



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

DEPARTAMENTO DE MÁQUINAS Y MOTORES TÉRMICOS

# Implementación de nuevas técnicas de medida en un túnel de viento subsónico para bajo número de Reynolds

---

Autor: Andrés Cremades Botella

Tutor: Luis Miguel García Cuevas González

Cotutor: Pedro Manuel Quintero Igeño

---

Máster en Ingeniería Aeronáutica

Julio del 2019



*... aprender a navegar sin haber  
visto nunca el mar...  
- Sharif Fernández*



# Agradecimientos

La frase de inicio del documento muestra el desafío que ha supuesto la realización de este trabajo, en el que ha sido necesario implementar soluciones sin conocer la herramienta necesaria para ello. Para la superación de este reto, quiero agradecer la colaboración de mis tutores Luis Miguel y Pedro. Pero sobre todo de Pau que ha dedicado tantas horas a ayudarme con las campañas de ensayos en el túnel de viento.

También quiero dar las gracias a todos los profesores y técnicos y personal del instituto que sin estar directamente implicados en el proyecto siempre han ofrecido su ayuda.

Por otro lado, me siento totalmente agradecido con todas las personas que me han apoyado a nivel personal. A mis familiares y amigos. A los que ya no están y los que siguen estando. A los que me han marcado el camino y a los que me siguen enseñando como luchar por los sueños. Muchas gracias a todos por siempre estar ahí.

Finalmente, al equipo de HermesUPV que siempre ayuda a mantener la motivación y la ilusión por nuestro trabajo.



# Resumen

En este documento se presenta el desarrollo de diferentes métodos para realizar mediciones en túnel de viento. Estos métodos se dividen entre aquellos que miden las cargas sobre el modelo y los no intrusivos que miden fenómenos mediante técnicas ópticas. En lo relativo al primer caso, se diseña un sistema de anclaje y posicionamiento portátil para una balanza de 6 ejes. Se incluye tanto el diseño de los mecanismos como el de la estructura de sistemas de seguridad y protección del equipo. Por otro lado, se crean herramientas para la aplicación de medidas visuales sobre los experimentos en el túnel de viento. La primera de ellas emplea la visión artificial para digitalizar la geometría de las maquetas fabricadas. En segundo lugar, se desarrolla un programa informático para procesar imágenes procedentes de interferometría óptica en película de aceite. Finalmente, se implementa la detección de deformaciones en la sección de punta de ala de una placa plana empotrada por uno de sus extremos. Este procedimiento experimental se valida mediante el uso de un acelerómetro y se compara con resultados CFD bidimensionales y teóricos con polares estacionarias no lineales.

**Palabras clave:** túnel de viento, visión artificial, balanza, aeroelasticidad, CFD, Matlab, OpenCV, Star-CCM+, Fusion 360, OFI



# Abstract

In this document different wind tunnel measuring methods are developed. These methods are divided into aerodynamic loads measuring methods and artificial vision measuring procedures. Relatively to loads measuring methods, a fastening and positioning system for a 6 axis load cell is implemented. In this document the design of the mechanism, the structure and safety systems is shown. On the other hand, artificial vision processing tools for aerodynamic test in the wind tunnel are developed. The first one is the application of the artificial vision to digitalise the geometry of an airfoil. In the second place, a processing software for oil film interferometry is developed. Finally, the detection of the strain of the tip section of a flat plate wing, which is a cantilever beam, is implemented. This experimental procedure is validated using an accelerometer and the results are discussed and compared to CFD simulations and theoretical integration of the equations assuming stationary and non-linear polar.

**Key words:** wind tunnel, artificial vision, load cell, aeroelasticity, CFD, Matlab, OpenCV, Star-CCM+, Fusion 360, OFI



# Resum

En aquest document es presenta el desenvolupament de diferents mètodes per a la realització de mesuraments en túnel de vent. Aquests mètodes es divideixen en els que mesuren les cargues sobre el model i els no intrusius que mesuren fenòmens mitjançant tècniques òptiques. Respecte al primer cas, es dissenya un sistema de ancoratge portàtil per a una balança de 6 eixos. S'inclou tant el disseny dels mecanismes com el de l'estructura de sistemes de seguretat i protecció de l'equipament. Per altra banda, es crea eines per a l'aplicació de mesures visuals sobre els experiments en el túnel de vent. La primera d'elles és la utilització de la visió artificial per a digitalitzar la geometria de les maquetes fabricades. En segon lloc, es desenvolupa un programa informàtic per a processar imatges procedents d'interferometria òptica en pel·lícula d'oli. Finalment, s'implementa la detecció de deformacions en la secció de punta d'ala d'una placa plana encastada per un dels extrems. Aquest procediment experimental es valida mitjançant l'ús d'un acceleròmetre i es compara amb resultats CFD bidimensionals i teòrics amb polars estacionàries no lineals.

**Paraules clau:** túnel de vent, visió artificial, balança, aeroelasticitat, CFD, Matlab, OpenCV, Star-CCM+, Fusion 360, OFI



# Índice de figuras

2.1.	Túnel de viento desarrollado por los hermanos Wright. . . . .	5
2.2.	Túnel de viento subsónico abierto. . . . .	7
2.3.	Túnel de viento subsónico cerrado. . . . .	7
2.4.	Ejemplo de honeycomb. [9] . . . . .	8
2.5.	Pieza que soporta los elementos de laminado del aire. . . . .	8
2.6.	Campana de contracción del túnel de viento. . . . .	9
2.7.	Croquis de la sección de medida del túnel empleado en el documento. . . . .	9
2.8.	Primer difusor del túnel de viento. . . . .	10
2.9.	Ventilador del túnel de viento. . . . .	10
2.10.	Codo del túnel de viento. . . . .	11
2.11.	Vista en planta del túnel de viento . . . . .	11
3.1.	Burbuja de recirculación sobre el perfil. [2] . . . . .	14
3.2.	comparación del CP sin viscosidad. [3] . . . . .	15
3.3.	Esquema del algoritmo para la obtención de la geometría de perfiles. . . . .	16
3.4.	Procesamiento de la imagen: lectura, canal rojo y binarización . . . . .	17
3.5.	Procedimiento de obtención de los contornos del perfil. . . . .	21
3.6.	Comparación de la geometría fabricable 1 con la geometría real. . . . .	22
3.7.	Comparación de la geometría ideal con la geometría modificada para su fabricación. . . . .	22
3.8.	Comparación de la geometría fabricable 2 con la geometría modificada para su fabricación. . . . .	22
3.9.	Comparación de las curvas aerodinámicas de las distintas geometrías del perfil SD 7003. . . . .	26
3.10.	Comparación de la distribución de la presión y la fricción sobre los distintos perfiles. . . . .	27
4.1.	Grados de libertad de la balanza en el montaje. . . . .	31
4.2.	Soportes para distinto tipo de balanza. [1]. . . . .	32
4.3.	Croquis de la transmisión mediante engranajes. . . . .	37
4.4.	Mecanismo tornillo sin fin - corona. . . . .	39
4.5.	Geometría inicial del fusible mecánico de la balanza. . . . .	40
4.6.	Posicionamiento de los finales de carrera. . . . .	41
4.7.	Estructura de protección de la balanza. . . . .	41
4.8.	Escuadra para la unión de elementos perpendiculares en la balanza. . . . .	42
4.9.	Unión de la escuadra a una viga empleando tornillos de cabeza cilíndrica con muesa hexagonal y tuerca en forma de martillo. . . . .	42
4.10.	Unión del eje a los planos sobre los que rota. . . . .	43
5.1.	Comparación del modelo lineal con el de Lax-Wendroff. [1] . . . . .	46
5.2.	Visualización de la superposición de ondas. [2] . . . . .	47

5.3.	Esquema del algoritmo empleado para la detección y ajuste de las franjas. . . . .	48
5.4.	Ejemplo del funcionamiento del algoritmo para procesar datos de interferometría. En estas imágenes se asume que 1 $\mu\text{m}$ equivale a 1 píxel. . . . .	50
5.5.	Imágenes sintéticas para una evolución de la fricción con el tiempo. . . . .	51
6.1.	Solar tracker de la planta de producción fotovoltaica de Sevilla. . . . .	55
6.2.	Croquis de la placa empleada en los ensayos. . . . .	56
6.3.	Esquema de las fuerzas consideradas en el modelo. . . . .	57
6.4.	Esquema del modelo bidimensional con 2 gdl. . . . .	57
6.5.	Representación de las partes real e imaginaria de los autovalores del sistema. . . . .	60
6.6.	Esquema del modelo bidimensional con 1 gdl. . . . .	61
6.7.	Modos de la respuesta estructural de la placa plana. . . . .	68
6.8.	Esquema del procedimiento seguido durante el cálculo CFD. . . . .	72
6.9.	Esquema del dominio empleado en el análisis CFD. . . . .	73
6.10.	Tipos de celda de la malla overset [5]. Celdas activas en cian y amarillo, celdas pasivas en azul oscuro, celdas donator en verde y acceptors en rojo. . . . .	74
6.11.	Polar bidimensional de la placa plana entre $-90^\circ$ y $90^\circ$ . . . . .	75
6.12.	Ejemplo de la discretización elegida. . . . .	75
6.13.	Velocidad adimensional en el caso estacionario. . . . .	76
6.14.	Condiciones de contorno del dominio. . . . .	77
6.15.	Respuesta temporal para 1 gdl y $2^\circ$ de ángulo de ataque inicial en función de la rigidez. . . . .	79
6.16.	Valores límite de la torsión para $2^\circ$ de ángulo de ataque inicial y 1 gdl. . . . .	80
6.17.	Ventana de Hamming . . . . .	80
6.18.	Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para 1 gdl. . . . .	81
6.19.	Respuesta temporal de la torsión para 2 gdl y $2^\circ$ de ángulo de ataque inicial en función de la rigidez. . . . .	82
6.20.	Respuesta temporal de la flecha para 2 gdl y $2^\circ$ de ángulo de ataque inicial en función de la rigidez. . . . .	83
6.21.	Valores límite de la torsión para $2^\circ$ de ángulo de ataque inicial y 2 gdl. . . . .	83
6.22.	Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para el modelo con 2 gdl. . . . .	84
6.23.	Valores límite de la torsión para $4^\circ$ de ángulo de ataque inicial y 1 gdl. . . . .	85
6.24.	Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para el modelo con 1 gdl. . . . .	85
6.25.	Valores límite de la torsión para $4^\circ$ de ángulo de ataque inicial y 2 gdl. . . . .	86
6.26.	Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para el modelo con 1 gdl. . . . .	87
6.27.	Cámara Phantom VEO. . . . .	88
6.28.	Esquema del tubo de pitot empleado. . . . .	89
6.29.	Croquis de un acelerómetro piezoeléctrico [11] . . . . .	90
6.30.	Esquema de los encastres empleados en los ensayos en el túnel de viento. . . . .	91
6.31.	Ejemplo de imagen tomada durante el ensayo. . . . .	92
6.32.	Montaje completo del experimento en túnel de viento. . . . .	92
6.33.	Diagrama de la metodología de trabajo. . . . .	93
6.34.	Estructura principal del algoritmo seguido para el procesamiento de datos. . . . .	96
6.35.	Ejemplo de zona de búsqueda de puntos. . . . .	97
6.36.	Ventana de Hamming . . . . .	98
6.37.	Diagrama de flujo de la función de detección de puntos. . . . .	99

6.38. Lectura de la imagen y maximización del contraste. . . . .	100
6.39. Algoritmo de la búsqueda de puntos mediante la variación del umbral. . . . .	102
6.40. Binarización de la imagen y detección de contornos. . . . .	103
6.41. Procesado de la imagen para la localización de los puntos. . . . .	106
6.42. Lectura de los datos experimentales para la geometría 3 y una velocidad de $20 \text{ ms}^{-1}$ . . . . .	107
6.43. Puntos tomados para ajustar la respuesta al desplazamiento medido con la cámara. . . . .	109
6.44. Planteamiento de los estados de fuerza necesarios para obtener la rigidez. . . . .	109
6.45. Comparación de la respuesta medida con la cámara con los modelos teóricos. . . . .	111
6.46. Comparación de la aceleración entre la cámara y el acelerómetro. . . . .	111
6.47. Curvas de respuesta media adimensional de las distintas geometrías. . . . .	113
6.47. Desprendimiento de torbellinos obtenido mediante la simulación CFD. . . . .	113
6.48. Comparación de las curvas CFD y teóricas para distintas inercias. . . . .	114
A.1. Construcción de la base de la balanza. . . . .	138
A.2. Construcción del apoyo de la balanza. . . . .	138
A.3. Montaje de la balanza. . . . .	139
A.4. Montaje de los platos superiores de la balanza. . . . .	139
A.5. Montaje de la bahía para el motor paso-paso. . . . .	140
A.6. Montaje de las sujeciones de ejes. . . . .	141
A.7. Montaje de los rodamientos. . . . .	141
A.8. Montaje de la corona. . . . .	142
A.9. Montaje del tornillo sin fin. . . . .	142
A.10. Montaje del eje de control de la maqueta. . . . .	143
A.11. Montaje del eje del tornillo sin fin. . . . .	144
A.12. Paso 38: Montaje de los finales de carrera. . . . .	144
A.13. Ensamblaje de los distintos módulos del bloque balanza. . . . .	145
A.14. Ensamblaje de la base de la estructura. . . . .	151
A.15. Ensamblaje de la caja de sujeción del eje de la balanza. . . . .	152
A.16. Ensamblaje de la caja de sujeción del eje de la balanza. . . . .	153
A.17. Ensamblaje de la base de la balanza. . . . .	154
A.18. Ensamblaje de la bandeja del motor . . . . .	155
A.19. Ensamblaje del eje del motor . . . . .	157
A.20. Ensamblaje del eje de adaptación de par y velocidad. . . . .	158
A.21. Ensamblaje del eje de adaptación de par y velocidad. . . . .	159
A.22. Ensamblaje del eje de adaptación de par y velocidad. . . . .	160
A.23. Ensamblaje de la tapadera superior y finales de carrera. . . . .	161
A.24. Ensamblaje final del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza. . . . .	162



# Índice de tablas

4.1.	Especificaciones de la balanza 6A154. . . . .	34
4.2.	Geometría de los engranajes. . . . .	37
4.3.	Datos del estudio estructural del diente de los engranajes. . . . .	38
4.4.	Datos del estudio estructural del diente de la transmisión tornillo sin fin a corona. . .	39
4.5.	Datos del estudio estructural del diente de la transmisión tornillo sin fin a corona. . .	39
5.1.	Datos empleados en el procesado de las imágenes sintéticas. . . . .	51
5.2.	Fricción para imágenes sintéticas. . . . .	52
6.1.	Geometrías estudiadas en el método de los elementos finitos. . . . .	67
6.2.	Frecuencias naturales de las distintas geometrías estudiadas mediante el método de los elementos finitos. . . . .	67
6.3.	Relación entre las rigideces de flexión y de torsión. . . . .	69
6.4.	Resultados del estudio de independencia de malla. . . . .	74
6.5.	Limitaciones de la cámara Phantom Veo 640L. . . . .	88
6.6.	Geometrías estudiadas en el método de los elementos finitos. . . . .	95
6.7.	Campaña definitiva de ensayos. . . . .	95
6.8.	Valor de los parámetros de control empleados para la geometría 2 y una velocidad de $17.5 \text{ m s}^{-1}$ . . . . .	100
8.1.	Software empleado en el trabajo. . . . .	122
9.1.	Valor económico de la programación del software de detección de puntos. . . . .	123
9.2.	Valor económico de la comparación de perfiles aerodinámicos. . . . .	123
9.3.	Valor económico del diseño de la balanza. . . . .	124
9.4.	Presupuesto del material para el sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza. . . . .	125
9.5.	Valor económico de la programación del software de interferometría. . . . .	125
9.6.	Valor económico de la programación del software de detección de puntos. . . . .	125
9.7.	Valor económico del procesado de datos en la detección de puntos. . . . .	125
9.8.	Valor económico de los ensayos en túnel de viento. . . . .	126
9.9.	Valor económico del cálculo CFD. . . . .	126
9.10.	Valor económico de la elaboración de documentos. . . . .	126
9.11.	Valor económico total del trabajo. . . . .	127



# Índice general

<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Trabajo realizado . . . . .	1
1.2. Estructura del trabajo . . . . .	2
1.3. Objetivos . . . . .	3
<b>2. Aproximación al túnel de viento</b>	<b>5</b>
<b>3. Digitalización de geometrías aplicada a perfiles aerodinámicos</b>	<b>13</b>
3.1. Introducción . . . . .	13
3.2. Perfiles de bajo número de Reynolds . . . . .	13
3.3. Características y capacidades del sistema . . . . .	15
3.4. Procesamiento de imágenes . . . . .	16
3.5. Comparación de las polares aerodinámicas . . . . .	23
3.5.1. Desarrollo teórico del método de los paneles . . . . .	23
3.5.2. Comparación de resultados . . . . .	25
3.6. Trabajos futuros . . . . .	28
3.7. Conclusión . . . . .	28
<b>4. Medida mediante balanza de 6 ejes</b>	<b>31</b>
4.1. Introducción . . . . .	31
4.2. Balanza de medición . . . . .	32
4.3. Características y capacidades del equipo . . . . .	33
4.4. Prediseño del sistema de anclaje y posicionamiento automático . . . . .	34
4.5. Trabajos futuros . . . . .	43
4.6. Conclusión . . . . .	43
<b>5. Oil Film Interferometry (OFI): software de análisis de imágenes</b>	<b>45</b>
5.1. Introducción . . . . .	45
5.2. Desarrollo teórico de la interferometría en capa de aceite . . . . .	45
5.3. Características y capacidades del sistema . . . . .	48
5.4. Procesado automático . . . . .	48
5.5. Procesado de imágenes sintéticas . . . . .	51
5.6. Trabajos futuros . . . . .	52
5.7. Conclusión . . . . .	52
<b>6. Medida de desplazamientos y deformaciones mediante técnicas ópticas</b>	<b>55</b>
6.1. Introducción . . . . .	55
6.2. Desarrollo teórico del problema . . . . .	56
6.2.1. Planteamiento del problema . . . . .	56

6.2.2.	Cálculo de la rigidez a torsión . . . . .	61
6.2.3.	Cálculo de la rigidez a flexión . . . . .	64
6.3.	Predicción de resultados mediante CFD . . . . .	69
6.3.1.	Introducción al modelo CFD . . . . .	69
6.3.2.	Metodología CFD . . . . .	70
6.3.3.	Resultados CFD . . . . .	78
6.4.	Procedimiento experimental . . . . .	87
6.4.1.	Introducción . . . . .	87
6.4.2.	Instrumentación . . . . .	87
6.4.3.	Descripción del experimento . . . . .	90
6.4.4.	Metodología de trabajo . . . . .	92
6.4.5.	Campaña de ensayos . . . . .	94
6.5.	Procesamiento de imágenes . . . . .	95
6.5.1.	Introducción . . . . .	95
6.5.2.	Marco teórico . . . . .	95
6.5.3.	Validación de los resultados . . . . .	108
6.6.	Comparación de resultados . . . . .	112
6.7.	Discusión de la técnica de medida . . . . .	114
6.8.	Trabajos futuros . . . . .	116
6.9.	Conclusión . . . . .	117
<b>7.</b>	<b>Conclusiones</b> . . . . .	<b>119</b>
<b>8.</b>	<b>Pliego de condiciones</b> . . . . .	<b>121</b>
8.1.	Condiciones de trabajo . . . . .	121
8.2.	Condiciones de los equipos informáticos . . . . .	122
<b>9.</b>	<b>Valor económico</b> . . . . .	<b>123</b>
9.1.	Introducción . . . . .	123
9.2.	Digitalización de perfiles con técnicas ópticas . . . . .	123
9.2.1.	Programación del código . . . . .	123
9.2.2.	Comparación de perfiles . . . . .	123
9.3.	Diseño del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza de 6 ejes . . . . .	124
9.3.1.	Diseño del sistema. . . . .	124
9.3.2.	Material de la balanza. . . . .	124
9.4.	Técnicas ópticas en interferometría . . . . .	125
9.5.	Técnicas ópticas para detectar deformaciones . . . . .	125
9.5.1.	Software de procesado de imágenes . . . . .	125
9.5.2.	Ensayos en túnel de viento . . . . .	126
9.5.3.	Simulaciones CFD . . . . .	126
9.6.	Elaboración de documentos . . . . .	126
9.7.	Presupuesto global . . . . .	127
<b>A.</b>	<b>Guía de montaje de la Balanza</b> . . . . .	<b>131</b>
A.1.	Introducción . . . . .	131
A.2.	Bloque balanza . . . . .	131
A.2.1.	Glosario de piezas . . . . .	131
A.3.	Técnicas ópticas en interferometría . . . . .	131
A.3.1.	Montaje . . . . .	138

A.4. Bloque estructura . . . . .	146
A.4.1. Glosario de piezas . . . . .	146
A.4.2. Montaje . . . . .	150



