprobar el correcto funcionamiento de toda la balanza a lo largo del rango de ángulos de ataque se realiza un nuevo ensayo. Para ello se aumentará el número de puntos donde medir. Se realizará una medición de 10 segundos para cada posición del barrido, tomando valores cada 2° en un barrido de -34° a 34° y se desarrollará un flujo con el mismo número de *Reynolds* Re .

Según lo expuesto se realiza el ensayo y se obtienen los resultados mostrados en la figura 2.7. Efectivamente se confirma que la curva del coeficiente de sustentación no está centrada y que la curva del coeficiente de arrastre no es simétrica, aunque esta conserve su forma parabólica. Frente a los resultados obtenidos, se realizará una comparación con otros trabajos realizados anteriormente en las mismas instalaciones y con el mismo perfil aerodinámico. Se ha recurrido al trabajo realizado por *S. Marínez Aranda* [2], en el cual se ha trabajado con números de *Reynolds* similares a los empleados en este proyecto, propor-

cionado así una referencia que permitirá validar los criterios de corrección que se aplicaran a los datos. El objetivo de la corrección no es otra que buscar el ángulo de incidencia nulo (α_0) para el cual la sustentación sea cero y el arrastre mínimo. Por ello se plantean dos criterios, uno basado en la búsqueda del ángulo para una sustentación nula y otro para un arrastre mínimo. El procedimiento de ambos criterios es:

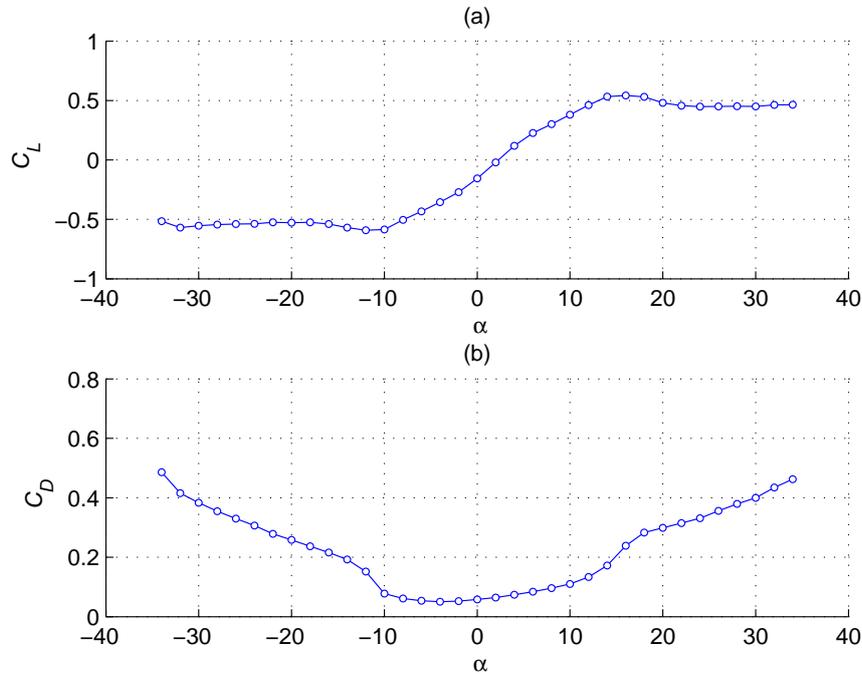


Figura 2.7: Ensayo con espaciado de 2° y recorrido de -34° a 34° sin ajuste, para un $Re = 6,52 \cdot 10^4$, curva C_L (a) y curva C_D (b).

- Criterio 1: El rasgo característico de la curva de sustentación de un perfil simétrico es su paso por el origen de coordenadas. En este método se busca el ángulo para el cual según la gráfica la sustentación es nula, es decir, lo que se busca es un desfase angular que haga que la curva de C_L contenga el punto nulo. Para ello dentro del código *MatLab* elaborado anteriormente se sustituye la ecuación (2.1) por la ecuación (2.6). De este modo, se ajusta el ángulo de incidencia hasta encontrar el verdadero α_0 que haga que C_L tenga el valor nulo.

$$\alpha = \theta_{desfase} + \alpha_{consigna} + \delta_{ajuste}. \quad (2.6)$$

- Criterio 2: Puesto que se pretende encontrar el ángulo en el cual el arrastre es mínimo, se recurre al módulo de la resultante generada por el flujo sobre el perfil aerodinámico, ya que se sabe que para una resultante mínima la sustentación será nula y el arrastre será la única componente presente en el perfil, además de ser la mínima, ver figura 2.8. De este modo se puede localizar el ángulo buscado que pasará a ser α_0 .

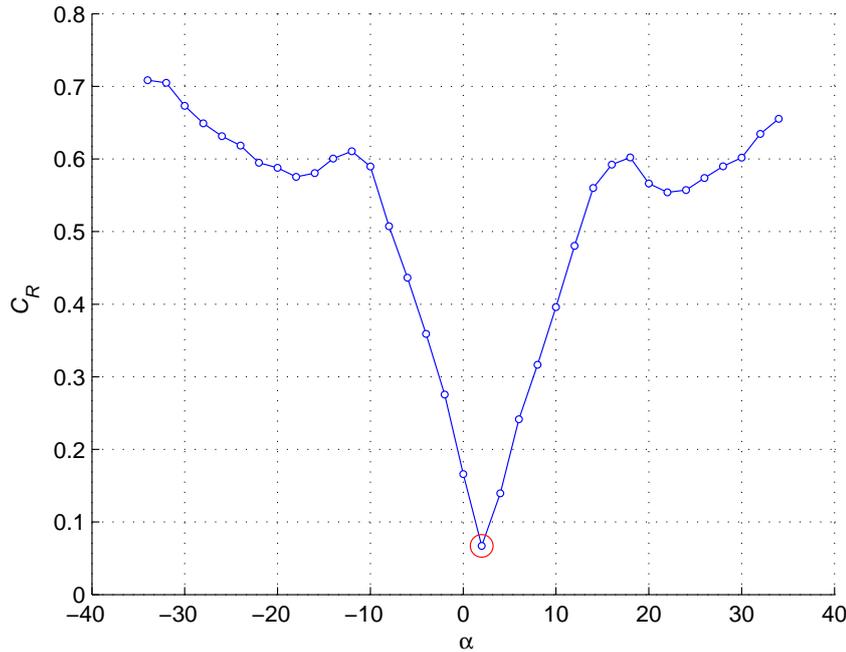


Figura 2.8: Punto mínimo del módulo de la resultante adimensional C_R para un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$.

Se ha elegido el criterio 1 debido a que el método de localización de α_0 empleado proporciona mayor precisión de ajuste. Aún así, la figura 2.8 da una idea del orden de magnitud que tendrá el desfase angular, alrededor de 2° . Partiendo de esta idea previa, mediante la variación de δ_{ajuste} en el código de procesado de datos se obtiene finalmente un desfase de $-2,6^\circ$, el cual hace que el ángulo actual de $2,6^\circ$ pase a ser α_0 . Una vez encontrado el ángulo, la sustentación para este será nula y el arrastre mínimo será el valor interpolado entre los ángulos colindantes a $2,6^\circ$ para los cuales si se tiene mediciones tomadas, es decir, el arrastre mínimo se obtiene mediante una interpolación por *splines* cúbicos entre los ángulos de 2° y 4° .

Una vez conocido el ajuste se puede ver como se corrige el desfase. En la figura 2.9 se pueden ver los resultados tras el ajuste en comparación con los resultados anteriores, representados mediante la línea discontinua. La curva que representa la evolución de C_L ya cruza el origen de coordenadas pero aún se observa que la curva de C_D cierto comportamiento anómalo en la zona de ángulos de ataque negativos.

La solución adoptada finalmente es la eliminación y duplicación de los datos, aprovechando el carácter simétrico que deben tener los resultados. Tras realizar el paso de ajuste angular, se duplican los valores del intervalo positivo de ángulos de incidencia (intervalo desde 0° a $31,4^\circ$) y se les aplica la simetría adecuada. Los resultados tras esta segunda corrección se muestran en la figura 2.10 comparados con el primer ajuste realizado. Se puede ver la poca similitud que guardaba el lado positivo respecto al lado negativo de ángulos de ataque.

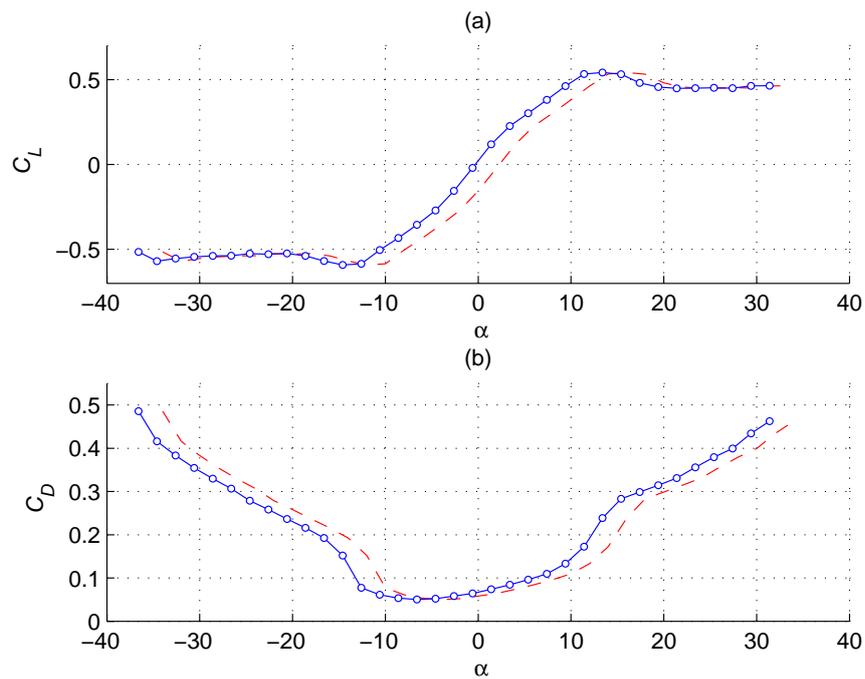


Figura 2.9: Corrección del desfase angular para el caso ensayado con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$, curva C_L (a) y curva C_D (b).

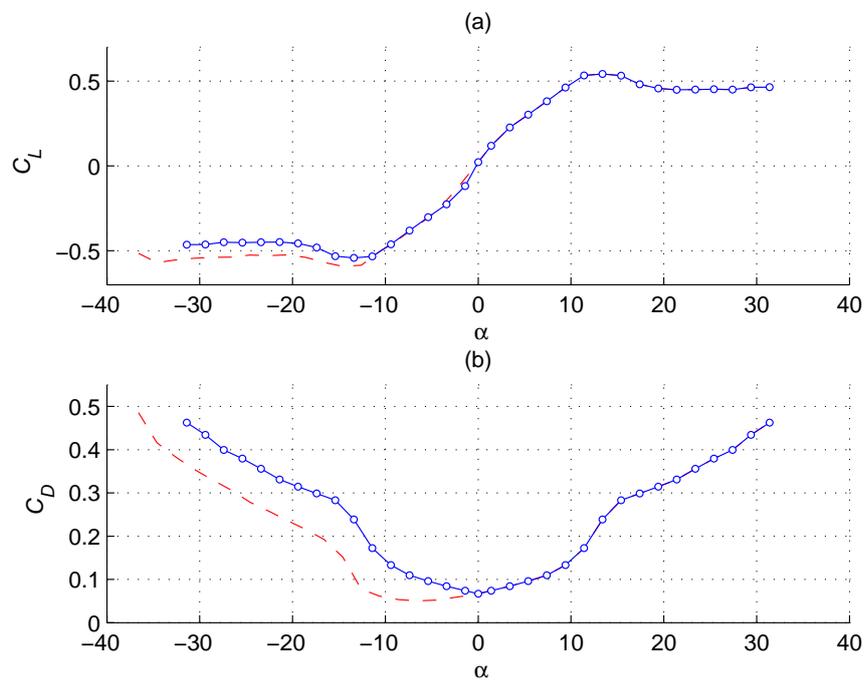


Figura 2.10: Corrección del intervalo negativo de ángulos para el caso ensayado con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$, curva C_L (a) y curva C_D (b).

Como ya se ha dicho anteriormente, este método aplicado a la corrección de datos se ha llevado a cabo con éxito en otros trabajos. Como comprobación final de la fiabilidad

de este ajuste, en la figura 2.11 se muestran una línea discontinua que representa los valores que se tomaron en el trabajo de *S. Martínez Aranda* para un *Reynolds* cercano al ensayado, $Re = 6,67 \cdot 10^4$. Como se puede observar la similitud entre las curvas de los coeficientes C_L y C_D calculadas en este proyecto y las obtenidas en el trabajo mencionado, indican que la corrección de las anomalías encontradas en los resultados, se solventa de forma satisfactoria, concluyendo así el ajuste de los datos experimentales.

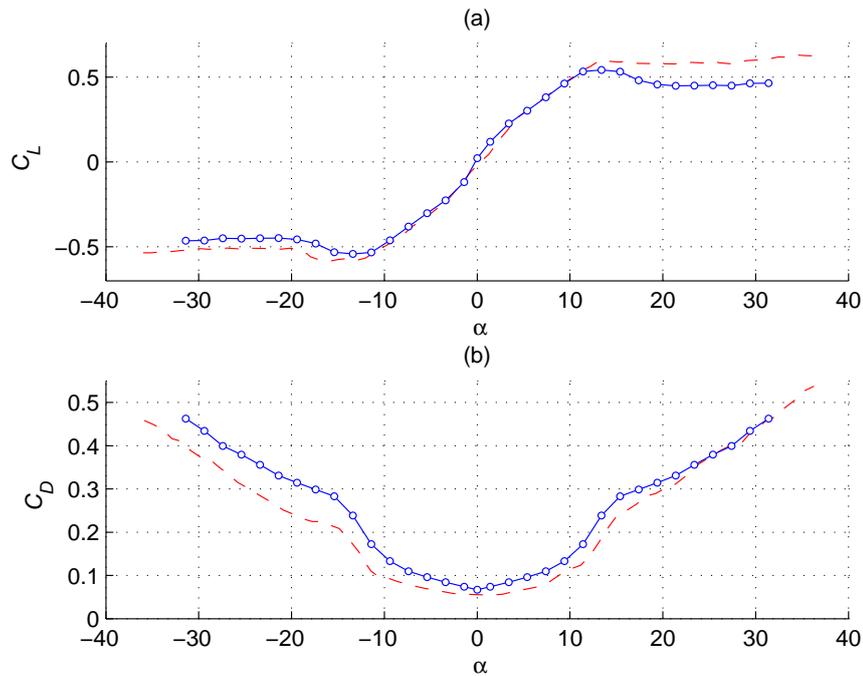


Figura 2.11: Comparación con el trabajo realizado por *S. Martínez Aranda* [2] para el caso ensayado con un flujo con $Re = 6,52 \cdot 10^4$, curva C_L (a) y curva C_D (b).

2.3.2. Experimentación estática

La primera parte de la experimentación se centra en un estudio estático de los coeficientes C_L y C_D del perfil aerodinámico NACA 0012. Se estudiará su desempeño inmerso en corrientes de aire a distintas velocidades, 10, 15 y 20m/s, que equivale a flujos caracterizados por los números de *Reynolds* que se recogen en la tabla 2.1. Se trabajará en el mismo intervalo de ángulos, comprendido entre 0° y $31,4^\circ$ (valores resultantes después de aplicarle al intervalo de estudio la corrección calculada en la fase previa a la experimentación), tomando valores cada 2° .

Para cada ángulo del intervalo de estudio se harán tomas de datos de *off-set* y datos de desempeño. Se realizará una medición de los esfuerzos residuales y tres en condiciones de funcionamiento. Debido a la forma de empleo de las instalaciones, la toma de datos requiere un proceso de ejecución ordenado y cuidadoso, para el cual se lleva a cabo el siguiente protocolo:

Velocidad (m/s)	Re
10	$6,52 \cdot 10^4$
15	$9,74 \cdot 10^4$
20	$1,28 \cdot 10^5$

Tabla 2.1: Números de *Reynolds* correspondientes a cada flujo.

- Paso 1: Encendido de los cuadros eléctricos primario y secundario que dan suministro eléctrico al equipo informático, túnel de viento y balanza.
- Paso 2: Arranque del ordenador y puesta en marcha del software implicado, *MatLab* y *LabView*.
- Paso 3: Ejecutar en *MatLab* la función *Setzero*, estableciendo así la conexión puerto serie y situando la balanza en la posición cero según los ejes de referencia de esta.
- Paso 4: Mediante la función *Autorotate* se posiciona el ala en el ángulo que se quiere ensayar.
- Paso 5: Definir los parámetros del ensayo en la interfaz de *LabVIEW*, tiempo del ensayo, velocidad del flujo y nombre del archivo que contendrá los datos arrojados por la balanza.

Estos pasos son meramente preparatorios y dependiendo de el tipo de datos que se quieren adquirir los pasos siguientes diferirán en los parámetros que definen el ensayo. Partiendo de esta aclaración los siguientes pasos son:

- Paso 6: Accionar los ventiladores y esperar a que el flujo se estabilice. Se puede observar la señal de salida de los sensores que ofrece el entorno. Si el ensayo es para la medición de valores de *off-set* no se accionan los ventiladores.
- Paso 7: Mantener pulsado el botón que inicia la medición hasta que el testigo luminoso indique que la balanza esta en proceso de medición.

Tras ejecutar esta sucesión de pasos se obtiene el fichero con los datos necesarios para el ángulo indicado. Para los valores de cada ensayo se harán tres mediciones, con lo que se repetirán los pasos comprendidos entre el 2 y el 7 para cada una de las tres repeticiones. El objeto de realizar varias mediciones para un ángulo no es más que tener mas información que haga que el error se reduzca y como se dijo, acotar mejor el valor estático medio.

Una vez explicado el proceso, se aplicará este a uno de los tres casos a estudiar para poder visualizar el procedimiento experimental. Se va a usar como ejemplo el caso del *Reynolds* medio, $Re = 9,74 \cdot 10^4$ (velocidad de $15m/s$), teniendo en cuenta que para los dos casos restantes se actuará de forma análoga. El cálculo matemático y representación gráfica se ha llevado a cabo con un código implementado en *MatLab*, que parte del código

empleado en el apartado de calibrado y ajuste. Este código aplica las ecuaciones (2.2) y (2.3) a los valores medios de los ensayos realizados.

Partiendo del ángulo menor hasta el mayor se realizan las mediciones de *off-set* y de fuerzas en situación de funcionamiento. A las tres mediciones realizadas en con flujo se les resta el mismo valor de *off-set* obteniendo los resultados mostrados en las figuras 2.12 y 2.13.

Prácticamente las curvas de C_L de los ensayos se solapan, lo que quiere decir que son similares, aunque se observa mayor diferencia entre las curvas de C_D . En la figura 2.13 correspondiente a las curvas de arrastre, se puede observar que el primer ensayo dista de los restantes de forma mas significativa, que influirá a la hora de evaluar la desviación típica de los valores tomados. Para obtener una gráfica con los valores finales se calcula la media de los tres ensayos, los cuales se representan en las figuras 2.14 y 2.15.

Puesto que los resultados son valores obtenidos a partir de la media numérica de unos datos base procesados, es conveniente ver que dispersión presentan, o lo que es lo mismo, estudiar su desviación típica. Los márgenes de desviación típica de los valores de C_L y C_D se representan en las figuras 2.16 y 2.17 respectivamente, viendo así el orden de magnitud de estos.

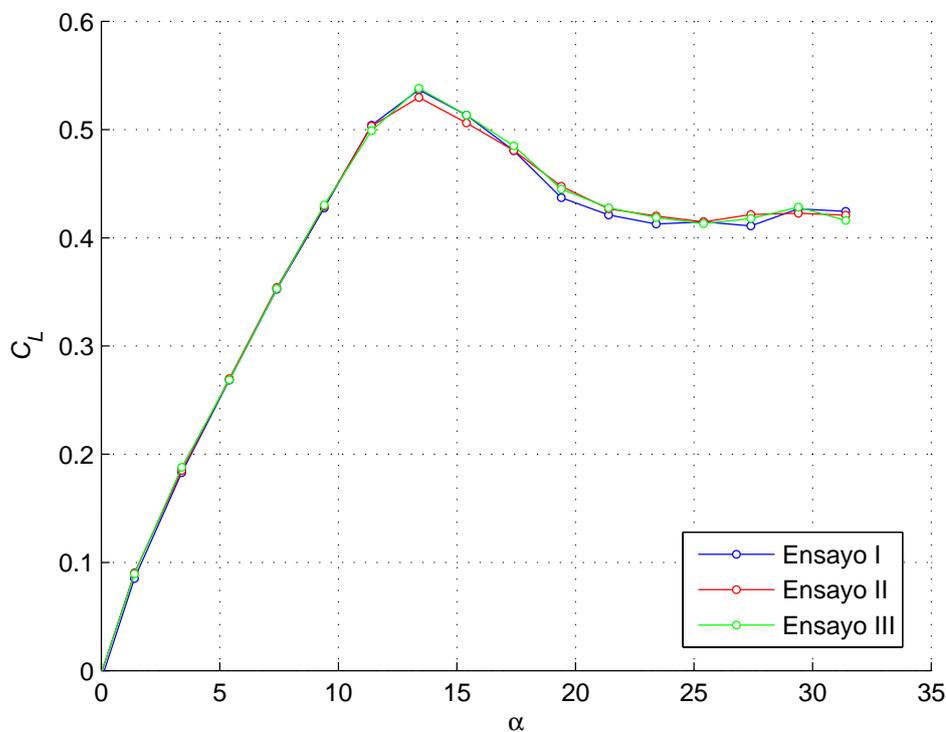


Figura 2.12: Representación de C_L para cada valor de α , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

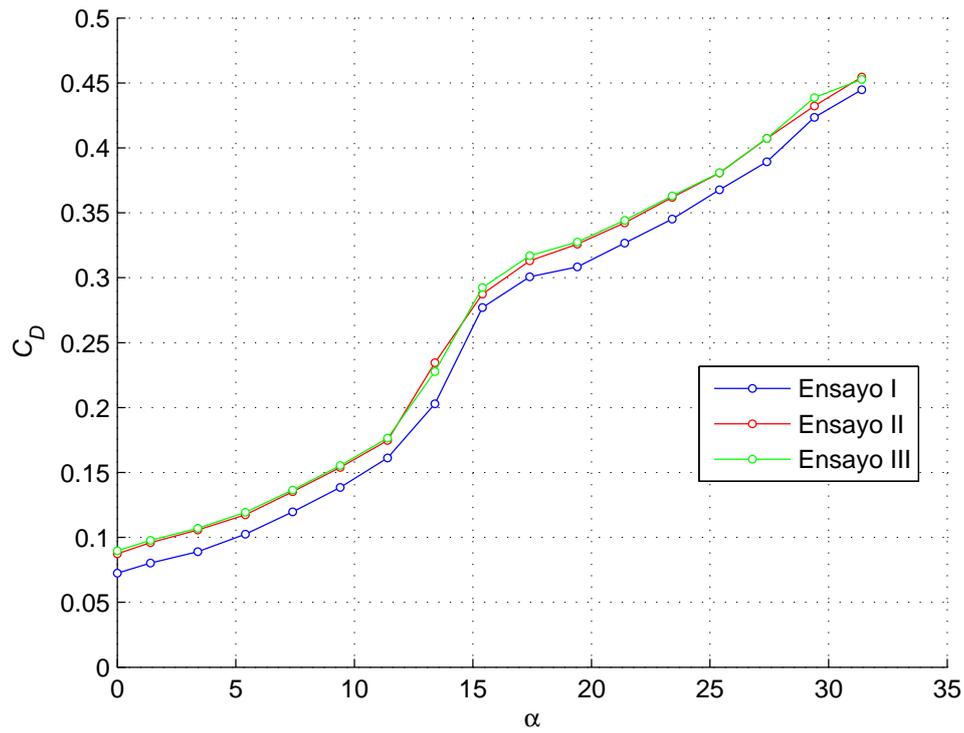


Figura 2.13: Representación de C_D para cada valor de α , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

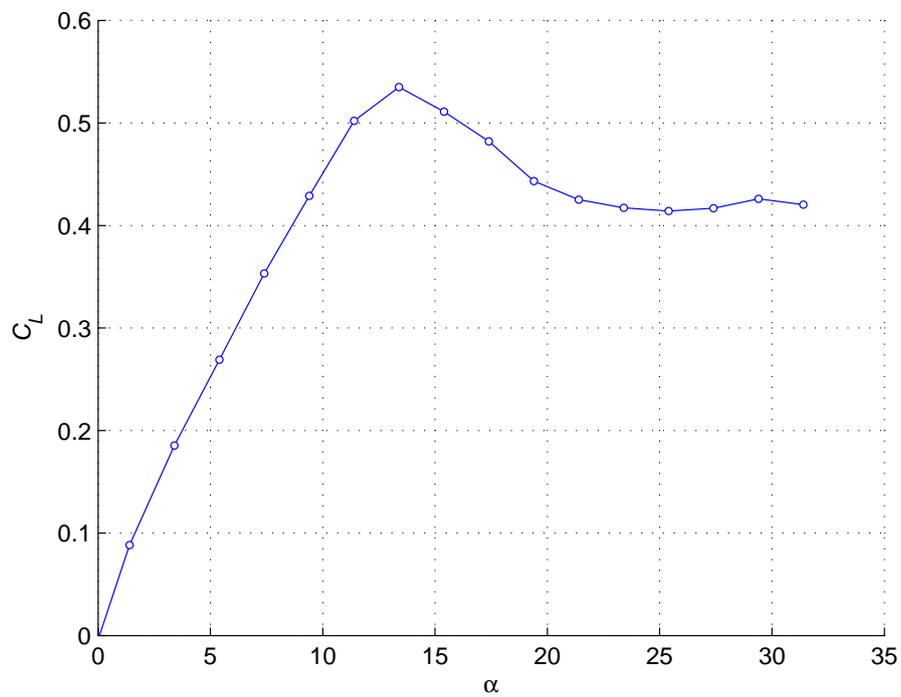


Figura 2.14: Valores medios del coeficiente de sustentación C_L , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

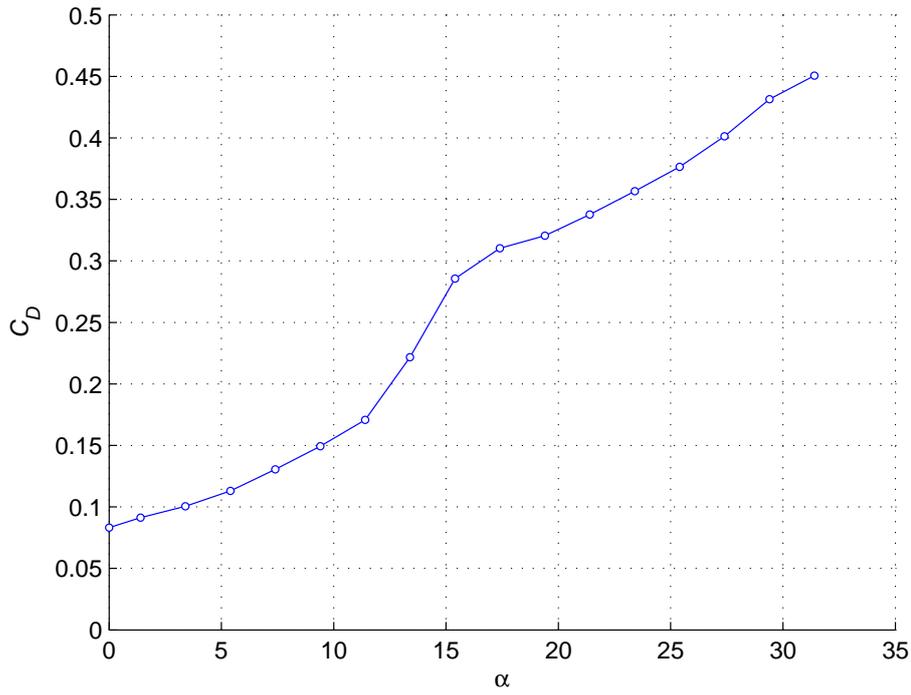


Figura 2.15: Valores medios del coeficiente de sustentación C_D , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

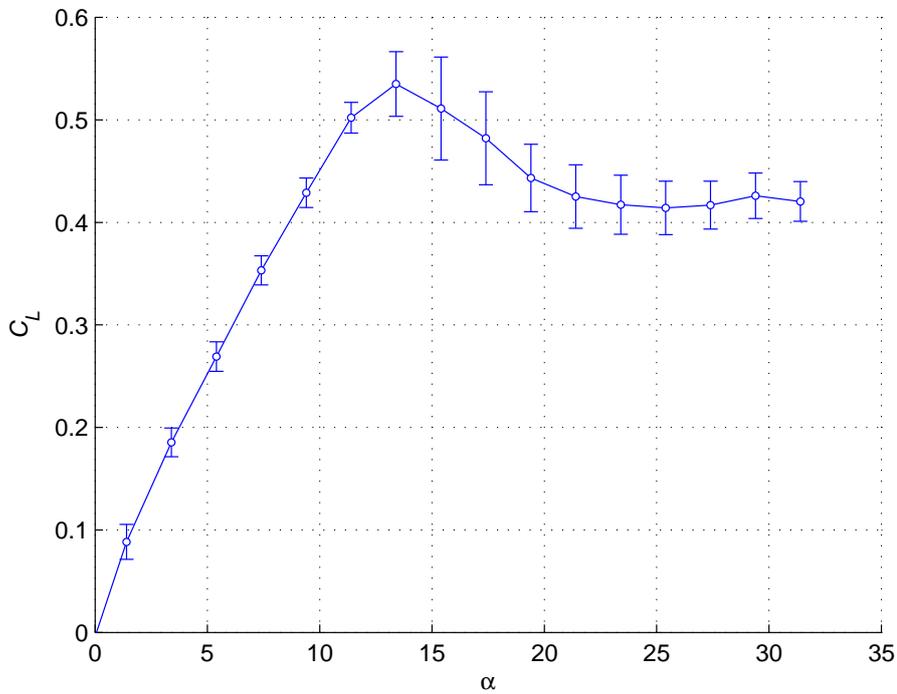


Figura 2.16: Desviación típica de C_L , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

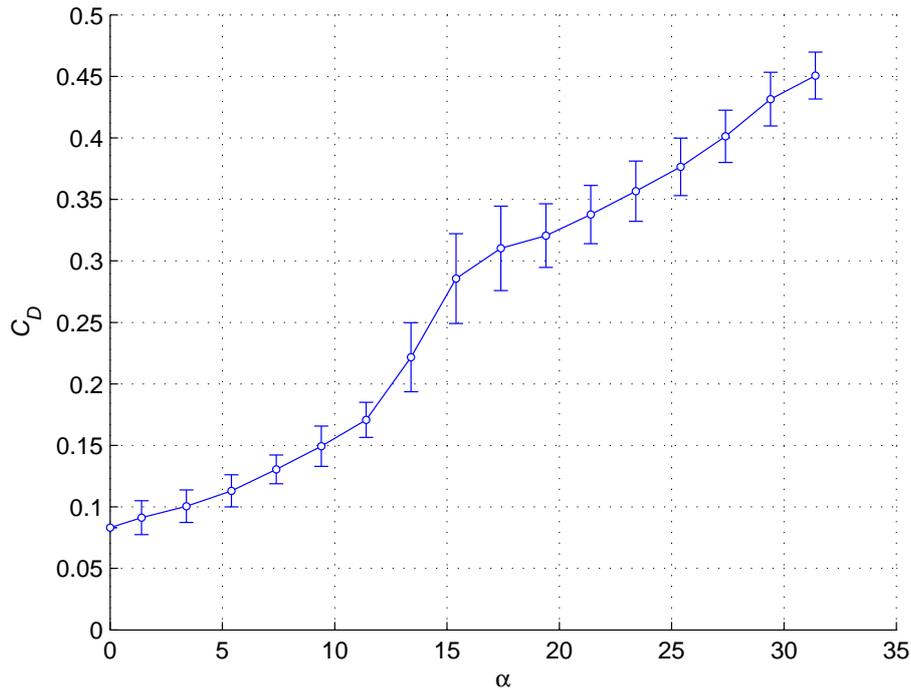


Figura 2.17: Desviación típica de C_D , con un $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

2.3.3. Experimentación con movimiento oscilatorio

La segunda parte de la experimentación la ocupa el estudio del perfil NACA 0012 bajo un flujo con los mismos *Reynolds* que la parte estática pero con el añadido de un movimiento oscilatorio. La metodología es similar a la aplicada hasta ahora, pero el grado de complejidad aumenta al introducir una nueva variable, el tiempo. Anteriormente el tiempo no aportaba información ya que el ala estaba fija, no oscilaba, es decir su posición no variaba con el tiempo. Ahora el perfil cambia su ángulo de ataque a lo largo del tiempo y por ello adquiere importancia.

En esta fase de la experimentación el tiempo no solo afecta a las fuerzas instantáneas, también las fuerzas de *off-set* varían con el tiempo y restar su influencia en los resultados finales del ensayo no será tan sencillo como antes, por ello hará falta realizar una sincronización marcada por un criterio adecuado. Este problema aparece debido a que no es posible conocer la posición del perfil alar en cada instante de tiempo.

A diferencia de la parte experimental anterior, en esta fase se van a estudiar, para los tres flujos de interés, solo tres ángulos de ataque 0° , 5° y 15° . Se realizarán mediciones de movimientos oscilatorios, a distintas frecuencias y con diferentes amplitudes, centrados en estos ángulos. Las frecuencias serán de $0,5Hz$ y de $1Hz$ y las amplitudes de 2° y 4° , con lo cual para cada ángulo de ataque se realizaran 4 ensayos en cada flujo, 12 contando los tres casos de flujo y 36 ensayos totales teniendo en cuenta todas las situaciones posibles.

El movimiento oscilatorio se controla mediante la función *Oscilate* implementada en *MatLab*. Esta función posee dos parámetros, uno para la frecuencia de oscilación y otro para la amplitud del movimiento. Es necesario ver que la respuesta de la balanza ante esta función es la esperada. En el caso de la frecuencia se desconoce que consigna responde a cada valor de frecuencia y en el caso de la amplitud, a priori, sí es conocida. Para solventar este problema se recurre a la grabación en vídeo del movimiento del ala, que permitirá un estudio detallado de su movimiento.

Se pretende comprobar mediante estos vídeos que el movimiento alcanza la amplitud correctamente y encontrar los valores de consigna correspondientes a cada frecuencia. Para eso se posiciona una cámara de vídeo de alta definición correctamente alineada con el eje vertical del perfil alar (Z_b). Para el caso de la amplitud se coloca una regla debajo de la terminación del ala para tener una referencia que permita observar que el movimiento es simétrico.



Figura 2.18: Visualización del fin del ala sobre regla calibrada.

Como se muestra en la figura 2.18 para una consigna de amplitud de 5° , el desplazamiento angular del ala es el mismo tanto a izquierdas como a derechas partiendo de una posición central. De este modo se confirma que los valores que se le proporcionan a la función referidos a la amplitud originan la apertura de oscilación deseada.

Para la obtención de los valores de consigna de la frecuencia se lleva a cabo un proceso similar de grabación, pero difieren en el tratamiento de las imágenes, las cuales se obtendrán del vídeo grabado. Se han hecho grabaciones de un minuto de duración. Se sabe que la cámara capta 25 fotogramas por segundo, con lo cual de cada vídeo se obtendrán 1500 imágenes. Se trabajará con estas imágenes en *MatLab*. *MatLab* trabaja tratando las imágenes como matrices y en ello se apoya el código empleado. Los elementos de esta matriz representa el color en escala *RGB* de cada píxel, lo cual servirá para identificar dentro de la matriz cada zona de la imagen. Para facilitar esta diferenciación se aplica un filtro que permite pasar la foto de color a blanco y negro, teniendo como referencia un valor umbral. Por encima de este umbral se considera color blanco y por debajo negro. De este modo la imagen sufre la transformación reflejada en la figura 2.19.

El fin de este cambio de color no es mas que conseguir un contraste fuerte entre la silueta del ala y el fondo. En cada imagen se estudiará el mismo entorno de píxeles, ver figura 2.20. De este conjunto de píxeles se elegirá el que ocupa el centro geométrico del cuadrado marcado. Con esta referencia, según se avanza en la secuencia de imágenes el

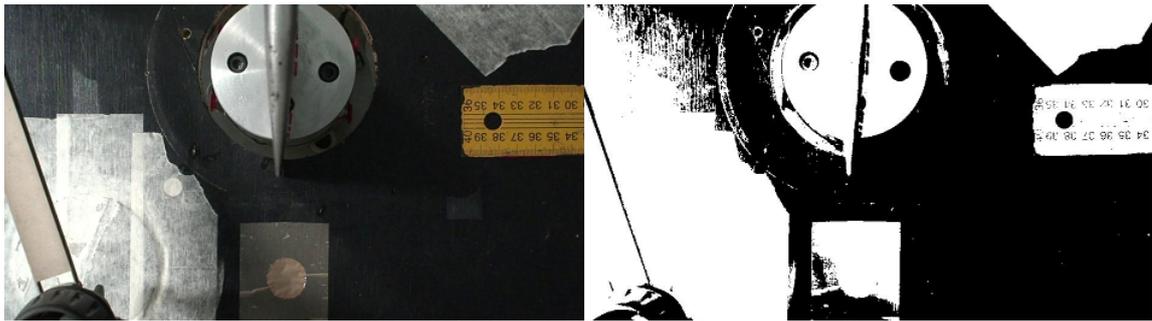


Figura 2.19: Cambio de escala de colores *RGB* a blanco y negro.

valor del elemento de la matriz que representa este píxel cambiará de valor. Será 0 cuando es negro, con lo cual el ala no está en la posición central, y será 1 cuando el ala esté pasando por la zona central. Como el tiempo entre imágenes es conocido (0,04 segundos) el código almacena los valores que tiene dicho píxel o elemento de la matriz en cada instante, o lo que es lo mismo cada 0,04 segundos. De este modo se consigue tener dos vectores representables, uno correspondiente a los instantes de tiempo y otro con el valor del píxel en cada uno de ellos. Al representarlos puede verse el periodo, y por lo tanto la frecuencia con la que cambia de valor este píxel de control, obteniéndose así la frecuencia del movimiento grabado en el vídeo.

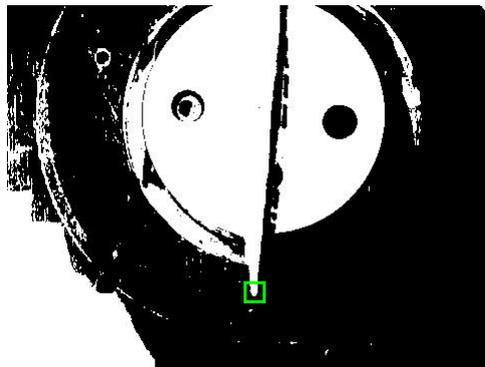


Figura 2.20: Zona de importante de las imágenes.

Para hallar las frecuencias de $1Hz$ y $0,5Hz$ se han probado valores de consigna de 40, 80, 120 y 160. Tras el estudio de la consigna para la frecuencia se obtienen que el valor 80 corresponde a la frecuencia de $0,5Hz$ y el de 160 a $1Hz$. En la figura 2.21 se muestra a modo de ejemplo el resultado para una consigna de 80. Aparece una señal cuadrada en la que los pulsos con valor 1 tienen cierta duración, estos pulsos indican que el ala está pasando por el píxel de control y ocurre lo contrario cuando el valor es 0. Lo que se consigue diferenciar de la figura 2.21 es el periodo de oscilación, que se contabiliza cada dos pulsos, que son los necesarios para que el ala complete un ciclo.

Al realizar un aumento de la figura 2.21 se puede diferenciar el intervalo de tiempo que hay entre dos puntos de final de pulso, figura 2.22. De este modo se comprueba que la consigna 80 marca un periodo de 2 segundos en la figura 2.22, lo que se traduce en una frecuencia de $0,5Hz$. Para el resto de consignas probadas se ha realizado el mismo

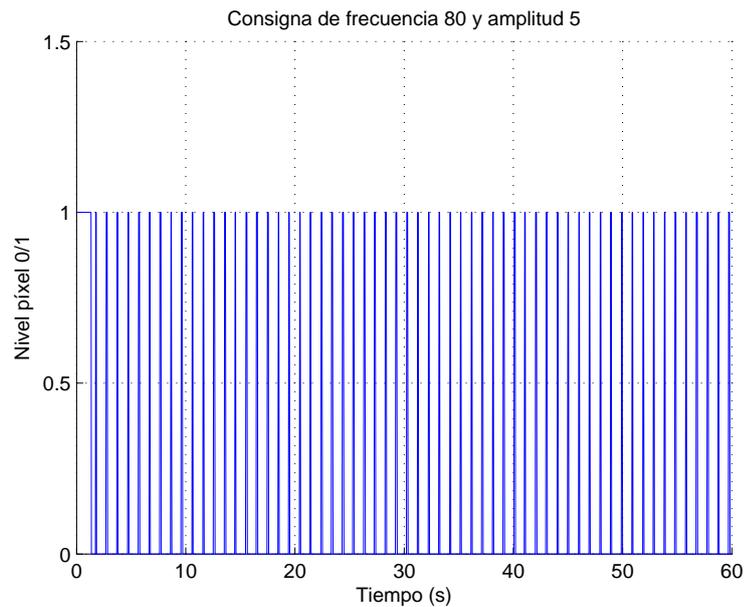


Figura 2.21: Resultados para una consigna de 80.

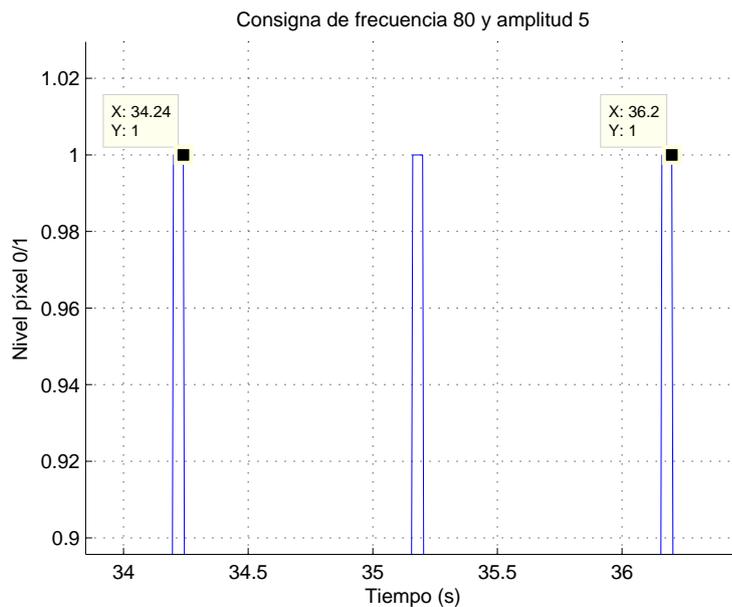


Figura 2.22: Detallado de la distancia temporal entre dos puntos.

proceso, obteniendo la tabla 2.2 y quedando así solventado el problema de calibración de la función *Oscilate*. Además en los valores reflejados en la tabla 2.2 se observa una relación lineal entre la consigna y la frecuencia medida.

Una vez definidos los parámetros de las funciones necesarias para esta parte de la experimentación, la fase experimental continua con la toma de datos de los ensayos descritos previamente. En este caso los ensayos serán mas prolongados debido a su carácter dinámico, proporcionando así la posibilidad de escoger intervalos de la medición mas favorables.

Consigna	Frecuencia (Hz)
40	0.25
80	0.5
120	0.75
160	1

Tabla 2.2: Tabla resumen de consignas correspondientes a cada frecuencia.

Para cada uno de los caso que se van a estudiar se llevará a cabo el siguiente proceso, compartiendo los tres primeros pasos ejecutados en el caso estático:

- Paso 1: Situar mediante la función *Autorotate* el ala en el ángulo requerido.
- Paso 2: Configurar el movimiento oscilatorio con la función *Oscilate*, indicándole a la balanza la frecuencia y la amplitud del movimiento.
- Paso 3: Abrir el entorno *LabVIEW* y definir los parámetros del ensayo, o sea, la velocidad del flujo (en el caso del *off-set* será 0), duración del ensayo y nombre del archivo.
- Paso 4: Pulsar el botón de ejecución del ensayo hasta que el testigo indique que la medición ha comenzado.

Estos pasos se aplican a las fuerzas residuales y a las medidas, consiguiendo de este modo los datos que servirán para obtener los resultados buscados.

Como ya se dijo, la gran diferencia entre esta parte de la experimentación y la anterior estriba en la sincronización previa al tratamiento de los datos. Los resultados que se obtienen varían con el tiempo pero no se conoce el valor del ángulo de incidencia que tiene el perfil en cada instante de medición. Mediante el cálculo del módulo de la fuerza medida se puede averiguar en que momento el ala tienen el mayor ángulo de incidencia con el flujo, consiguiendo así establecer una referencia.

De nuevo para ilustrar cada parte del proceso se recurre a un caso concreto sobre el que aplicar el procedimiento, el cual será el mismo para el resto de casos. El caso a emplear a modo de ejemplo será para un flujo con número de *Reynolds* $Re = 9,74 \cdot 10^4$ (velocidad $15m/s$), un ángulo de ataque central de 5° , un frecuencia de oscilación de $0,5Hz$ y una amplitud del movimiento de 4° . Realizando los pasos anteriormente descritos se obtienen los datos a tratar, de los cuales se irán tomando secciones temporales según vaya avanzando el proceso.

En primer lugar se realiza la búsqueda de la evolución del ángulo con el tiempo, que se obtendrá a partir del módulo de las fuerzas que ejerce el flujo sobre la balanza. Para ello se obtendrá el módulo de las fuerzas residuales y de desempeño para un intervalo de tiempo de 25 segundos (de los 60 segundos ensayados), ver figura 2.23. Debido al ruido de la señal es difícil identificar un valor máximo en ambas gráficas, con lo que se realiza

un filtrado de las dos señales, haciendo mas evidente la localización de un máximo, ver figura 2.24.

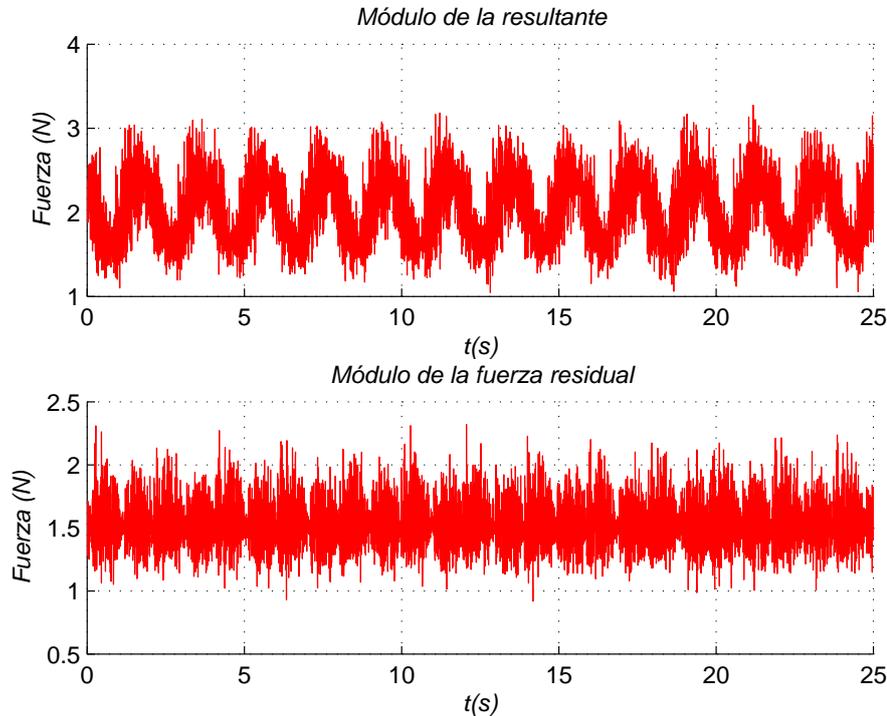


Figura 2.23: Módulo de la resultante y fuerzas residuales para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$.

En el caso del módulo de la fuerza resultante se consigue un buen filtrado, guardando una forma sinusoidal con periodicidad diferenciada, lo que permite localizar el máximo buscado. En cambio el modulo de las fuerzas de *off-set* no proporciona información útil para identificar un máximo, con lo cual aún no se conoce que valor de *off-set* corresponde en cada instante de tiempo a la posición del ala. Con estos valores es complicado, además de poco preciso, realizar una sincronización de los resultados.

De los 25 segundos estudiados hasta ahora para la búsqueda de la amplitud máxima ($\alpha + 4$, ya que no es una oscilación simétrica, en este caso 9), se seleccionan 5 segundos, es decir, se extraen los puntos de la señal que representan ese intervalo de tiempo. Se supondrá que son N puntos, para facilitar la explicación. Esta sección será la que se usará para buscar el *off-set* adecuado y obtener los resultados finales de acuerdo con un criterio que se explicará a continuación. Esta sección de N puntos descompuesta en sus dos componentes (F_{X_b} y F_{Y_b})⁴ se le resta secciones de N puntos de todo el conjunto de valores de *off-set* ensayado (60 segundos), es decir, para el intervalo extraído se le resta el intervalo de puntos comprendido entre 1 y $N + 1$ de las fuerzas residuales. A cada resta de las secciones usadas se le aplica un criterio, el cual se comprueba para el resultado obtenido y se repite el proceso para el intervalo de *off-set* de 2 a $N + 2$. El resultado de la nueva resta se compara con el resultado anterior y se conserva el resultado que mas

⁴Recordar que según la notación se trabaja en ejes de referencia del túnel o de la balanza

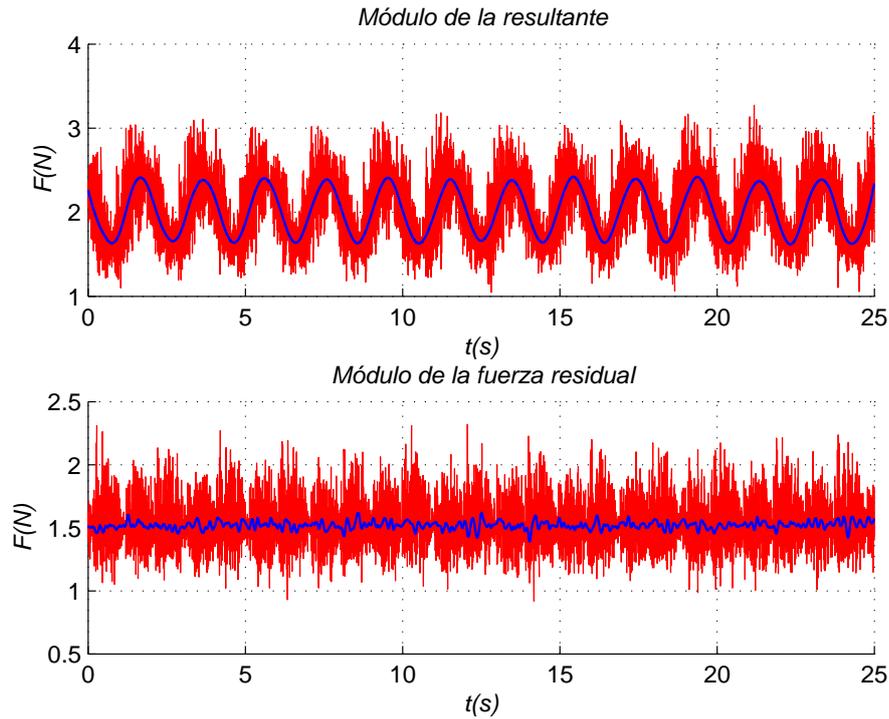


Figura 2.24: Señales filtradas para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$.

se ajuste al criterio. Este proceso se repite hasta agotar el número de puntos de *off-set* tomado en el ensayo.

Este criterio de selección de *off-set* se basa en los resultados estáticos obtenidos en la fase anterior para los ángulos de interés y en un análisis estadístico de los resultados obtenidos en esta fase. Para los datos que se tienen hasta ahora y suponiendo que la variación del ángulo en el tiempo está sincronizada con la evolución de las fuerzas de desempeño, se puede hacer una primera estimación de los coeficientes de sustentación y arrastre, ecuaciones (2.4) y (2.5), suponiendo que el *off-set* es el primer conjunto de valores de los datos ensayados. Para esa selección de puntos, que representan 5 segundos de ensayo, se obtiene el C_L y C_D en cada momento. Pues bien, el criterio comparará la mediana de los resultados de los coeficientes obtenidos con el valor estático, seleccionando aquella sección de *off-set* que menos diste del valor estático (en este caso C_L y C_D para un ángulo de ataque de 5°). El resultado de este proceso se muestra en las figuras 2.25 y 2.26.

Una vez seleccionados los valores de *off-set* y desempeño, en el sistema de referencia de la balanza, se establece la variación con el tiempo del ángulo de ataque, tal y como se refleja en las figuras 2.25 y 2.26. Estos datos serán los que el código, programado en *MatLab*, utilice para obtener los resultados finales de los coeficientes C_L y C_D . Estos valores se hayan del mismo modo que en el caso estáticos, ya que para cada instante de tiempo se tienen los valores necesarios para usar las ecuaciones (2.6)-(2.5). Así se obtienen los resultados finales para el caso planteado, ver figura 2.27.

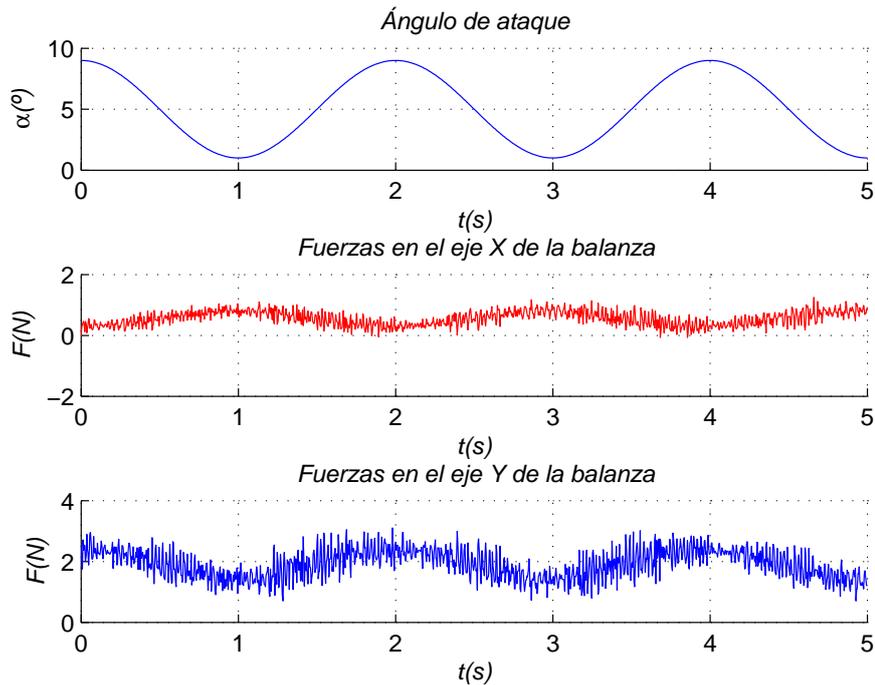


Figura 2.25: Fuerzas de desempeño en los ejes de la balanza correspondiente a cada ángulo de ataque para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$.