# Lista de símbolos

$\alpha$	Ángulo de ataque de la placa plana
$\alpha$	Dirección principal de los gradientes de intensidad en OFI
$\alpha_i$	Dirección local de los gradientes de intensidad en OFI
$\Gamma$	Intensidad total de los torbellinos del perfil
$\gamma$	Intensidad del torbellino sobre el panel
$\gamma_{TE}$	Intensidad del torbellino en el borde de fueba
$\gamma_{xy}, \gamma_{yz}$ y $\gamma_{zx}$	Deformación angular en los planos $xy$ , $yz$ y $zx$
$\Delta\theta$	Variación del ángulo girado en los engranajes
$\Delta s_{2-1}$	Distancia espacial entre franjas
$\Delta t$	Variación temporal
$\Delta t _{\max}$	Variación temporal máxima permitida para la estabilidad en CFD
$\Delta x$	Discretización espacial CFD
$\epsilon$	Deformación del material
$\epsilon$	Vector de deformaciones FEM
$\epsilon_0$	Deformación residual FEM
$\epsilon_{x0}$ y $\epsilon_{y0}$	Deformación del plano medio en los elementos placa FEM
$\epsilon_x, \epsilon_y$ y $\epsilon_z$	Deformación en la dirección $x$ , $y$ y $z$
$\Theta$	Transformada en frecuencia de la torsión
$\theta$	Torsión de la placa plana
$\theta_0$	Torsión inicial de la placa plana
$\theta_i$	Ángulo del punto $i$ para pasar a coordenadas globales
$\theta_t$	Ángulo entre el haz de luz y la vertical
$\lambda$	Término para la simplificación de la solución característica de la EDO.
$\lambda$	Coefficiente de la ecuación lineal
$\lambda$	Velocidad de transmisión de la información en el fluido CFD
$\lambda_t$	Longitud de onda de la luz empleada
$\rho$	Densidad
$\rho_\infty$	Densidad del fluido en la corriente libre
$\mu$	Coefficiente de la ecuación lineal
$\mu_a$	Viscosidad dinámica del aceite
$\nu$	Coefficiente de Poisson
$\xi$	Amortiguación adimensional
$\Pi$	Energía de deformación FEM
$\Pi_p$	Energía potencial FEM
$\rho_s$	Densidad de la placa plana
$\rho_{mma}$	Densidad del metacrilato
$\tau_{xy}, \tau_{yz}$ y $\tau_{zx}$	Tensiones tangenciales a las caras $xy$ , $yz$ y $zx$
$\tau_w$	Fricción del fluido con la pared
$\sigma$	Tensión del material

$\sigma$	Intensidad de la fuente en el panel
$\sigma$	Vector de tensiones FEM
$\sigma_0$	Tensión residual FEM
$\sigma_{TE}$	Intensidad de la fuente en el borde de fuga
$\sigma_x, \sigma_y$ y $\sigma_z$	Tensiones en las direcciones $x, y$ y $z$
$\phi$	Potencial aerodinámico
$\phi$	Factor de parecido geométrico
$\psi_i$	Autovectores de la solución del problema aeroelástico dinámico
$\omega$	Frecuencia angular de las franjas en OFI
$\omega$	Velocidad angular de los engranajes
$\omega$	Disipación específica CFD
$\omega_i$	Autovalores de la solución del problema aeroelástico dinámico
$A$	Constante característica de la EDO
$A$	Imagen sobre la que se aplica la visión artificial
$A$	Área de las formas detectadas
$a$	Elemento que pertenece a la imagen procesada
$a$	Distancia mayor entre el centroide y el contorno
$B$	Constante característica de la EDO
$B$	Máscara de las operaciones de dilatación y erosión morfológica
$b$	Elemento perteneciente a la máscara
$b$	Espesor de la plancha de metacrilato
$b$	Distancia menor entre el centroide y el contorno
$b_x, b_y$ y $b_z$	Fuerzas volumétricas en las direcciones $x, y$ y $z$
$C$	Número de Courant-Friedrichs-Lewy
$\mathbf{C}$	Matriz de amortiguamiento FEM
$C_\mu$	Coefficiente del modelo turbulento $k - \omega$ SST
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$C_{L_0}$	Término constante del coeficiente de sustentación
$C_{L_\theta}$	Derivada del coeficiente de sustentación respecto del ángulo de torsión
$C_{L_{\dot{\theta}}}$	Derivada del coeficiente de sustentación respecto de la velocidad angular
$C_{L_w}$	Derivada del coeficiente de sustentación respecto de la posición vertical
$C_{L_{\dot{w}}}$	Derivada del coeficiente de sustentación respecto de la velocidad vertical
$C_M$	Coefficiente de momento aerodinámico
$C_{M_0}$	Término constante del coeficiente de momento aerodinámico
$C_{M_\theta}$	Derivada del coeficiente de momento aerodinámico respecto del ángulo de torsión
$C_{M_{\dot{\theta}}}$	Derivada del coeficiente de momento aerodinámico respecto de la velocidad angular
$C_{M_w}$	Derivada del coeficiente de momento aerodinámico respecto de la posición vertical
$C_{M_{\dot{w}}}$	Derivada del coeficiente de momento aerodinámico respecto de la velocidad vertical
CFD	Mecánica de fluidos computacional
$c$	Cuerda de la placa plana
$c$	Elemento del espacio $E^N$
$c_h$	Constante de amortiguamiento del movimiento libre
$c_{h_c}$	Constante de amortiguamiento crítico del movimiento libre
$C_f$	Coefficiente de fricción
$c_p$	Coefficiente de potencia
$C_P$	Coefficiente de presión
$\mathbf{D}$	Matriz de rigidez de FEM
$d$	Diámetro de los engranajes
$\mathbf{d}$	Vector que transforma los grados de libertad adimensionales de la placa plana en la

	posición vertical de un punto cualquiera
$E$	Módulo de elasticidad del material
$E_c$	Energía cinética de la placa plana
$E_p$	Energía potencial de la placa plana
EDO	Ecuación Diferencial Ordinaria
$e$	Entradas del tornillo sin fin
<b>F</b>	Vector de fuerzas en FEM
$F_t$	Fuerza de reacción entre engranajes
$F_x, F_y, F_z$	Fuerzas en la dirección $x, y$ y $z$
FEM	Método de los elementos finitos
$f$	Frecuencia
$f_b$	Fuerzas volumétricas CFD
$f_i$	Frecuencia de vibración $i$
$G$	Módulo de elasticidad transversal
$G_i$	Gradiente de intensidad del píxel $i$ de la imagen
$g$	Aceleración de la gravedad
$h$	Distancia de la punta a la base del engranaje
$h$	Altura de la película de aceite
$I$	Intensidad turbulenta CFD
<b>I</b>	Matriz identidad
$I$	Momento de inercia de la sección
$I_{2D}$	Inercia bidimensional de la placa
$i^*$	Inercia adimensional de la placa plana
$J$	Momento de inercia a torsión de la sección de la placa
$K$	Término para la simplificación de la solución característica de la EDO.
<b>K</b>	Matriz de rigidez de la placa plana.
$K_{fj}$	Relación entre la rigidez a flexión y a torsión de la geometría $j$
$k$	Sensibilidad de la galga extensiométrica
$k$	Energía cinética turbulenta CFD
$k_\theta$	Rigidez a torsión de la placa plana
$k_\theta^*$	Rigidez adimensional a torsión de la placa plana
$k_{\theta D}$	Rigidez a torsión de divergencia de la placa plana
$k_h$	Rigidez vertical de la placa plana
$k_h^*$	Rigidez vertical adimensional de la placa plana
$k_{px}$	Constante que relaciona los píxeles de la imagen con longitudes reales
$L$	Fuerza de sustentación
$L$	Longitud de la placa plana
<b>L</b>	Matriz que transforma de desplazamientos a deformaciones en FEM
$l$	Longitud característica de las escalas turbulentas
$l, m$ y $n$	Cosenos directores de la superficie FEM
$M$	Momento desarrollado en los engranajes
<b>M</b>	Matriz de masas de la placa plana
$M^0$	Solicitud del momento en el estado 0
$M^1$	Solicitud del momento en el estado 1
$M_b$	Momento de la balanza
$M_m$	Momento del motor paso a paso
$M_x, M_y, M_z$	Momentos en la dirección $x, y$ y $z$
$m$	Masa de la placa plana
$m$	Módulo del engranaje

$m^*$	Masa adimensional de la placa plana
$m_{2D}$	Masa de la placa bidimensional
$m_k$	Masa de los $k$ primeros elementos adimensionales
$N$	Número de franjas en una posición de la película de aceite
$N$	Número de píxeles de la imagen
$\mathbf{N}$	Función de forma FEM
$n$	Relación entre la longitud recorrida y el número de dientes
$\mathbf{n}$	Vector normal a la superficie
$n_0$	Índice de refracción del aceite
OFI	Interferometría en película de aceite
$P$	Carga sobre la viga
$P$	Potencia desarrollada en los engranajes
$\mathbf{P}$	Fuerzas exteriores aplicadas FEM
$P_\infty$	Presión del flujo libre del fluido
$P_0$	Presión de remanso del fluido
$P_{0D}$	Presión de remanso dinámica
$P_{0s}$	Presión de remanso estática
$P_s$	Presión estática del fluido
$P_t$	Presión total del fluido
PLA	Ácido poliláctico
$p$	Presión
$p$	Número de puntos identificados
$Q$	Fuerzas generalizadas del problema aeroelástico
$q_D$	Presión dinámica de divergencia de la placa plana
$R$	Radio del engranaje
$R$	Resistencia eléctrica del material
$Re_{d_h}$	Número de Reynolds en función del diámetro hidráulico equivalente
$r$	Distancia entre el punto en $s$ y las coordenadas $x$ e $y$
$r_i$	Distancia desde el punto $i$ para pasar a coordenadas globales
$S$	Superficie del sólido FEM
$St$	Número de Strouhal
$s$	Coordenada que recorre los paneles
$s$	Distancia recorrida sobre la superficie del engranaje
$\hat{s}$	Vector unitario que corta el borde de fuga
$T$	Momento torsor aplicado sobre una viga
$T$	Periodo de la señal
$\mathbf{T}$	Matriz de términos viscosos CFD
$t$	Anchura de la base de los dientes del engranaje
$t$	Espesor de la placa plana
$t$	Tiempo transcurrido en el cálculo aeroelástico
$\hat{t}$	Vector unitario a lo largo del borde de fuga
$t^*$	Tiempo adimensional
$t_{base}$	Tamaño base de la malla CFD
$t_x, t_y$ y $t_z$	Fuerzas superficiales en las direcciones $x$ , $y$ y $z$
$U$	Velocidad media del flujo CFD
$U$	Amplitud de la curva envolvente del movimiento libre
$U$ y $W$	Velocidad del aire
$\mathbf{U}$	Vector de desplazamientos nodales global FEM
$U'$	Velocidad fluctuante del flujo CFD

$u$	Curva envolvente del movimiento libre
$\mathbf{u}$	Vector de grados de libertad adimensional de la placa plana
$\mathbf{u}$	Vector de velocidad del flujo libre
$u', v' \text{ y } w'$	Componentes fluctuantes de la velocidad CFD
$u_\infty \text{ y } v_\infty$	Componentes $x$ e $y$ de la velocidad del flujo libre
$u_0 \text{ y } w_0$	Desplazamientos del plano medio en elementos placa FEM
$u, v \text{ y } w$	Desplazamiento en FEM
$\mathbf{u}^e$	Desplazamientos nodales en FEM
$V$	Velocidad del flujo
$V$	Volumen del cuerpo FEM
$\mathbf{V}_0$	Vector velocidad de la condición de contorno
$V^e$	Volumen del elemento en FEM
$V_k$	Volumen de los $k$ primeros elementos adimensionales
$v_\infty$	Velocidad del fluido en el campo libre
$W$	Transformada en frecuencia de la flecha en función del tiempo
$W_p$	Trabajo de las fuerzas externas FEM
$w$	Posición vertical de la placa
$\bar{w}$	Flecha media obtenida de forma experimental
$w^m$	Flecha fluctuante obtenida de forma experimental
$w^*$	Posición vertical adimensional de la placa
$w_i$	Flecha del instante $i$ obtenida de forma experimental
$w_p$	Posición vertical de un punto cualquiera de la placa plana
$x, y, z$	Coordenadas cartesianas
$\bar{x}$ e $\bar{y}$	Coordenadas locales
$x_{0j}$ e $y_{0j}$	Coordenada del punto de seguimiento óptico $j$ en la calibración
$x_i$	Posición horizontal de las franjas de OFI
$x_{ij}$ e $y_{ij}$	Coordenada del punto de seguimiento óptico $j$ en el instante $i$
$y_{max}$	Máxima distancia de la sección a la línea neutra de la misma
$Z$	Número de dientes del engranaje
$z$	Dirección longitudinal de la viga
$z^*$	Coordenada longitudinal de la viga adimensionalizada



# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Trabajo realizado

A lo largo de este documento, se muestra el desarrollo y diseño de diferentes ensayos en túnel de viento, es decir, en un banco de ensayos aerodinámicos que permite la medición de fenómenos bajo condiciones controladas por el usuario.

El túnel de viento, es por tanto, una herramienta de gran utilidad y amplia aplicabilidad en los ensayos aerodinámicos, ya que permite la medición de fenómenos muy controlados y fácilmente contrastables con otras técnicas de simulación o medición, por ejemplo CFD. Para ello, se debe asegurar la similitud entre simulaciones o experimentación fuera del túnel y los ensayos en el interior del mismo. Esta similitud requiere por lo tanto, mantener la misma geometría y propiedades características del flujo, parámetros adimensionales como el número de Reynolds, Mach o Strouhal entre otros.

En primer lugar, de acuerdo con el control de la condiciones en las que se realiza el ensayo, se presenta una aplicación informática que permite digitalizar las geometrías ensayadas. Una vez determinada la geometría exacta que se está ensayando, se desarrollan diferentes métodos de medición. Se comienza con la medición de las fuerzas y momentos que actúan sobre la maqueta. Para ello se emplea una balanza o célula de carga de 6 ejes, es decir, un equipamiento electrónico que permite la medición de cargas aerodinámicas en la maqueta. Sin embargo, la balanza no proporciona información sobre la capa límite ni la fricción con la superficie de la maqueta. Con el objetivo de medir las fuerzas de fricción que el fluido ejerce sobre la maqueta se desarrolla un software de detección de patrones. Finalmente, se requiere desarrollar un procedimiento experimental para la realización de ensayos aeroelásticos. Para ello, se recurre a técnicas de medición no intrusivas, mediante visión artificial. Estas técnicas se emplean para la medición de desplazamientos y deformaciones en la maqueta. De modo que se elaboran campañas de ensayos sobre sistemas más complejos, que engloban tanto la aerodinámica como la respuesta estructural. A continuación, se resume las técnicas empleadas en el túnel de viento, así como la propia estructura del trabajo.

- Capítulo 3: Empleo de la visión artificial para obtener la geometría fabricada de un perfil aerodinámico, así como su consiguiente comparación respecto de la geometría ideal. Para realizar dicha comparación se recurre al empleo de aerodinámica potencial con correcciones viscosas, mediante el uso de xfr15. Debido a su bajo coste estas simulaciones presentan grandes ventajas respecto a las simulaciones CFD y los ensayos experimentales.

Este desarrollo permite reconocer la geometría de las maquetas fabricadas, de modo que las simulaciones que se emplean para contrastar los datos del túnel de viento reduzcan los errores producidos debidos a la geometría.

- Capítulo 4: Utilización de una balanza de 6 ejes para la medición de fuerzas aerodinámicas. Se diseña el sistema mecánico capaz de dotar de dos grados de libertad a la maqueta empleada en el interior del túnel. Al mismo tiempo, se asegura que los motores empleados desarrollen una transmisión de potencia suficiente para mantener la posición de la maqueta en el caso más desfavorable.

El sistema de anclaje y posicionamiento, además, debe actuar como una protección frente a posibles roturas de la balanza. Por este motivo, se añade un fusible mecánico que desacople la balanza de la maqueta cuando las circunstancias así lo requieran. El sistema también asegura que la calibración de la posición sea la adecuada mediante finales de carrera.

El diseño busca un sistema versátil y portátil que pueda ser fácilmente adaptado a distintas configuraciones y posiciones sobre el propio túnel.

- Capítulo 5: Desarrollo de una interfaz gráfica que permita identificar los patrones de interferometría óptica y, a partir de ellos, calcular la fricción que fluido ejerce sobre la maqueta. El programa informático permite decidir las zonas de las imágenes en las que se localiza un patrón y sobre ellas ajusta la intensidad de la luz a una serie de funciones sinusoidales a partir de las cuales se puede obtener la fricción viscosa.
- Capítulo 6: Desarrollo de un software de visión artificial y aplicación al análisis de la influencia de la rigidez y la inercia de una placa plana sometida a una corriente de viento en su estado de vibración y deformaciones. Este análisis será presentado de forma teórica, mediante simulación numérica empleando software de mecánica de fluidos computacional (CFD) y mediante un software de visión artificial desarrollado en este documento.

De forma que se estudia el efecto que la corriente de aire provoca sobre la estructura y como afecta a las deformaciones de la estructura. Se desarrolla, por tanto, un software versátil que pueda ser empleado para medir desplazamientos y deformaciones en el túnel de viento. Este software puede emplearse, por un lado, como se ha realizado en este documento para medir deformaciones. Aunque también se puede utilizar para medir la respuesta dinámica de sistemas sometidos a flujos de aire, como podría ser calcular las derivadas aerodinámicas de una aeronave.

A lo largo del trabajo, se muestra la instrumentación requerida para el correcto funcionamiento de los ensayos, así como las capacidades de cada uno de los experimentos realizados. El procedimiento de procesado de la información se detalla de modo que los experimentos puedan ser replicados. Del mismo modo, se presenta una explicación de las necesidades específicas de cada tipo de experimento.

Por otro lado, en lo relativo a los experimentos y las instalaciones experimentales, estos están desarrollados en el túnel de viento de la Universitat Politècnica de València (UPV). Se trata de un túnel de viento de tipo cerrado también conocido como tipo Prandtl (ver Capítulo 2). La sección de medida del túnel tiene unas dimensiones de 440 x 440 mm<sup>2</sup> y el flujo en la sección de medida es capaz de alcanzar los 60 ms<sup>-1</sup>.

## 1.2. Estructura del trabajo

El presente documento se divide en nueve capítulos y un anexo. En los distintos capítulos, se desarrollan las diversas técnicas estudiadas a lo largo del trabajo.

En el Capítulo 1 se presenta una introducción al trabajo realizado durante, así como los objetivos de dicho estudio.

A continuación, en el Capítulo 2 se muestra una introducción al sistema sobre el que se aplican todas estas técnicas, es decir, al túnel de viento.

Con el objetivo de obtener geometrías con mayor precisión, en el Capítulo 3, se expone la aplicación de técnicas de visión artificial a la digitalización de perfiles aerodinámicos. Además de describir los fenómenos aerodinámicos que afectan a estas maquetas.

El Capítulo 4 se desarrolla el diseño del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza de 6 ejes. En él se explica tanto la teoría detrás del diseño de los mecanismos como el tipo de estructura empleado. Este capítulo se complementa con un anexo que muestra el montaje del sistema.

En el Capítulo 5, se implementa mediante las técnicas de visión artificial que se desarrollaron en los capítulos anteriores, un software para el procesado de imágenes de interferometría en película de aceite. En este capítulo se exponen también los conceptos de la interferometría en película de aceite.

Posteriormente, en el Capítulo 6, se encuentra el desarrollo de un método experimental para medir la deformación de una placa plana por medio de visión artificial. En este capítulo se describe por un lado el problema aeroelástico. Posteriormente el análisis CFD realizado y finalmente, los conceptos de visión artificial. Se concluye el capítulo comparando los distintos procedimientos.

En todos estos capítulos se desarrolla la teoría que los justifica, el procedimiento realizado en el desarrollo, los trabajos futuros y las conclusiones del mismo.

El trabajo se finaliza con una discusión global, en el Capítulo 7, de todo el trabajo realizado, un pliego de condiciones (Capítulo 8) y el presupuesto (Capítulo 9).

### 1.3. Objetivos

Como se ha explicado anteriormente, la motivación principal del proyecto consiste en la elaboración de un análisis detallado de una serie de herramientas experimentales aplicables al túnel de viento de la Universitat Politècnica de València. Para ello se requiere cumplir con una serie de objetivos específicos necesarios para la realización de los métodos experimentales:

1. Empleo de la visión artificial para la digitalización de las geometrías fabricadas. Posteriormente, se realiza una comparación de los resultados entre las geometrías fabricadas y las ideales para discutir la necesidad de digitalizar la geometría real.
2. Diseño de los mecanismos, la estructura y los sistemas de seguridad y protección del sistema para el posicionamiento y control de una balanza de 6 ejes en el túnel de viento. Además, se realiza un diseño detallado de las piezas y elementos que integran el equipo de anclaje y posicionamiento de la balanza. Finalmente, se crea una guía para el montaje del sistema.
3. Creación de un software capaz de procesar y automatizar las imágenes de un ensayo de interferometría óptica.
4. Desarrollo de un software de visión artificial que permita el seguimiento de la deformación de una placa plana sometida a una corriente de viento. Posteriormente se realiza la validación del método de visión artificial mediante el uso de un acelerómetro.
5. Aplicación del modelo CFD al problema aeroelástico de una placa plana en una corriente de viento y validación de la aplicación de un modelo CFD aeroelástico bidimensional para modelar problemas 3D reduciendo el tiempo de cálculo.
6. Validación y limitaciones de la integración de las ecuaciones de movimiento de la placa plana en el interior del túnel con un modelo aerodinámico no lineal estacionario.



## Capítulo 2

# Aproximación al túnel de viento

La historia de la humanidad se resume en una lucha constante por alcanzar los sueños, sueños que fueron perseguidos durante siglos por ininidad de hombres y de mujeres que dedicaron su vida a lograrlos. Uno de los sueños más antiguos del ser humano ha sido descubrir el secreto de las aves. Abandonar la comodidad del suelo para surcar los cielos.

Fue este sueño el que llevó en 1871 a Francis Herbert Wenham y a John Moses Browning [3] a desarrollar el primer túnel aerodinámico. Un túnel de viento es un sistema que debe simular la presencia de un cuerpo en una corriente libre y unas condiciones de operación controladas (mediante la colocación de una maqueta en una sección de medida). El túnel de Wenham era un túnel de viento de 3.7 m de longitud y 45.7 cm<sup>2</sup> de sección que llegaba a alcanzar velocidades de 64 km h<sup>-1</sup> mediante un ventilador situado en la parte final del túnel. El invento de Wenham se extendió rápidamente. Únicamente en Rusia se construyeron 18 túneles de viento entre 1871 y 1915 [4].

El túnel de viento fue empleado para realizar los primeros estudios aerodinámicos. Se comenzó a experimentar con perfiles aerodinámicos, con geometrías alares, se descubrió el efecto de la turbulencia, el número de Reynolds... Sin embargo, no fue hasta 1901, cuando los estudios realizados en un túnel de viento permitieron al ser humano realizar un vuelo controlado por primera vez en la historia. Los hermanos Wright emplearon su propio túnel de viento (Figura 2.1) para medir la sustentación que generaban los distintos perfiles alares que pretendían utilizar en su aeronave en función del ángulo de ataque.

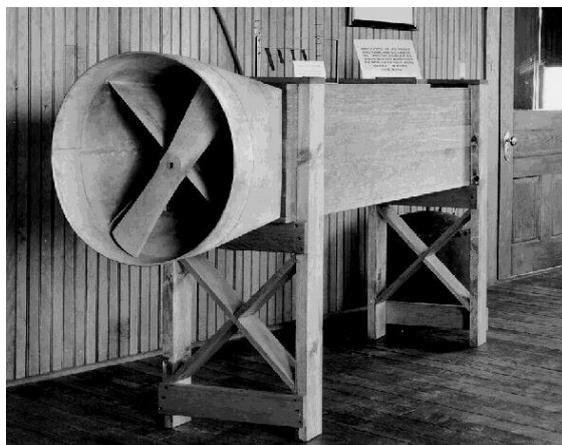


Figura 2.1: Túnel de viento desarrollado por los hermanos Wright. Referencia: *Bos, Carole "Wright Brother's Wind Tunnel" AwesomeStories.com. Oct 07, 2013. Jun 06, 2019.* [6]

Posteriormente, los túneles de viento evolucionaron pudiendo clasificarse en función de su uso

y sus características de diseño. En primer lugar, es posible clasificarlos por la velocidad que el flujo puede alcanzar en su interior:

- Túneles de viento de régimen subsónico: presentan velocidades de hasta número de Mach (relación entre la velocidad del flujo y la del sonido en dicho medio) de valor máximo 0.4.
- Túneles de viento de régimen subsónico alto: pueden alcanzar un número de Mach entre 0.4 y 0.75. Poseen un diseño similar a los subsónicos.
- Túneles de viento transónicos: el número de Mach que se alcanza varía entre 0.75 y 1.2. En este tipo de túneles de viento, se debe recurrir a paredes perforadas o agujereadas para reducir los efectos provocados por la reflexión de ondas de choque con las paredes.
- Túneles de viento supersónicos: permiten un número de Mach entre 1.2 y 5. El número de Mach alcanzado está limitado por la geometría de la tobera convergente-divergente empleada.
- Túneles de viento hipersónico: su rango de operación varía entre Mach 5 y 15. Son túneles de viento que requieren de instalaciones capaces de proporcionar potencias de trabajo muy elevadas.

Por otro lado, el diseño de un túnel de viento, se puede clasificar en función del circuito de aire.

- En los túneles cerrados o de Rrandtl (Figura 2.3) el flujo está más controlado y es independiente de otras actividades en el edificio o fenómenos atmosféricos. Requieren menos energía que los túneles abiertos y además, las emisiones acústicas son menores. Aunque esta configuración lleva asociado un coste mayor debido a los conductos de retorno, los álabes directores y esquinas. En estos sistemas, se añade el problema de purgar el aire al ensayar motores o cualquier otro dispositivo que emita humo en su interior.
- Túnel abierto o Eiffel (Figura 2.2) entre las ventajas que proporciona esta configuración se encuentra el coste de fabricación mucho menor. Además, en caso de realizar ensayos con motores o con humo, el problema de purga del aire en la entrada desaparece debido a que tanto entrada como salida están abiertas a la atmósfera. Sin embargo, si estos túneles se encuentran en el interior de una sala, el tamaño relativo del túnel respecto del habitáculo puede condicionar la calidad del flujo de entrada. Estos túneles también se ven afectados por el viento o las bajas temperaturas, que pueden llegar a modificar las condiciones de entrada. Otra desventaja que tienen estas configuraciones es que para un tamaño dado requieren mucha más energía. Es de gran importancia tener en cuenta que estos túneles de viento tienden a ser más ruidosos.

Por otro lado, también se puede encontrar una división en función de si la sección de medida es abierta o es cerrada. En el caso de la sección de medida abierta hay que tener en cuenta que si el túnel es de tipo Eiffel debe existir una separación entre la entrada y salida y la sección de medida, ya que en caso contrario, el túnel tomará el aire de la sección de medida. La sección de medida abierta combinada con un túnel cerrado puede provocar fluctuaciones en el flujo que necesitan de correcciones complicadas. La sección de medida cerrada es la más habitual.

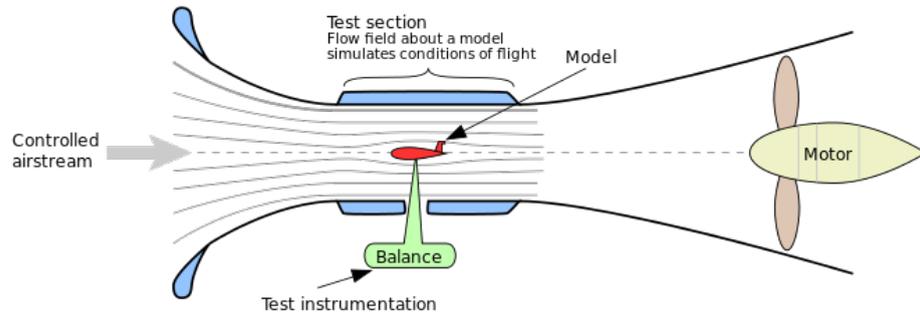


Figura 2.2: Croquis del túnel de viento subsónico abierto (tipo Eiffel). Imagen obtenida de [7]

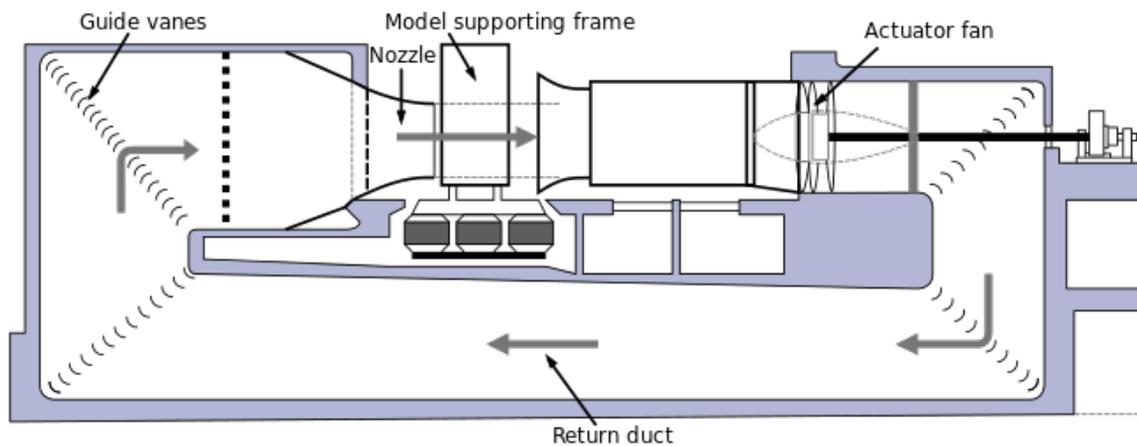


Figura 2.3: Croquis del túnel de viento subsónico abierto (tipo Prandtl). Imagen obtenida de [8]

La geometría y especificaciones de los túneles de viento varía dependiendo del propósito de los mismos. De este modo, los túneles de viento se pueden clasificar también en: aeronáuticos, automovilísticos, aeroacústicos, ambientales...

### Elementos del túnel de viento

Los túneles de viento están compuestos por una serie de elementos que permiten cumplir con las especificaciones características de los mismos. A continuación se muestra una explicación de las distintas piezas del túnel de viento, así como la especificación de las empleadas por el túnel de viento en cuestión, [2].

1. Settling Chamber o laminador. Se trata de una cámara con honeycomb que se emplea para mantener un flujo laminar dentro del túnel de viento. Es una pieza de difícil fabricación que provoca grandes pérdidas de carga en el flujo. Sin embargo, permite convertir los torbellinos de viento en una corriente uniforme.



Figura 2.4: Ejemplo de honeycomb. [9]

En el túnel de viento de la UPV se encajan 3 láminas de mallas de 5 mm de espesor separadas 100 mm entre ellas. Además de estas mallas se emplea un honeycomb. Estas piezas están aseguradas en el interior del túnel mediante pequeñas marcas en la madera.

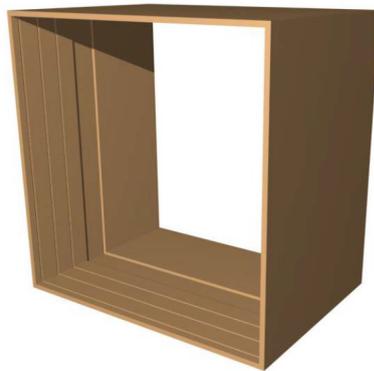


Figura 2.5: Pieza que soporta los elementos de laminado del aire [2].

2. Campana de contracción. Se trata de una tobera cuya función es incrementar la velocidad del viento que circula en el interior de la sección de medida. Se trata de la parte principal de la estructura del túnel, ya que el resto de elementos se acoplan a este.

En la campana de contracción del túnel, se tiene una contracción total de 9:1. Se trata de una pieza fabricada en fibra de vidrio sobre molde de madera.

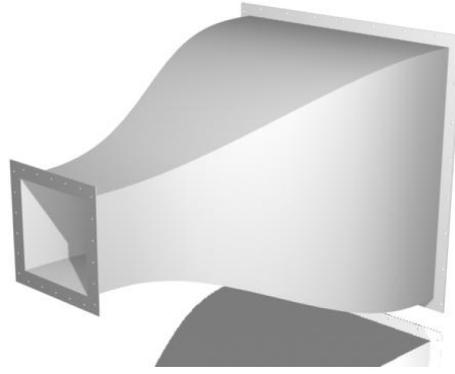


Figura 2.6: Campana de contracción del túnel de viento [2].

3. Sección de medida. Se trata de una sección en forma de prisma rectangular construida con paredes de metacrilato transparente. Si la sección de medida es transparente permite aplicar técnicas ópticas en para el estudio del comportamiento de la maqueta. Las dimensiones de la sección de medida se muestran en la Figura 2.7.

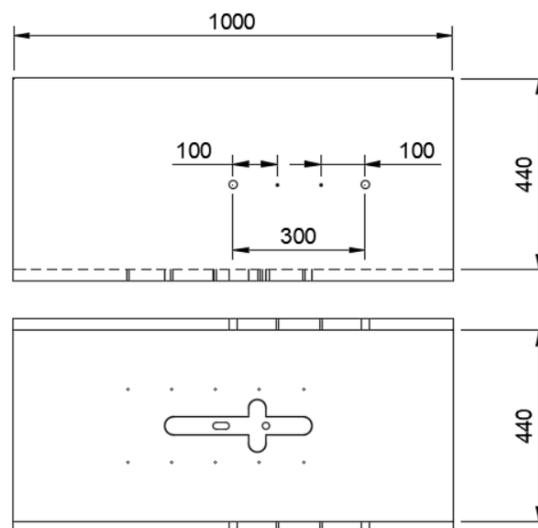


Figura 2.7: Croquis de la sección de medida del túnel empleado en el documento.

La sección de medida de un túnel de viento debe tener un área transversal lo mayor posible. La envergadura del modelo no debe de superar el 0.8 de la anchura del túnel. Al ensayarse las maquetas dentro del túnel de viento, debido a la cercanía de las paredes del túnel, el crecimiento de la capa límite puede provocar una distorsión en el flujo libre. Por este motivo, si la maqueta es demasiado grande en comparación con la sección de medida, los resultados se verán alterados. Esta necesidad supone un serio problema de costes en el caso de que se pretenda ensayar un modelo de grandes dimensiones, ya que la potencia requerida se calcula como:

$$P = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{\infty}^3 A c_p \quad (2.1)$$

donde  $\rho_\infty$  es la densidad del fluido,  $v_\infty$  su velocidad,  $A$  el área y  $c_p$  el coeficiente de potencia. Por tanto, aumentar el área, para una potencia dada, penaliza en gran medida a la velocidad que se puede alcanzar en su interior. Sin embargo, se puede recurrir a la similitud del flujo (manteniendo los parámetros adimensionales) para así poder reducir las escalas de los modelos.

4. Difusor: adapta la velocidad del fluido (expande el flujo y reduce la velocidad) a las condiciones en las que trabaja el ventilador.

En el túnel de la Universitat Politècnica de Valencia, se emplea 5 difusores. Todos ellos fabricados en madera contrachapada de 24 mm. En la Figura 2.8 se muestra una imagen del primer difusor.

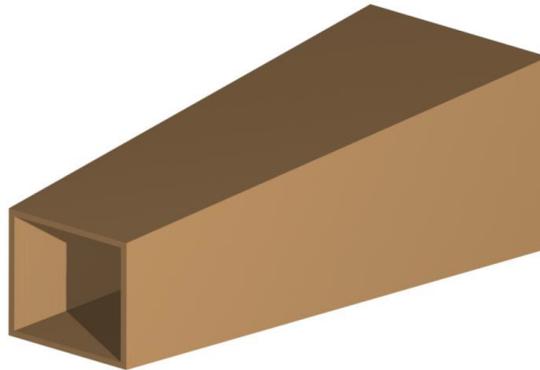


Figura 2.8: Primer difusor del túnel de viento [2].

5. Soplante o ventilador. Aplica trabajo sobre el fluido, de forma que se transforma la energía interna del fluido en energía mecánica. El fluido se acelera a lo largo del túnel al ser aspirado por el ventilador.

En el túnel empleado el ventilador es un modelo TGT-1250 con una potencia de 37 kW. Figura 2.9.



Figura 2.9: Ventilador del túnel de viento [2].

6. Codos y alabes directores: se emplean para modificar la dirección del flujo y así poder conseguir un túnel cerrado.

En lo relativo al túnel empleado, el primer codo tiene un total de 8 álabes directores que están colocados equidistantes a lo largo de la diagonal del codo. El resto de codos son idénticos pero de mayor tamaño. Figura 2.10.



Figura 2.10: Codo del túnel de viento [2].

Finalmente se muestra la vista en planta del túnel de viento anterior situado en el edificio 8P de la Universitat Politècnica de València, Figura 2.11.

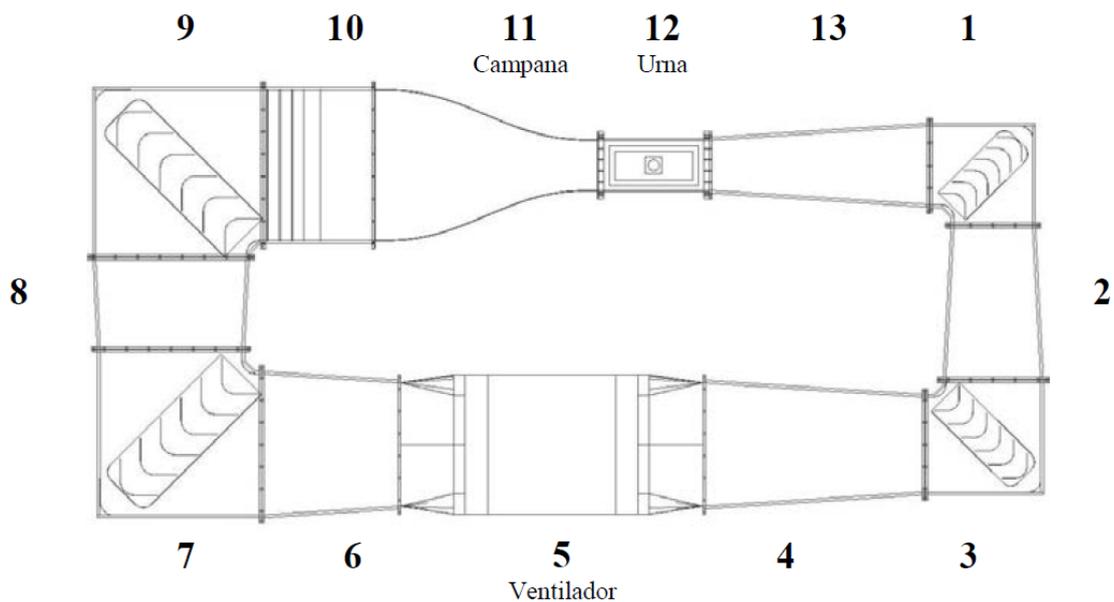


Figura 2.11: Vista en planta del túnel de viento [2].

## Bibliografía

- [1] JEWEL B. BARLOW, WILLIAM H. RAE, JR. & ALAN POPE, *Low-speed Wind Tunnel Testing*, Third edition
- [2] TATIANA VALLS PÉREZ & ANDRÉS OMAR TISEIRA, *Diseño de túnel de viento cerrado para investigación y prácticas*.
- [3] JAMES R. HANSEN, EDITOR, *The Wind and Beyond A Documentary Journey into the History of Aerodynamics in America*, Volume 1: The ascent of the Airplane.
- [4] A.R. GORBUSHIN, *Pioneering Russian wind tunnels and first experimental investigations, 1871-1915*.
- [5] NAGENDRA KUMAR MAURYA, MANISH MAURYA, AVDHESH TYAGI, SHASHI PRAKASH DWIVEDI, *Design & Fabrication of Low Speed Wind Tunnel and Flow Analysis*, International Journal of Engineering & Technology
- [6] <http://www.awesomestories.com/asset/view/Wright-Brother-s-Wind-Tunnel/1>
- [7] <https://en.wikipedia.org/wiki/File:Windtunnel1-en.svg>
- [8] <https://en.wikipedia.org/wiki/File:Windtunnel3-en.svg>
- [9] <http://www.universalmetaltek.com/industries/laminar-flow/>

## Capítulo 3

# Digitalización de geometrías aplicada a perfiles aerodinámicos

### 3.1. Introducción

En el estudio de perfiles aerodinámicos, se suele emplear geometrías ideales. Estas geometrías, no son exactamente iguales que los perfiles fabricados. De este modo, el comportamiento aerodinámico esperado puede no coincidir exactamente con el obtenido. Conseguir que la geometría fabricada coincida con la geometría ideal simulada requiere un gran esfuerzo en el diseño de la misma. Se necesita un conocimiento amplio sobre los procesos de fabricación y las tolerancias. Esto obliga a externalizar el prototipado y la fabricación de los modelos y maquetas o diseñar de modo que las máquinas de prototipado rápido (impresoras 3D) sean capaces de fabricarlas. En el caso de optar por la primera opción, el prototipado debe de contratarse incrementando los costes del modelado, tanto en presupuesto como en tiempo. En lo relativo a la segunda opción, adaptar el diseño a las capacidades de fabricación de las que se dispone, por un lado se altera la geometría que se desea estudiar. Por el otro lado, se debe invertir mayor tiempo en el desarrollo de los modelos, además de realizar un estudio de tolerancias de la maquina. Debido a estos factores se incrementa el coste de oportunidad del proyecto al tener que invertir tiempo extra en el desarrollo de la maqueta.

Por lo tanto, a lo largo de este capítulo se desarrolla un procedimiento experimental para la digitalización de la geometría de un perfil aerodinámico obtenida mediante impresión 3D. Digitalizando la geometría procedente del prototipado rápido se puede simular la misma maqueta que la empleada en el túnel de viento. Por tanto, en este capítulo se presenta una herramienta que permite reducir los costes de los estudios aerodinámicos. Es decir, en un proceso de diseño permite que en los estudios iniciales se emplee la geometría digitalizada para contrastar los resultados. Una vez se han contrastado y se ha seleccionado la geometría deseada, únicamente se requiere el desarrollo en detalle (cumpliendo con las tolerancias reales deseadas) de una de las maquetas.

A lo largo del capítulo, se explica el código desarrollado para la obtención de la geometría y se aplica sobre perfiles aerodinámicos para bajo número de Reynolds, que pueden ser ensayados en el túnel de viento descrito en el Capítulo 2. En concreto, este capítulo se centra sobre el perfil aerodinámico SD 7003. Se concluye el capítulo comparando los resultados entre la geometría ideal esperada y la real construida por impresión 3D y posteriormente digitalizada.

### 3.2. Perfiles de bajo número de Reynolds

El uso de perfiles aerodinámicos para bajo número de Reynolds tiene un gran campo de aplicación con el desarrollo de las aeronaves de pequeñas dimensiones o aeronaves no tripuladas (UAVs). En

estos perfiles aerodinámicos se genera una burbuja de separación laminar que está muy determinada por la fricción con la superficie del perfil.

En estos perfiles el flujo se desprende antes de producirse la transición del flujo a turbulento. Este hecho aparece cuando existe un gradiente de presiones adverso con una magnitud suficiente para provocar la separación del flujo.

En este tipo de problemas el flujo puede dividirse en dos regiones, la primera está limitada por la línea de corriente media divisoria y la superficie del perfil. En esta región, se produce una recirculación que forma una burbuja. Por otro lado la segunda región está formada por la capa límite situada entre su propio final y la línea de corriente divisoria. Esta capa límite de fricción se encuentra separada del perfil y transiciona a turbulenta en un punto sobre la burbuja de recirculación, lo que elimina el flujo reverso y readhiere el fluido. Ambas regiones pueden ser vistas en la Figura 3.1.