A lo largo de todo el proceso se han tratados datos con mucho ruido, no son datos limpios y exentos de vibraciones ajenas al movimiento de oscilación, todo lo contrario. Estos ruidos se deben a distintas causas y una de ellas es el movimiento oscilatorio que poseía el ala durante el ensayo. Para ver que en los resultados la frecuencia de trabajo predominante es la de oscilación del ala se realiza un análisis de la frecuencia mediante la transformada de *Fourier* (*FFT*). Gracias a este estudio se puede observar que frecuencias marcan el ensayo y que importancia tienen. En el caso para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$, su estudio de frecuencia se muestra en la figura 2.28.

Realizando un aumento en las frecuencias mas bajas, en la figura 2.29 se puede ver que la frecuencia predominante en el ensayo es de $0,5Hz$, es decir, a la que oscila el perfil alar. De este modo se probó que el ruido presente en el ensayo es irrelevante frente a la oscilación del perfil alar, dejando patente que sus efectos son despreciables. Se ha de destacar finalmente, que los picos de frecuencia a $28Hz$ y a $42Hz$ corresponden, respectivamente, a los modos de vibración natural del perfil de aluminio empotrado y al conjunto balanza-perfil [2].

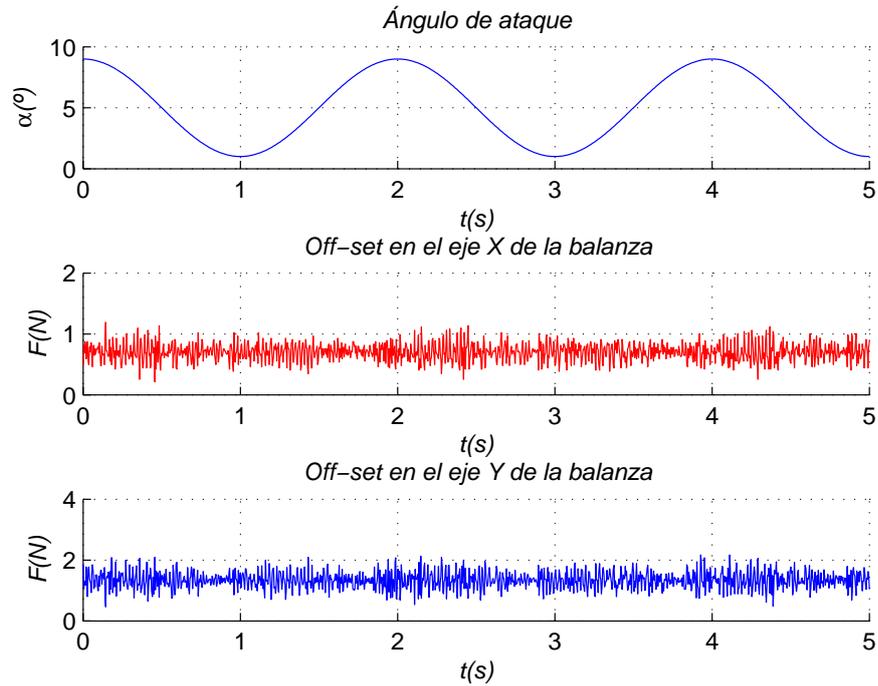


Figura 2.26: Fuerzas de *off-set* en los ejes de la balanza correspondiente a cada ángulo de ataque para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$.

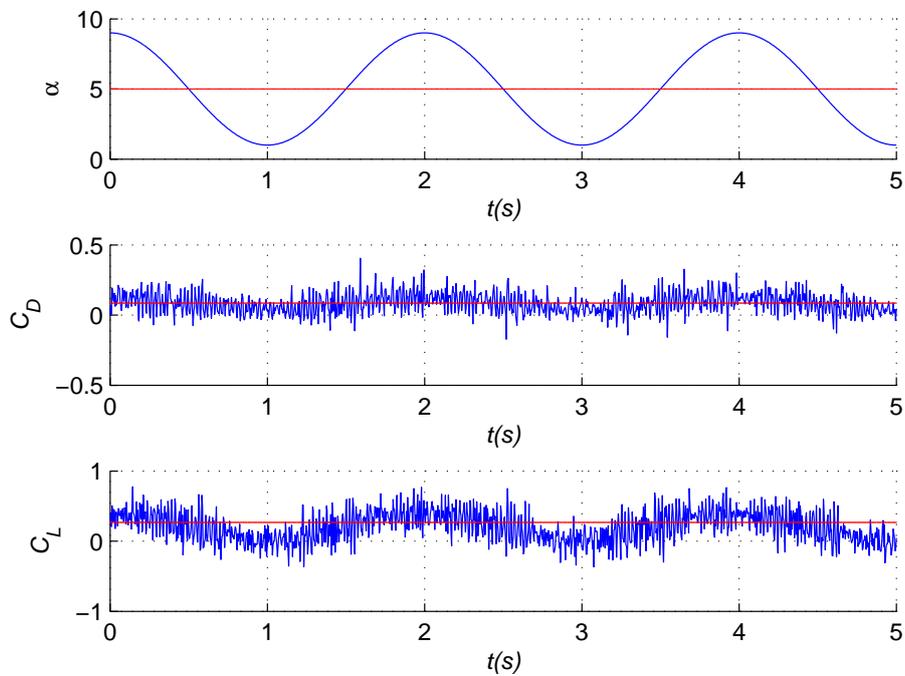


Figura 2.27: Resultados finales del ensayo oscilatorio para un flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$.

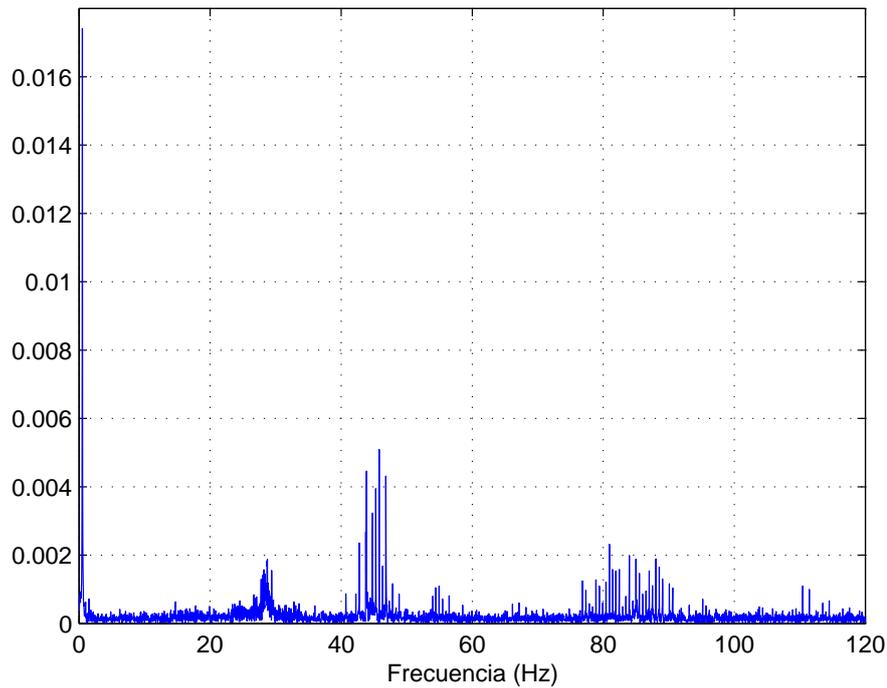


Figura 2.28: Análisis de frecuencia para el caso de flujo con $Re = 9,7391 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$.

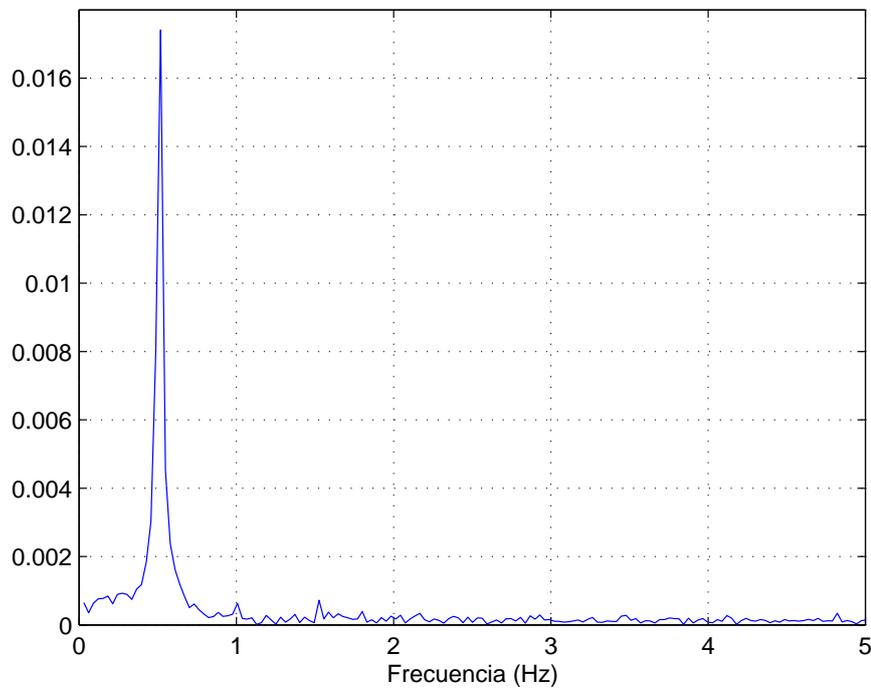


Figura 2.29: Análisis de frecuencia para el caso de flujo con $Re = 9,74 \cdot 10^4$, frecuencia $0,5Hz$, amplitud 4° y $\alpha = 5^\circ$, detalle a frecuencias bajas.

Capítulo 3

Resultados y discusión

3.1. Introducción

La labor experimental llevada a cabo en este proyecto es muy extensa, sobre todo la fase oscilatoria o dinámica, aunque el volumen de datos manejados para obtener los resultados de la primera parte sea mayor, la información obtenida es mas reducida. De ambas partes se pretende contrastar con bibliografía existente de forma que se validen los resultados obtenidos y se corroboren los métodos usados.

3.2. Resultados estáticos

El propósito de esta parte de la experimentación es la obtención de las curvas de los coeficientes de sustentación y arrastre para el perfil aerodinámico NACA 0012. Los resultados finales obtenidos para los tres flujos caracterizados por los números de *Reynolds* recopilados en la tabla 2.1, se muestran en las figuras 3.1 y 3.2. A partir de estas dos figuras y la información que aportan se va a realizar un análisis mas profundo de los resultados.

La forma de las gráficas de los coeficientes estudiados que se presentan en las figuras 3.1 y 3.2, poseen la morfología esperada para este tipo de curvas. El aspecto más significativo para un perfil simétrico, en este caso un NACA 0012, y que da una primera idea de la coherencia de los resultados obtenidos, es la simetría presente en ambos casos. Para el coeficiente de sustentación C_L su curva debe tener antisimetría respecto al eje de ordenadas mientras que el C_D presenta simetría. Además se debe recordar que dado que se ha trabajado con un perfil simétrico las curvas de C_L han de pasar por el origen de coordenadas y las curvas de C_D deben tener su valor mínimo en el eje de ordenadas, o lo que es lo mismo, para un ángulo de ataque nulo el perfil no consigue sustentación y el arrastre es mínimo. En las figuras 3.1 y 3.2 se perciben las peculiaridades que caracterizan

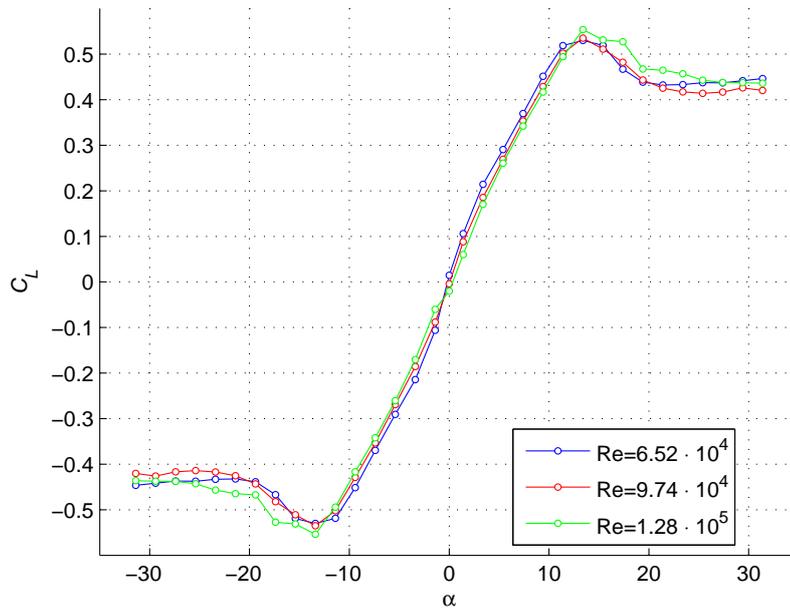


Figura 3.1: Resultados de los coeficientes de sustentación estáticos, C_L .

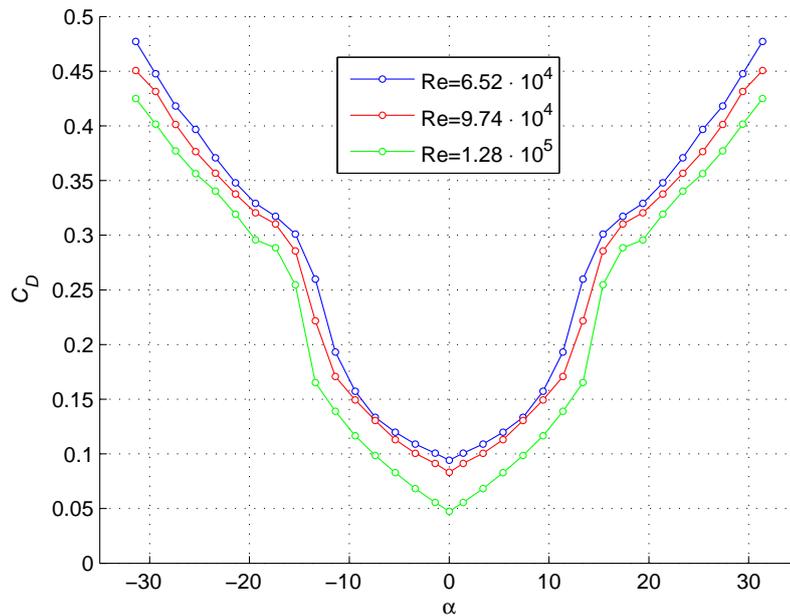


Figura 3.2: Resultados de los coeficientes de sustentación estáticos, C_D .

estas curvas. Estas premisas se consiguen gracias a la corrección aplicada a los datos.

En las curvas de los coeficientes aerodinámicos estudiados, C_L y C_D , se distinguen dos zonas, una primera en la que el desempeño aerodinámico del perfil es estable, el flujo es laminar y los coeficientes citados evoluciona de forma lineal y forma semi-parabólica respectivamente y una segunda zona donde el comportamiento del ala y del flujo se tornan

a irregulares y aleatorios, esta zona es conocida como zona de desprendimiento o zona turbulenta. El comienzo de esta sección turbulenta y el fin de la zona lineal esta marcada por los ángulos de ataque (α) que adopta el perfil. Cuando el perfil está en valores comprendidos entre los ángulos de desprendimiento¹, se dirá que está en la zona estable. Por el contrario, cuando α es superior a los ángulos de desprendimiento el perfil entra en zona de desprendimiento.

Atendiendo en primer lugar a la curva de sustentación obtenida para el perfil NACA 0012, se observa que para los tres flujos ensayados, los cuales están caracterizados por los *Reynolds* recogidos en la tabla 2.1, el comportamiento medio es prácticamente el mismo. Las tres curvas están solapadas en la zona lineal o laminar, mientras que en la zona de turbulencia si distan mas unas de otras. Esto demuestra que para un ángulo de incidencia comprendido dentro de la zona lineal, las variaciones de este repercuten del mismo modo independientemente del número de *Reynolds* que se tenga. En cambio las variaciones del número de *Reynolds* si se hacen mas notorias en la zona de desprendimiento. Aunque en la figura 3.1 aparezcan los tres casos próximos, en la figura 3.3 se puede observar como las desviaciones típicas, σ , calculadas aumentan con el número de *Reynolds*, indicando que los efectos turbulentos cobran mayor relevancia en el experimento según se aumenta la velocidad del flujo. En la tabla 3.1 se recogen los valores de las desviaciones típicas máximas para cada caso y el ángulo implicado, el cual es el mismo en todos los casos.

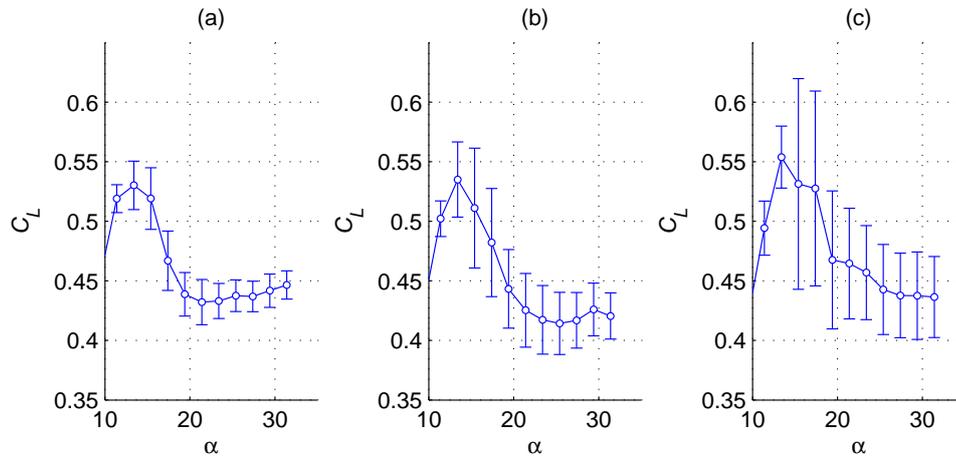


Figura 3.3: Detalle de la zona de desprendimiento para C_L : $Re = 6,52 \cdot 10^4$ (a), $Re = 9,74 \cdot 10^4$ (b) y $Re = 1,28 \cdot 10^5$ (c).

Re	σ_{max}	α
$6,52 \cdot 10^4$	0,03	$15,4^\circ$
$9,74 \cdot 10^4$	0,05	$15,4^\circ$
$1,28 \cdot 10^5$	0,09	$15,4^\circ$

Tabla 3.1: Desviación típica máxima, σ_{max} , de C_L para cada Re .

Respecto a las curvas de los coeficiente de arrastre, figura 3.2, para los tres flujos, se obtiene un C_D mínimo para ángulo de incidencia nulo ajustado. Igual que en el caso de la

¹Se entiende por ángulo de desprendimiento al ángulo limite por debajo del cual se tiene un comportamiento laminar y por el encima uno turbulento.

sustentación se puede ver como los efectos turbulentos se hacen patentes según se entra en la zona inestable o de desprendimiento, ver figura 3.4. Los valores mas significativos de la desviación típica se muestran en la tabla 3.2 para los ángulos correspondientes.

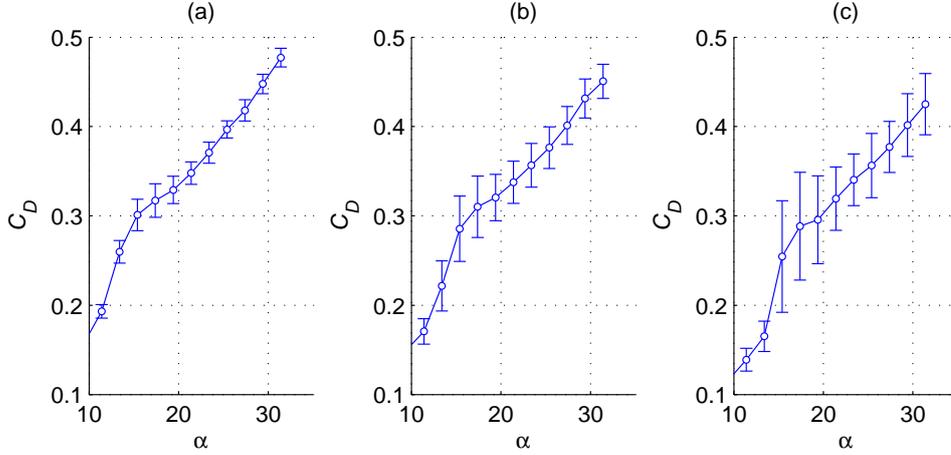


Figura 3.4: Detalle de la zona de desprendimiento para C_D : $Re = 6,52 \cdot 10^4$ (a), $Re = 9,74 \cdot 10^4$ (b) y $Re = 1,28 \cdot 10^5$ (c).

Re	σ_{max}	α
$6,520 \cdot 10^4$	0,02	17,4°
$9,74 \cdot 10^4$	0,04	15,4°
$1,28 \cdot 10^5$	0,06	15,4°

Tabla 3.2: Desviación típica máxima, σ_{max} , de C_D para cada Re .

Se han presentado los datos experimentales de esta parte del proyecto, los cuales han de ser contrastados con la bibliografía existente. El perfil NACA 0012 tiene una tipología muy conocida y estudiada ante diferentes solicitaciones, lo que permitirá contrastar resultados y justificar las anomalías y diferencias encontradas en este estudio. La tendencia y forma general es coherente, ya que se asemeja a los resultados obtenidos en 1935 por *Eastman N. Jacobs, Kenneth E. Ward* y *Robert M. Pinkertin* [15]. La comparación de los resultados de estos autores y los logrados en este trabajo se exponen en la tabla 3.3. Los datos arrojados por el trabajo realizado en el proyecto difieren de los obtenidos según la bibliografía citada. El motivo reside en que los datos bibliográficos se obtienen de estudios teóricos aplicados a perfiles cuya relación de aspecto se considera infinita ($2D$) y luego se aplica una corrección para un perfil de $AR = 6$, suavizando de este modo los posibles efectos anómalos de una geometría tridimensional. En el caso de este proyecto la relación de aspecto del perfil NACA 0012 usado es finita ($3D$), $AR = 2$. El cambio de un estudio bidimensional a uno tridimensional es el que ocasiona que la influencia de los efectos de borde influyan en una reducción del 60% del C_L máximo y un aumento del C_D mínimo, entre 70% y 85% dependiendo del caso.

Estos efectos de borde que causan la disminución de la eficacia aerodinámica del perfil mostrada en la tabla 3.3, son conocidos como *wing-tip vortex*, debido a los vórtices generados en el extremo libre del ala. Tienen tanta repercusión en el desempeño aerodinámico del ala debido a la baja relación de aspecto del NACA 0012 ensayado. Esto hace que, a

Re	$C_{L_{max}}$	$C_{D_{min}}$	$\alpha_{perdida}$	AR
$3,23 \cdot 10^6$	1,6	0,01	22°	6
$6,52 \cdot 10^4$	0,53	0,09	12°	2
$9,74 \cdot 10^4$	0,54	0,08	12°	2
$1,28 \cdot 10^5$	0,55	0,05	12°	2

Tabla 3.3: Comparación de resultados propios frente a los obtenidos por *Eastman N. Jacobs*, *Kennt E. Ward* y *Robert M. Pinkertin*.

pesar de la diferencia de los órdenes de magnitud de los números de *Reynolds* empleados, el rendimiento aerodinámico del perfil se vea reducido, tal y como explica *S. Martínez Aranda* en su trabajo [2].

En el estudio estático es importante ver la relación que existe entre los coeficientes de sustentación y arrastre, ya que se puede observar a que coste se consigue la sustentación, para lo cual se recurre a la relación C_L/C_D que depende de las variaciones del número de *Reynolds*. Se encuentra información sobre esta influencia en uno de los trabajos realizados por *W. Shyy* [4]. En este estudio se realiza un análisis de esta relación en un perfil NACA 0012 bajo números de *Reynolds* de órdenes de magnitud comprendidos entre 10^4 y 10^6 , donde se pudo observar que esta relación se multiplica proporcionalmente, entre dos y tres veces, según aumenta el número de *Reynolds*. Este efecto se puede apreciar para los resultados obtenidos en este trabajo, ver figura 3.5, aunque no con el mismo factor de proporcionalidad. El motivo reside en que los órdenes de magnitud del número de *Reynolds* usados son de 10^4 y 10^5 , dando lugar a una diferencia mínima entre los dos casos de *Reynolds* mas bajos y una diferencia mas notable de estos dos frente al tercer y mayor *Reynolds*.

Otro aspecto a destacar es la gran similitud entre curvas de sustentación y arrastre para los tres números de *Reynolds* ensayados, prácticamente se solapan. Según el estudio realizado por *Thomas J. Muller* y *Gabriel E. Torres*, el efecto de la variación del número de *Reynolds* en los coeficientes de sustentación y de arrastre en alas con pequeña relación de aspecto es generalmente pequeño. En la mayoría de los casos, la variación del número de *Reynolds* influye en el valor máximo de C_L y el valor del ángulo de entrada en pérdida [16]. Consiguieron demostrar dicho fenómeno ensayando distintos perfiles rectangulares con distintas relaciones de aspecto, y cada uno de ellas a diferentes números de *Reynolds*. Observaron así que efectivamente las únicas características que variaban de forma mas significativa eran el valor máximo del coeficiente de sustentación y un pequeño retraso del ángulo de entrada en pérdida.

Se ha de destacar también que el valor mínimo del coeficiente de arrastre disminuye según aumenta el número de *Reynolds*, hecho observado por *Laitone* [17]. Debido a la complejidad que entrañaba el estudio de alas de pequeña relación de aspecto a bajos número de *Reynolds* hizo que no se apreciase este fenómeno en experimentos previos. El aumento de la precisión experimental contribuyó a que *Laitone* pudiese observar que los valores mínimos de C_D , para un ángulo de ataque nulo y por ende una sustentación nula, en un perfil NACA 0012 disminuyeran con el aumento de Re . En el mismo trabajo estos

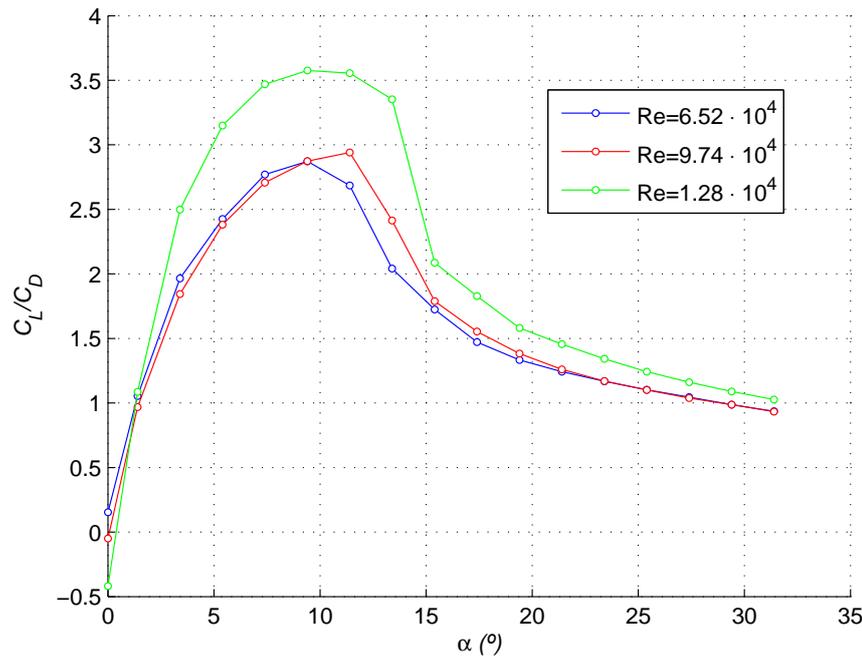


Figura 3.5: Curva polar del perfil NACA 0012 a partir de los resultados estáticos obtenidos.

resultados fueron comparados con un perfil de curvatura del 5 %. Para este perfil el arrastre mínimo acarrea un valor de sustentación distinto de 0, lo cual es positivo, y por tanto refleja la influencia de la curvatura del perfil alar en las características aerodinámicas.

3.3. Resultados dinámicos

Esta parte de la experimentación es la que aporta el carácter innovador al proyecto desarrollado, al simular el movimiento de rotación de las alas sobre su propio eje. En el movimiento de abatimiento de las alas de los seres vivos voladores se combinan varias rotaciones, dando como resultado el complejo movimiento de locomoción que llevan a cabo. En cada pulso del aleteo el ala adopta un ángulo de incidencia variable frente a la corriente del flujo, el cual se puede aproximar como una oscilación independiente sobre el eje del propio ala. A partir de las bases asentadas en la primera parte de la experimentación y el estudio de la influencia de la oscilación transmitida al ala en ciertos ángulos de ataque se verá la influencia de los parámetros que definen la oscilación, amplitud (A) y frecuencia (f).

Normalmente los trabajos realizados sobre la oscilación de un perfil se han realizado en torno a un ángulo de ataque nulo ($\alpha = 0^\circ$), en este proyecto se ha extendido la experimentación escogiendo tres ángulos de ataque donde aplicar al ala el movimiento oscilatorio, ver figura 3.6. Junto con el ángulo nulo se han ensayado los ángulos de ataque de 5° y 15° . Se ensaya el ángulo 0° ya que es un punto donde la sustentación es nula y

el arrastre es mínimo, con lo que será importante ver las posibles alteraciones sobre estas propiedades del movimiento oscilatorio. En cuanto al ángulo de incidencia de 5° , es un punto medio, en el que el comportamiento estático del ala es regular y estable, es decir, el ala trabaja en la zona lineal. Por último el ángulo de 15° , el cual sitúa el perfil en la zona de turbulencia o desprendimiento, donde la eficiencia disminuye significativamente debido a las estructuras fluidas que se confinan para ese estado.

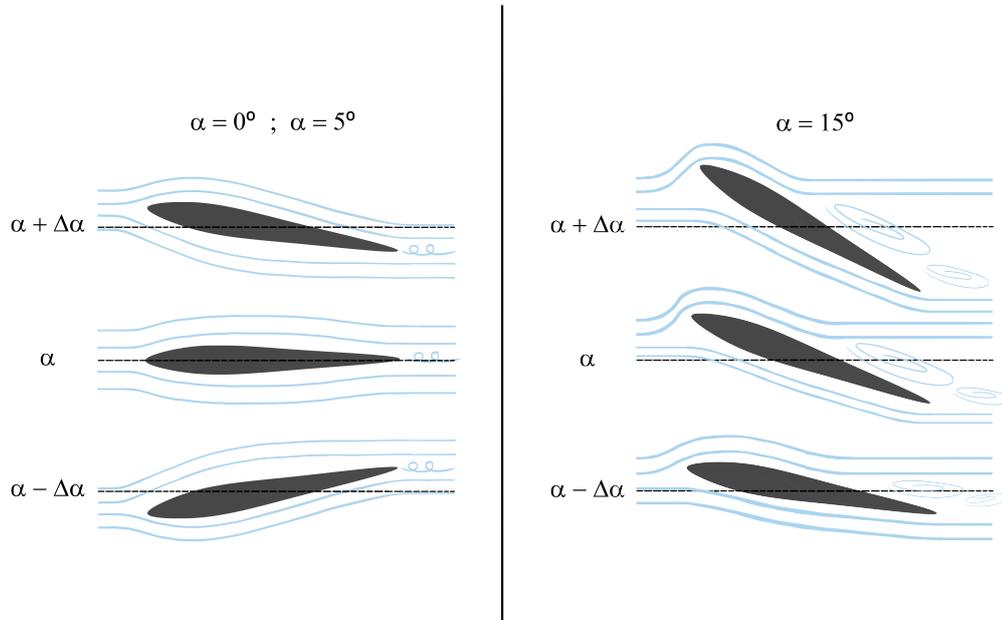


Figura 3.6: Posición del NACA 0012 durante la oscilación.

En cuanto a los parámetros que controlan el movimiento de oscilación del perfil NACA 0012 se han ajustado acordes con el comportamiento de la balanza digital para la toma de medidas y a las características geométricas del perfil aerodinámico. La función *Oscilate* desarrollada en *MatLab* transfiere un movimiento sinusoidal de oscilación a la balanza a partir de los valores de amplitud y de frecuencia que se indiquen. Dependiendo de los valores que adquieran los parámetros la señal sinusoidal se ve comprometida, llegando a transformarse en una señal de tipo “dientes de sierra”, transmitiéndose así un movimiento no deseado al perfil. Este problema se debe a las limitaciones que introduce en el sistema el motor paso a paso que mueve la balanza. En cuanto al ala, suponiendo que la frecuencia de funcionamiento de la balanza pudiese aumentar, se establecería un límite de frecuencia impuesto por las frecuencias de vibración natural del sistema ala-balanza [2]. Por estas limitaciones los valores de amplitud y frecuencia son de 2° y 4° y $0,5Hz$ y $1Hz$, respectivamente.

Cada uno de los ensayos, según lo expuesto, estará definido por los siguientes parámetros: ángulo de ataque, velocidad del flujo (número de *Reynolds*), amplitud del movimiento de oscilación y frecuencia de oscilación, haciendo un computo total de 36 casos, 12 casos por cada *Reynolds* establecido. Acorde con los fundamentos teóricos expuestos se recurrirá a la amplitud adimensional² (A_D), ver figura 3.7, y al número de *Strouhal* (St), ver

² $A_D = A/D$, con $D = 0,12 \cdot L_{NACA0012} = 12mm$.

ecuación (1.9), tal y como se lleva a cabo en los trabajos [11] y [12].

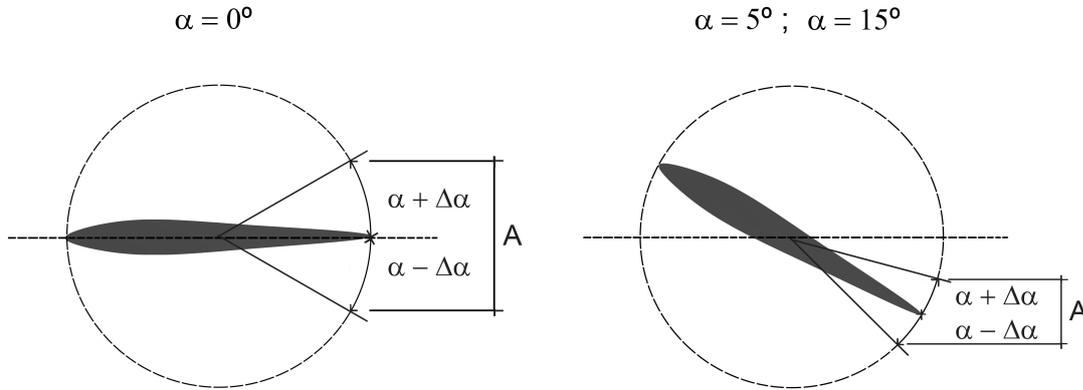


Figura 3.7: Esquema de la definición de la amplitud para A_D .

Se seguirá con el trabajo realizado en [11] y [12], para así establecer un punto de partida de la discusión de resultados. En la figura 3.8 (a) se presenta un espacio adimensional donde se enfrenta el número de *Strouhal* a la amplitud de oscilación adimensionalizada A_D . Según *Ramiro Godoy-Diana*, *Jean-Luc Aider* y *José Eduardo Wesfried* se pueden delimitar zonas en este espacio que definen los fenómenos que se puedan producir en la estela del perfil y la influencia de la misma sobre este. Las líneas discontinuas azul y verdes marcan las fronteras entre un patrón normal e inverso de *BvK* y entre el patrón inverso y el antisimétrico, respectivamente. Los autores obtienen que la estructura óptima de estela para el movimiento oscilatorio es la inversa de *BvK*, la cual se tiene para casos situados entre las líneas discontinuas azul y verde anteriormente citadas, ver figura 3.8. Además definieron St_A como el número de *Strouhal* basado en la amplitud adimensional³, consiguiendo así delimitar la combinación de valores de amplitud y frecuencia óptimos para un flujo dado. En la figura 3.8 (a) se acota dicha región que según [11] y [12], es la comprendida entre los valores 0,2 y 0,4 de St_A . Se exponen en la figura 3.8 (a) los casos realizados en este proyecto, los cuales para poder ser apreciados con claridad se recurre a la figura 3.8 (b).

De la figura 3.8 se obtiene que el número de *Strouhal* en todos los casos es muy pequeño, ya que los valores de frecuencia, por los motivos explicados, son relativamente bajos en comparación con las usadas en [11] y [12]. Al tener estas limitaciones en la frecuencia hace que la ubicación de los ensayos en la figura 3.8 queden lejos de la zona óptima. Además esto indica que el proceso experimental llevado a cabo se puede considerar estacionario ($St \ll 1$). En cuanto a los valores de A_D se han tenido valores similares a los empleados en [11]. La diferencia estriba en que en este trabajo se han aplicado variaciones de amplitud para distintos ángulos de ataque.

Según lo expuesto se puede concluir que los coeficientes de arrastre (C_D) y sustentación (C_L), para el perfil NACA 0012 con un movimiento oscilatorio con un ángulo de ataque α , dependerán de:

³ $St_A = St \cdot A_D$.

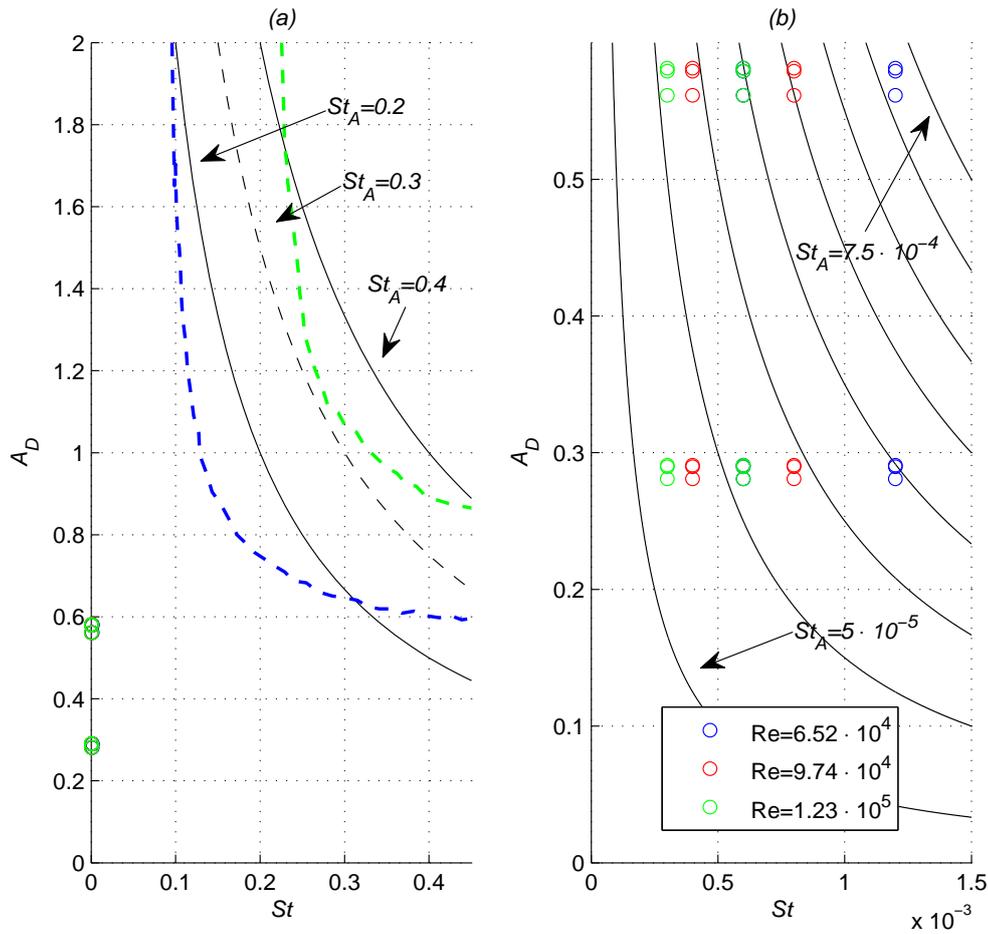


Figura 3.8: Espacio adimensional definido por St vs A_D : situación general (a) y detallado a los casos ensayados (b).

$$(C_D, C_L) = f(A, f, Re), \quad (3.1)$$

cuyas variaciones harán que la evolución de dichos coeficientes varíen en el tiempo. A partir del caso definido por $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$, ver figura 3.9, el cual tiene un número de *Strouhal* menor, por lo tanto es uno de los casos mas estacionarios, se harán variaciones de la amplitud, frecuencia y *Reynolds*.

Debido a que el caso de partida escogido tiene el movimiento de oscilación centrado en 0° , tal y como se realiza en la bibliografía [11] y [12], las variaciones sobre los coeficientes de arrastre y sustentación se comparan respecto a los valores estáticos (línea roja) hallados anteriormente para un $\alpha = 0^\circ$ en un flujo definido por un número de *Reynolds* $Re = 1,28 \cdot 10^5$. Los casos con ángulo de ataque nulo tienen como características principales, las ya citadas, sustentación nula y arrastre mínimo, con lo cual los efectos de la oscilación sobre los valores medios, $\overline{C_D}$ y $\overline{C_L}$, adquieren aun mayor interés.

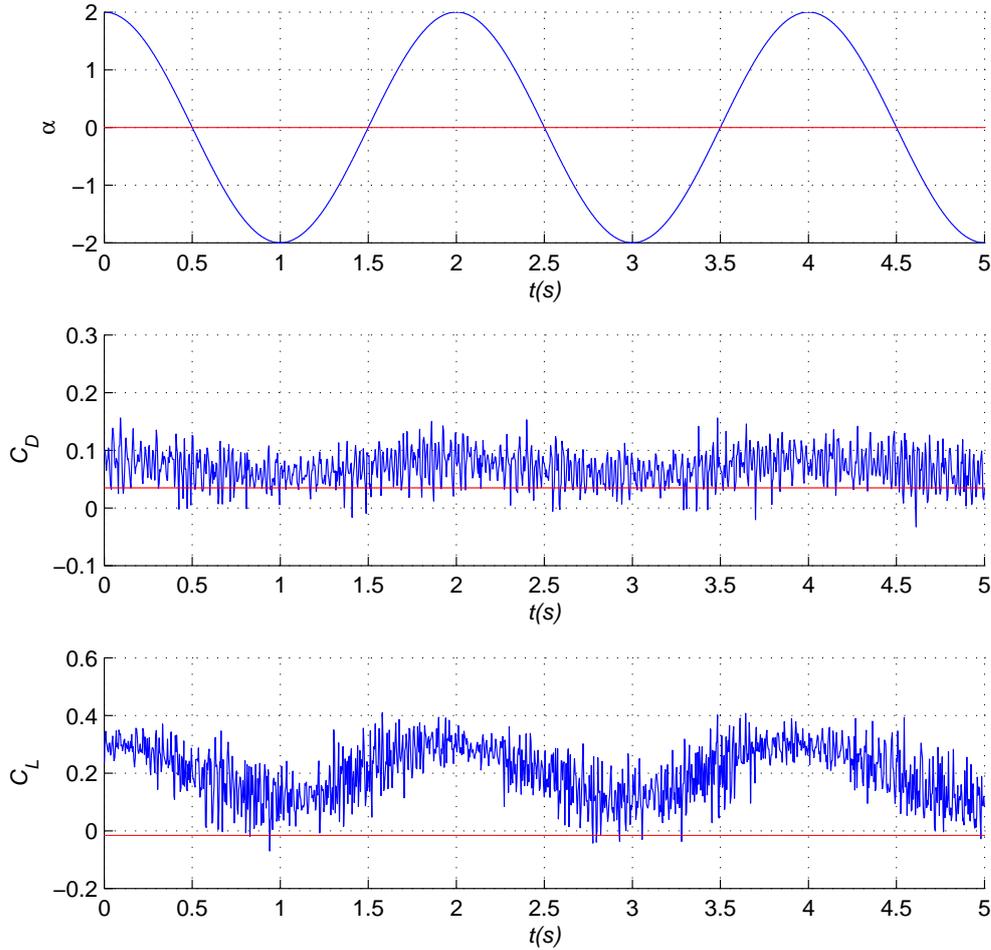


Figura 3.9: Caso de partida: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$.

Para el caso de partida las evolución de C_D tiene cierta forma sinusoidal pero no se llega a diferenciar, asemejándose mas a un valor constante. En cuanto C_L la tendencia sinusoidal es mayor, aunque está marcada por una crecimiento de C_L mas rápido que su disminución en cada ciclo. En cuanto a $\overline{C_D}$, este aumenta un 47 % con respecto a los valores estáticos, obteniendo un $\overline{C_L}$ mayor que cero. Aunque ambos coeficientes han variado desde el punto de vista medio, el cambio mas relevante está marcado por la sustentación que pasa de ser nula a tener un valor medio distinto de cero.

Si se realiza un aumento de la amplitud del movimiento oscilatorio ($A' = 4$), ver figura 3.10, se observa una mayor amplitud en la progresión temporal de ambos coeficientes, produciendo un $\overline{C_D}$ un 2 % mayor que el caso inicial y un $\overline{C_L}$ un 3 % menor. Las repercusiones de un aumento de amplitud son insignificantes, siendo el único aspecto destacable, que ambos coeficientes durante pequeños instantes mantenidos tienen valores negativos, lo cual para la sustentación carece de importancia, mientras que para el arrastre sí es un hecho significativo. Que el arrastre durante un instante de tiempo sea negativo significa

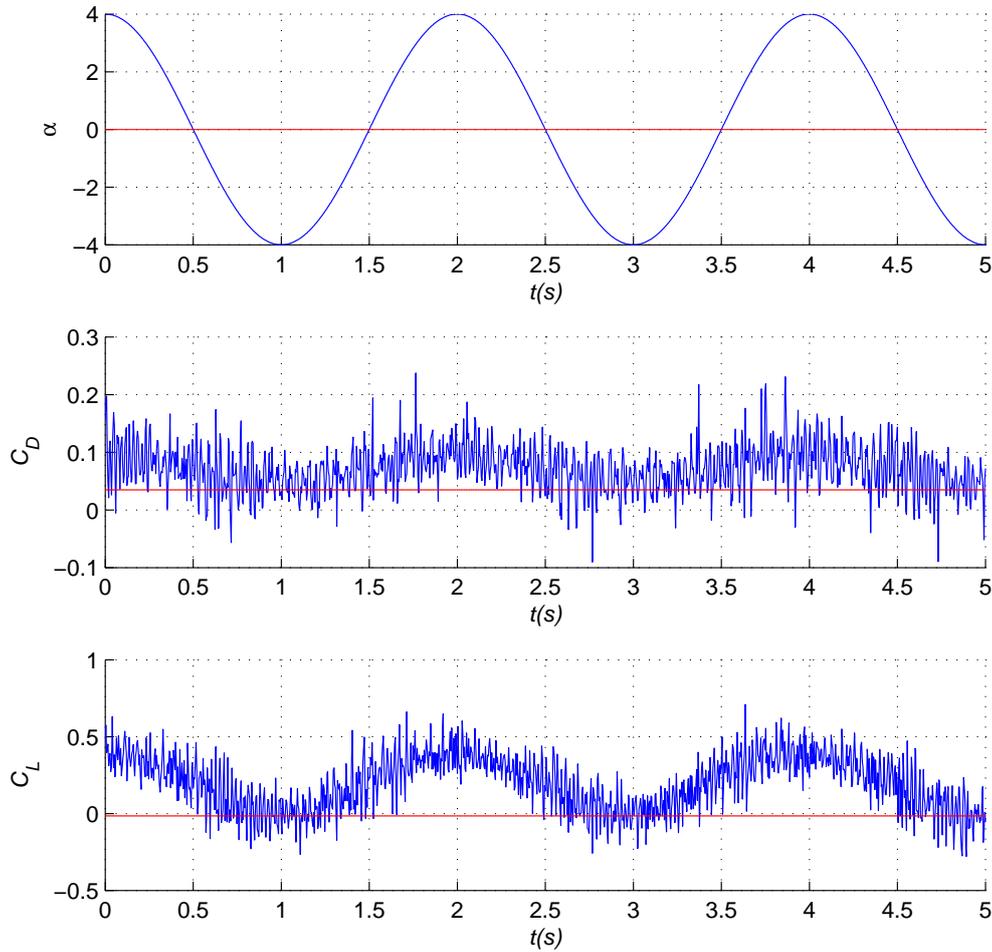


Figura 3.10: Modificación de la amplitud: $\alpha = 0^\circ$, $A' = 4^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$.

que se ha transformado en empuje, lo cual es uno de los principales efectos que según [4] aporta el aleteo.

Al modificar el parámetro de frecuencia, ver figura 3.11, la representación de C_D y C_L adquieren una forma diferente a los anteriores casos, sin perder el carácter sinusoidal. El valor de C_D adquiere mayor oscilación teniendo una reducción del 18% en el valor de $\overline{C_D}$, incrementándose así el efecto de la resistencia. En cuanto a la sustentación disminuye de forma significativa respecto al valor medio, $\overline{C_L}$, con una reducción del 73%. Este cambio es debido a la posible generación de vórtices en el borde de ataque del ala, los cuales provocan una generación de máximos locales en la fuerza de sustentación que siguen una función sinusoidal, pero que por contrapartida generan una caída repentina de C_L que se refleja en la figura 3.11.

Por último al variar el número de *Reynolds* se le proporcionaría teóricamente mas importancia a la oscilación, puesto que la velocidad de avance (velocidad del flujo) disminuye,

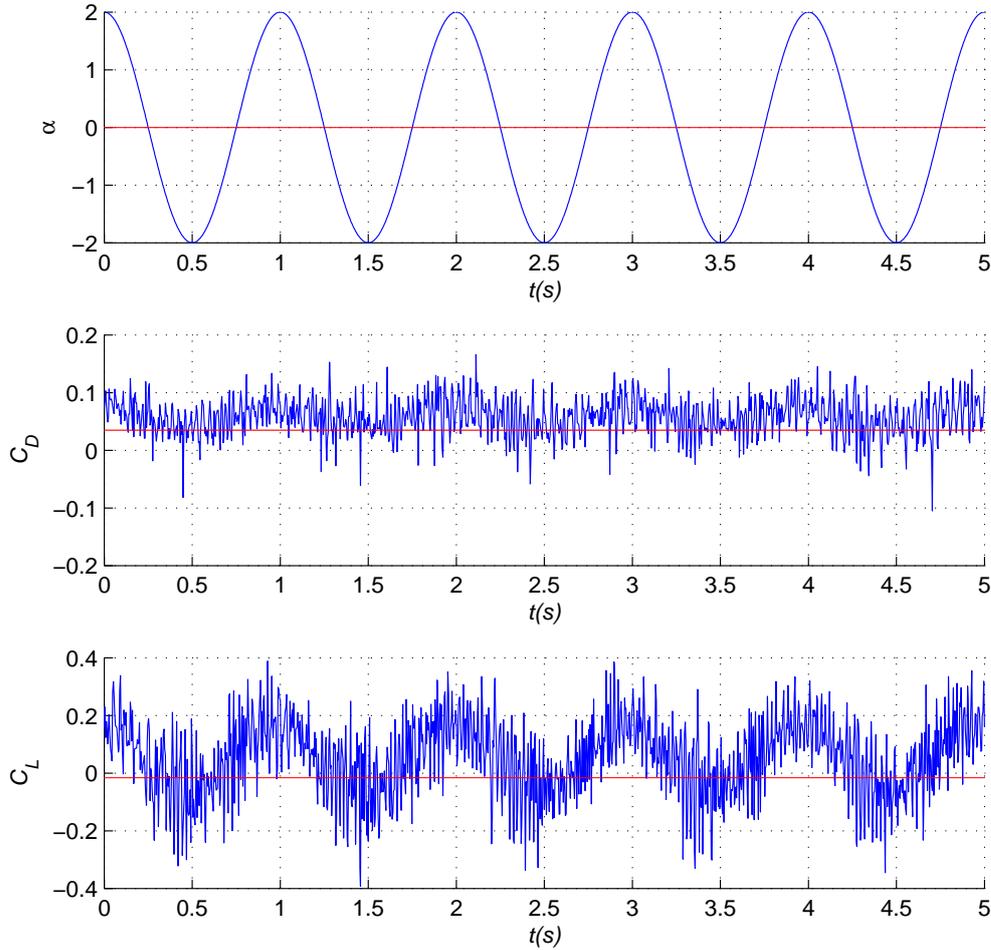


Figura 3.11: Modificación de la amplitud: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f' = 1Hz$ y $Re = 1,28 \cdot 10^5$.

haciendo el número de *Strouhal* mayor. En este caso, aunque la reducción del número de *Reynolds* implica un cambio de orden de magnitud, para el número de *Strouhal* no se produce tal cambio, pudiéndose seguir considerando un caso estacionario. Los efectos de este cambio se muestran en la figura 3.12, donde tanto C_D y C_L pierden en gran medida el carácter oscilatorio visto hasta ahora. Los valores medios respecto al caso de partida aumentan, un 96% en el caso de $\overline{C_D}$ y un 62% para el $\overline{C_L}$. Se ha de destacar el gran incremento sufrido en la sustentación con respecto al resto de modificaciones, ya que por las condiciones del ensayo se puede considerar que el perfil no oscila, sino que prácticamente vibra. En la figura 3.13, se aprecia como las frecuencias naturales del sistema experimental tienen prácticamente la misma relevancia que la frecuencia de oscilación, hecho que no impide aumentar la sustentación, la cual en el caso estático es nula. Por otro lado, ya que con la variación del número de *Reynolds* se vuelve a un cuasi estático, el valor de $\overline{C_D}$ llega a duplicar el C_D estático.