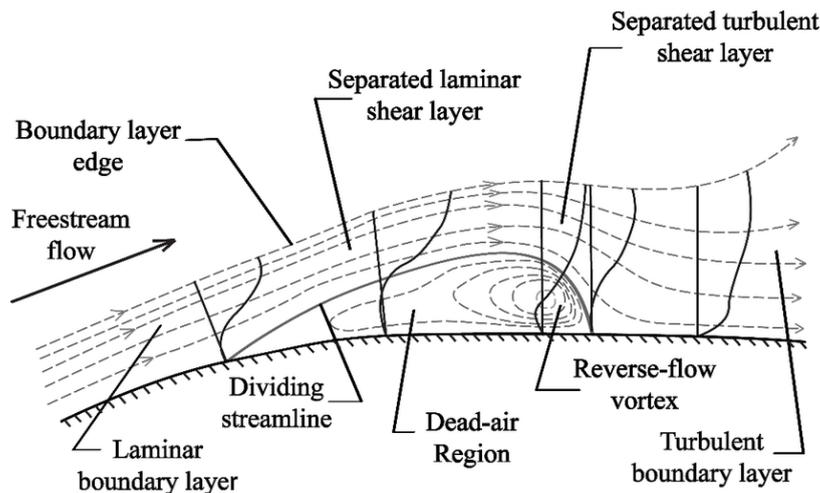


Figura 3.1: Burbuja de recirculación sobre el perfil. [2]

La burbuja de recirculación se ve muy condicionada por el número de Reynolds sobre el perfil, ya que, cuanto menor sea éste, más importantes son los esfuerzos viscosos y por tanto, se retrasa la readherencia de la burbuja. Sobre la burbuja de recirculación el gradiente de presiones se mantiene constante. Una vez pasada, vuelve a aumentar la presión como en un perfil que no ha desprendido (readherencia).

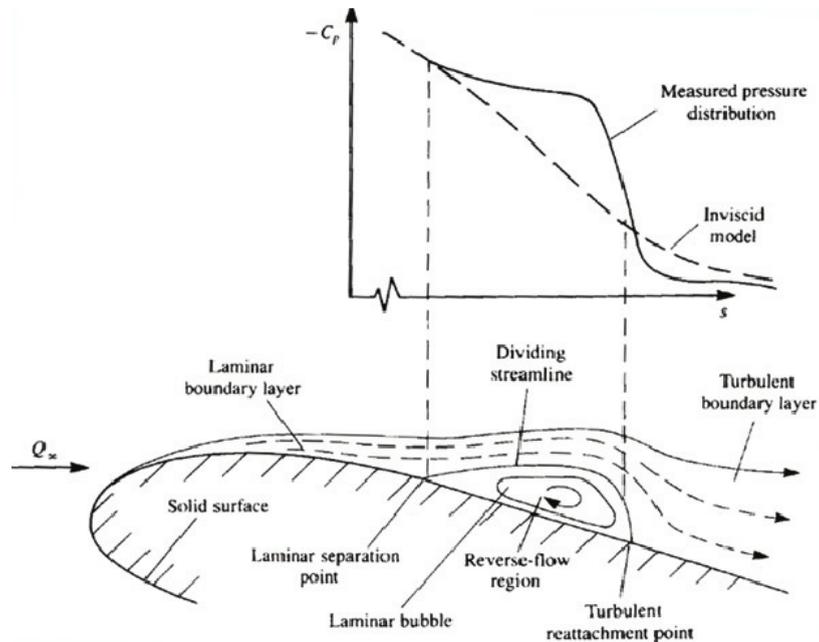


Figura 3.2: comparación del CP sin viscosidad. [3]

La posición de la burbuja de recirculación se ve afectada principalmente por el ángulo de ataque del perfil, pero también se ve afectada por la geometría real impresa. Este hecho, sumado a la dificultad de obtener un borde de fuga afilado como en el caso ideal, modifica la polar del perfil estudiado.

### 3.3. Características y capacidades del sistema

En lo relativo a las características del sistema empleado a continuación se emplea los siguientes instrumentos.

- Escáner con una resolución de 1200 píxeles por pulgada. Este escáner se emplea para tomar imágenes del perfil aerodinámico planas a la superficie del mismo.
- Se emplea una maqueta de 9 cm de cuerda. Esta maqueta ha sido impresa empleando una Prusa i3 de hardware libre. La impresora muestra las siguientes características:
  - Tobera de 400  $\mu\text{m}$ .
  - El tamaño de capa se puede variar entre 50  $\mu\text{m}$  y 300  $\mu\text{m}$ .
  - La incertidumbre de posicionamiento en el cabezal es de 10  $\mu\text{m}$  en el plano de la capa y de 5  $\mu\text{m}$  en el perpendicular.
  - El ancho de extrusión mínimo del plástico es de 420  $\mu\text{m}$  con 10  $\mu\text{m}$  de oscilación.
  - Se puede obtener un radio de curvatura mínimo de 210  $\mu\text{m}$ .
  - El espacio de impresión es de 190 x 200 x 190 mm.
  - La tolerancia de la maqueta es de 100  $\mu\text{m}$ .

En cuanto al material empleado, se hace uso de ácido poliláctico, PLA. Se trata de un plástico obtenido de biomasa (típicamente producida a partir de plantas fermentadas).

En lo relativo a las capacidades, se trata de un sistema de detección óptica. Por lo tanto, está profundamente condicionado por la resolución de la imagen empleada.

A la hora de obtener la geometría de un perfil aerodinámico, es de gran importancia asegurar la ortogonalidad de la imagen. Para ello se recurre a un escaner para realizar la fotografía.

A partir de esta imagen, y siguiendo un procesado de imagen mediante la detección de contornos, se digitaliza la geometría. En este procedimiento se obtienen buenos resultados en zonas anchas del perfil, como el borde de ataque y la zona central. Por otro lado, en la zona del borde de fuga, se tiene peor resultado, ya que las pequeñas erosiones del contorno pueden ser suficientes para que la lectura del código no sea exacta.

### 3.4. Procesamiento de imágenes

A lo largo de esta sección se muestra el procedimiento seguido a la hora de obtener la geometría del perfil aerodinámico. Se trata de un procedimiento basado en la detección de contornos por el método de Canny [11]. El esquema seguido en el algoritmo aparece mostrado en la Figura 3.3.

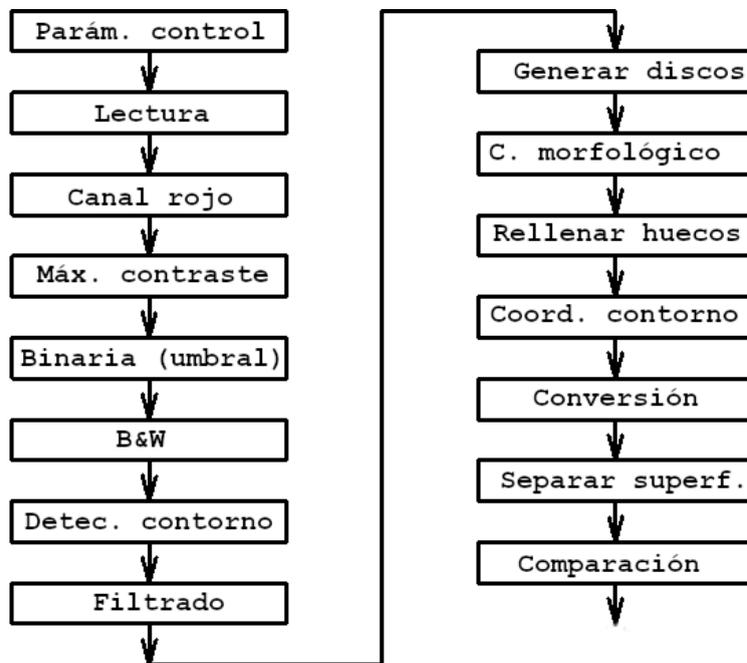


Figura 3.3: Esquema del algoritmo para la obtención de la geometría de perfiles.

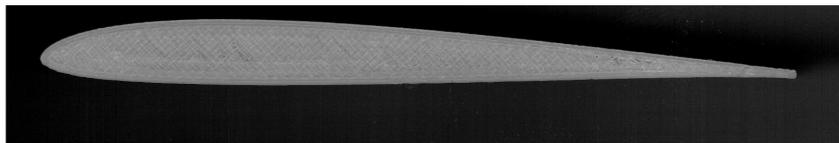
A continuación se procede a la explicación del método:

1. Se comienza estableciendo los parámetros de control del método:
  - Umbral. Valor límite que se emplea para la generación de la imagen binaria. Se trata de un número entre 0 y 1 que indica el porcentaje de luminosidad aceptado.
  - Tamaño de filtro, indica el tamaño mínimo de área de la forma detectada que se procesa una vez se han detectado todos los contornos. Se mide en número de píxeles.
  - Límite mínimo de área. Tamaño mínimo de geometría que se considera punto de seguimiento óptico. Se mide en número de píxeles.

- Límite máximo de área. Tamaño máximo de geometría que se considera punto de seguimiento óptico. Se mide en número de píxeles.
  - Tamaño de disco. Tamaño de los discos empleados para realizar la operación morfológica de cierre.
  - Factor de parecido geométrico. Tanto por ciento de parecido con una de las figuras geométricas de la siguiente lista: círculo, cuadrado, elipse, rombo, rectángulo y triángulo.
2. Se carga la imagen que se va a procesar. Figura 3.4a.
  3. Se convierte la imagen en una imagen en blanco y negro. Para ello se emplea el canal rojo, ya que el perfil impreso es de este color. Figura 3.4b.
  4. Se maximiza el contraste de dicha imagen.
  5. Se binariza la imagen a partir del valor umbral de intensidad. Figura 3.4c.
  6. La imagen binaria se convierte a blanco y negro.



(a) Imagen original del perfil aerodinámico SD 7003.



(b) Canal rojo del perfil aerodinámico SD 7003.



(c) Imagen binaria del perfil aerodinámico SD 7003.

Figura 3.4: Procesamiento de la imagen: lectura, canal rojo y binarización

7. Se aplica el método de Canny para la detección de contornos, Figura 3.5a. Este método emplea el siguiente criterio:
  - a) Se aplica un filtro gaussiano para suavizar la imagen y reducir el ruido. La detección de los ejes se ve fuertemente condicionada por el propio ruido de la imagen.
  - b) Se calculan los gradientes de intensidad a la imagen.
  - c) Se aplica una supresión de los puntos que no son máximos en los bordes más gruesos. Se trata de una técnica de estrechamiento de ejes. De esta forma el contorno está perfectamente definido y no distribuido en una nube de puntos.

- d) Se aplica un umbral doble que permite determinar contornos potenciales. De manera que si se supera el límite superior se marca el contorno como fuerte, sin embargo, si está por debajo del menor, se elimina.
- e) Se buscan los contornos mediante histéresis, es decir, se finaliza la búsqueda de bordes suprimiendo aquellos contornos que son débiles y no están conectados a contornos fuertes. De este modo se eliminan posibles cambios de color debido al ruido, ya que los contornos débiles de la figura suelen estar conectados a alguno fuerte.
8. Se filtran los cuerpos detectados, filtrando aquellos de tamaño demasiado pequeño de modo que se reduzca el número de geometrías estudiadas en la imagen.
9. Se generan discos de radio controlado por el usuario. Estos discos se emplean como máscaras para la operación de cierre morfológico.
10. Se aplica el cierre morfológico con la máscara anterior. Para explicar el concepto de cierre morfológico, es necesario en primer lugar comprender el significado de una dilatación y de una erosión en una imagen. Dados dos conjuntos  $A$  y  $B$  de  $Z^2$  la dilatación se denota como  $A \oplus B$ , donde se define:

$$A \oplus B = \{c \in E^N \mid c = a + b \text{ para todo } a \in A \text{ y } b \in B\} \quad (3.1)$$

Esto implica que, para una máscara  $B$  formada por elementos binarios, la dilatación de  $A$  por  $B$  es un conjunto de desplazamientos de  $x$  tales que  $B$  y  $A$  se solapen en un elemento distinto de cero. Por ejemplo, si se tiene una máscara  $B$  como la definida a continuación:

0	1	0
1	1	1
0	1	0

y la figura  $A$  está formada por la siguiente matriz:

0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	1	0	0	0
0	1	1	0	1	0	0
1	1	1	1	1	1	0
0	1	1	0	1	0	0
1	1	1	1	1	0	0

Al aplicar la dilatación  $A \oplus B$  en cada punto se solapa la máscara  $B$  en  $A$  (haciendo coincidir el elemento central de  $B$  con los distintos elementos  $A(i, j)$ ). Si algún elemento de  $B$  coincide con uno de  $A$  se pone el punto  $A(i, j)$  a uno. Por tanto, la matriz anterior tras aplicar la dilatación adquiere los siguientes valores:

0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	1	0	0	0
1	1	1	1	1	0	0
1	1	1	1	1	1	0
1	1	1	1	1	1	1
1	1	1	1	1	1	0
1	1	1	1	1	1	0

La dilatación supone un efecto de engrosamiento en los bordes del objeto. Este efecto sirve para unir líneas discontinuas de los mismos, y aumentar sus contornos. Además, dependiendo de la forma de la máscara  $B$ , la dilatación se puede realizar en la dirección que interese.

Por otro lado, la erosión binaria de dos conjuntos  $A$  y  $B$  de  $Z^2$  se denota como  $A \ominus B$  se define como se muestra en la siguiente expresión.

$$A \ominus B = \{x \in E^N \mid x = x + b \in A \text{ para todo } b \in B\} \quad (3.2)$$

Es una función dual de la dilatación. Una imagen  $A$  se erosiona por  $B$  cuando para todos los puntos  $x$  tales que  $B$ , trasladado por  $x$ , está contenido en  $A$ . Es decir, la máscara  $B$  se desplaza por la matriz  $A$ , haciendo pasar el elemento central de  $B$  por los distintos elementos  $A(i, j)$ . Si algún elemento de la máscara  $B$  no coincide con los de  $A$  entonces, el elemento de  $A$  toma valor cero. Se ejemplifica aplicando la siguiente máscara  $B$  a la matriz  $A$  mostrada a continuación.

Se toma como máscara  $B$ :

0	1	0
1	1	1
0	1	0

y como matriz  $A$ :

0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	1	0	0	0
1	1	0	1	1	0	0
1	1	1	1	1	1	0
1	1	1	1	1	1	1
1	1	0	1	1	1	0
1	0	1	1	0	1	0

Se aplica la erosión:

0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	0
1	1	0	1	1	0	0
1	1	1	1	1	1	0
1	0	0	0	1	0	0
0	0	0	0	0	0	0

Al igual que sucedía con la dilatación, la selección de la máscara puede emplearse para orientar la erosión en una dirección. Con la erosión los objetos se separan unos de otros, reduciendo el grosor y el diámetro.

A partir de estos conceptos se define el cierre morfológico como una dilatación seguida de una erosión. Es decir, se aplica una dilatación de los contornos que permite rellenar grietas, huecos... A partir de esta dilatación se aplica una erosión que reduce el ensanchamiento de los objetos.

11. Se rellenan los huecos que deja el cierre morfológico. Figura 3.5b.
12. Se extraen las coordenadas de los contornos del perfil aerodinámico de la imagen.
13. Se realiza una conversión de píxeles a las dimensiones reales de la maqueta.
14. Se separa las superficies del extradós y del intradós. Figura 3.5c. Y el perfil se orienta en la dirección de la cuerda, Figura 3.5d.
15. Se compara los resultados con la geometría ideal a partir de la que se fabricó la maqueta.



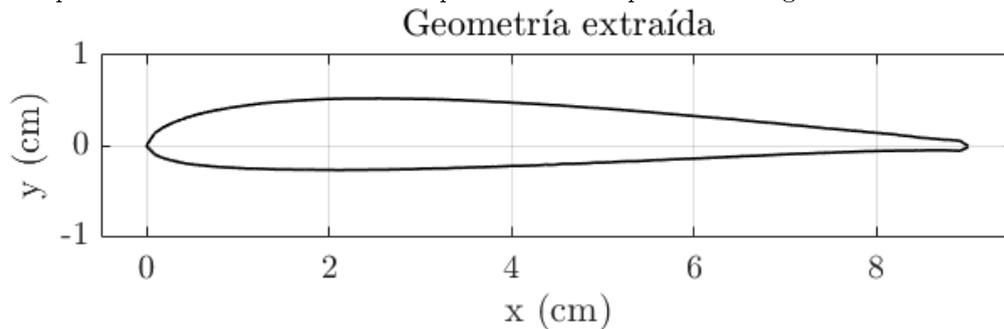
(a) Imagen de los contornos del perfil aerodinámico SD 7003.



(b) Imagen de los contornos rellenos del perfil aerodinámico SD 7003. Esta imagen se ha obtenido tras aplicar un filtro de tamaño sobre el ruido.



(c) Imagen de los contornos extraídos del perfil aerodinámico SD 7003. El extrados aparece en color blanco mientras que el intrados aparece en magenta.



(d) Coordenadas reales del perfil, tras rotarlo y convertir los píxeles en cm.

Figura 3.5: Procedimiento de obtención de los contornos del perfil.

A la hora de obtener los contornos del perfil, se recorre la dirección horizontal de la imagen. A lo largo de esta dirección se busca el cambio de color en la imagen binaria. Se guardan los puntos en los que se produce el cambio. Cuando únicamente se tiene un punto en la coordenada vertical, se tiene el borde de ataque o el borde de fuga, dependiendo de la imagen. Si por el contrario se tiene dos puntos, se tiene un lugar del centro del perfil. Se calcula el ángulo que forma la línea que une el borde de ataque con el borde de fuga respecto de la horizontal. Se gira el perfil ese ángulo para que quede en horizontal, además, se escala el tamaño a la cuerda real del perfil. El resultado de todas estas transformaciones se observa en la Figura 3.5d.

Finalmente se comparan los resultados con la geometría ideal. Se comparan dos geometrías para la fabricación. En primer lugar, se imprime la geometría ideal. Las diferencias de la geometría ideal respecto a la real se aprecian en la Figura 3.6.

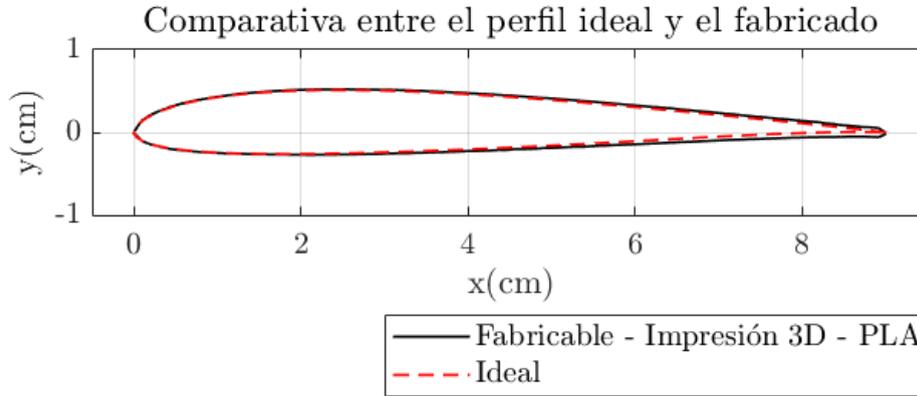


Figura 3.6: Comparación de la geometría fabricable 1 con la geometría real.

Se modifica la geometría para conseguir un borde de fuga más ancho. Esta geometría presenta un engrosamiento lineal del perfil hasta que en el borde de fuga el espesor mida 0.93 % que equivale a 0.84 mm o lo que es lo mismo, dos capas de impresión. Este es el mínimo espesor que va a poder imprimirse. La comparación entre los dos perfiles teóricos se observa en la Figura 3.7. A su vez la comparación de este modelo de perfil con el fabricado, se muestra en la Figura 3.8.

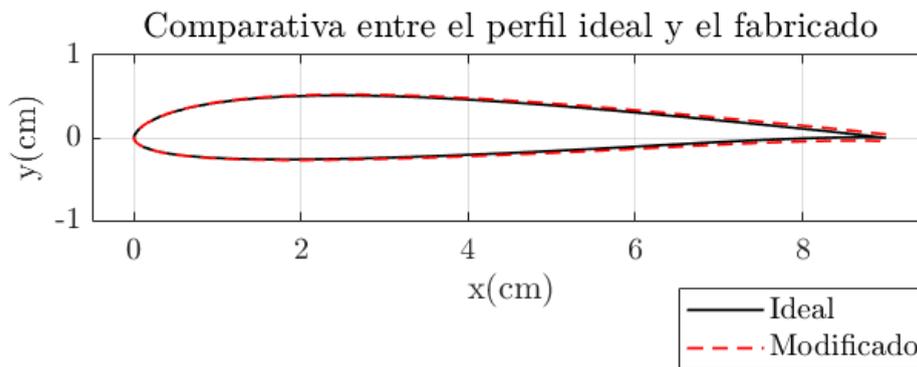


Figura 3.7: Comparación de la geometría ideal con la geometría modificada para su fabricación.

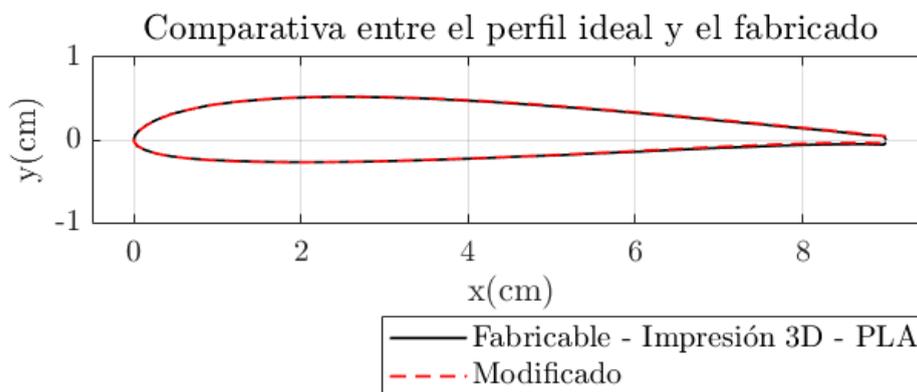


Figura 3.8: Comparación de la geometría fabricable 2 con la geometría modificada para su fabricación.

En las Figuras 3.6, 3.8 y 3.7 se puede observar que el menor error entre la geometría estudiada ideal y la fabricada se obtiene si la geometría real puede modificarse para que sea fabricable. A continuación se evalúan resultados obtenidos mediante aerodinámica potencial con corrección viscosa para determinar si es suficientemente influyente la variación de geometría como para tenerla en cuenta a la hora de plantear las simulaciones.