Con la variación de la frecuencia, la amplitud y el número de *Reynolds* se visualiza la

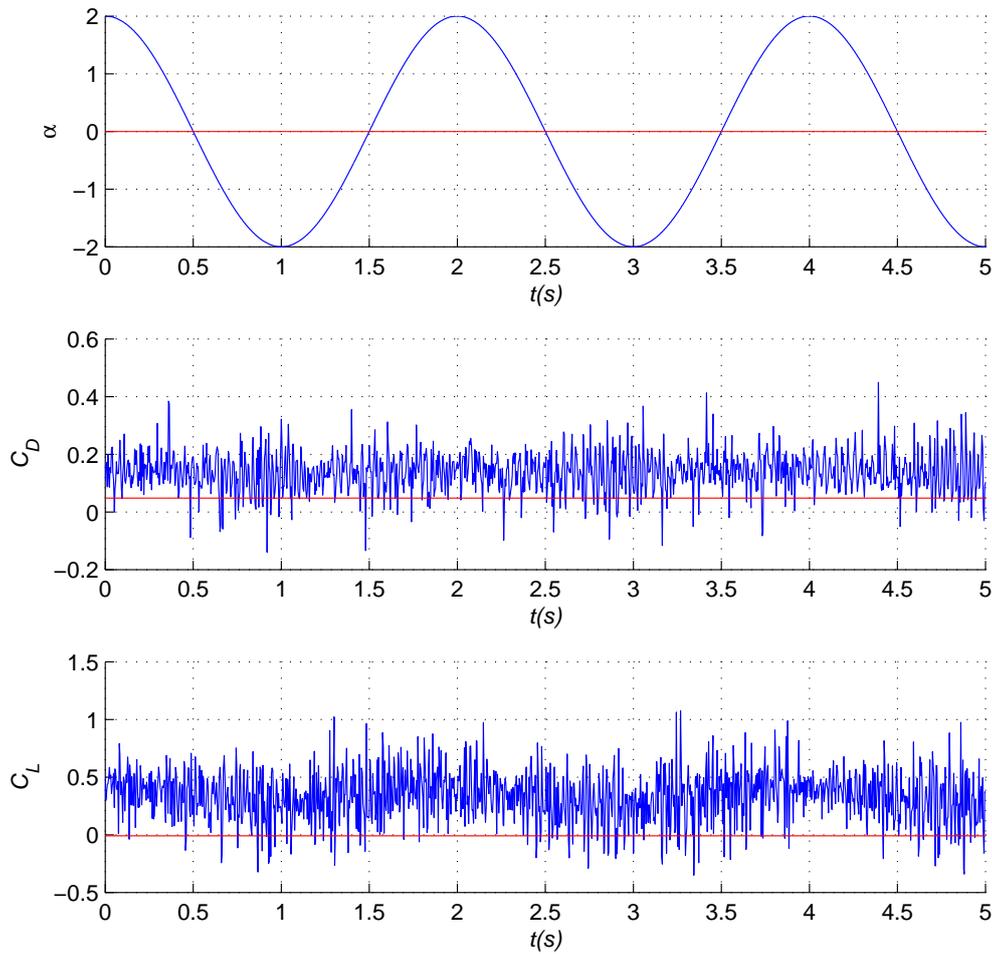


Figura 3.12: Modificación de la amplitud: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re' = 6,52 \cdot 10^4$.

influencia de cada parámetro sobre un caso de partida. Para ver la tendencia que siguen la totalidad de los resultados obtenidos, se representan en las figuras 3.14, 3.15 y 3.16 los valores medios $\overline{C_D}$ y $\overline{C_L}$ con su correspondiente desviación típica (σ) en función de la amplitud adimensional A_D y el ángulo de ataque α . Se representan dos curvas, una para cada frecuencia de oscilación, $1Hz$ y $0,5Hz$. Las curvas representadas comienzan desde un valor de $A_D = 0$, el cual representa el caso estático, punto para el cual el valor de C_L y C_D será los hallados en la parte de experimentación estática.

A partir de la representación de los datos obtenidos en las figuras 3.14, 3.15 y 3.16, se observa que la influencia del movimiento oscilatorio no produce grandes variaciones sobre el coeficiente de arrastre medio en comparación con el valor estático, algo esperado según la figura 3.8. La influencia que la oscilación del ala tiene sobre el $\overline{C_D}$ en comparación con la obtenida en el artículo [11], debido entre otros factores a que la frecuencia del perfil usada en este trabajo es más elevada y la relación de aspecto del perfil NACA 0012 usada es de $AR = 4$. Sin embargo aparecen ciertos comportamientos y patrones interesantes.

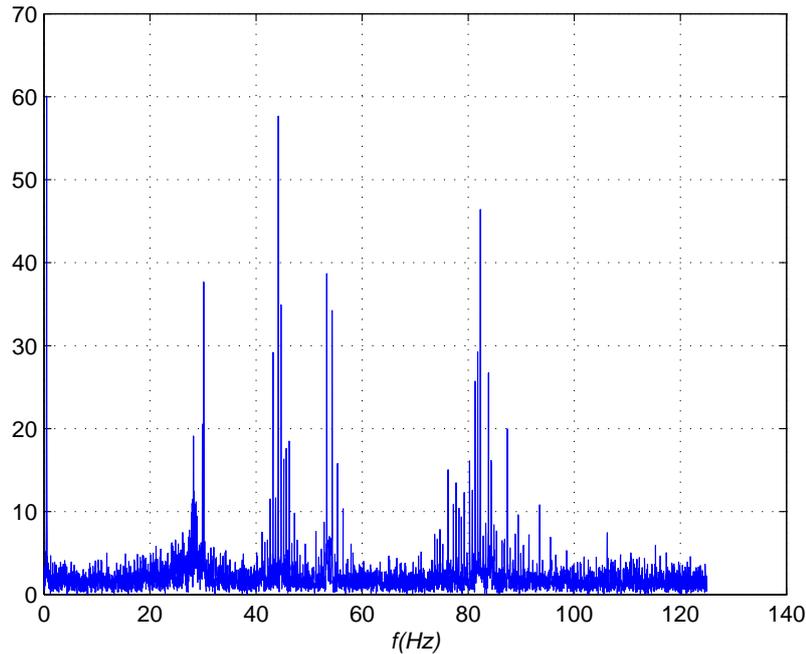


Figura 3.13: FFT para el caso: $\alpha = 0^\circ$, $A = 2^\circ$, $f = 0,5Hz$ y $Re' = 6,52 \cdot 10^4$.

Centrando la atención en la desviación típica (σ) de los resultados calculados, se observa que para una misma amplitud σ aumenta para la frecuencia de $1Hz$ y para valores de α mas elevados y por otro lado disminuye cuando aumenta la velocidad del flujo, que desde el punto de vista adimensional implica el aumento del número de *Reynolds* y la disminución del número de *Strouhal*. Este comportamiento de σ a bajo número de *Reynolds* se debe en parte a la menor intensidad de las solicitaciones aerodinámicas del perfil, haciendo las medidas mas sensibles al ruido del montaje experimental, a lo cual hay que sumarle el desfase de sincronización que pueda provocar el criterio de sincronización usado para el tratamiento de los datos.

Los valores medios de todos los casos varían del caso estático entre una disminución del 54 % y un aumento del 53 %, ambos límites marcados para $\alpha = 0^\circ$. Esto indica que el arrastre aumenta para el menor de los ángulos de ataque, el cual en una situación estática, para los tres *Reynolds* ensayados, cuenta con el arrastre mínimo. Sin embargo, para ángulos mayores, donde el arrastre es elevado, el aleteo no reporta un aumento significativo del arrastre medio. Esto puede significar que para zonas mas inestables, como las dadas para ángulos de ataque mas elevados ($\alpha = 15^\circ$), introducir mas alteraciones mediante el movimiento oscilatorio no influye en el proces, sin embargo, para situaciones mas estables estáticamente introducir oscilatorio altera en mayor medida los valores medios del arrastre, $\overline{C_D}$.

En cuanto a la evolución de $\overline{C_L}$ mostrada en las figuras 3.14, 3.15 y 3.16, se visualiza una mayor influencia de la oscilación, sobre todo cuando el ángulo de ataque es 0° , ya se obtienen un valor distinto de cero, hecho que no ocurre para un funcionamiento estático.

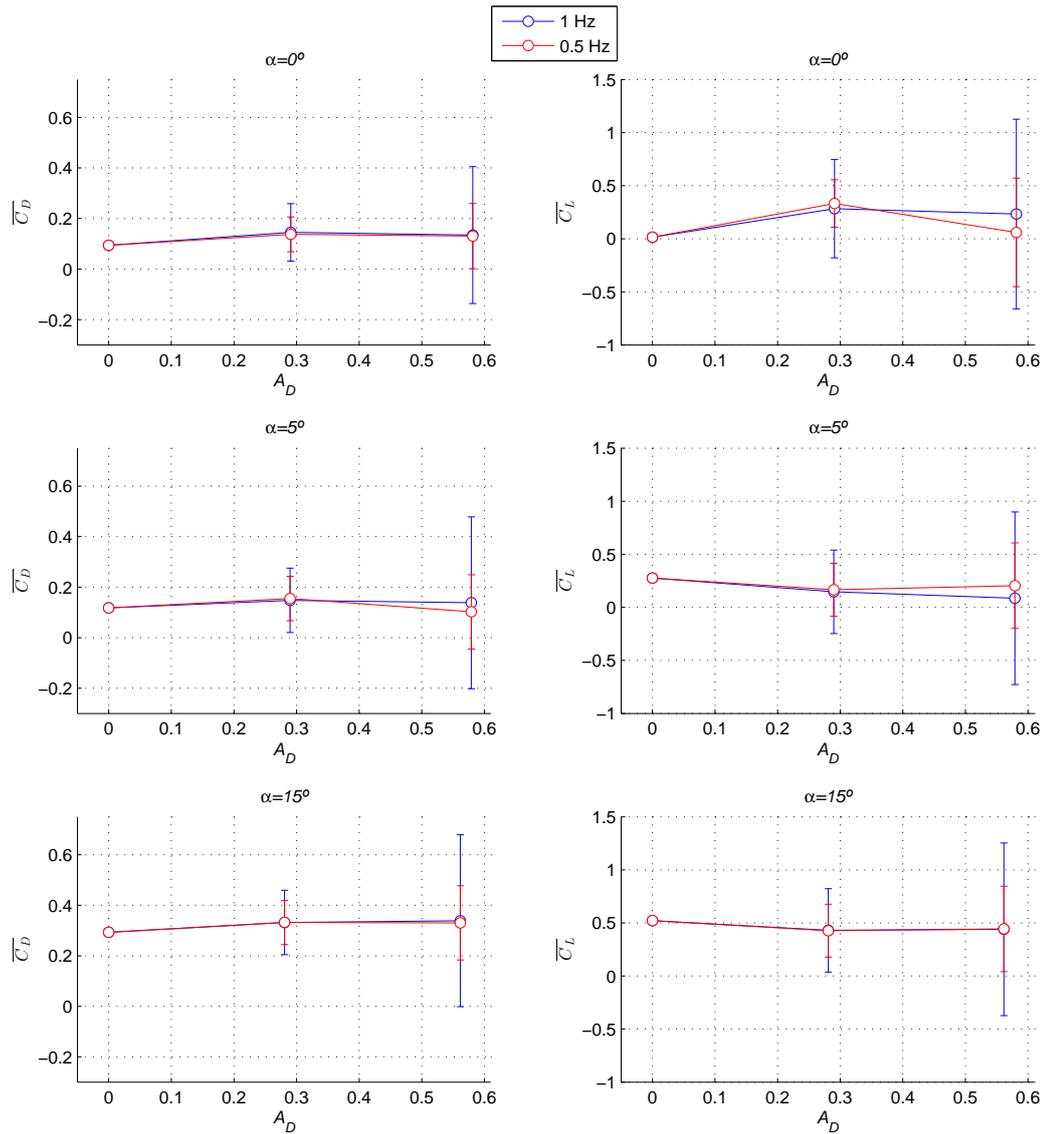


Figura 3.14: Evolución de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$ en función de α y A_D para $Re = 6,52 \cdot 10^4$.

Por lo expuesto en la bibliografía [11], [12] y [7], el coeficiente de sustentación sufre aumentos de su valor momentáneos, compaginados con caídas drásticas en cada ciclo, fenómenos que se observa al variar la frecuencia, ver figura 3.11, cuya causa reside en la formación y desprendimiento de vórtices. La repercusión de esta sucesión de fenómenos repercute en los valores medios de la sustentación, pudiéndose apreciar en el caso ejemplificado anteriormente.

En cuanto a la evolución de σ para $\overline{C_L}$ se observa en las figuras 3.14, 3.15 y 3.16 la misma progresión que en el caso de $\overline{C_D}$, produciéndose mejoras en la mayoría de los casos para $\alpha = 0$. Por otro lado las variaciones de los resultados de $\overline{C_L}$, cuando $\alpha = 0^\circ$ son importantes debido al comportamiento estático del perfil para dicho ángulo. Cuando α

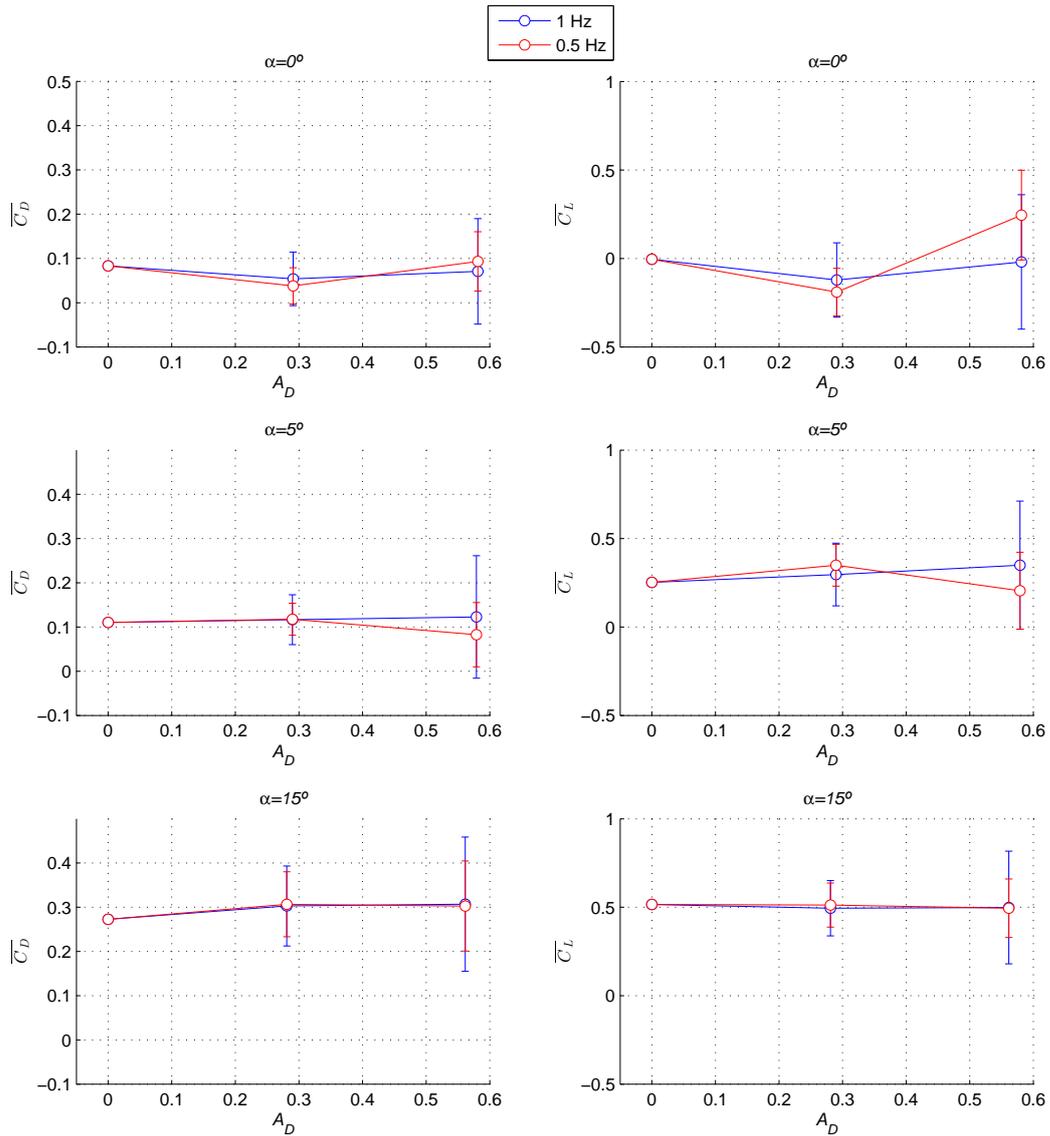


Figura 3.15: Evolución de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$ en función de α y A_D para $Re = 9,74 \cdot 10^4$.

alcanza los valores de 5° y 15° los valores medios oscilan entre una disminución del 70% ($\alpha = 5^\circ$) y un aumento de 40% ($\alpha = 15^\circ$). El causante de una bajada tan radical del $\overline{C_L}$ dada para un ángulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ puede deberse a la grandes fluctuaciones que originan la formación de vórtices, efecto que aunque no ausente, no se hace tan patente para $\alpha = 15^\circ$.

En términos generales la influencia del aleteo repercute de manera mas significativa sobre la sustentación, ya que los valores de frecuencias usados son relativamente bajos como para tener una influencia mas relevante sobre el arrastre [11][4]. Sin embargo la influencia del movimiento oscilatorio afecta de forma conjunta a los valores de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$, de modo que el aumento de la sustentación se vea comprometido por un incremento del

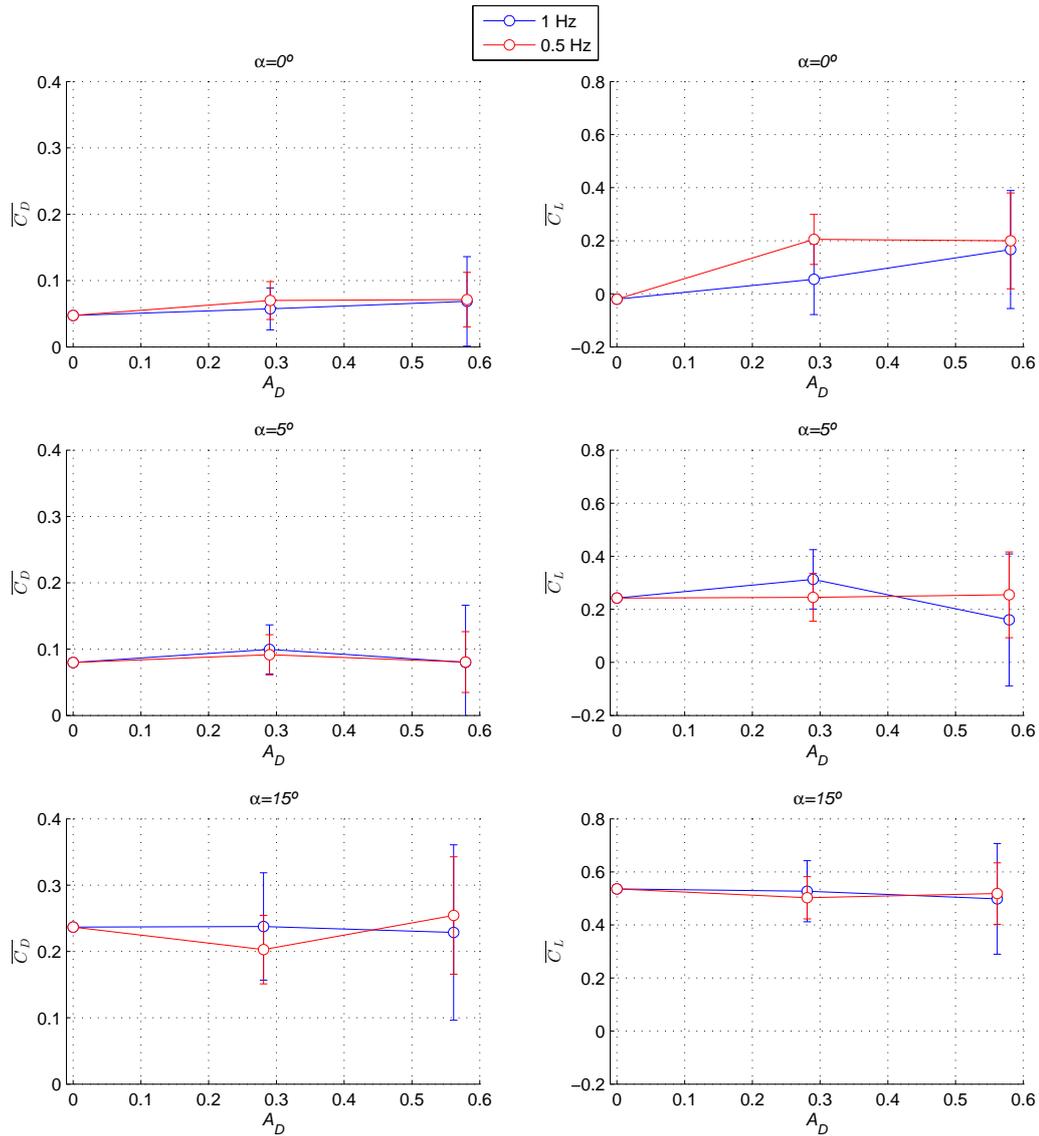


Figura 3.16: Evolución de $\overline{C_L}$ y $\overline{C_D}$ en función de α y A_D para $Re = 1,28 \cdot 10^5$.

arrastre. Por ello se recurre de nuevo a la curva polar del perfil, esta vez en base a los datos oscilatorios obtenidos, los cuales se muestran comparados con los estáticos en la figura 3.17.

Para los tres *Reynolds* ensayados se observa como para un ángulo de ataque cero la oscilación proporciona una mejora considerable, con un caso mas destacado para $\alpha = 0^\circ$ y $Re = 9,74 \cdot 10^4$, que por errores experimentales quizás sea tan elevado, ya que se sale de la tendencia general. Para el resto de ensayos a ángulos de ataque de 5° y 15° el ratio $\overline{C_L}/\overline{C_D}$ se mantiene por debajo de los valores estáticos con la excepción de los casos con $Re = 9,74 \cdot 10^4$ y $\alpha = 0^\circ$.

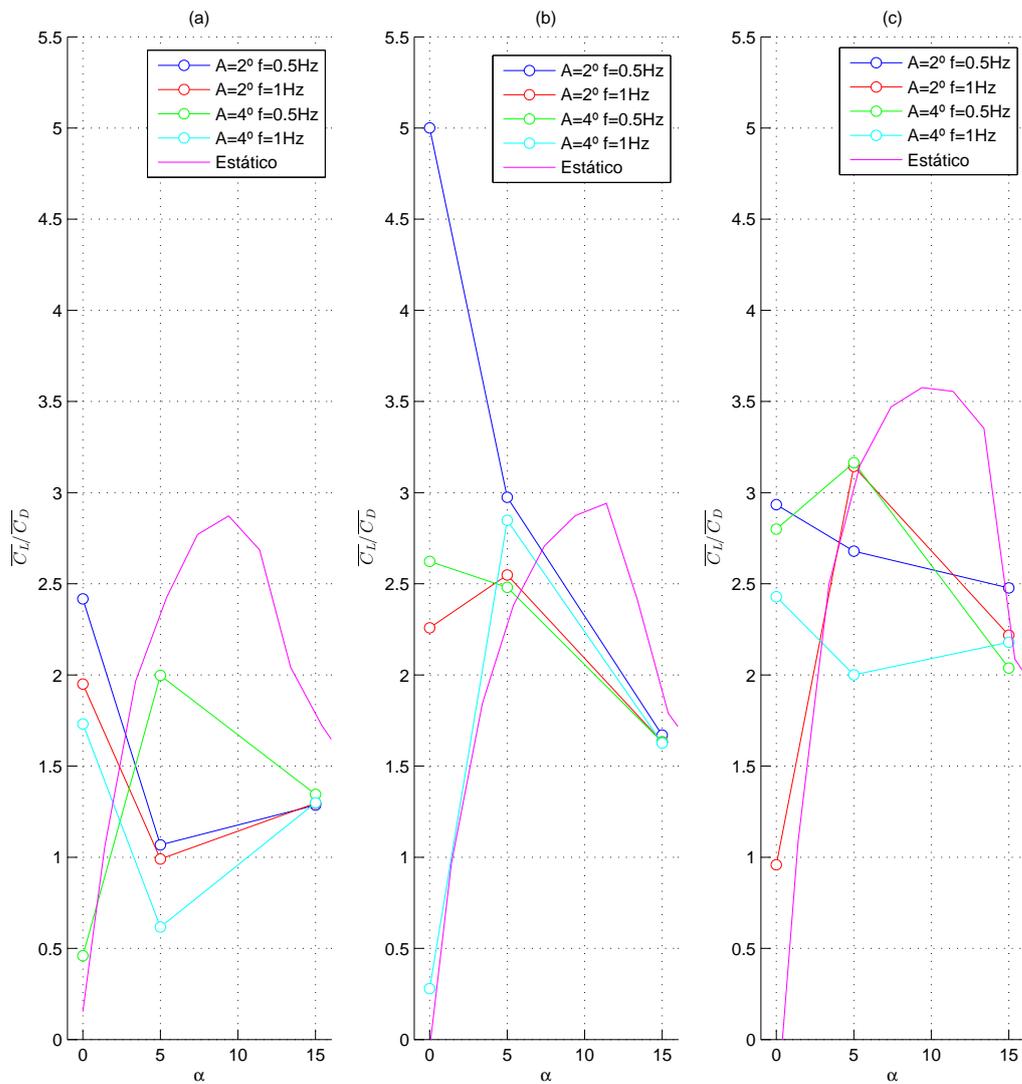


Figura 3.17: Curva polar del NACA 0012 para el movimiento oscilatorio: $Re = 6,52 \cdot 10^4$ (a), $Re = 9,74 \cdot 10^4$ (b) y $Re = 1,28 \cdot 10^5$ (c).

Capítulo 4

Conclusiones y líneas futuras de investigación

4.1. Introducción

El trabajo realizado parte del estudio de los coeficientes de arrastre y sustentación de un perfil NACA 0012 con un funcionamiento estacionario bajo tres flujos de distinto número de *Reynolds*. Tras los resultados obtenidos se escogen tres ángulos de ataque, los cuales son escogidos intencionadamente por las solicitaciones aerodinámicas que aparecen en el perfil al situarse este con dicho ángulo de incidencia. Los ángulos son: $\alpha = 0^\circ$ por tener una sustentación nula y arrastre mínimo, $\alpha = 5^\circ$ por representar una zona de comportamiento lineal del perfil y $\alpha = 15^\circ$ por encontrarse dentro de la zona de pérdida o desprendimiento, ver figura 4.1.

A estos tres ángulos representativos de las curvas de C_D y C_L se les aplica un mo-

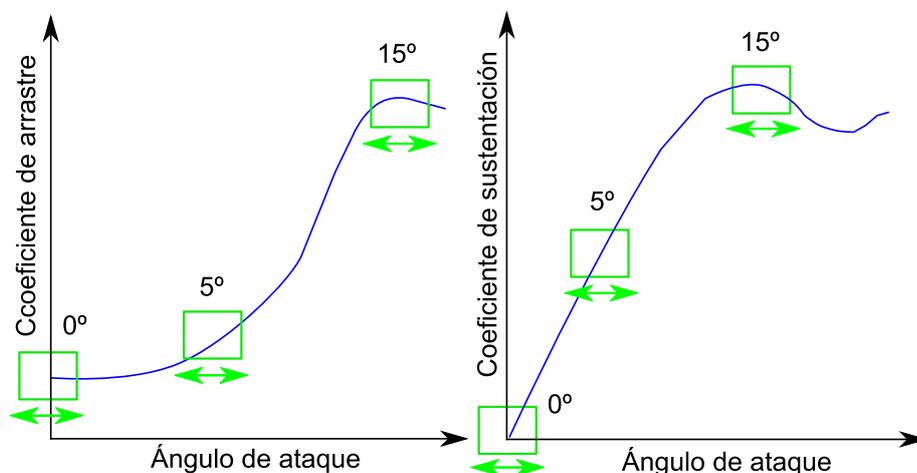


Figura 4.1: Esquema del proceso experimental.

vimiento oscilatorio marcado por variaciones de frecuencia y amplitud, bajo los mismos *Reynolds* establecidos en la parte estática.

4.2. Conclusiones

En este proyecto se ha trabajado con un perfil simétrico NACA 0012 con relación de aspecto $AR = 2$. Se ha ensayado desde un punto de vista estático y oscilatorio obteniendo las siguientes conclusiones:

- El comportamiento estático del perfil NACA 0012 bajo los tres números de *Reynolds* practicados, está altamente influenciado por los efectos tridimensionales de la mecánica de fluidos, cuya causa principal es la baja relación de aspecto del ala.
- Debido a las limitaciones de frecuencia y amplitud impuestas por el montaje experimental, el proceso físico estudiado posee un número de *Strouhal* menor que la unidad ($St \ll 1$) pudiendo considerar estacionario y dependiente del número de *Reynolds* (Re), ángulo de ataque (α), amplitud (A) y frecuencia de oscilación (f).
- Cuando el parámetro de amplitud de oscilación aumenta las repercusiones sobre los coeficientes $\overline{C_D}$ y $\overline{C_L}$ no es significativa con respecto a los valores medios, presentando una amplitud mayor en la evolución temporal de C_D y C_L instantáneos.
- Para un incremento de la frecuencia de oscilación el valor de $\overline{C_D}$ se reduce obteniendo valores brevemente sostenidos de arrastre negativo (empuje). En cuanto a $\overline{C_L}$ cae drásticamente, presentando picos de sustentación al comienzo de cada ciclo acompañados de caídas repentinas de la misma al final de cada pulso, fenómeno que se achaca a la posible aparición de vórtices en el borde de ataque, los cuales recorren la superficie alar (aumento de la sustentación) y se deprenden finalmente (reducción intensa de la sustentación).
- Mediante una leve disminución del número de *Reynolds* ensayado en este trabajo, el proceso se puede considerar semejante a una ganancia del efecto de vibración del propio ala. Esto se debe a que la evolución temporal de C_D y C_L pierde su carácter sinusoidal. De esta forma, se puede considerar que una bajada del número de *Reynolds* es similar al estudio de un caso cuasi estático, aunque con valores de sustentación aumentados drásticamente.

4.3. Trabajos futuros

Tras el estudio realizado en este proyecto se proponen las siguientes líneas de futuro acordes a las bases asentadas en este trabajo:

- Mejorar el montaje experimental permitiendo aumentar el rango de valores para los parámetros de amplitud y frecuencia de la balanza, pudiendo así trabajar en la zona óptima definida por [11], ver figura 3.8.
- Cambiar la geometría del perfil aerodinámico usado. Se podría repetir este proceso para un ala con mayor relación de aspecto o bien con una leve curvatura, la cual proporciona mejoras aerodinámicas para ángulos de ataque bajos tal y como han observado y analizado otros autores [17].
- Ampliar el montaje experimental introduciendo un perfil NACA 0012 adicional con un comportamiento complementario al ya existente para ver la influencia de uno sobre el otro, aspecto bastante importante en el vuelo de los pájaros e insectos[4].

Bibliografía

- [1] W. Roberts, “Calculation of laminar separation bubbles and their effect on airfoil performance,” *AIAA journal*, vol. 18, no. 1, pp. 25–31, 1980.
- [2] S. Martínez Aranda, “Medida de los coeficientes de arrastre y sustentación y análisis de vibraciones en un ala con perfil naca 0012,” tech. rep., Universidad de Málaga, Málaga; and Universidad de Granada, Granada, 2013.
- [3] R. F. Feria, *Mecánica de fluidos*. Universidad de Málaga (UMA), 2001.
- [4] W. Shyy, *Aerodynamics of low Reynolds number flyers*. No. 22, Cambridge University Press, 2008.
- [5] I. Tani, “Low-speed flows involving bubble separations,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 5, pp. 70–103, 1964.
- [6] Y. Lian and W. Shyy, “Numerical simulations of membrane wing aerodynamics for micro air vehicle applications,” *Journal of Aircraft*, vol. 42, no. 4, pp. 865–873, 2005.
- [7] W. McCroskey and R. K. Fisher, “Detailed aerodynamic measurements on a model rotor in the blade stall regime,” *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 17, no. 1, pp. 20–30, 1972.
- [8] S. Sunada and C. Ellington, “Approximate added-mass method for estimating induced power for flapping flight,” *AIAA journal*, vol. 38, no. 8, pp. 1313–1321, 2000.
- [9] J. Tang, D. Viieru, and W. Shyy, “Effects of reynolds number and flapping kinematics on hovering aerodynamics,” *AIAA journal*, vol. 46, no. 4, pp. 967–976, 2008.
- [10] K. Von Ellenrieder, K. Parker, and J. Soria, “Fluid mechanics of flapping wings,” *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 32, no. 8, pp. 1578–1589, 2008.
- [11] R. Godoy-Diana, J.-L. Aider, and J. E. Wesfreid, “Transitions in the wake of a flapping foil,” *Physical Review E*, vol. 77, no. 1, p. 016308, 2008.
- [12] C. Marais, B. Thiria, J. E. Wesfreid, and R. Godoy-Diana, “Stabilizing effect of flexibility in the wake of a flapping foil,” *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 710, pp. 659–669, 2012.

- [13] R. Landon, “Naca 0012 oscillatory and transient pitching,” tech. rep., DTIC Document, 2000.
- [14] J. D. Anderson Jr, *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education, 1985.
- [15] E. N. Jacobs, K. E. Ward, and R. M. Pinkerton, “The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel,” tech. rep., DTIC Document, 1933.
- [16] T. J. Mueller and G. E. Torres, “Aerodynamics of low aspect ratio wings at low reynolds numbers with applications to micro air vehicle design and optimization,” tech. rep., DTIC Document, 2001.
- [17] E. Laitone, “Wind tunnel tests of wings at reynolds numbers below 70 000,” *Experiments in Fluids*, vol. 23, no. 5, pp. 405–409, 1997.