### 3.5. Comparación de polares aerodinámicas respecto de perfiles ideales

#### 3.5.1. Desarrollo teórico del método de los paneles

Con el objetivo de comparar la influencia de las variaciones de la geometría fabricada en el resultado final del análisis, se comprueba la influencia que tiene dicha variación del perfil aerodinámico en la respuesta aerodinámica del mismo. Para la realización de este estudio se emplea el código de cálculo xflr5. Se trata de un software de libre acceso que se basa en XFOIL. De este modo se calcula la aerodinámica empleando la teoría potencial corregida con los efectos de la viscosidad.

Las fuerzas aerodinámicas que un flujo de aire genera sobre los perfiles anteriores está controlada por las ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos, ecuaciones 6.85 y 6.86. Como estas ecuaciones requieren un alto coste computacional para ser resueltas, se simplifican, asumiendo flujo irrotacional e incompresible, a las ecuaciones de Euler:

$$\frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\frac{\nabla p}{\rho} \quad (3.3)$$

$$\nabla \mathbf{u} = 0 \quad (3.4)$$

como se trata de flujo irrotacional se puede resolver con la ecuación de Laplace, se trata de un flujo potencial.

$$\Delta \phi = 0 \quad (3.5)$$

Se trata por tanto de una solución lineal, es decir, sean  $\phi_1$  y  $\phi_2$  soluciones de la ecuación de Laplace:

$$\Delta \phi_1 = 0 \quad (3.6)$$

$$\Delta \phi_2 = 0 \quad (3.7)$$

Por lo tanto, cualquier combinación lineal de ambas se puede expresar como:

$$\lambda \Delta \phi_1 + \mu \Delta \phi_2 = 0 \quad (3.8)$$

El hecho de que la combinación lineal de varias soluciones potenciales sea solución del flujo implica, por tanto, que si se aplica un conjunto de soluciones potenciales elementales sobre la geometría se puede resolver un problema con el mismo número de grados de libertad. De este modo se establecen las condiciones de contorno. Las condiciones de Dirichlet especifican  $\phi = \phi_0$  en una localización específica. Por otro lado, las de Neumann implican  $\nabla \phi = \mathbf{V}_0$  en las superficies. La condición de Neumann especifica el vector velocidad sobre la superficies. En una pared se impide que exista velocidad normal:

$$\mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (3.9)$$

Se busca por lo tanto una solución que sea una combinación lineal de  $N$  soluciones elementales. De este modo, se debe definir  $N$  soluciones. Además, se tiene que añadir la condición de Kutta. Para explicar esta condición se debe tener en cuenta que un perfil genera sustentación debido al efecto de la reacción que aparece sobre la geometría del mismo al deflectar la corriente de aire hacia abajo. Esto sucede para la aerodinámica potencial si se añade un torbellino sobre la superficie del perfil (de intensidad  $\gamma$ ) y una fuente (de intensidad  $\sigma$ ) tanto sobre la superficie y la estela, ambas se añaden a la corriente del flujo libre. De forma general este potencial se define como se muestra a continuación:

$$\phi(x, y) = u_\infty y - v_\infty x + \frac{1}{2\pi} \int \gamma(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int \sigma(s) \theta(s; x, y) ds \quad (3.10)$$

donde  $s$  es la coordenada a lo largo de los elementos del vórtice y la fuente.  $r$  es el módulo del vector entre el punto en  $s$  y las coordenadas  $x$  e  $y$ .  $\theta$  es el ángulo del vector.  $u_\infty$  y  $v_\infty$  son las componentes de la velocidad de la corriente libre.

La geometría del perfil se divide en  $N$  paneles planos. Cada uno tiene una distribución de vorticidad lineal,  $\gamma_i$  ( $1 \leq i \leq N$ ). Además, cada uno de los paneles posee una fuente de intensidad constante,  $\sigma_i$  ( $1 \leq i \leq N + N_w - 1$ ). Estas intensidades de fuente se relacionan posteriormente con la viscosidad. Además, si no se tiene un borde de fuga afilado, se tiene que añadir un panel con una intensidad de fuente  $\sigma_{TE}$  y una intensidad de vórtice  $\gamma_{TE}$  a lo largo de la separación entre los puntos que marcan el borde de fuga. Para obtener un flujo suave se tiene que ligar este panel a los de la superficie del perfil:

$$\sigma_{TE} = \frac{1}{2} (\gamma_1 - \gamma_N) |\hat{s} \times \hat{t}| \quad (3.11)$$

$$\gamma_{TE} = \frac{1}{2} (\gamma_1 - \gamma_N) |\hat{s} \cdot \hat{t}| \quad (3.12)$$

donde  $\hat{s}$  es el vector unitario que corta el borde de fuga y  $\hat{t}$  el unitario a lo largo del borde de fuga.

La ecuación del potencial se puede expresar como sumatorio de los distintos paneles:

$$\begin{aligned} \phi(x, y) = u_\infty y - v_\infty x + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N+N_w-1} \phi_j^\sigma(x, y) 2\sigma_j + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N-1} \phi_j^{\gamma^+}(x, y) (\gamma_{j+1} + \gamma_j) + \\ \phi_j^{\gamma^-}(x, y) (\gamma_{j+1} + \gamma_j) + \frac{1}{4\pi} \left( \phi_N^\sigma(x, y) |\hat{s} \times \hat{t}| + \phi_j^{\gamma^+}(x, y) |\hat{s} \cdot \hat{t}| \right) (\gamma_1 - \gamma_N) \end{aligned} \quad (3.13)$$

donde las funciones  $\phi_j^\sigma(x, y)$ ,  $\phi_j^{\gamma^+}(x, y)$  y  $\phi_j^{\gamma^-}(x, y)$  se definen en coordenadas locales.

$$\phi_j^\sigma(x, y) = \bar{x}_2 \theta_2 - \bar{x}_1 \theta_1 + \bar{y} \ln \frac{r_1}{r_2} \quad (3.14)$$

$$\phi_j^{\gamma^+}(x, y) = \bar{x}_1 \ln r_1 - \bar{x}_2 \ln r_2 + \bar{x}_2 - \bar{x}_1 + \bar{y} (\theta_1 - \theta_2) \quad (3.15)$$

$$\phi_j^{\gamma^-}(x, y) = \left[ (\bar{x}_1 + \bar{x}_2) \phi_j^{\gamma^+}(x, y) + r_2^2 \ln r_2 - r_1^2 \ln r_1 + \frac{1}{2} (\bar{x}_1^2 - \bar{x}_2^2) \right] \frac{1}{\bar{x}_1 - \bar{x}_2} \quad (3.16)$$

Se establece la condición de Kutta:

$$\gamma_1 + \gamma_N = 0 \quad (3.17)$$

En el caso de que el borde de fuga sea afilado, el nodo 1 coincide con el  $N$ , se emplea la siguiente condición:

$$(\gamma_3 - 2\gamma_2 + \gamma_1) - (\gamma_{N-2} - 2\gamma_{N-1} + \gamma_N) = 0 \quad (3.18)$$

La fuerza de sustentación generada por un panel se calcula mediante el Teorema de Kutta-Joukowski:

$$L = \rho V_\infty \Gamma \quad (3.19)$$

La fuerza aerodinámica potencial se calcula sumando las distintas fuerzas aerodinámicas aplicadas sobre cada uno de los paneles.

Sin embargo, resolviendo el flujo de este modo, se está ignorando la viscosidad y por lo tanto el efecto de las burbujas de recirculación que se comentaron anteriormente. Por efecto de la viscosidad la velocidad sobre la superficie debe ser nula, sin embargo, lejos de la superficie, la velocidad tiende al campo de velocidades. Como se comentó anteriormente en los gradientes de presión adversos el flujo laminar se separa y la velocidad se vuelve negativa, es decir, el flujo se invierte. En esta zona aparece la burbuja de recirculación que se readhiere. La transición ocurre cuando el factor de amplificación de las ondas espaciales (ondas Tollmien-Schlichting) llega a su valor crítico ( $N_{crit}$ ). Con el objetivo de modelar la capa límite, el flujo bidimensional se resuelve de forma potencial. Este campo de velocidades se emplea para resolver el problema de la capa límite. El campo fluido generado por la capa límite actualiza el campo fluido potencial, es decir, el perfil se comporta como si tuviera mayor espesor.

Con el objetivo de resolver este problema se proponen distintos enfoques:

- Directo: La velocidad no viscosa se usa para resolver la capa límite.
- Inverso: La velocidad viscosa se utiliza para resolver el flujo potencial.
- Simultaneo: El flujo no viscoso y la capa límite se resuelven de forma simultánea. Es el esquema seguido por XFOil.

De este modo, el espesor de la capa límite se obtiene a partir de las ecuaciones de la capa límite que resuelven 3 variables para el flujo laminar (el espesor espacial  $\delta^*$ , el espesor de cantidad de movimiento  $\theta$  y el factor de amplificación  $n$ ), 3 variables para el flujo turbulento (el espesor espacial  $\delta^*$ , el espesor de cantidad de movimiento  $\theta$  y coeficiente de fricción máximo  $C_\tau$ ) y una dimensión espacial.

La fuerza de resistencia aerodinámica está generada por dos efectos. Por un lado, la fricción con la piel del perfil. Por otro, la presiones no balanceadas ambas nulas en el cálculo potencia que únicamente considera el drag inducido.

### 3.5.2. Comparación de resultados

En la siguiente sección se muestran los resultados de comparar mediante xflr5 el comportamiento de las distintas geometrías mostradas anteriormente. Las curvas del comportamiento aerodinámico del perfil se muestran en la Figura 3.9.

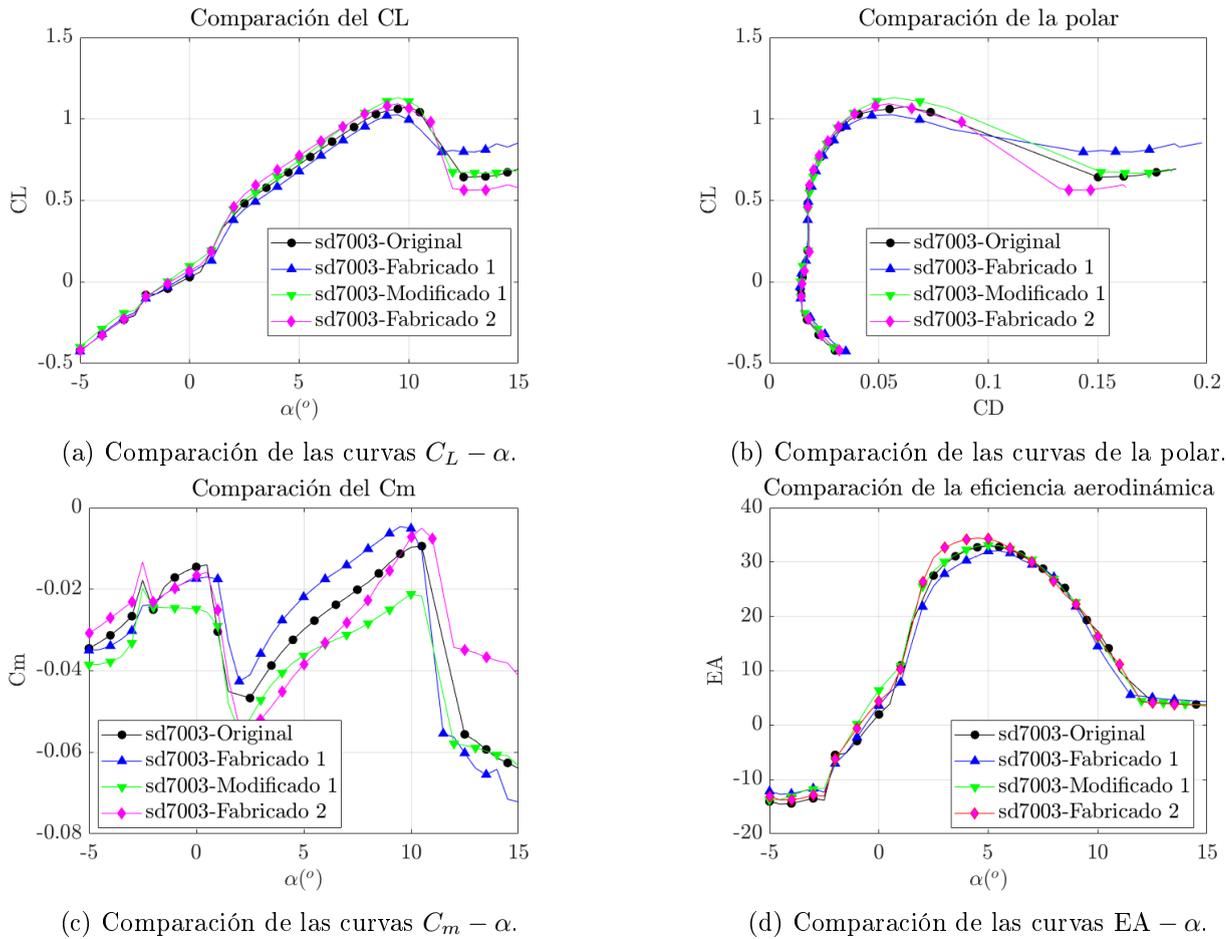


Figura 3.9: Comparación de las curvas aerodinámicas de las distintas geometrías del perfil SD 7003.

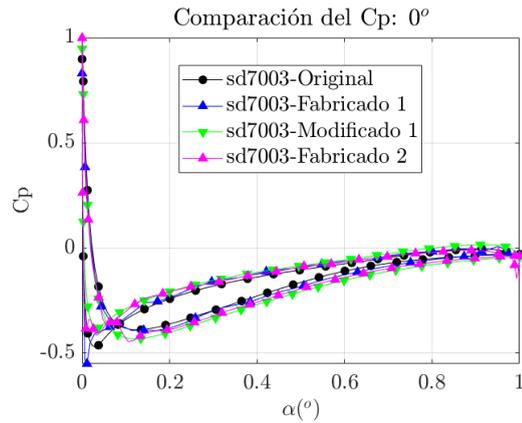
En la Figura 3.9 se puede observar que existen pequeñas variaciones en función de la geometría estudiada, sobre todo para las zonas de entrada en pérdida del perfil. En este caso, se puede observar que los perfiles con borde de fuga modificado poseen una sustentación máxima mayor. Además, engrosar el borde de fuga, no solo mejora la fabricación, sino que permite obtener una eficiencia aerodinámica máxima mayor. Sin embargo, la entrada en pérdida es más abrupta. Se aprecia también la discrepancia existente entre la curva de la geometría ideal y la de la geometría fabricada. Por lo tanto, si se conoce la geometría real empleada, y la aplicación requiere una resolución muy ajustada, puede ser interesante rehacer cálculos con la geometría real. Sin embargo, en un estudio industrial en el que el tiempo de cálculo no compensa el pequeño error cometido al fabricar, no merece la pena la repetición de los cálculos con la geometría fabricada.

En la Figura 3.10 se compara la distribución de presiones y de fricción sobre la superficie del perfil para distintos ángulos de ataque. En el caso del  $C_p$  se puede observar que aunque para bajos ángulos de ataque no influye la geometría fabricada, a medida que aumenta el ángulo de ataque se vuelve más importante ensanchar el borde de fuga a la hora de fabricarlos, ya que si no se realiza la modificación, la depresión sobre la burbuja será mucho menor de lo esperada.

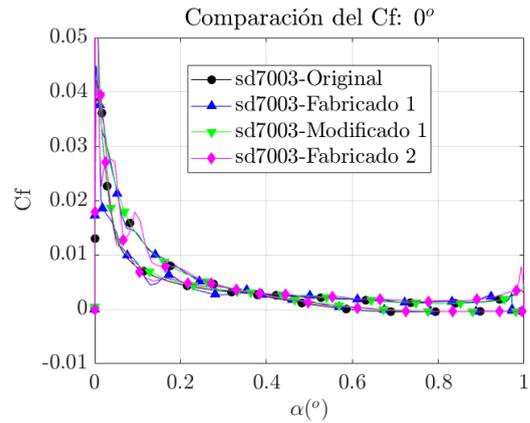
Por otro lado, en lo que respecta al coeficiente de fricción, las geometrías fabricadas tienen cierta rugosidad debida a ondulaciones en la impresión y a imprecisiones en la reconstrucción de la misma. Por este motivo, el coeficiente oscila en los gráficos. Si se pretende mejorar este aspecto, se debe de reconstruir la geometría, de forma que se suavicen estas oscilaciones, y lijar el modelo para eliminarlas en caso de emplearlo para ensayos experimentales. El coeficiente de presión y el de

fricción fricción se expresan del siguiente modo:

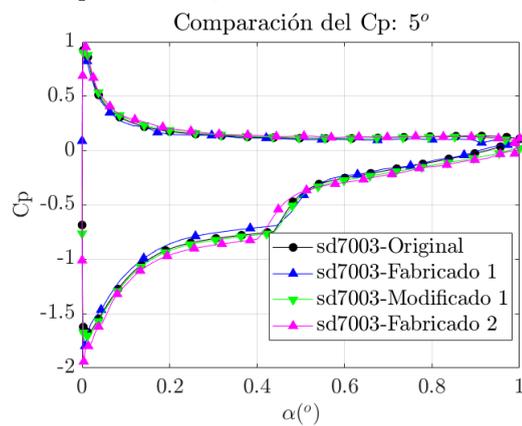
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2} \quad \text{y} \quad C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2} \quad (3.20)$$



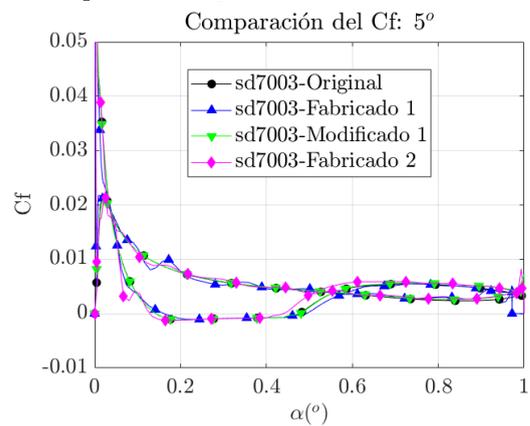
(a) Comparación del coeficiente de presión para un ángulo de ataque de 0°.



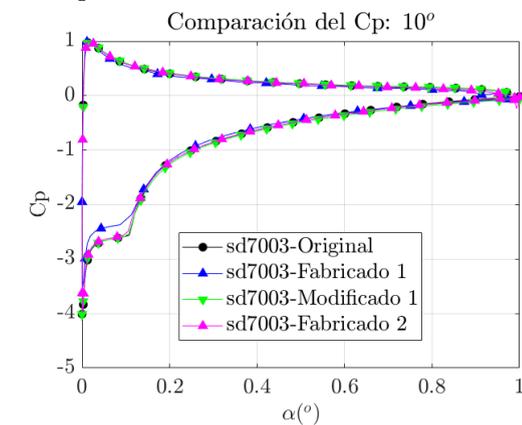
(b) Comparación del coeficiente de fricción para un ángulo de ataque de 0°.



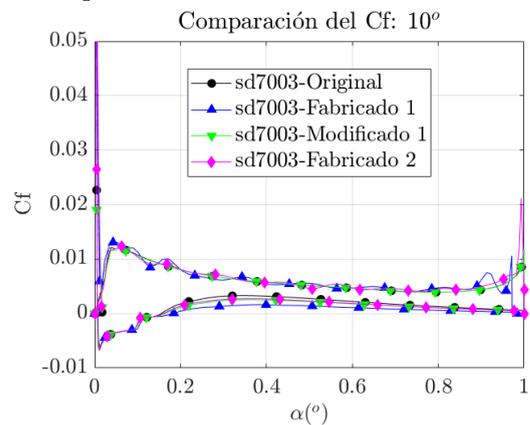
(c) Comparación del coeficiente de presión para un ángulo de ataque de 5°.



(d) Comparación del coeficiente de fricción para un ángulo de ataque de 5°.



(e) Comparación del coeficiente de presión para un ángulo de ataque de 10°.



(f) Comparación del coeficiente de fricción para un ángulo de ataque de 10°.

Figura 3.10: Comparación de la distribución de la presión y la fricción sobre los distintos perfiles.

### 3.6. Trabajos futuros

El código desarrollado tiene una gran aplicabilidad en todas las campañas experimentales en el túnel de viento. Ya que a la hora de realizar maquetas bidimensionales permite conocer la geometría real ensayada.

Su aplicación inmediata es en un estudio CFD sobre el perfil SD 7003. Este estudio que ha sido desarrollado por un Trabajo de Final de Master (TFM) [9] y otro de Final de Grado (TFG) [10] que tienen como objetivo el estudio CFD de la aparición y posición de la burbuja de recirculación en dicho perfil.

### 3.7. Conclusión

El empleo de técnicas ópticas para la reconstrucción de las geometrías fabricadas es, por tanto, una herramienta muy útil a la hora de analizar las variaciones en los resultados obtenidos en el túnel de viento. Por este motivo, se puede calcular una estimación en la incertidumbre de medida experimental a causa de la propia maqueta.

Por otro lado, esta técnica permite digitalizar perfiles reales construidos cuyas coordenadas se desconozcan. De este modo a partir de una geometría dada, y aplicando la detección de contornos desarrollada durante este capítulo, se puede obtener un perfil aerodinámico digitalizado, que pueda ser empleado para realizar simulaciones.

Además, se trata de una técnica que ayuda a conocer los límites y las tolerancias de los procesos de fabricación. De forma que se pueda determinar un margen de error entre los resultados obtenidos de las simulaciones y la capacidad operativa real del perfil aerodinámico.

Por último, es una herramienta muy útil en procesos iniciales de diseño de perfiles aerodinámicos. Esta herramienta puede emplearse para prototipar y simular en plazos reducidos los primeros modelos de perfil aerodinámico. Fabricando únicamente con tolerancias reducidas los perfiles que proporcionen mejores resultados.