Apéndice A

Ensayos para $Re = 6,52 \cdot 10^4$

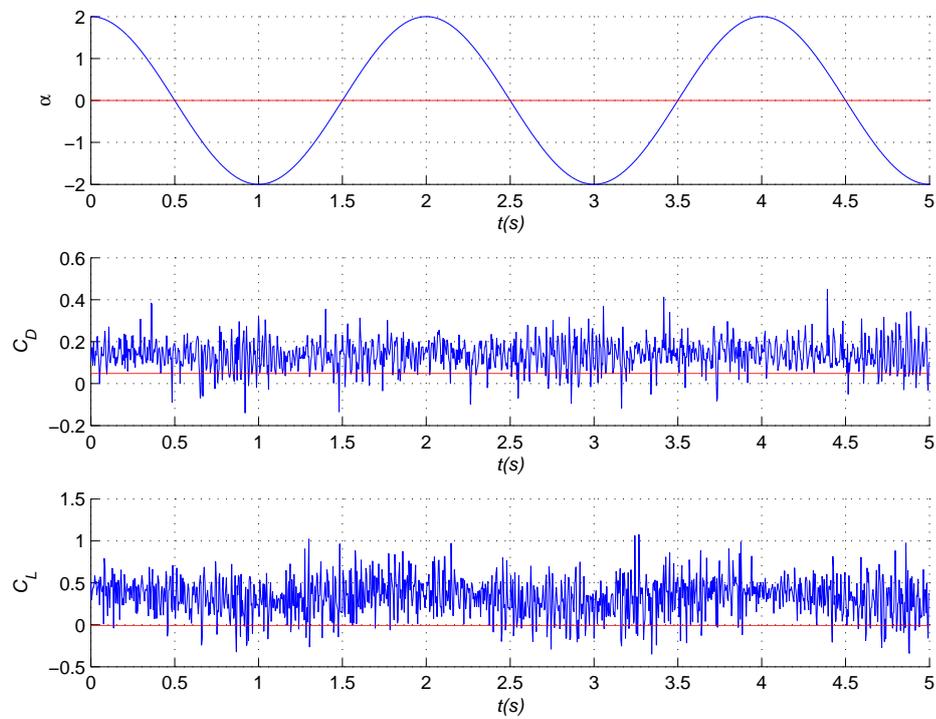


Figura A.1: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

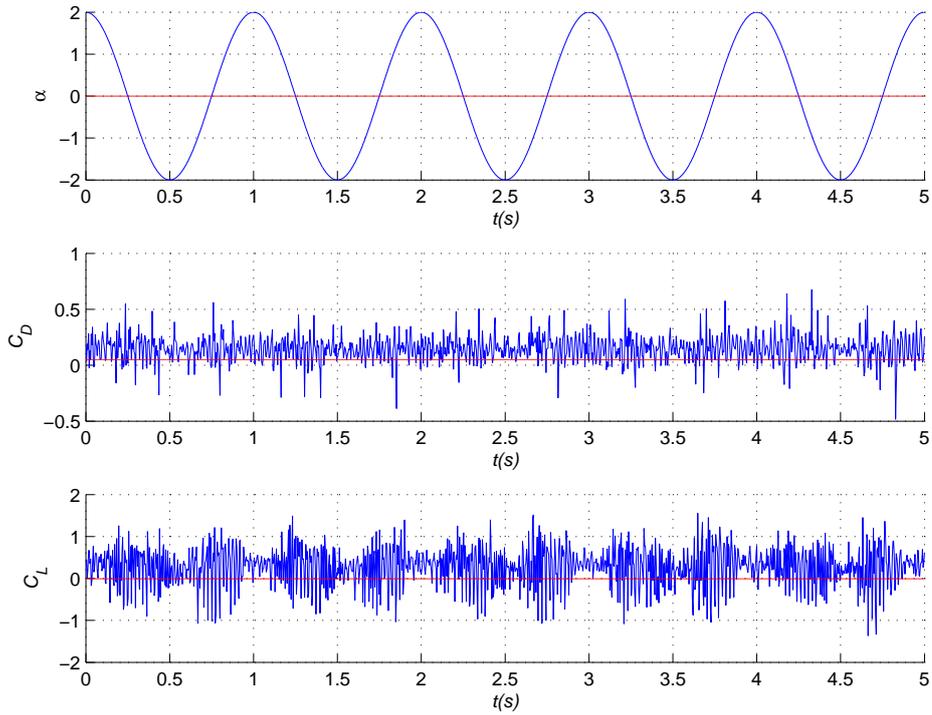


Figura A.2: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

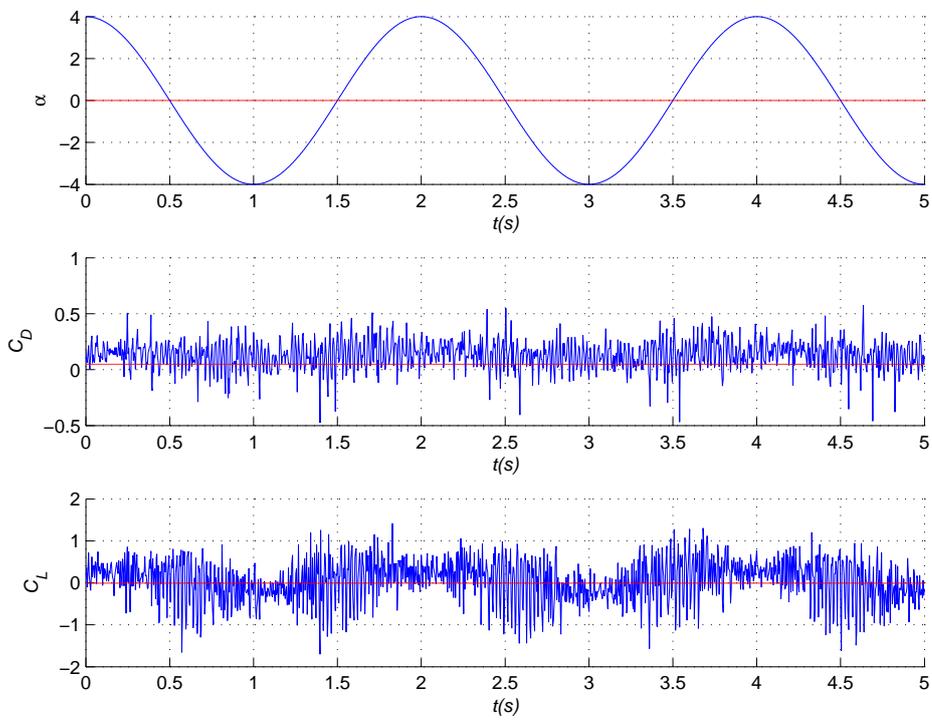


Figura A.3: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

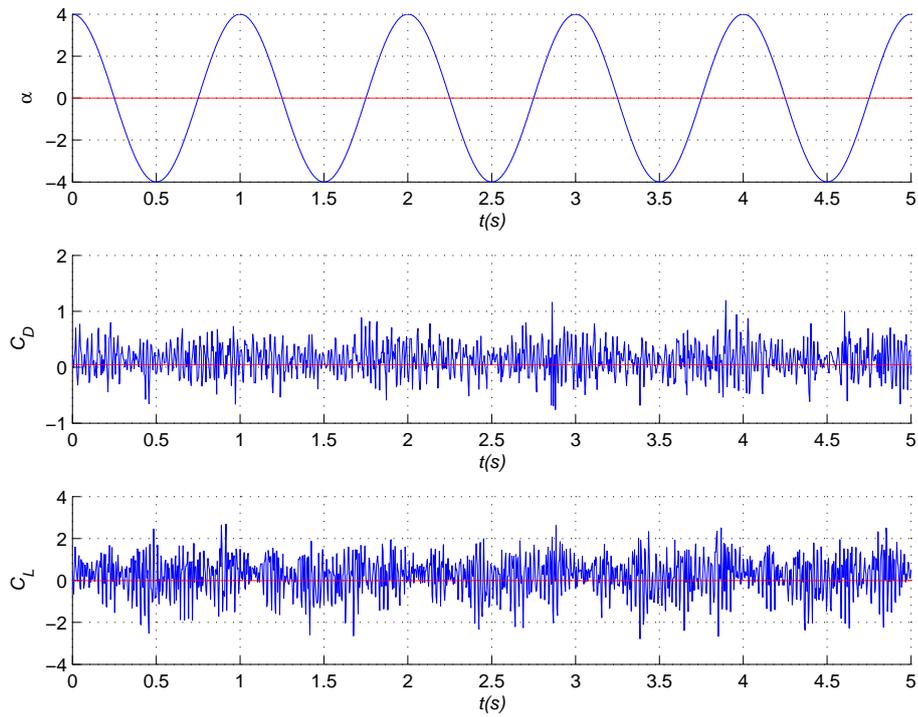


Figura A.4: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

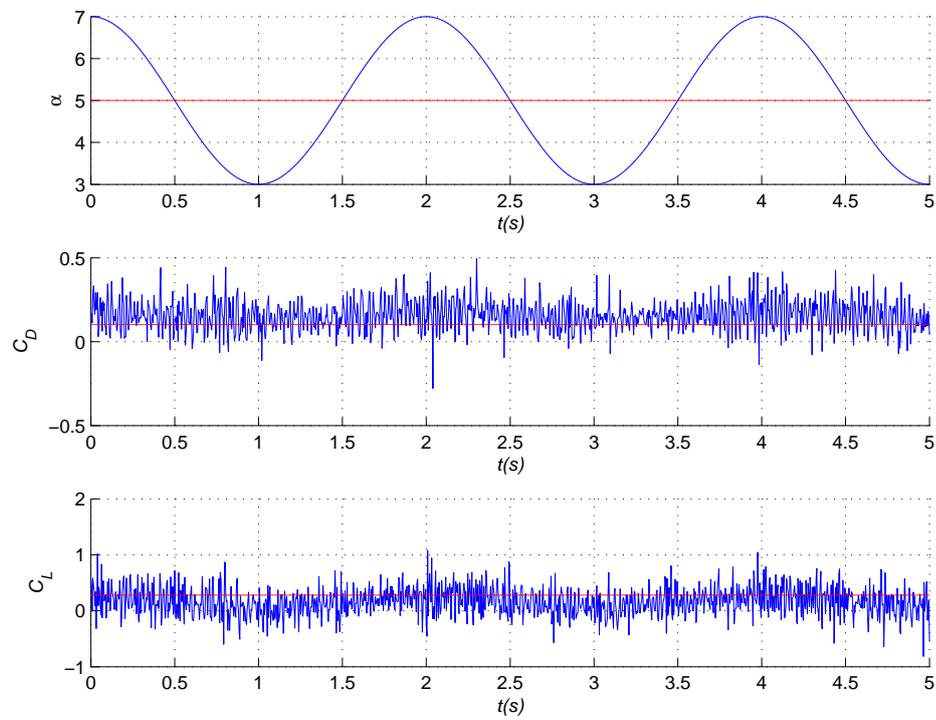


Figura A.5: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

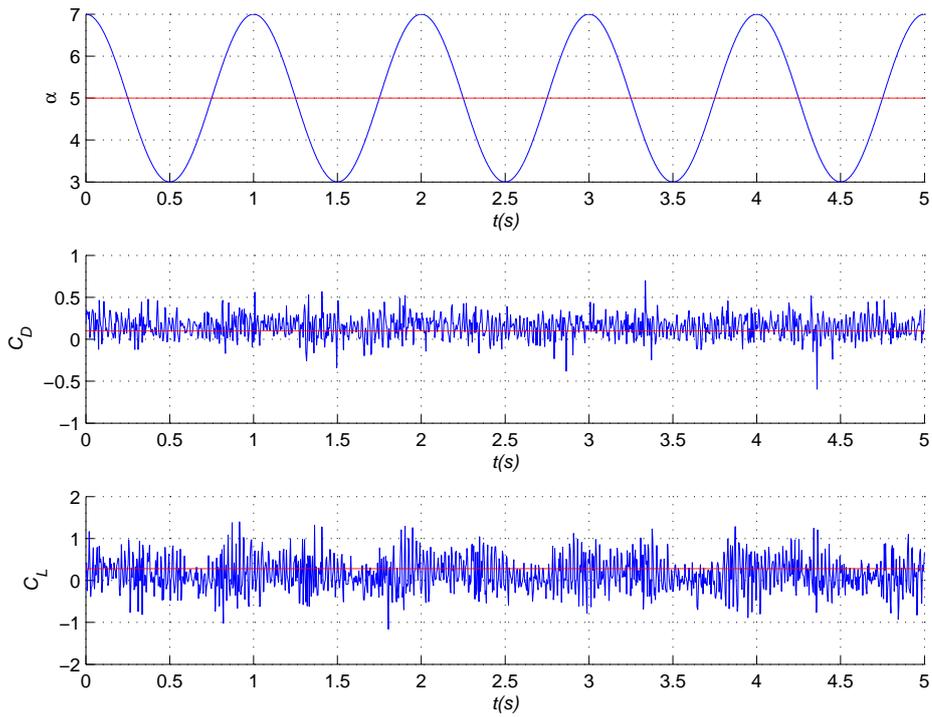


Figura A.6: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

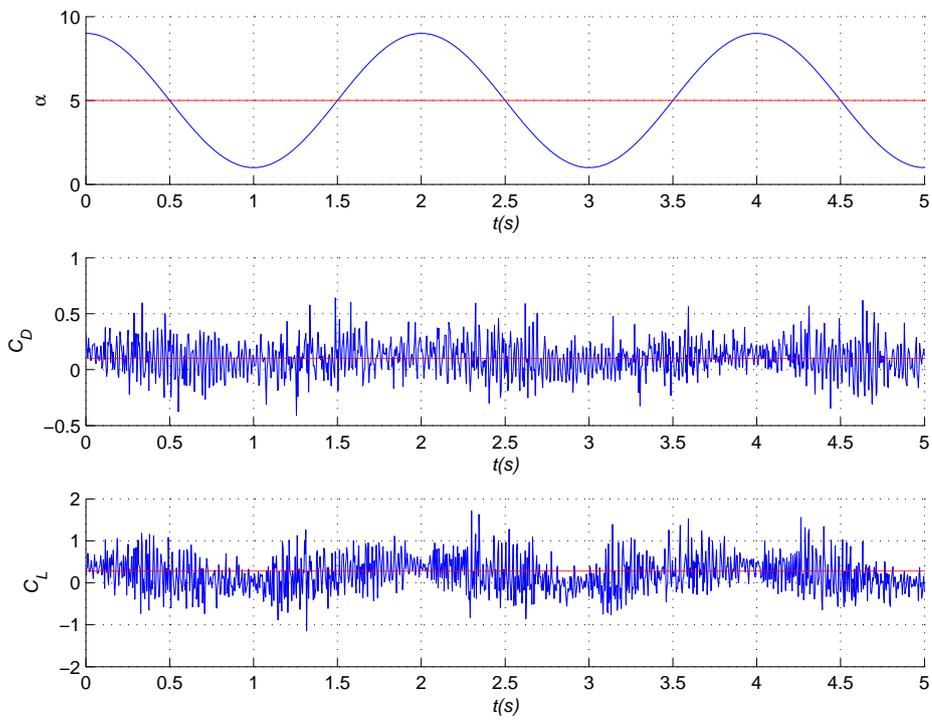


Figura A.7: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

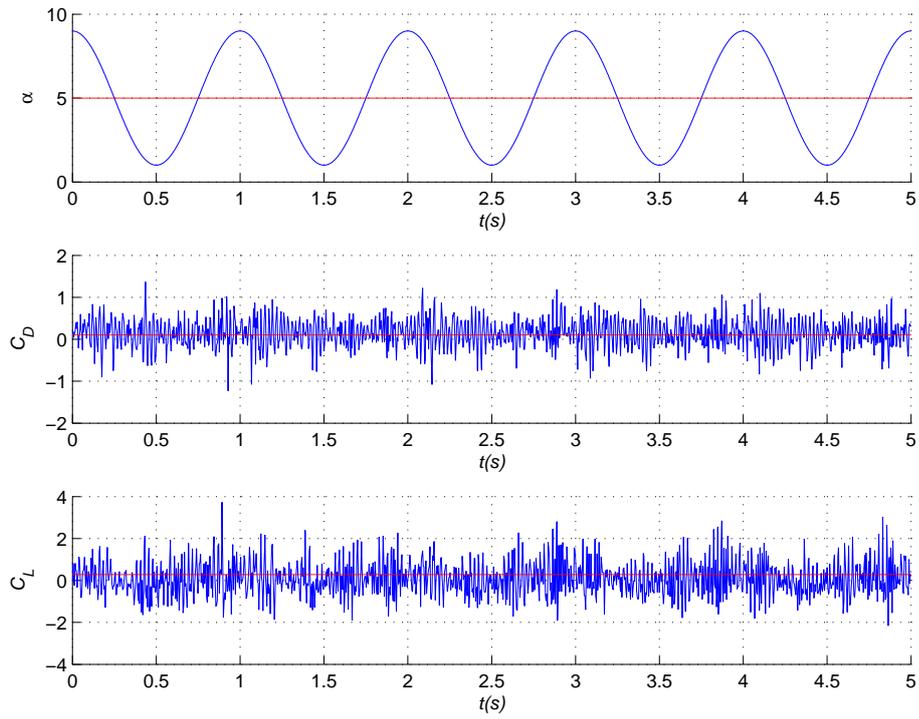


Figura A.8: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

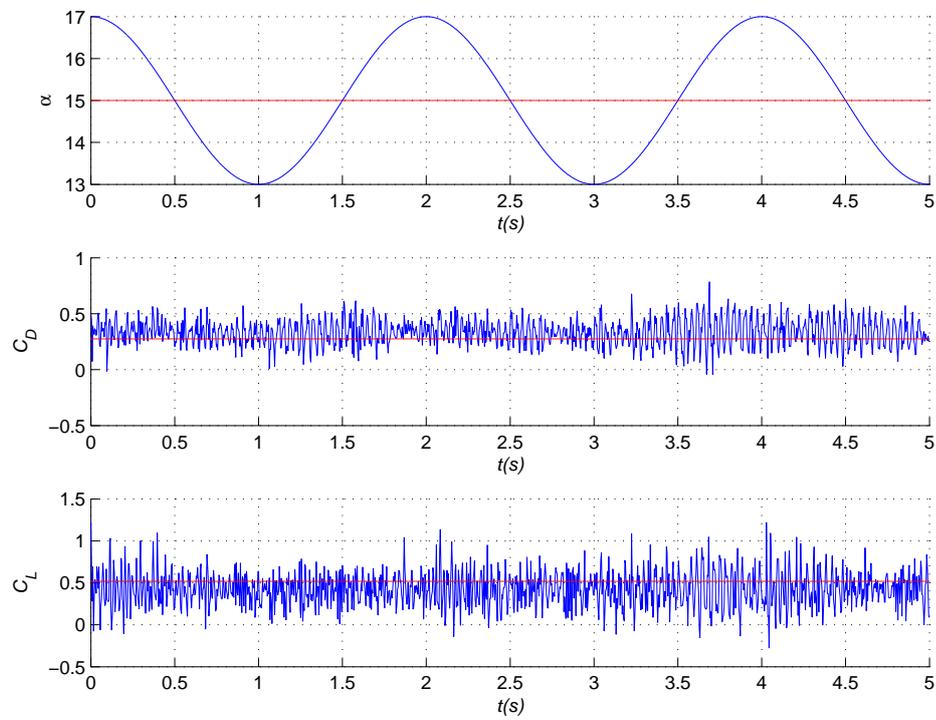


Figura A.9: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

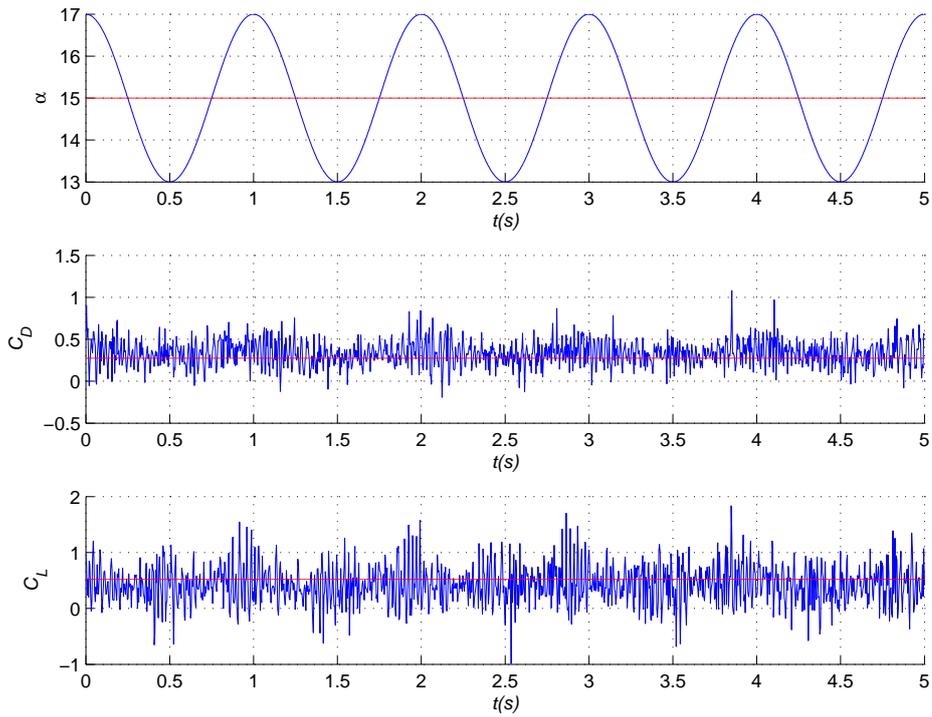


Figura A.10: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

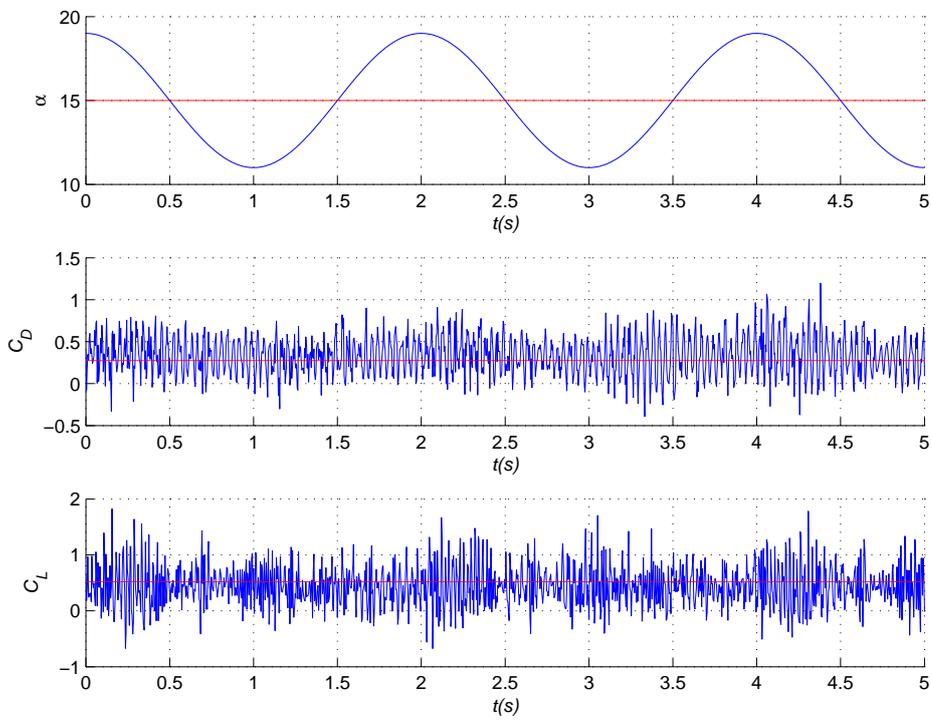


Figura A.11: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

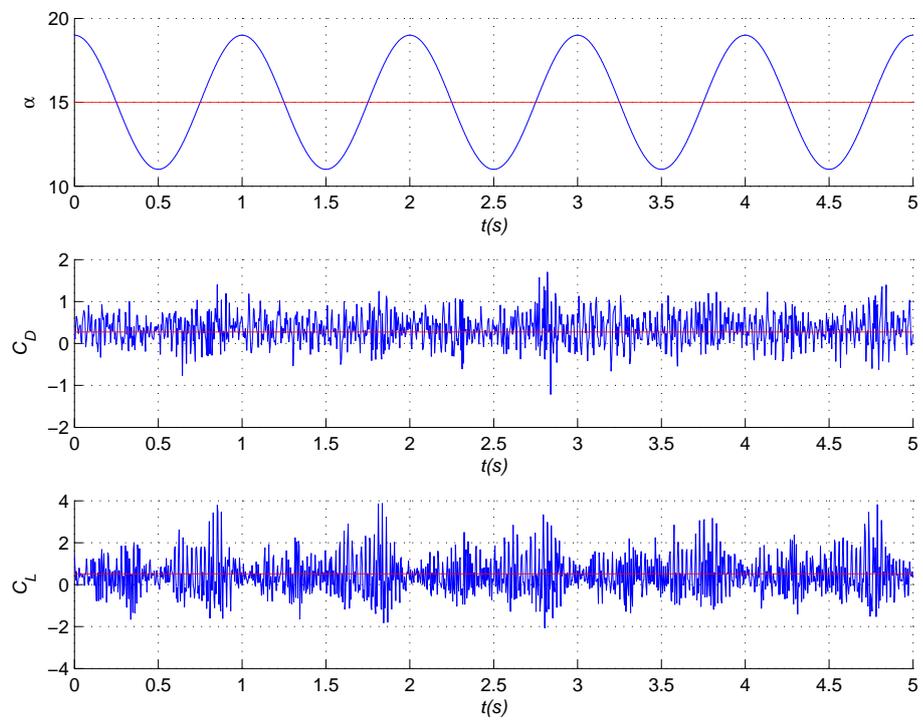


Figura A.12: $Re = 6,52 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

Apéndice B

Ensayos para $Re = 9,74 \cdot 10^4$

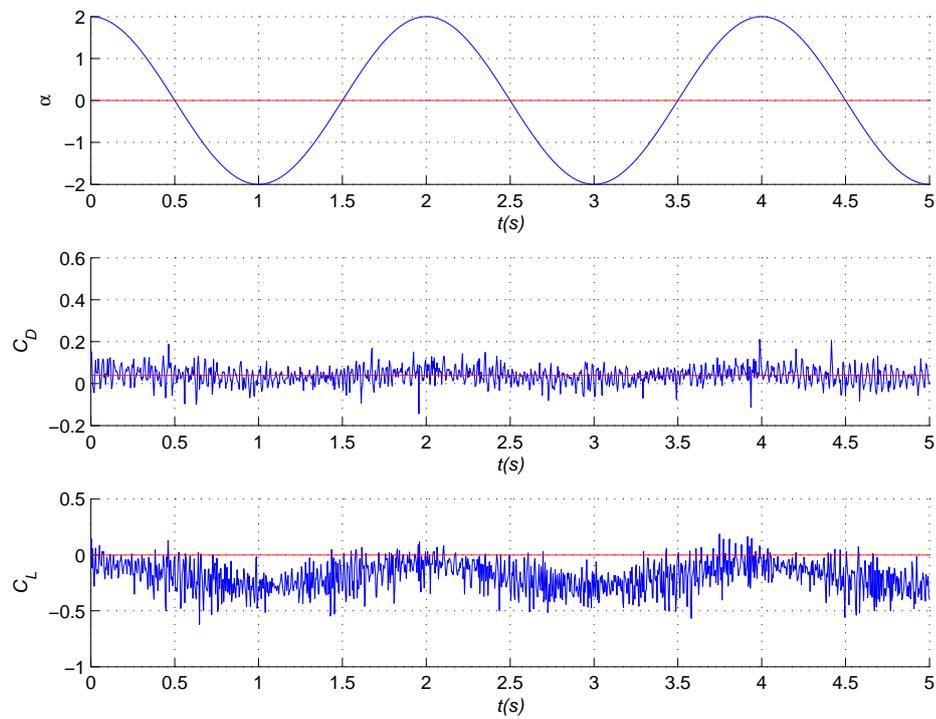


Figura B.1: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

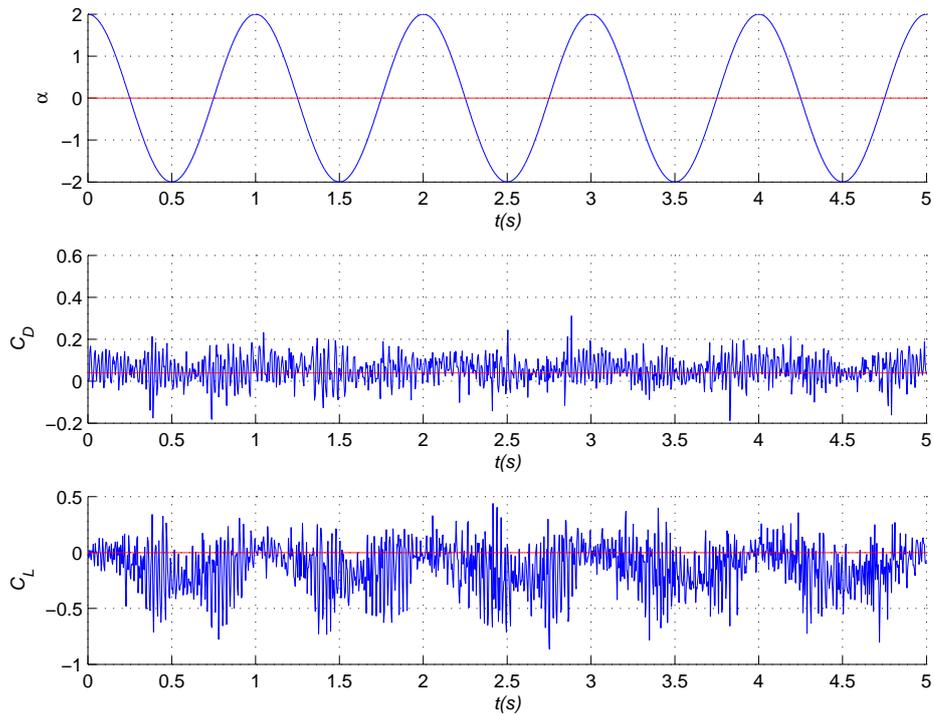


Figura B.2: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

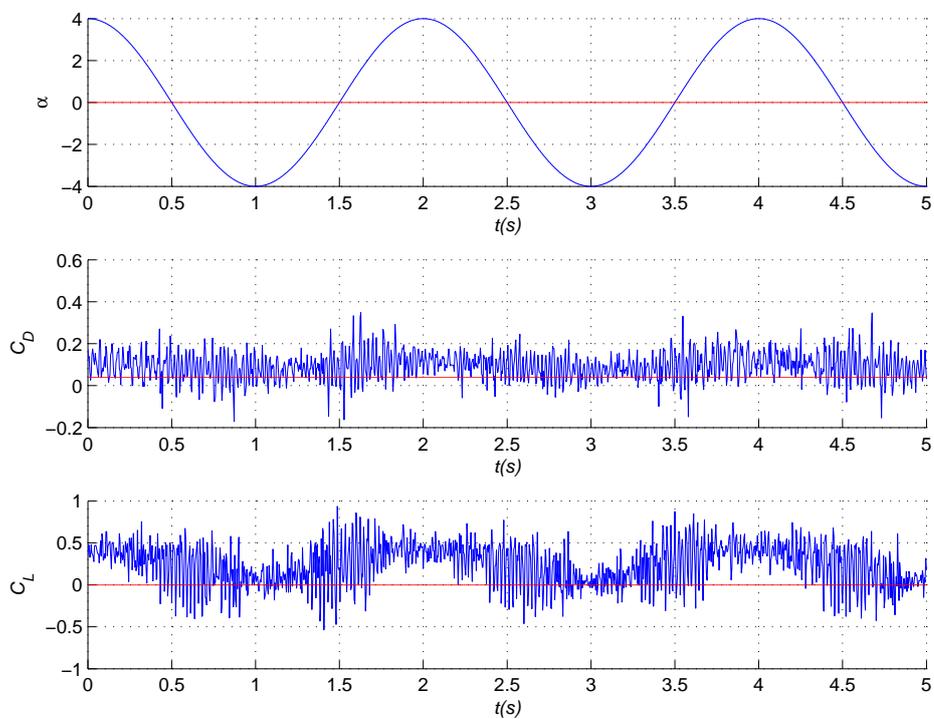


Figura B.3: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

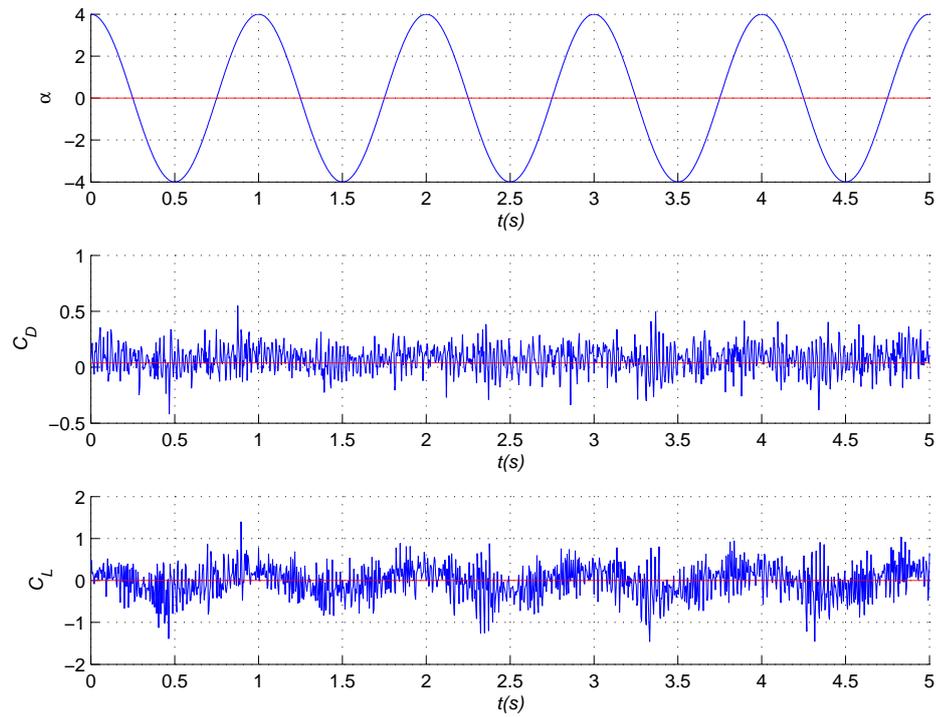


Figura B.4: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

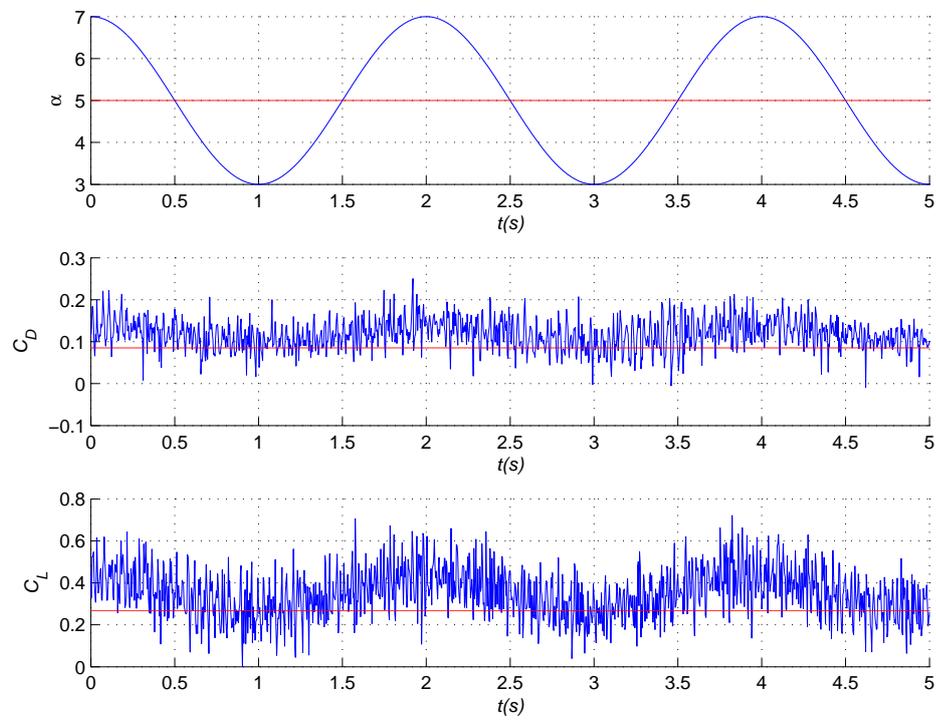


Figura B.5: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

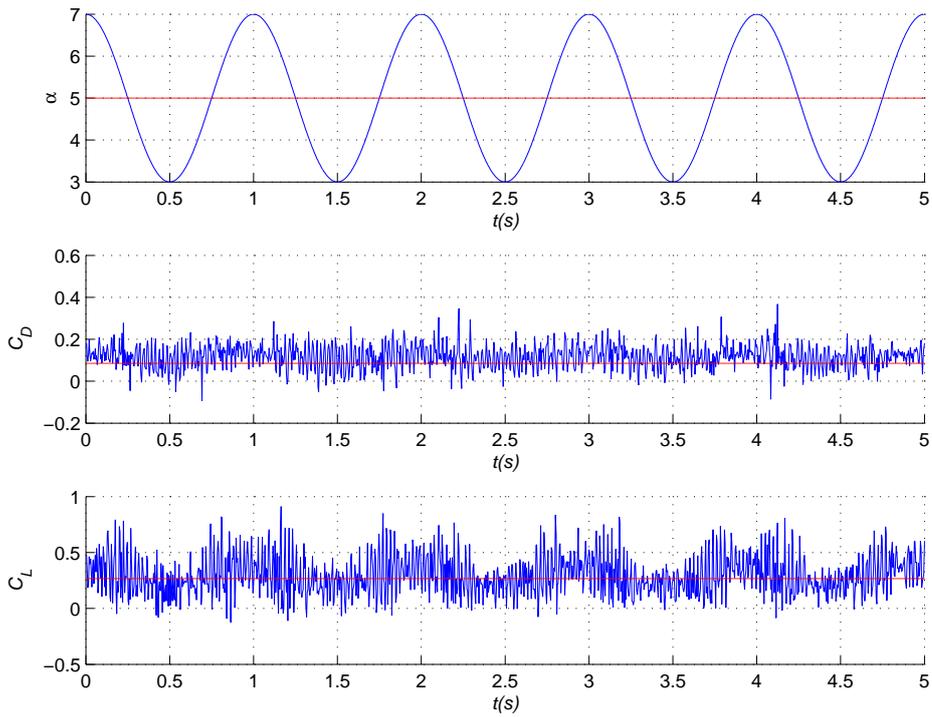


Figura B.6: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

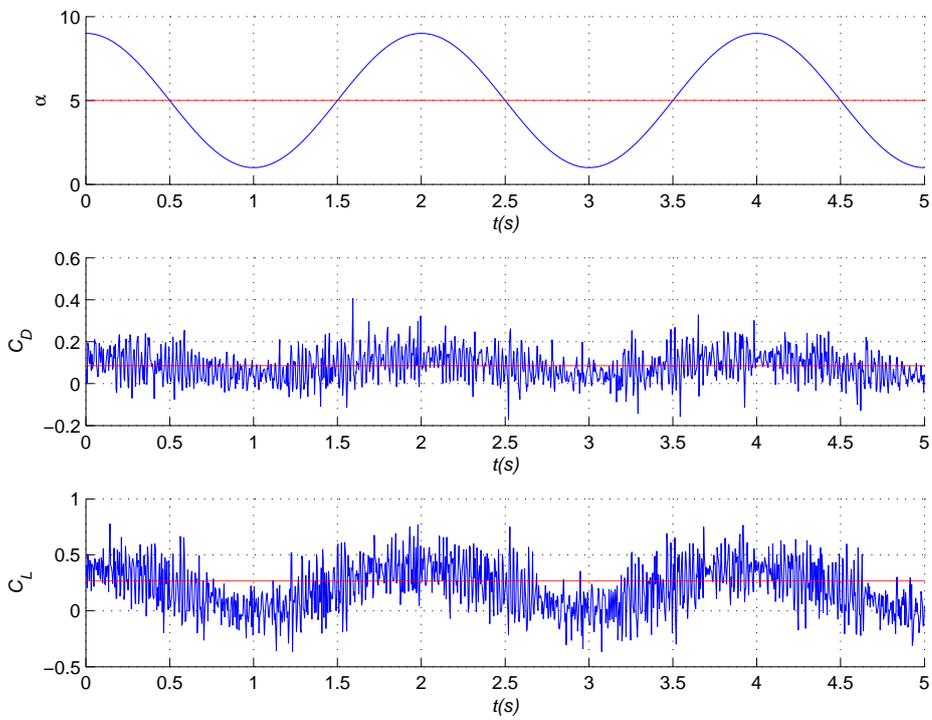


Figura B.7: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

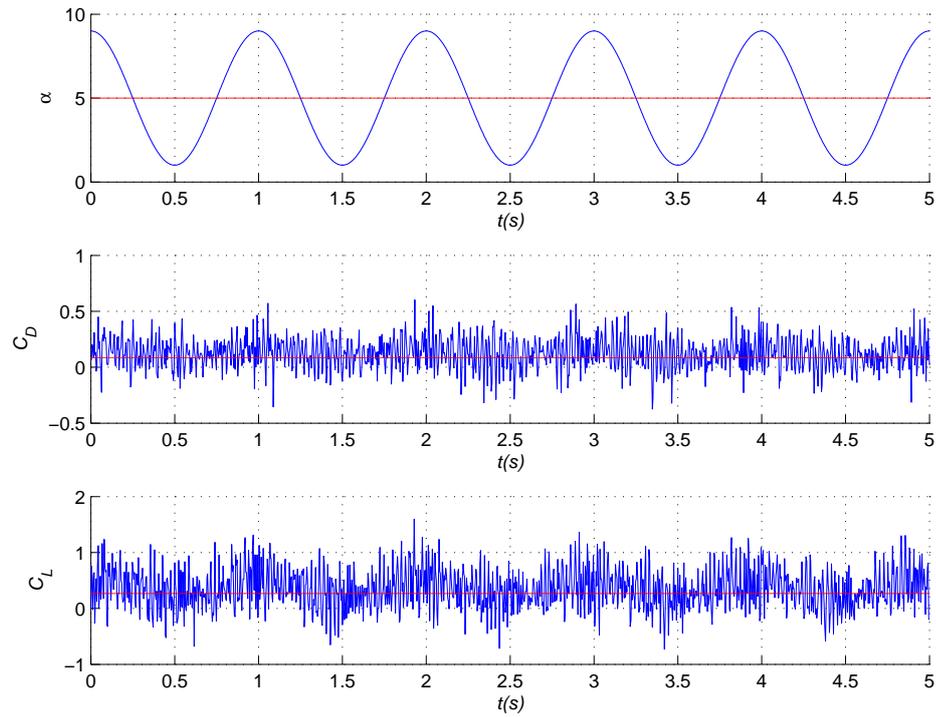


Figura B.8: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

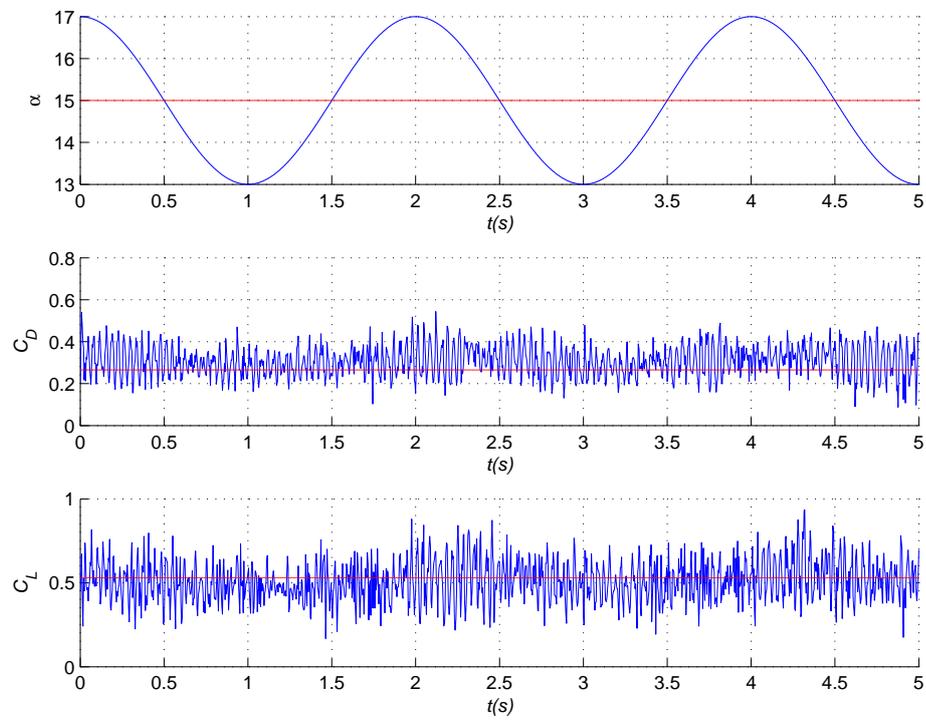


Figura B.9: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

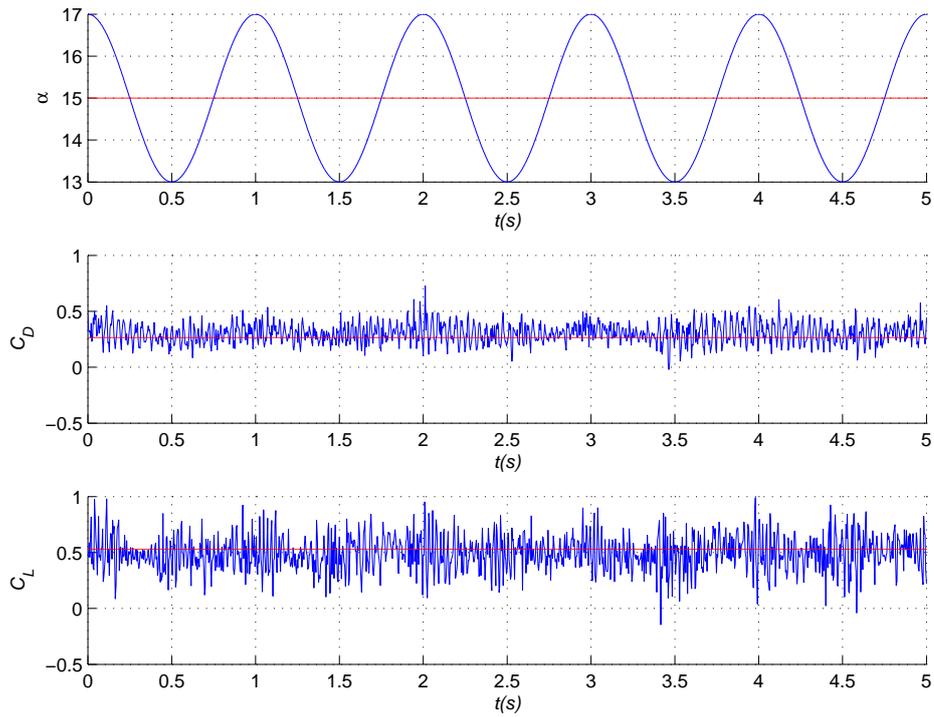


Figura B.10: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

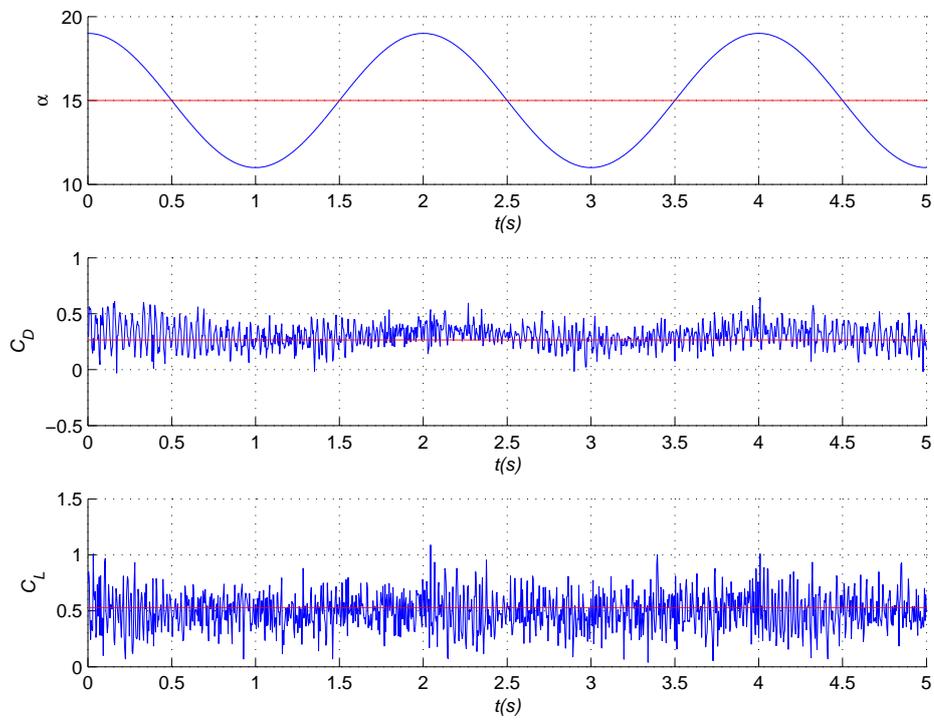


Figura B.11: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

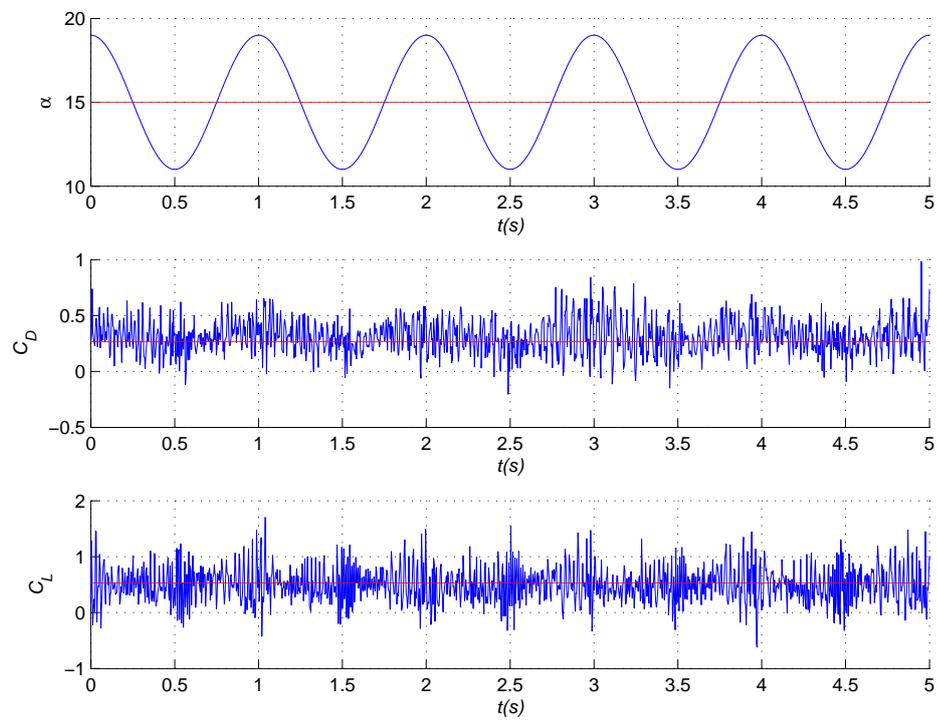


Figura B.12: $Re = 9,74 \cdot 10^4$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

Apéndice C

Ensayos para $Re = 1,28 \cdot 10^5$

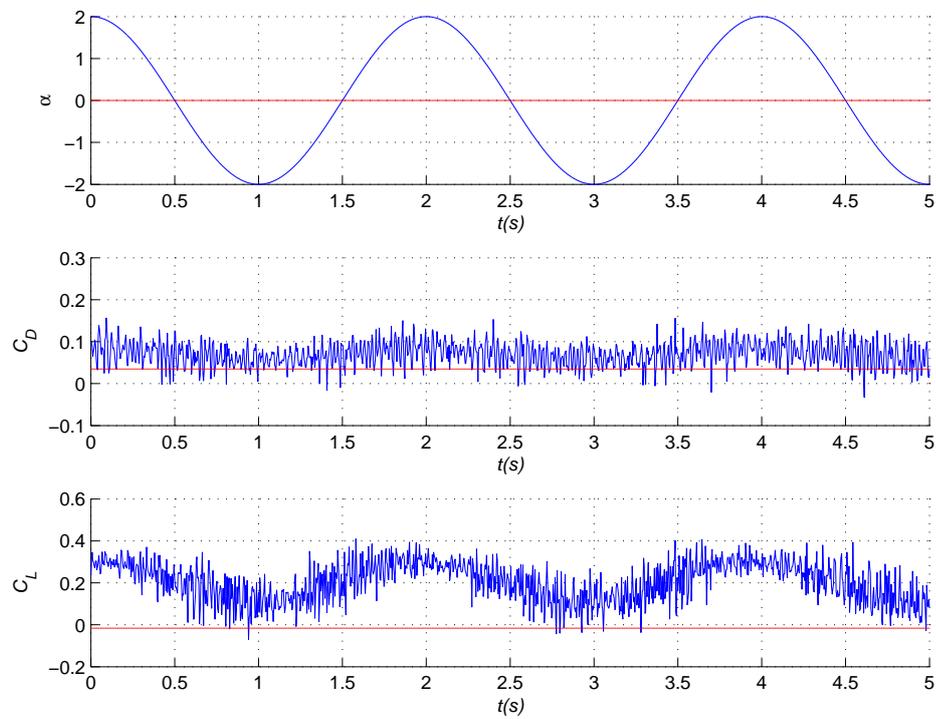


Figura C.1: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

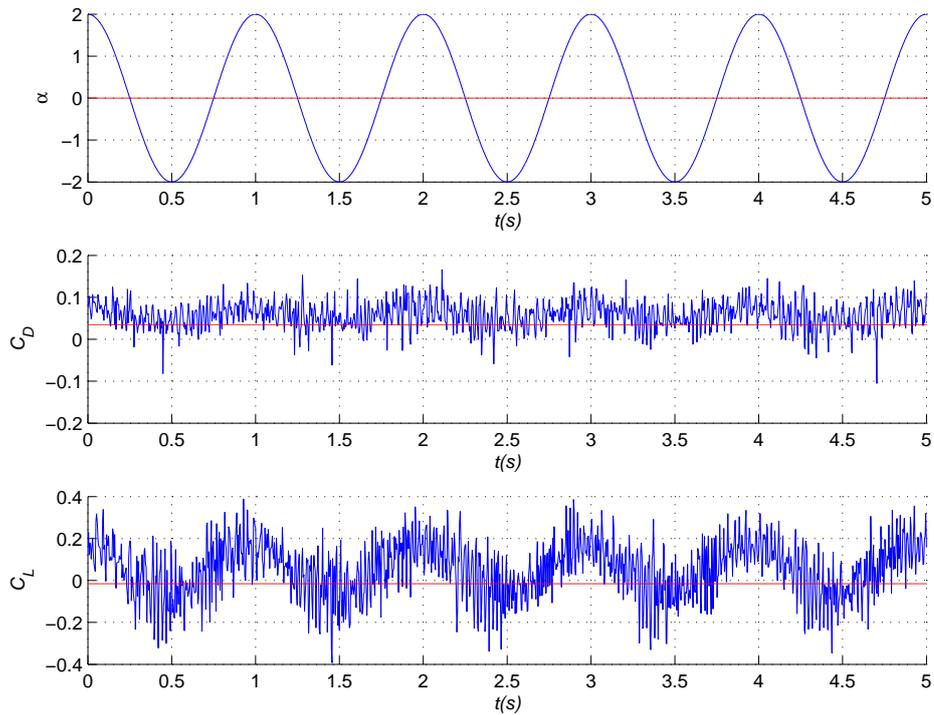


Figura C.2: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

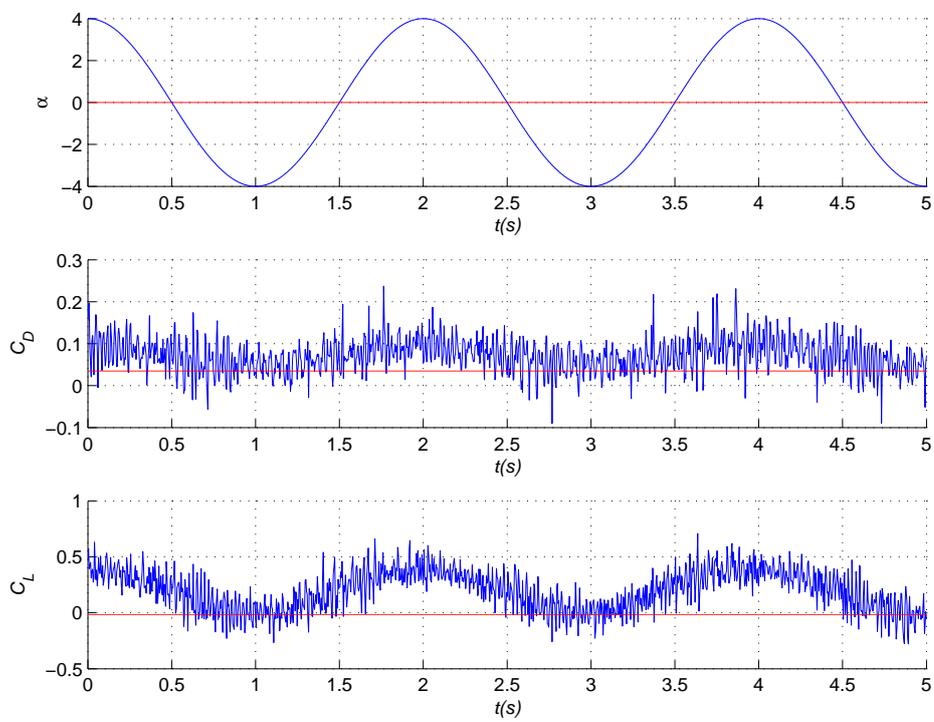


Figura C.3: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

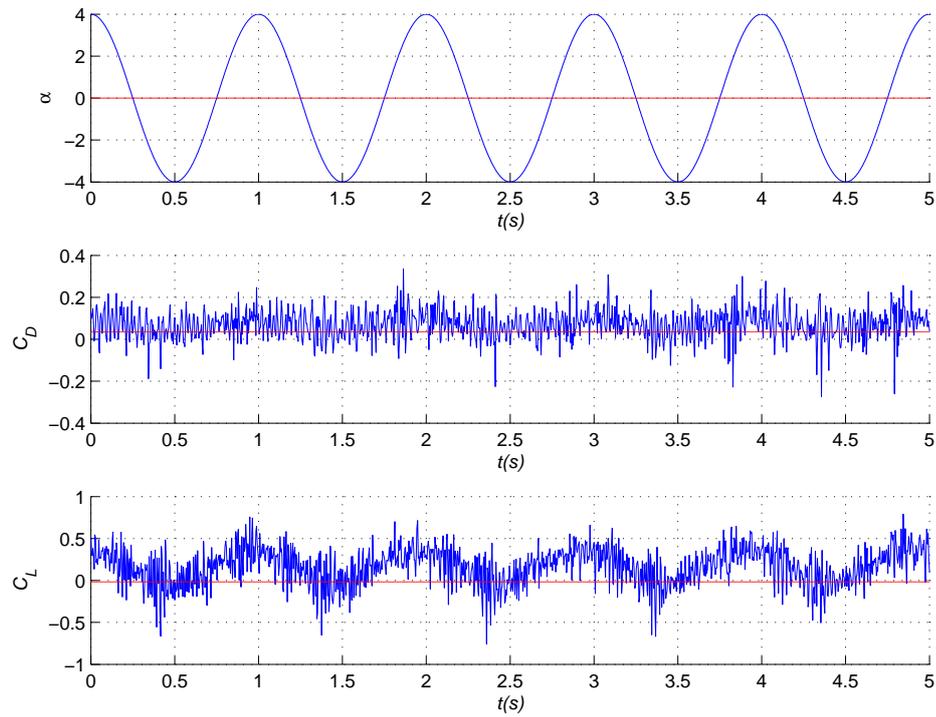


Figura C.4: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 0$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

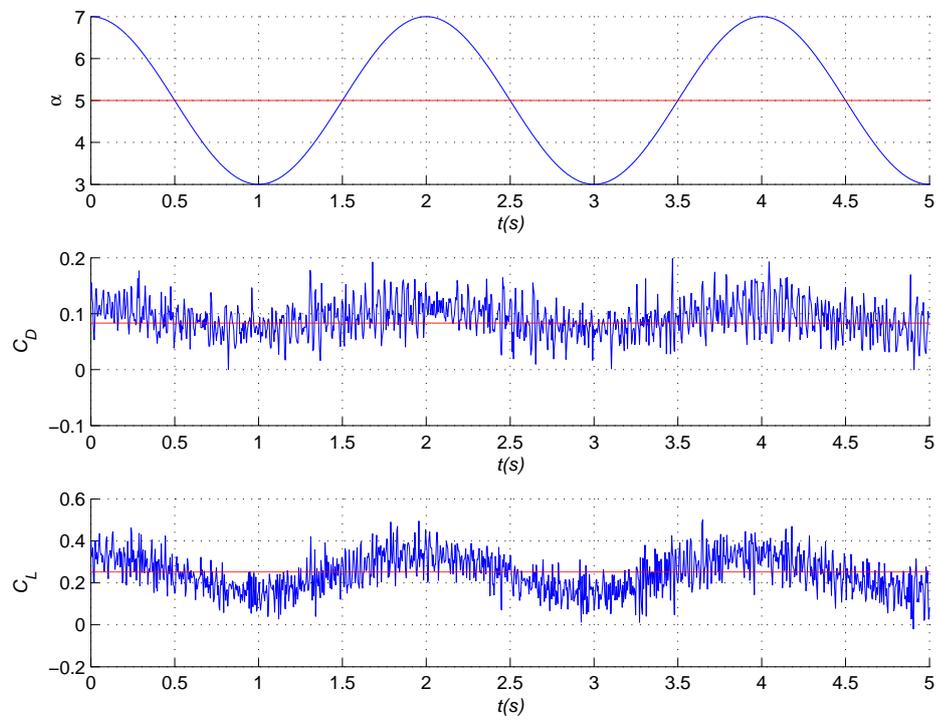


Figura C.5: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

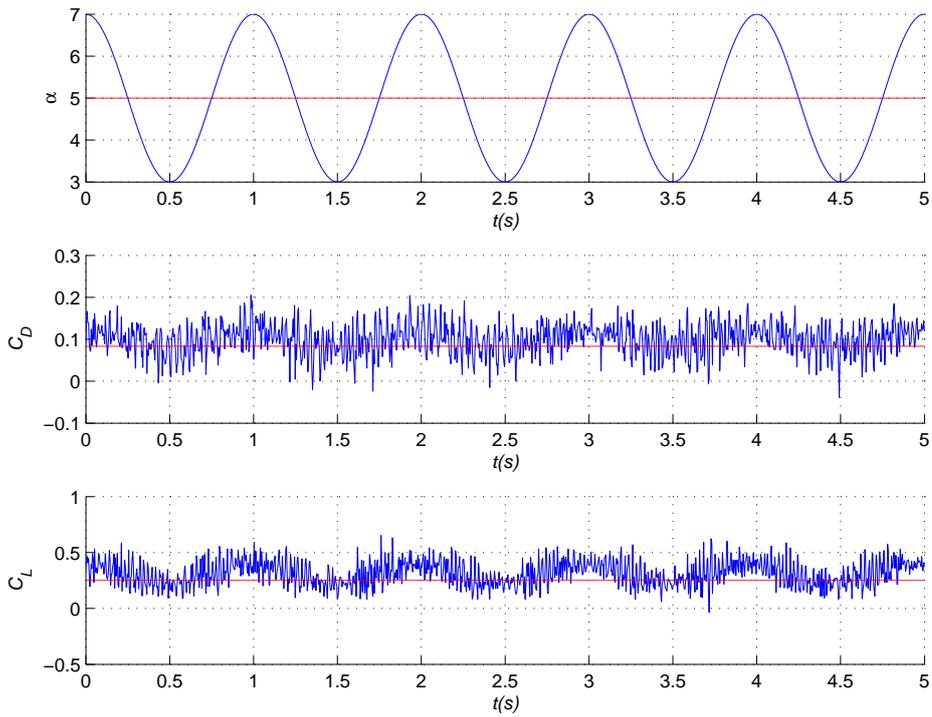


Figura C.6: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

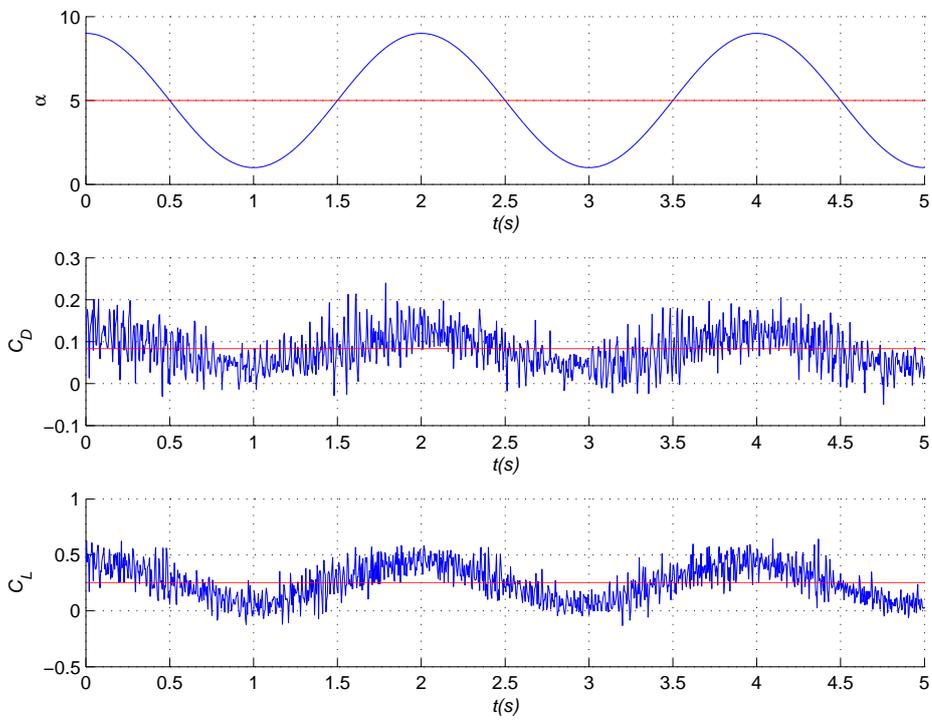


Figura C.7: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

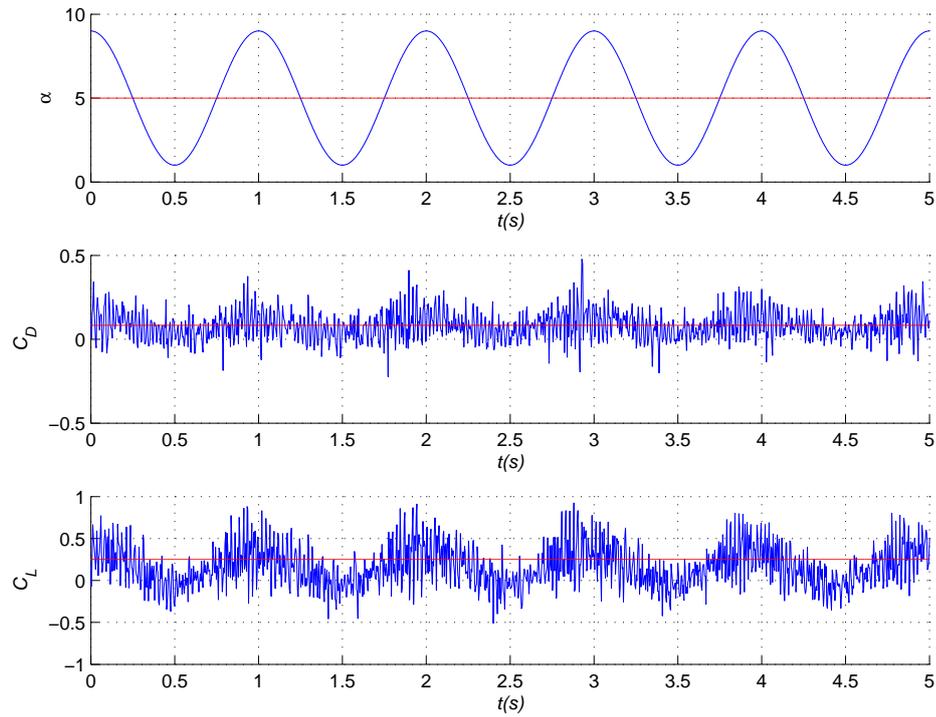


Figura C.8: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 5$, $A = 4$ y $f = 1Hz$

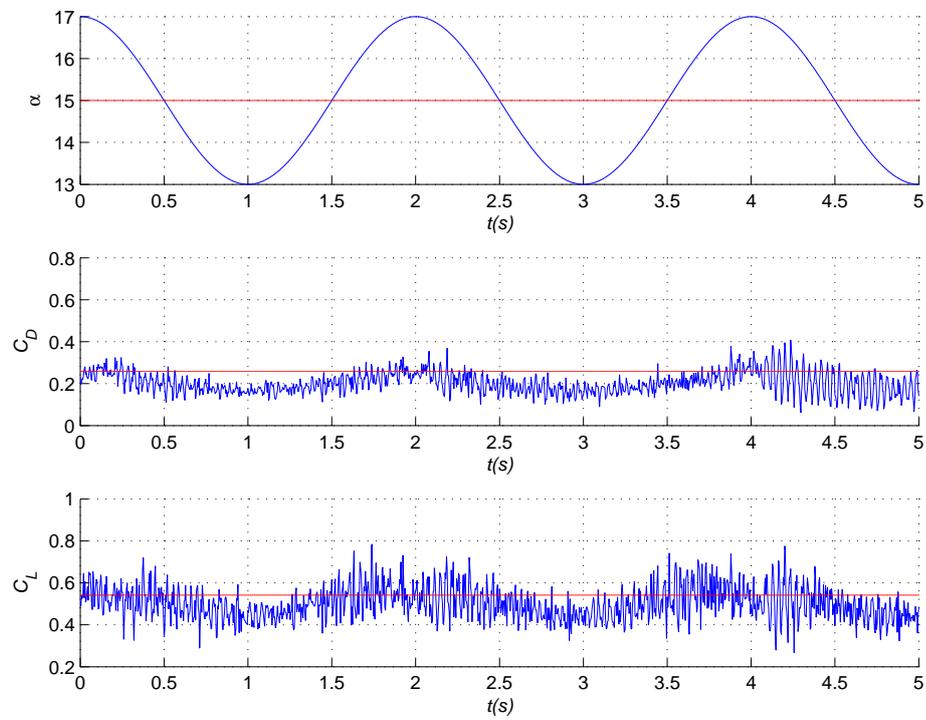


Figura C.9: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 0,5Hz$

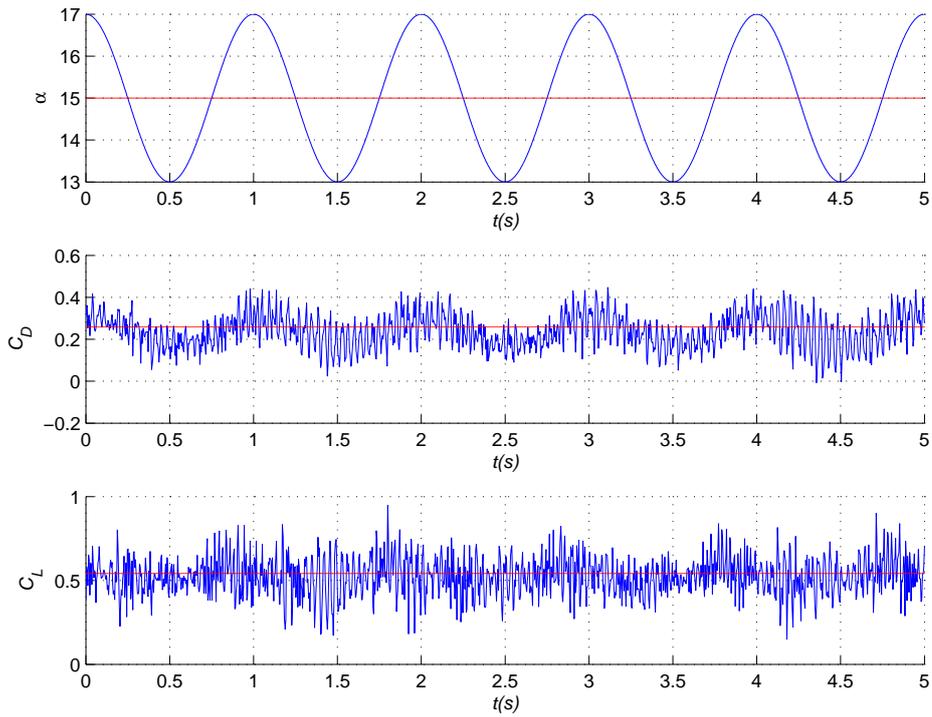


Figura C.10: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 2$ y $f = 1Hz$

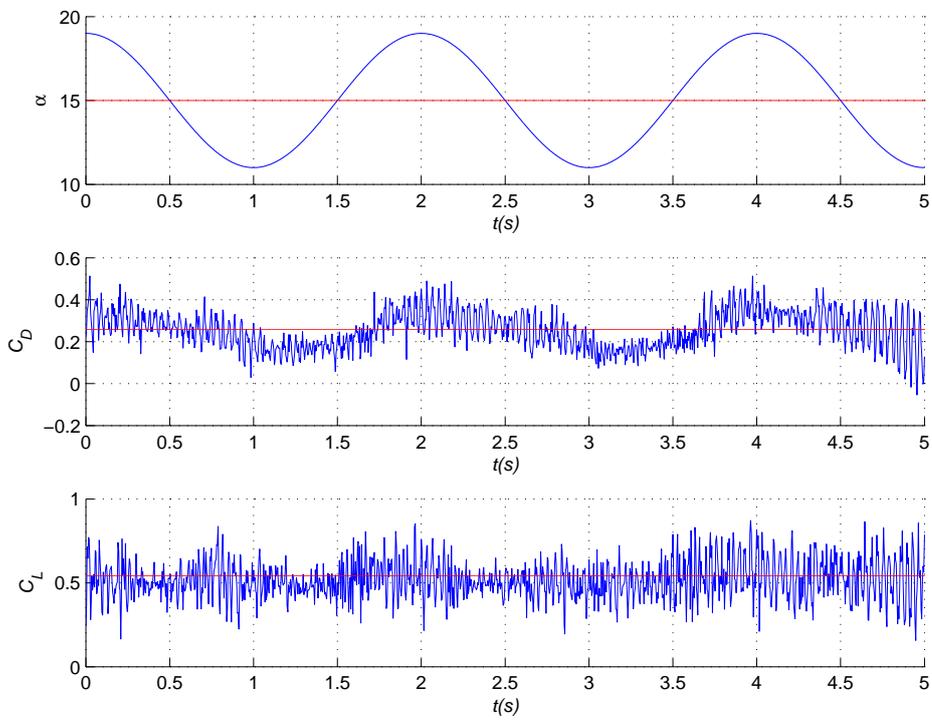


Figura C.11: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 0,5Hz$

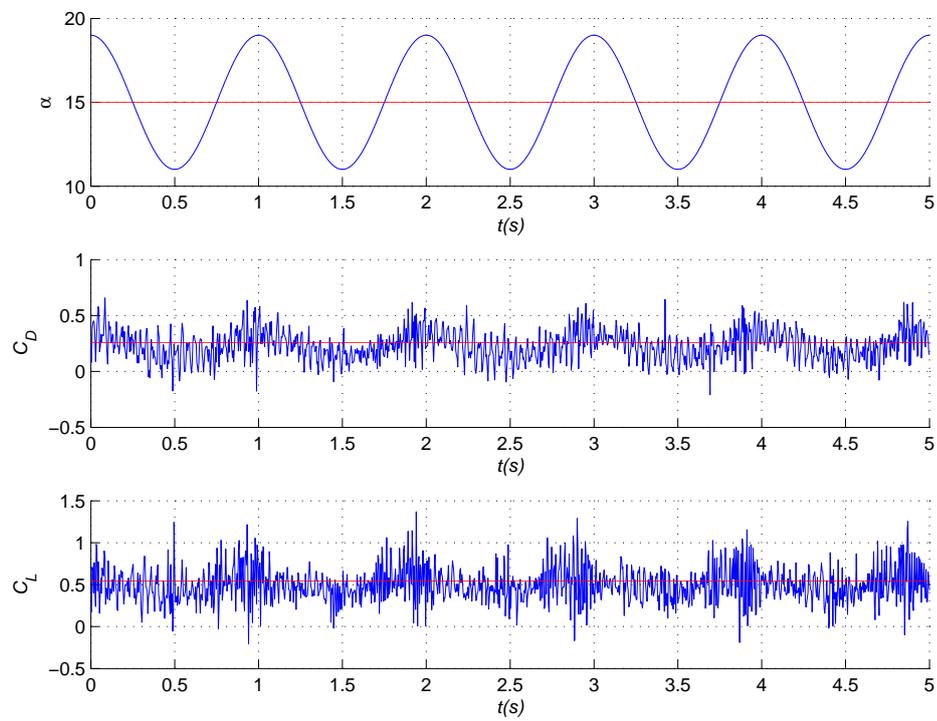


Figura C.12: $Re = 1,28 \cdot 10^5$, $\alpha = 15$, $A = 4$ y $f = 1Hz$