## Bibliografía

- [1] HOHSEN JAHANMIRI, *Laminar Separation Bubble: Its Structure, Dynamics and Control*, Research report 2011:06
- [2] LUKE ROBERTS & KEVIN KNOWLES & MARK FINNIS, *Foring Boundary-Layer Transition on a Single-Element Wing in Ground Effect*, June 2017
- [3] TUĞRUL, *Low Reynolds Number Flows and Transition*, April 2012
- [4] JOSEF PRUSA, *3D printing handbook*, User manual for 3D printers.
- [5] ANDRÉ DEPERROIS, *Overview of the theoretical background in xfr5*, March 2019.
- [6] ANDRÉ DEPERROIS, *Why does a plane fly: the inviscid potential flow*, March 2019.

- [7] ANDRÉ DEPERROIS, *Why does an airfoil drag: the viscous problem*, March 2019.
- [8] MARK DRELA, *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, MIT Dept. of Aeronautics and Astronautics, Cambridge, Massachusetts
- [9] MARÍA PERPIÑÁ CASANOVES, *Mitigación de errores e incertidumbre experimental en ensayos en túnel de viento subsónico*, julio 2019
- [10] ANDREA ZUAZAGA CALVO, *Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD 7003 a bajo número de Reynolds*, julio 2019
- [11] JOHN CANNY, *A Computational Approach to Edge Detection*
- [12] PLATERO, C., *Apuntes de Visión Artificial*, 2005-08.
- [13] ANA GONZÁLEZ MARCOS, FRANCISCO JAVIER MARTÍNEZ DE PISÓN ASCACÍBAR, ALPHA VERÓNICA PERNÍA ESPINOZA, FERNANDO ALBA ELÍAS, MANUEL CASTEJÓN LIMAS, JOAQUÍN ORDIERES MERÉ Y ELISEO VERGARA GONZÁLEZ, *Técnicas y algoritmos básicos de visión artificial*.



## Capítulo 4

# Medida mediante balanza de 6 ejes

### 4.1. Introducción

Como se mencionó en el Capítulo 1, una vez obtenida la geometría real que se emplea en el interior de túnel de viento, el primer ensayo a realizar es la medición de fuerzas y de momentos aerodinámicos sobre el modelo. Para ello es necesario de una balanza o célula de carga, sea capaz de obtener dichos valores. Con el objetivo de mejorar los sistemas de medida, se propone la adquisición de un nuevo sensor, una balanza de 6 ejes 6A154. Para su futuro uso este sistema debe ser anclado y posicionado de forma adecuada respecto del túnel. A lo largo de este capítulo se muestra el diseño de un sistema de anclaje y posicionamiento para dicha balanza.

El sistema consta de una estructura principal sobre la que se sitúa el resto de los elementos empleados para el posicionamiento y anclaje de la balanza. Sobre este soporte se colocan dos mecanismos que sirven para el posicionamiento de la balanza, el primero está basado en una transmisión reductora (es decir un mecanismo que aumenta el par ejercido por el motor a costa de reducir la velocidad de giro tras la transmisión) por medio de engranajes, Figura 4.3. Este mecanismo sirve para rotar la balanza sobre su eje vertical,  $\psi$  (ángulo de rotación). Por otro lado, se emplea una segunda reductora tornillo sin fin corona (en este caso se transmite desde un tornillo con una o varias entradas a una rueda dentada, Figura 4.4), para manejar el segundo ángulo. Este sistema permite rotar la maqueta respecto del eje longitudinal de la balanza,  $\phi$  (ángulo de desviación).

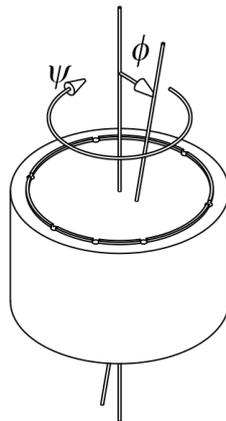
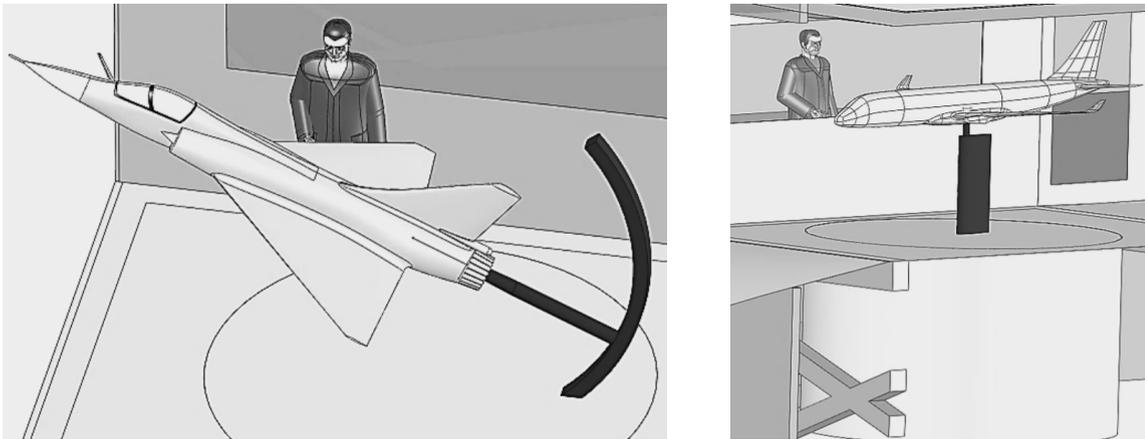


Figura 4.1: Grados de libertad de la balanza en el montaje.

## 4.2. Balanza de medición

En un gran número de campañas de ensayo en túnel de viento es necesario medir fuerzas y momentos aerodinámicos. La información de las fuerzas aerodinámicas es adquirida por la balanza para su posterior tratamiento. Existen balanzas mecánicas mediante el uso de pesas y electrónicas, en las que la deformación de un sensor se convierte en una señal.

Por otro lado, la estructura de una balanza depende en gran medida del ensayo que se realice. Por lo tanto, la sujeción de la maqueta está también condicionada por dicho ensayo. Si se trata de un ensayo a grandes ángulos de ataque, entre  $\pm 30^\circ$  se suele emplear un soporte tipo lanza. En este tipo de montajes, la balanza va montada en la punta de la lanza. El montaje en lanza puede verse en la Figura 4.2a.



(a) Soporte en lanza para balanza interna.

(b) Soporte para balanza externa.

Figura 4.2: Soportes para distinto tipo de balanza. [1].

Sin embargo, en muchos ensayos, la célula de carga se ubica por fuera de la cámara. Se trata de una balanza externa. Esta se comunica con la maqueta por medio de un soporte que transfiere las cargas. Como puede observarse en la Figura 4.2b. Este tipo de configuración (externa) no es común utilizarla para elevados ángulos de ataque, ya que interfiere con la maqueta. Sin embargo, presenta muchas ventajas con respecto a la sujeción en lanza.

- Se presenta una mayor rigidez cuando se emplean tres soportes.
- Se emplean celdas de carga convencionales.
- Es más económica.
- Existe un fácil control de los ángulos de ataque y guiñada.
- Soportes fácilmente desmontables. Permite una mayor flexibilidad a la hora de desmontar la cámara de ensayos.

Por otro lado, en lo relativo a los sensores de carga, existen distintas formas de medir fuerzas y momentos. En general, estos sensores se dividen en dos grupos: hidráulicos y eléctricos. Para las balanzas de túnel de viento se prefiere los eléctricos. Una galga extensiométrica cambia su resistencia eléctrica cuando se produce una deformación en la misma. La resistencia de estas galgas puede obtenerse de la siguiente expresión:

$$\frac{dR}{R} = k\epsilon \quad (4.1)$$

donde  $R$  es la resistencia eléctrica,  $\epsilon$  la deformación y  $k$  la sensibilidad de la galga.

### 4.3. Características y capacidades del equipo

En este documento se desarrolla un mecanismo para balanza externa. Esta balanza es una balanza de seis componentes. Estas balanzas tienen 6 canales totalmente acoplados. El acoplamiento entre ellos es muy fuerte y se requiere de un desacoplador de la señal. Los seis ejes de carga miden las fuerzas y los momentos de forma simultánea en 3 ejes mutuamente perpendiculares. La fuerza y momento en cada eje se obtiene a partir de una matriz de 36 coeficientes.

Las características de la balanza se muestran en la Tabla 4.1.

6A154	
Fx (N)	50
Fy (N)	50
Fz (N)	100
Mx (Nm)	5
My (Nm)	5
Mz (Nm)	5
Diametro (mm)	154
Altura (mm)	100
Peso (g)	800
Material	Aluminio
Deflexión (mm)	0.08
Deflexión (rad)	0.001
Protección (IP)	67
Precisión - (Error Máximo)	
No linealidad (% FS)	±0.1
Histeresis (% FS)	±0.1
No repetibilidad (% RO)	±0.1
Creep (en 20 min)	±0.1
Mecánicas	
Sobrecarga segura (% de CAP)	150
Sobrecarga última (% RO)	300
Temperatura	
Rango de compensación (°F)	14 a 158
Rango de compensación (°C)	-10 a 70
Rango operativo (°F)	14 a 185
Rango operativo (°C)	-10 a 85
Efecto en el cero (%RO/°C max)	±0.1
Efecto en la salida (%/°C max)	±0.05
Eléctricas	
Ratio de salida (mV/V Nominal)	±0.4
Máximo voltaje de excitación (V)	5
Crosstalk	± 1 %

Balance nulo (mV/V)	<2
Resistencia de entrada ( $\Omega$ )	350±10
Resistencia de salida ( $\Omega$ )	350±10

Tabla 4.1: Especificaciones de la balanza 6A154.

De acuerdo con la información mostrada en la Tabla 4.1, la balanza presenta ciertos límites mecánicos que no deben ser sobrepasados para asegurar el correcto funcionamiento de la misma. Con el objetivo de proteger la balanza frente a posibles fallos o roturas, el sistema de posicionamiento y control de la balanza debe presentar mecanismos de protección frente al fallo que permitan evitar la rotura del sensor de medida. Entre los sistemas propuestos se encuentra:

1. Sistema electrónico que monitoriza las cargas sobre la balanza y actúa sobre el regulador del túnel en caso de necesidad para cortar el suministro de potencia eléctrica a la soplante del túnel y así evitar la rotura de la balanza.
2. Un fusible mecánico que cuyo fallo se produzca ligeramente antes que el de la balanza. De este modo, se protege la balanza frente a posibles aceleraciones bruscas y ante la inercia del aire que circula por el túnel y que tarda en calmarse. Dada la facilidad con la que el fusible puede romperse, se ha decidido realizar esta pieza en impresión 3D de modo que pueda ser controlado su estado y que sea fácilmente reemplazable.

Es de especial interés tener en cuenta que la carga de rotura de la balanza es baja y por tanto se debe de tener cuidado a la hora de manipularla. El sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza también actúa como armazón, impidiendo que el usuario final tenga que manipular la balanza directamente. En relación con este punto, se ha diseñado un módulo portátil que pueda ser ensamblado en distintas posiciones alrededor del túnel a una estructura más pesada que impida las vibraciones. El anclaje a otros elementos se realiza mediante escuadras atornilladas a perfiles industriales de aluminio.

El correcto funcionamiento de la balanza es, en última instancia, una responsabilidad del usuario. Sin embargo, con este trabajo, se pretende reducir el riesgo de deterioro o rotura de la misma.

Además, se trata de un sistema que limita los ángulos  $\phi$  y  $\psi$  máximos que se puede alcanzar. Permitiendo un giro total de 180° en  $\psi$  y uno de 60° en  $\phi$ .

#### 4.4. Prediseño del sistema de anclaje y posicionamiento automático

A lo largo de esta sección se muestra el procedimiento de diseño de los distintos mecanismos y estructuras, así como el procedimiento de fabricación de los distintos elementos que componen el sistema. Es importante destacar que en el presente documento no se describe un procedimiento de diseño detallado, sino un prediseño en el que aquellas cargas estructurales no son críticas y la propia estructura no está optimizada a las mismas. Se trata pues de un prediseño inicial para presupuestar el sistema y sobre el que se debe de verificar la integridad estructural.

En esta sección se abordará en primer lugar el diseño de los mecanismos de posicionamiento de la maqueta. El movimiento del ángulo  $\psi$  y el de movimiento de  $\phi$ . Se continúa describiendo los elementos de seguridad presentes en el diseño mecánico del sistema y se finaliza por el armazón o estructura que soporta el resto de elementos.

##### Diseño del sistema de movimiento del ángulo de rotación.

Este sistema es una reductora que aumenta el par motor y reduce la velocidad a la que gira la balanza. Las limitaciones a la hora de diseñar este mecanismo son:

- Par motor máximo: 14 kg cm.
- Máximo momento resistido por la balanza: 5 N m

Por lo tanto, el motor debe ser capaz de proporcionar par suficiente hasta el estado de carga máxima de la balanza. Por lo tanto, la relación entre momentos será:

$$\frac{M_m}{M_b} = 0.28 \quad (4.2)$$

Siendo  $M_b$  el momento de la balanza y  $M_m$  el momento del motor.

Asumiendo que no hay pérdidas por fricción la potencia transmitida de un engranaje al siguiente es la misma:

$$P_1 = P_2 \quad (4.3)$$

Es decir:

$$M_1 \omega_1 = M_2 \omega_2 \quad (4.4)$$

Por lo tanto se establece la relación:

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{\omega_2}{\omega_1} \quad (4.5)$$

A su vez, la velocidad de giro se puede definir como el ángulo recorrido en un intervalo de tiempo:

$$\omega = \frac{\Delta\theta}{\Delta t} \quad (4.6)$$

En un ángulo determinado se recorre una distancia  $s$  tal que:

$$s = R\Delta\theta \quad (4.7)$$

En la distancia  $s$  se recorren  $n$  dientes. La distancia  $s$  es por lo tanto:

$$s = nZ \quad (4.8)$$

Y de este modo:

$$R\Delta\theta = nZ \quad (4.9)$$

La velocidad angular es:

$$\omega = \frac{nZ}{R\Delta t} \quad (4.10)$$

Asumiendo que el número de dientes avanzados en un engranaje es exactamente el mismo que en el otro, y teniendo en cuenta que  $n$  es igual en ambos engranajes:

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{R_1}{R_2} \quad (4.11)$$

El radio del engranaje, según la ecuación 4.14 se relaciona con el número de dientes como sigue:

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{Z_1}{Z_2} \quad (4.12)$$

Finalmente, se llega a la igualdad que determina la relación entre ambos engranajes:

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{R_1}{R_2} = \frac{Z_1}{Z_2} \quad (4.13)$$

Se toma la relación de momentos, ecuación 4.2, la relación entre el número de dientes de los discos es la siguiente:

$$\frac{1}{n_s} \left( \frac{M_1}{M_2} \right)_{max} \geq \frac{Z_1}{Z_2} \quad (4.14)$$

donde  $n_s$  es el factor de seguridad empleado. En el diseño de la balanza se utiliza un factor de seguridad de 2 para que el motor no tenga que trabajar demasiado forzado.

$$\frac{Z_m}{Z_b} = \frac{d_m}{d_b} \leq 0.14 \quad (4.15)$$

Se limita también el diámetro del engranaje que encaja con la balanza para que sobresalga por fuera de la balanza. Se fija, por tanto, el diámetro de dicho engranaje a un diámetro de 200 mm. Esto supone, que el engranaje del motor tenga un diámetro de 28 mm.

El módulo de un engranaje se define como:

$$m = \frac{d}{Z} \quad (4.16)$$

El módulo debe ser el mismo en los dos engranajes que constituyen la transmisión para que puedan engranar. En el sistema de control de la balanza se toma un módulo de 2. Por tanto, el engranaje del motor debe tener 14 dientes mientras que el de la balanza tiene 100. Inicialmente se empleó un módulo de 1, sin embargo, los dientes eran demasiado pequeños y podía haber problemas en el mecanizado.

El ángulo de presión de los dientes se fija en un valor de  $20^\circ$  (común en los engranajes) y el radio de la raíz en 0.59 mm.

Inicialmente se prueba a hacer una transmisión directa entre ambos ejes. Sin embargo, se tiene un cambio de diámetro demasiado grande y por tanto, los dientes de los engranajes se engancharían al rodar. Por este motivo se recurre a un eje de transmisión. Inicialmente, se diseña para que la relación de diámetros de la transmisión sea:

$$\frac{d_t}{d_b} = 0.4 \quad (4.17)$$

$$\frac{d_m}{d_t} = 0.35 \quad (4.18)$$

Sin embargo, se sigue teniendo problemas a la hora de que los engranajes giren. Se recurre a la siguiente relación:

$$\frac{d_t}{d_b} = 0.7 \quad (4.19)$$

$$\frac{d_m}{d_t} = 0.2 \quad (4.20)$$

Se decide emplear los siguientes engranajes:

	Eje del motor	Eje de transmisión	Eje de la balanza
Diámetro (mm)	28	140	200
Dientes (mm)	14	70	100

Tabla 4.2: Geometría de los engranajes.

En la Figura 4.3 se muestra la transmisión de los engranajes en forma de croquis.

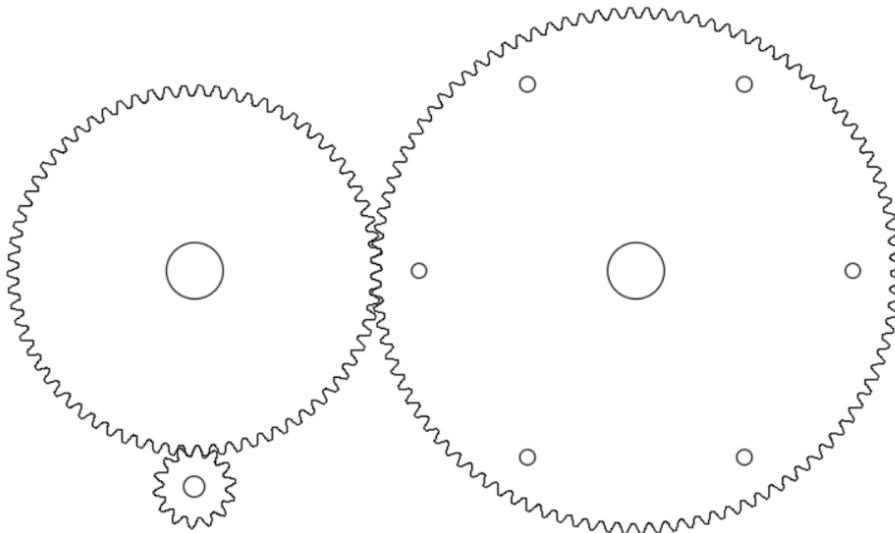


Figura 4.3: Croquis de la transmisión mediante engranajes.

Los discos de los engranajes se fabricarán en planchas de metacrilato de 5 mm. Este material se selecciona debido a la facilidad para mecanizarlo (posibilidad de emplear el corte láser por control numérico de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño de la UPV). Además de su fácil mecanización, este material también presenta un bajo peso. Por tanto, es ideal para la aplicación en concreto que se va a realizar. Se comprueba que el dentado resiste mecánicamente el esfuerzo. La tensión generada sobre la sección del diente por flexión es:

$$\sigma = \frac{My_{max}}{I} \quad (4.21)$$

Se define  $\sigma$  como la tensión normal en la tensión de la base del diente,  $M$  es el momento aplicado sobre la base del diente e  $I$  el momento de inercia. La distancia  $y_{max}$  es la máxima distancia desde la fibra neutra, en este engranaje, toma un valor  $y_{max}$ . Se trata de una sección rectangular, por lo tanto, la inercia se calcula como sigue:

$$I = \frac{bt^3}{12} \quad (4.22)$$

donde  $b$  es la anchura del diente (espesor de la placa de metacrilato) y  $t$  el espesor de la sección (distancia entre dientes). El momento aplicado sobre la base del diente es:

$$M = F_t h \quad (4.23)$$

siendo  $F_t$  la fuerza de reacción ejercida entre dientes y  $h$  la distancia desde la punta del diente a la base.

La tensión se calcula por tanto como:

$$\sigma = 6 \frac{F_t h}{bt^2} \quad (4.24)$$

Para la geometría del diente empleada en el diseño de los engranajes se obtienen los siguientes resultados:

Parámetro	Valor
Espesor del metacrilato ( $b$ )	5 mm
Espesor del diente ( $t$ )	4.15 mm
Longitud del diente ( $h$ )	4.31 mm
Fuerza de reacción sobre los dientes ( $F_t$ )	100 N
Tensión sobre el diente ( $\sigma$ )	26.7 MPa
Tensión de rotura ( $\sigma_r$ )	80 MPa
Factor de seguridad	33.4 %

Tabla 4.3: Datos del estudio estructural del diente de los engranajes.

### Diseño del sistema de movimiento del ángulo de desviación

Para el control del ángulo de desviación  $\phi$  se emplea un mecanismo de transmisión tornillo sin fin a corona. En este mecanismo, se transmite el movimiento desde un tornillo a un disco dentado, de forma que la velocidad se reduce de manera drástica y el momento transmitido aumenta. Además, la rotación únicamente se transmite desde el tornillo a la corona y nunca a la inversa, por lo que se evita que los movimientos en el interior del túnel provoquen rotaciones no deseadas. En este caso se pasa de un tornillo de una única entrada con una corona de 40 dientes. Asumiendo que se conserva la potencia, ecuación 4.4, el tornillo sin fin se comporta como un engranaje en el que se han tallado tantos dientes como entradas. En el caso de tener una única entrada, es como si únicamente hubiera un diente. La expresión queda como:

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{e_1}{Z_2} \quad (4.25)$$

siendo  $e_1$  el número de entradas. En el caso estudiado se tiene una única entrada, mientras que la corona es de 40 dientes. Por tanto la relación es de 1:40. Esto provoca que el ratio entre los momentos sea de:

$$\frac{M_1}{M_2} = 0.025 \quad (4.26)$$

De este modo el motor ejerce sobre la maqueta 40 veces el momento deseado. Teniendo en cuenta que el motor tiene un momento máximo de 3.2 kg cm lo que equivale a 0.31 N m. El momento máximo que permite sobre la maqueta es de 12.6 N m, muy superior al momento máximo que aguanta la balanza (Tabla 4.1). El mecanismo calculado se muestra en la Figura 4.4.

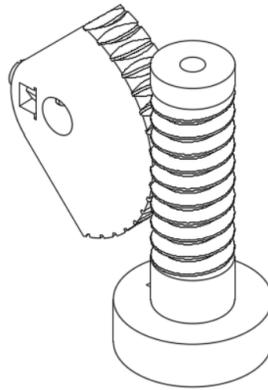


Figura 4.4: Mecanismo tornillo sin fin - corona.

Se realiza también un análisis de estabilidad estructural. Asumiendo que el momento máximo que va a soportar el material es aquel que rompe la balanza y construyendo la pieza en ABS (Tensión de rotura 28 MPa) se obtienen los resultados de la Tabla 4.4.

Parámetro	Valor
Espesor del material ( $b$ )	10 mm
Espesor del diente ( $t$ )	3.14mm
Longitud del diente ( $h$ )	2.28 mm
Fuerza de reacción sobre los dientes ( $F_t$ )	200 N
Tensión sobre el diente ( $\sigma$ )	27.8 MPa
Tensión de rotura ( $\sigma_r$ )	28 MPa
Factor de seguridad	99.1 %

Tabla 4.4: Datos del estudio estructural del diente de la transmisión tornillo sin fin a corona.

Se puede observar que al diseñar la pieza en ABS la tensión máxima de funcionamiento amenaza la rotura. Se debe evitar trabajar tan cerca de las tensiones de rotura, ya que por fatiga podría dañarse. Sin embargo, debido a la facilidad de fabricación que ofrece la impresión 3D se realiza el cálculo para materiales de impresión de mayor dureza. Se comprueba la posibilidad de emplea Z-PCABS. Este material tiene una tensión de rotura de 34.76 MPa. Los resultados se muestran en la Tabla 4.5. En este caso el margen de seguridad no es tan estrecho y por tanto, la pieza se imprimirá en Z-PCABS.

Parámetro	Valor
Espesor del material ( $b$ )	10 mm
Espesor del diente ( $t$ )	3.14mm
Longitud del diente ( $h$ )	2.28 mm
Fuerza de reacción sobre los dientes ( $F_t$ )	200 N
Tensión sobre el diente ( $\sigma$ )	27.8 MPa
Tensión de rotura ( $\sigma_r$ )	34.76 MPa
Factor de seguridad	79.9 %

Tabla 4.5: Datos del estudio estructural del diente de la transmisión tornillo sin fin a corona.

**Elementos de seguridad presentes en el diseño del sistema de anclaje y posicionamiento.**

A continuación se presentan los elementos empleados para la protección de la balanza y la limitación del movimiento del sistema de posicionamiento. En el diseño del sistema se integran 3 medidas de protección:

- Sistema de control de cargas conectado al variador del túnel de viento. Es un sistema electrónico que desconecta el túnel de viento en el momento que se superen las cargas máximas permitidas.
- Sistema de desacople mecánico entre la balanza y la maqueta. Se trata de un fusible mecánico que resiste hasta las cargas de rotura de la balanza, de forma que en caso de que el primer sistema de seguridad fallara, se rompería la pieza que une la maqueta con la balanza protegiendo esta última de la rotura.

Inicialmente se propone el sistema de anclaje de la Figura 4.5. Posteriormente el diseño del fusible se mejora añadiendo una pieza extra de fácil sustitución que sea la que rompa en caso de necesidad.

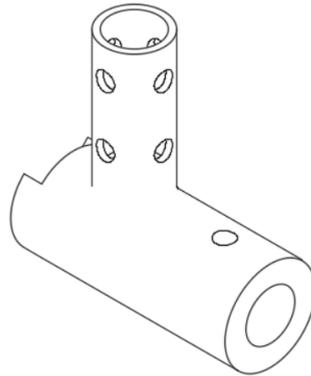


Figura 4.5: Geometría inicial del fusible mecánico de la balanza.

- Sistema de finales de carrera que limita la amplitud de movimiento de los distintos mecanismos. Este sistema por un lado se emplea para calibrar el sistema. Por otro lado, limita el margen de giro de la maqueta en ambos sentidos. La posición de los finales de carrera se muestra en la Figura 4.6.

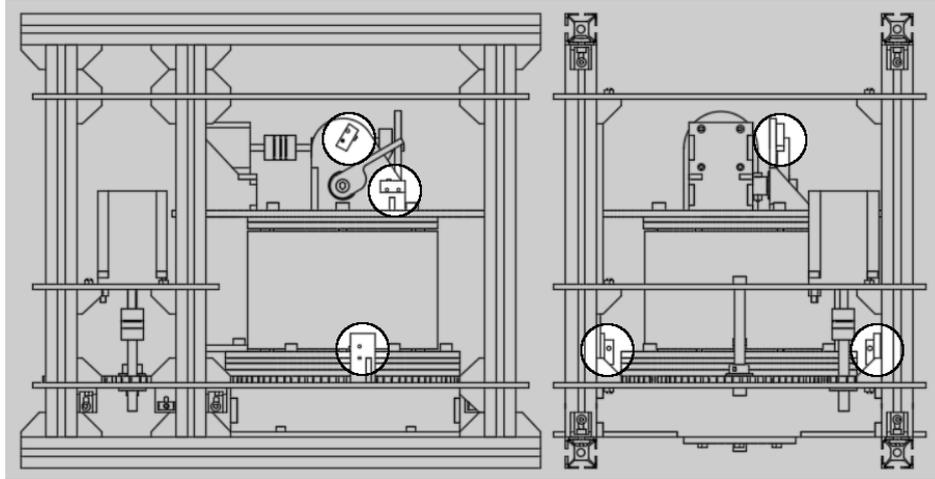


Figura 4.6: Posicionamiento de los finales de carrera.

### Estructura flexible y portable.

Finalmente, se diseña una estructura en la que sujetar todos los mecanismos. Esta estructura debe cumplir con los requisitos de ligereza y facilidad en el montaje necesarios para adaptarse a cualquier campaña de ensayos con facilidad. Además, se decide crear una estructura en forma de armazón con el objetivo de cubrir la balanza y protegerla contra posibles impactos durante su transporte, montaje y utilización. La estructura de protección se puede observar en la Figura 4.7.

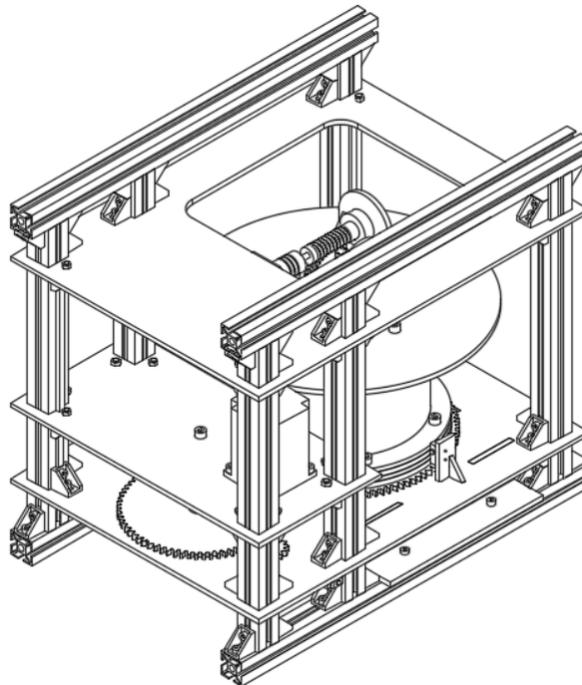


Figura 4.7: Estructura de protección de la balanza.

Para cumplir estos objetivos se construye un entramado de vigas con perfiles de rápido montaje, ver Figura 4.7. Estos perfiles están ranurados y permiten la unión de los distintos elementos sin que sea necesaria su soldadura, remachado o mecanizado para añadir elementos de unión. Los perfiles

de aluminio se unen entre ellos y con las bandejas de metacrilato mediante el uso de escuadras. Las escuadras se emplean para asegurar los ángulos rectos en los cruces de elementos además de para rigidizar la estructura.

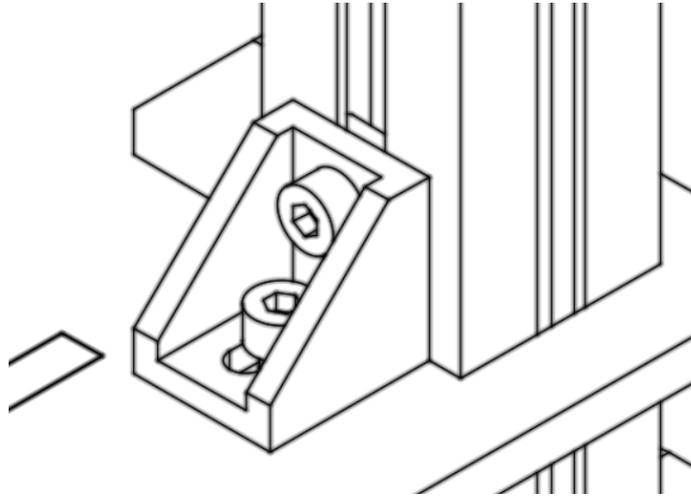


Figura 4.8: Escuadra para la unión de elementos perpendiculares en la balanza.

Los tornillos son todos de cabeza cilíndrica con muesca hexagonal, ver Figura 4.8. De este modo se facilita el montaje y desmontaje en aquellas zonas en las que hay un difícil acceso. Además, para unir las escuadras con las vigas se emplea una cabeza de martillo.

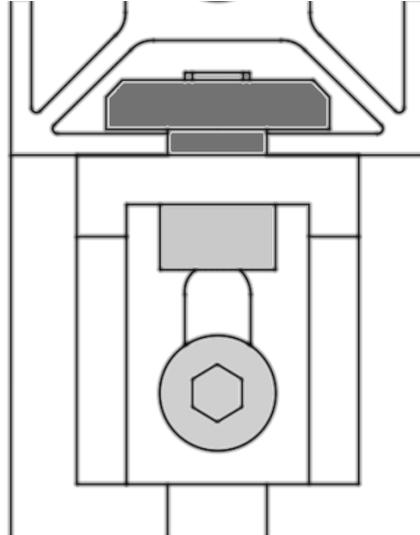


Figura 4.9: Unión de la escuadra a una viga empleando tornillos de cabeza cilíndrica con muesca hexagonal y tuerca en forma de martillo.

Sobre la estructura se apoyan los ejes de giro de los mecanismos. Las pérdidas por rozamiento de los ejes se reducen mediante el uso de rodamientos. Además, los ejes pasan por más de un punto de anclaje para evitar que se desplacen. Una vez pasados los ejes, se añade una serie de tornillos para evitar que el eje se pueda desplazar en la dirección axial. La unión del eje a otros elementos se muestra en la Figura 4.10.

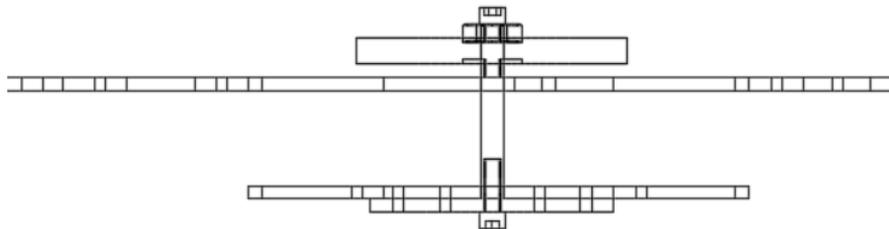


Figura 4.10: Unión del eje a los planos sobre los que rota.

Una descripción más detallada de las piezas y del montaje se muestra en el Apéndice A, Guía de montaje de la Balanza.

## 4.5. Trabajos futuros

A lo largo del capítulo se presenta el prediseño del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza de 6 ejes: 6A154. En este prediseño se ha calculado los mecanismos necesarios para el correcto funcionamiento de la balanza. Además se han presentado los mecanismos de seguridad de la misma. En lo relativo al trabajo futuro se deben realizar los siguientes apartados:

1. Gestión del presupuesto y obtención del material.
2. Implementación e integración de los sistemas electrónicos tanto de control como de seguridad.
3. Diseño de una mesa antivibraciones adecuada a la balanza e integración de la balanza en la misma para diferentes condiciones de operación.
4. Diseño mecánico de la pieza fusible para adaptarla a las necesidades de operación de la balanza y optimizar su respuesta mecánica. Tanto numérico [8] como experimental.
5. Estudio detallado de la estructura del sistema y comprobación de la seguridad del mismo.
6. Montaje del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza.
7. Comprobación en vacío de los mecanismos de control.
8. Realización de una campaña de ensayos que verifique el correcto funcionamiento de la instalación.
9. Utilización del sistema como elemento de medición en labores de investigación científica.
10. Creación de un manual de uso de la balanza.

## 4.6. Conclusión

El desarrollo de instalaciones y equipos experimentales supone un elevado coste de desarrollo. En este capítulo se ha mostrado el prediseño de un equipo experimental para el anclaje y el posicionamiento de una balanza de 6 ejes para túnel de viento. Con este trabajo se ha tratado de reducir los costes del instituto en la preparación de las instalaciones experimentales necesarias para el ensayo experimental en líneas de investigación en aerodinámica.

Tras el diseño se ha obtenido un sistema funcional preparado para su utilización en el túnel de viento de la Universitat Politècnica de València. Sin embargo, el sistema del equipo no está completo y para su correcto funcionamiento al trabajo presentado en este capítulo se le debe sumar el diseño de un soporte antivibraciones que ancle este sistema al suelo. Además, de los estudios estructurales pertinentes para garantizar su correcto funcionamiento y evitar riesgos en los experimentos y fallos en el propio sistema.

De acuerdo con esto, antes de emplear este equipo para la investigación científica se debe de construir y ensayar su funcionamiento para asegurar la seguridad del mismo.

## Bibliografía

- [1] MIGUEL ÁNGEL AGUIRRE, VÍCTOR ASTIZ, HELIOS MARCIO FERRANDEZ, MATIAS MERONIUC, *Desarrollo de Balanza Externa Para Túnel de Viento*, Facultad Regional Haedo - Universidad Tecnológica Nacional
- [2] MIGUEL ÁNGEL GONZÁLEZ, JOSÉ MIGUEL EZQUERRO, VICTORIA LAPUERTA, ANA LAVERÓN, AND JACOBO RODRÍGUEZ, *Components of a Wind Tunnel Balance: Design and Calibration*, Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid
- [3] INTERFACE: ADVANCED FORCE MEASUREMENT, *Model 6A Series. 6-Axis Load Cells (Fx Fy Fz Mx My Mz)*.
- [4] JOÃO TIAGO PINHEIRO FERNANDES, *Design of a Wind Tunnel Force Balance*.
- [5] ALBARRÁN LIGERO, JUSTO, *FUNDAMENTOS DEL KBE (KNOWLEDGE BASED ENGINEERING). APLICACIÓN AL DISEÑO DE ENGRANAJES DE EJES PARALELOS CON CATIA V5*.
- [6] <http://www.sanmetal.es/productos/termoplasticos/metacrilato-pmma/14>  
SANMETAL S.A., *Ficha técnica: METACRILATO - PMMA*.
- [7] ZORTRAX S.A., *Z-PCABS TECHNICAL DATA SHEET*. 16/11/2015.
- [8] FRANCISCO VIDAL DIEGO, *Diseño y adaptación de una balanza como instrumento de precisión para un túnel de viento*.

## Capítulo 5

# Oil Film Interferometry (OFI): software de análisis de imágenes

### 5.1. Introducción

En las secciones anteriores se ha propuesto metodologías y herramientas para mejorar tanto las geometrías como las medidas de fuerza global sobre la maqueta. Sin embargo, si se requiere medir las fuerzas viscosas sobre la pared se requiere recurrir a otros métodos. Uno de los métodos posibles es la interferometría sobre película de aceite.

A lo largo de este capítulo se muestra el desarrollo de una herramienta informática para el procesado de imágenes en ensayos de interferometría óptica en una cuña de aceite. La interferometría en capa de aceite es una técnica experimental empleada en aerodinámica para obtener el valor de la fricción ejercida por el fluido sobre las superficies de un cuerpo. Se trata de una técnica óptica que aprovecha el efecto de la superposición de ondas y mediante el estudio de patrones de interferencia constructivos-destructivos permite calcular la fricción en la capa límite.

El software se desarrolla en forma de una interfaz gráfica que permita al usuario cargar la carpeta de imágenes que desea estudiar, procesarla y obtener los datos. Además, esta aplicación informática también permite seleccionar la zona de la imagen sobre la que se aplica el procesado, descargando aquellos contornos que no son útiles para el mismo.

### 5.2. Desarrollo teórico de la interferometría en capa de aceite

Se presenta la ecuación que determina el comportamiento del flujo de aceite sobre la superficie estudiada [1]:

$$\frac{\partial h}{\partial t} = \frac{1}{\mu_a} \left\{ \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial x} \left( h^3 \frac{\partial p}{\partial x} \right) - \frac{\mu_a}{2} \frac{\partial}{\partial x} \left[ h^2 \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right)_{y=h} \right] + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial z} \left( h^3 \frac{\partial p}{\partial z} \right) - \frac{\mu_a}{2} \frac{\partial}{\partial z} \left[ h^2 \left( \frac{\partial W}{\partial y} \right)_{y=h} \right] \right\} \quad (5.1)$$

Donde  $h$  es la altura de la película de aceite. Esta ecuación se aplica a un volumen de control que modele una película de aceite sobre una superficie. Además, esta ecuación se ha asumido un movimiento lento y viscoso, en el que las fuerzas convectivas se anulan. Por otra parte, el efecto del aire se incluye en la condición de contorno  $y = h$  haciendo que el esfuerzo viscoso sea el mismo para el aire y el aceite. También se ha asumido que el aceite es bidimensional, incompresible, y la capa límite de aire es mucho mayor que la película de aceite. Además, la presión se considera totalmente normal a la superficie. Las variables  $U$  y  $W$  hacen referencia a la velocidad del aire.

En la ecuación anterior, cuando la velocidad del aire es muy superior a la del aceite se puede asumir las siguientes igualdades:

$$\left(\frac{\delta U}{\delta y}\right)_{y=h} \approx \frac{\tau_{xy}}{\mu_0} \quad (5.2)$$

$$\left(\frac{\delta W}{\delta y}\right)_{y=h} \approx \frac{\tau_{yz}}{\mu_0} \quad (5.3)$$

Además, si los gradientes de presión son pequeños y se toma la dirección  $x$  alineada con la del esfuerzo cortante de la pared, la ecuación puede expresarse como:

$$\frac{\delta h}{\delta t} = -\frac{1}{\mu_0} \frac{\delta}{\delta x} \left[ \frac{h^2}{2} \tau_w \right] \quad (5.4)$$

Suponiendo el valor de  $\tau_w$  constante con  $x$  y con  $t$  y que cuando  $t = 0$ ,  $h = \infty$ , la solución e la ecuación anterior se puede expresar como:

$$\tau_w = \frac{\mu_0 x}{ht} \quad (5.5)$$

Esta ecuación se trata por tanto de la ecuación básica en el desarrollo de la interferometría en película de aceite. A la hora de aplicar de forma general esta ecuación es necesario verificar que las hipótesis supuestas se cumplan. Las que más problemas ocasionan son la de que el espesor inicial sea constante e infinito, la de fricción con la pared constante en el espacio y la de que las líneas de corriente sean paralelas.

Para comprobar la validez de este modelo, se compara con el modelo numérico de Lax-Wendroff, obteniendo el resultado expuesto en la Figura 5.1.

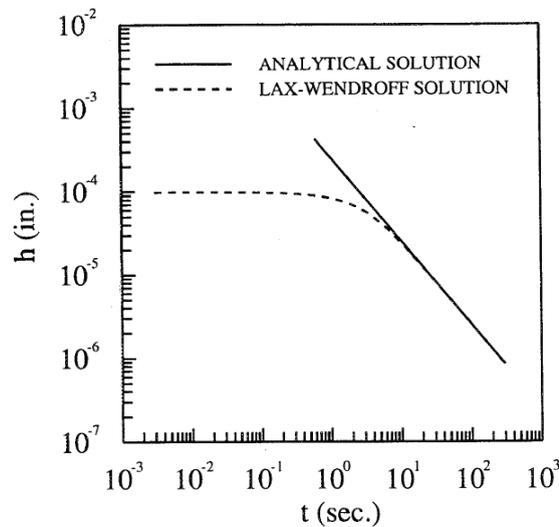


Figura 5.1: Comparación del modelo lineal con el de Lax-Wendroff. [1]

En la Figura 5.1 se aprecia cómo el método lineal permite obtener resultados similares a la solución completa. Sin embargo falla en los momentos iniciales y los transitorios.

De forma experimental, el efecto de la interferometría óptica se produce debido a la superposición de las ondas de luz que se reflejan sobre la interfaz aire-aceite, y los que se reflejan en la interfaz solido aceite. Este fenómeno es perceptible cuando se emplea luz monocromática. De forma experimental

se suele recurrir a lámparas de sodio de baja presión ya que proporcionan suficiente intensidad lumínica y son monocromáticas. En la Figura se muestra el efecto de dicha superposición.

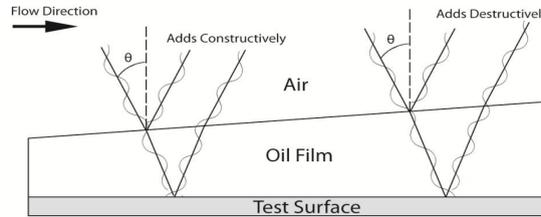


Figura 5.2: Visualización de la superposición de ondas. [2]

Cada franja representa una diferencia de espesor en la capa de aceite de  $\lambda_0$ .

$$\lambda_0 = \frac{\lambda_t}{2n_0 \cos \theta_0} \quad (5.6)$$

donde  $\lambda_t$  es la longitud de onda de la luz en el aire y  $n_0$  el índice de refracción en el aceite. Por otro lado,

$$\theta_0 = \sin^{-1} \left( \frac{\sin \theta_t}{n_0} \right) \quad (5.7)$$

siendo  $\theta_t$  el ángulo que forma el haz de luz incidente respecto de la vertical. Si  $N$  es el número de franjas en una posición de la película de aceite, entonces:

$$h(t, x) = \lambda_0 N(t, x) \quad (5.8)$$

Por tanto, en el experimento se calcula la altura de la película de aceite en las franjas a partir de un punto.

La altura de la primera franja es:

$$h_1 = \frac{\lambda_t}{4n_0} \quad (5.9)$$

En la segunda:

$$h_1 = \frac{3\lambda_t}{4n_0} \quad (5.10)$$

La posición en  $x$  de las franjas es:

$$x_1 = \frac{\tau_w \lambda t}{4n_0 \mu_0} \quad (5.11)$$

$$x_2 = \frac{3\tau_w \lambda t}{4n_0 \mu_0} \quad (5.12)$$

De este modo, la distancia entre franjas se calcula como:

$$\Delta s_{2-1} = \frac{\tau_w \lambda t}{2n_0 \mu_0} \quad (5.13)$$

La fricción con la pared, se calcula, por lo tanto como:

$$\tau_w = \frac{2n_0 \mu_0 \Delta s_{2-1}}{\lambda t} \quad (5.14)$$

### 5.3. Características y capacidades del sistema

La herramienta de procesamiento informático desarrollada permite el cálculo de la fricción viscosa sobre la pared de una maqueta a partir de grabaciones experimentales. De este modo, en el programa se carga las imágenes resultantes de una campaña de ensayos de interferometría óptica. Sobre estas imágenes, se selecciona el área de interés, pudiendo de este modo, reducir el tiempo de cálculo y además eliminar aquellas zonas de la imagen que no presentan ningún interés para el cálculo.

Una vez cargadas las imágenes que se va a procesar y determinado el área sobre la que se procesa la información, se determinan las condiciones en las que se realiza el ensayo. Se introduce el tiempo inicial en el que se comienza la toma de imágenes. Se introduce también el salto temporal entre imágenes, la longitud de onda de la luz empleada, la viscosidad dinámica del aceite y su índice de reflexión.

Además, por otro lado, se debe de fijar el orden del ajuste. Las imágenes se ajustan a un desarrollo de senos y cosenos cuyo orden depende del usuario. Finalmente, los resultados pueden ser guardados en una hoja de texto.

En cuanto a las capacidades del sistema, se requiere como entrada una serie de imágenes tomadas del experimento. Sobre la primera de ellas se marca la zona de estudio, y se emplea la misma en todas. La calidad de los resultados depende, por lo tanto, de la resolución de las imágenes. Por otro lado, el código traza la variación de intensidad entre franjas a partir del punto de mayor luminancia hacia la dirección con mayor gradiente. En el caso de que en la imagen existan grandes reflejos puede provocar que se comience a medir desde una zona sin interés para la detección de las franjas. Por este motivo, en caso de que las imágenes tengan un gran reflejo muy cerca de las franjas, se puede tener problemas a la hora de detectar las franjas y por tanto, la zona del reflejo debe de eliminarse del estudio. Se debe de generar imágenes en las que el contraste únicamente exista entre las franjas evitando otros focos de luz.

### 5.4. Procesado automático

A lo largo de esta sección se muestra el procedimiento y el algoritmo empleado en el procesado de imágenes de interferometría en película de aceite. En la Figura 5.3 se muestra un esquema del algoritmo empleado para la detección de las franjas y su ajuste a un seno.

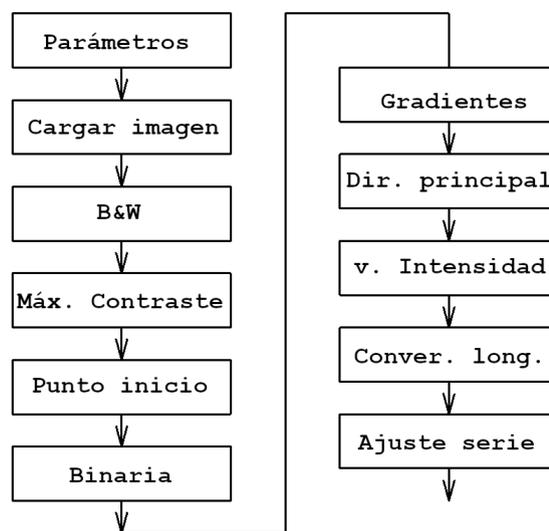


Figura 5.3: Esquema del algoritmo empleado para la detección y ajuste de las franjas.

En la Figura 5.3 se muestra el diagrama de flujo del algoritmo. A continuación se explica detalladamente el procedimiento seguido por este algoritmo.

1. En primer lugar se definen todos los parámetros necesarios para la inicialización del código: la longitud de la recta sobre la que se miden las intensidades, el orden de la serie de ajuste, el directorio de trabajo...
2. Se carga la imagen que se va a estudiar. En el caso de la interfaz, directamente al cargar la carpeta se evalúan todas las imágenes en su interior.
3. Se transforma la imagen rgb a una en blanco y negro en función de la intensidad.
4. Se incrementa el contraste de forma lineal sobre la imagen inicial y se calcula el valor medio de la intensidad de la imagen procesada.
5. Se determina el punto inicial sobre el que se traza la dirección de máximo gradiente. Se puede seleccionar como punto central de la recta el punto de máximo contraste. Sin embargo, para evitar que un posible reflejo desplace el punto de mayor intensidad a una zona en la que no se puede extraer suficiente información, se puede seleccionar como punto inicial el centro de la imagen.
6. Se genera una imagen binaria empleando como umbral el valor medio de la luminancia calculado anteriormente.
7. Se calculan los gradientes sobre la imagen binaria.
8. Se calcula la dirección principal del patrón. Para calcular la dirección principal se ponderan todas las direcciones de los gradientes previamente calculados en función de la magnitud de los mismos.

$$\alpha = \frac{\sum_{i=0}^N \alpha_i G_i}{\sum_{i=0}^N G_i} \quad (5.15)$$

donde  $\alpha$  es la dirección principal del gradiente,  $\alpha_i$  es la dirección del gradiente en cada punto,  $G_i$  es la magnitud del gradiente en cada punto y  $N$  es el número de puntos o píxeles de la imagen.

Empleando el punto de mayor intensidad calculado anteriormente y la dirección de esa intensidad máxima que se ha obtenido de la ecuación 5.15 se traza la recta sobre la que se mide la intensidad de la imagen.

9. Se mide la intensidad de la imagen a lo largo de la recta calculada anteriormente.
10. Se convierte las unidades espaciales de píxeles a las equivalentes en metros.
11. Los valores de la intensidad se ajustan a una serie de senos y cosenos de orden definido por el usuario. El ajuste realizado sigue la siguiente forma:

$$y = a_0 + \sum_{i=1}^N a_i \cos(i\omega x) + b_i \sin(i\omega x) \quad (5.16)$$

De este ajuste se obtiene el valor de la frecuencia  $\omega$ . Esta es la frecuencia con la que cambian las franjas. A partir de  $\omega$  se obtiene el valor de  $\Delta s_{2-1}$  como:

$$\Delta s_{2-1} = \frac{2\pi}{\omega} \quad (5.17)$$

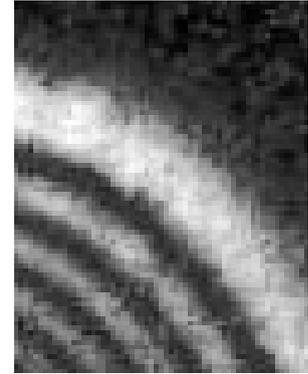
El valor de la fricción superficial se obtiene a partir de la distancia entre franjas haciendo uso de la ecuación 5.14.



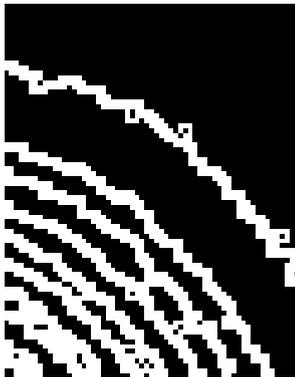
(a) Lectura de la imagen.



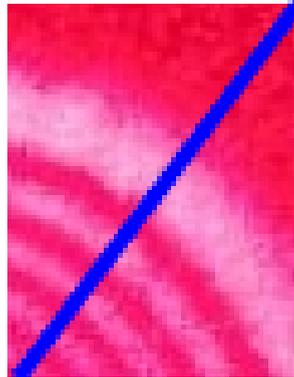
(b) Intensidad de la imagen.



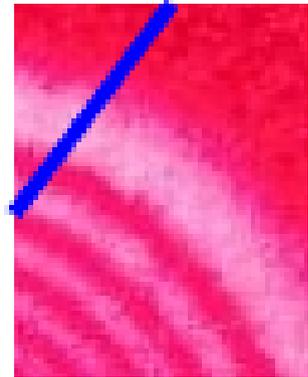
(c) Contraste ampliado de la imagen.



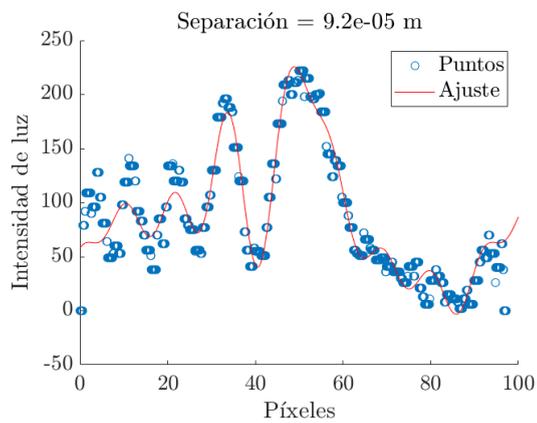
(d) Magnitud de los gradientes.



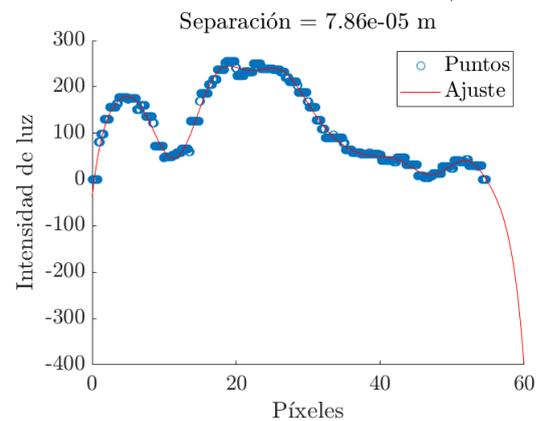
(e) Máximo gradiente (centro).



(f) Máximo gradiente (máxima intensidad).



(g) Ajuste de las intensidades (centro).



(h) Ajuste de las intensidades (máxima intensidad).

Figura 5.4: Ejemplo del funcionamiento del algoritmo para procesar datos de interferometría. En estas imágenes se asume que 1  $\mu\text{m}$  equivale a 1 píxel.

## 5.5. Procesado de imágenes sintéticas

A lo largo de esta sección se va a emplear el código para trabajar con imágenes sintéticas generadas de forma digital. Estas imágenes son imágenes con franjas de colores. El código toma estas imágenes y calcula la fricción que correspondería si el tamaño del píxel equivale a  $100\ \mu\text{m}$ . Se asumen los parámetros mostrados en la Tabla 5.1 para la comprobación de imágenes sintéticas.

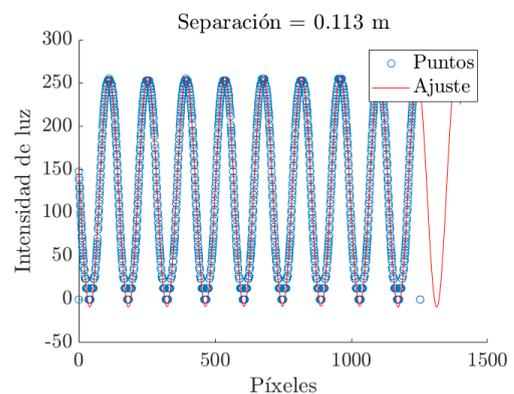
Parámetro	Valor
Tiempo de medición (s)	10
Longitud de onda (nm)	700
Índice de refracción del aceite	1.4
Viscosidad dinámica del aceite ( $\text{kg m}^{-1} \text{s}^{-1}$ )	1

Tabla 5.1: Datos empleados en el procesado de las imágenes sintéticas.

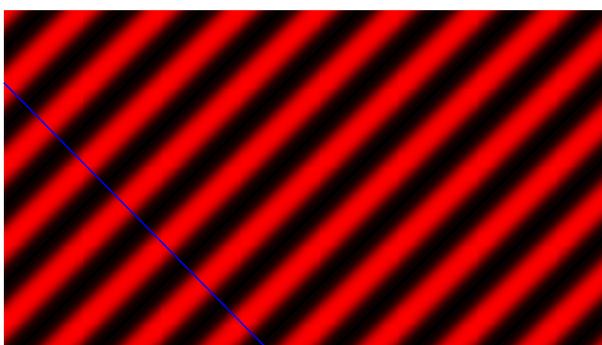
Se muestra por lo tanto, la evolución con dos imágenes. En la primera se emplea una línea de 50 píxeles en mosaicos de  $200 \times 200$  píxeles. En la siguiente son líneas de 62.5 píxeles en mosaicos de  $250 \times 250$  píxeles. Ambas imágenes se han medido en el tiempo mostrado en la Tabla 5.1.



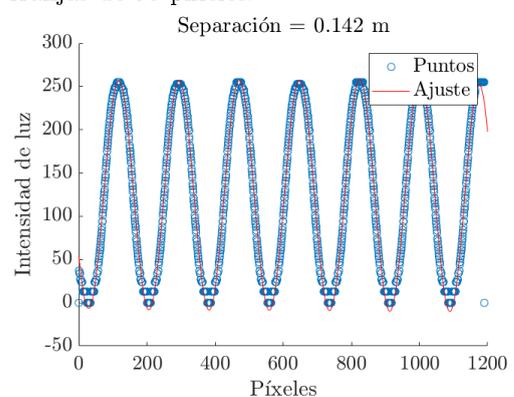
(a) Imagen sintética en el momento  $t = t_0$  con franjas de 50 píxeles.



(b) Ajuste de las intensidades para  $t = t_0$  con franjas de 50 píxeles.



(c) Imagen sintética en el momento  $t = t_0$  con franjas de 62.5 píxeles.



(d) Ajuste de las intensidades para  $t = t_0$  con franjas de 62.5 píxeles.

Figura 5.5: Imágenes sintéticas para una evolución de la fricción con el tiempo.

En la Figura 5.5 se observa un ejemplo en el que la distancia entre las franjas cambia para el

mismo instante temporal. El valor de la fricción sobre la pare se calcula por lo tanto siguiendo la ecuación 5.14. Los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 5.2.

Franja (Píxeles)	Fricción (Pa)
50	$4.53 \cdot 10^4$
62.5	$5.67 \cdot 10^4$

Tabla 5.2: Fricción para imágenes sintéticas.

Con las imágenes sintéticas se comprueba que el ajuste a imágenes con franjas es perfecto. Además, se comprueba que la fricción que percibe el algoritmo es mayor cuanto mayor es la separación entre las franjas, lo cual es coherente con la teoría.

## 5.6. Trabajos futuros

A lo largo del capítulo se ha mostrado la herramienta computacional para el reconocimiento de los patrones y su posterior procesado para calcular la fricción.

El trabajo posterior se enfoca en la realización de una campaña de ensayos de las que se obtengan las imágenes a procesar. Con el objetivo de realizar esta campaña de ensayos se trató de obtener imágenes de interferometría óptica en una placa plana. Sin embargo, debido a la dificultad para encontrar una fuente de iluminación adecuada, ya que las lámparas de sodio de baja presión han sido retiradas del mercado y sustituidas por lámparas LED no se ha conseguido ningún resultado adecuado.

El ensayo se trató de llevar a cabo empleando los medios de iluminación disponibles: láser y LEDs, sin embargo estos dan problemas. Por un lado, el láser presenta speckle y por tanto se difumina la presencia de las franjas de interferometría. Por otro lado, el LED no es lo suficientemente monocromático ni tiene suficiente intensidad.

Por tanto, el trabajo futuro requiere la adquisición de los métodos de iluminación apropiados así como su empleo para la toma de imágenes de interferometría en la capa de aceite.

## 5.7. Conclusión

La interferometría en la película de aceite se trata de una técnica de gran utilidad para la obtención de la fricción que el fluido ejerce sobre las paredes de un sólido. Se trata de una técnica de medición no intrusiva y que por tanto no afecta al comportamiento aerodinámico del modelo estudiado.

Para la realización de ensayos experimentales de interferometría en una película de aceite, se requiere cumplir una serie de condiciones que limitan la aplicación. Se requiere, por lo tanto, una superficie adecuada para la maqueta (se recomienda el uso de Mylar, ya que tiene un coeficiente de refracción adecuado y se puede adherir a cualquier material de la maqueta. Otro factor importante a considerar es la fuente de iluminación. La más extendida son las lámparas de sodio de baja presión, ya que producen luz lo suficientemente monocromática y con intensidad adecuada. Además, el aceite empleado debe tener un índice de refracción adecuado. El más empleado es el aceite de silicona, que tiene un coeficiente de refracción de 1.4.

Por otro lado, en lo que respecta al software desarrollado, se trata de una herramienta flexible a la hora de aplicarlo a las campañas de ensayos. Este programa permite limitar la zona de la imagen que se desea estudiar y de este modo adecuarse a la campaña de ensayos que se esta desarrollando. El programa también permite automatizar el procesado de las imágenes calculando las distancias

entre ondas destructivas y reduciendo el tiempo dedicado por el usuario. Se ha comprobado que el algoritmo se adapta bien a imágenes en las que se visualiza patrones o franjas. Por tanto, se trata de una herramienta adecuada para procesar las imágenes procedentes de ensayos de interferometría.

## Bibliografía

- [1] GREGORY G. ZILLIAC, *Further Developementes of the Fringe-Imaging Skin Friction Technique*, Ames Research Center, Moffett Field, California, December 1996
- [2] JONATHAN CHARLES WHITE, *High-frame-rate Oil Film Interferometry*
- [3] RICARDO VINUESA, EDUARD BARTONS, DANIEL CHIU, KRISTOFER M. DRESSLER, J.-D. RÜEDI, YASUMASA SUZUKI, HASSAN M. NAGIB, *New insight into flow development and two dimensionality of turbulent channel flows*.
- [4] PLATERO, C., *Apuntes de Visión Artificial*, 2005-08.
- [5] ANA GONZÁLEZ MARCOS, FRANCISCO JAVIER MARTÍNEZ DE PISÓN ASCACÍBAR, ALPHA VERÓNICA PERNÍA ESPINOZA, FERNANDO ALBA ELÍAS, MANUEL CASTEJÓN LIMAS, JOAQUÍN ORDIERES MERÉ Y ELISEO VERGARA GONZÁLEZ, *Técnicas y algoritmos básicos de visión artificial*.



## Capítulo 6

# Medida de desplazamientos y deformaciones mediante técnicas ópticas

### 6.1. Introducción

A lo largo de este capítulo se muestra el procedimiento de desarrollo de una técnica de medición no intrusiva en el túnel de viento descrito durante el Capítulo 2. Se trata por lo tanto de un proceso de medición óptica. Este método experimental permite la realización de fenómenos aeroelásticos, permitiendo la realización de campañas de ensayos de mayor complejidad que las presentadas hasta el momento. El movimiento es grabado mediante una cámara rápida y adquirido por un equipo informático. De este modo, la información puede ser procesada posteriormente.

En esta sección se trabaja sobre el problema base de una placa plana sometida a una corriente de viento. Se trata de un problema inspirado en la industria energética. El experimento nace motivado por la necesidad de validar simulaciones CFD basadas en el comportamiento aeroelástico de seguidores solares (solar trackers), es decir, matrices de paneles fotoeléctricos que rotan de forma sincronizada con la posición del Sol. De esta forma, se mantiene la incidencia de los rayos solares lo más perpendicular posible a la superficie de la placa. El sistema permite la mejora de la eficiencia de las mismas, ya que es proporcional al seno del ángulo que forma el rayo con la perpendicular del panel. En la Figura 6.1 se muestra un ejemplo de seguidor solar de la planta de generación fotoeléctrica de Sevilla.



Figura 6.1: Solar tracker de la planta de producción fotovoltaica de Sevilla. Referencia [7].

El estudio aeroelástico de este tipo de dispositivos es de gran importancia ya que al permitir al panel solar un grado de libertad que le permita rotar, se reduce considerablemente la rigidez del mismo. Esta reducción de la rigidez va acompañada de una reducción de la velocidad de divergencia, como se estudiará más tarde.

En el caso que se estudiará a lo largo del capítulo puede ser empleado para verificar nuevas técnicas ópticas de medición (no intrusivas) y comprobar los resultados que se obtienen mediante estos procedimientos comparándolos con cálculos CFD. De este modo, el experimento supone una doble validación: la primera, de las nuevas técnicas de medición que pueden ser empleadas en otros problemas; en segundo lugar, del túnel de viento virtual que se simula en el CFD y que permite simular mayor cantidad de problemas de los que pueden ser ensayados en el túnel de viento debido a las limitaciones de espacio.

El caso estudiado se trata de una placa plana de 100 mm de cuerda ( $c$ ), 4 mm de espesor ( $t$ ) y 350 mm de longitud ( $L$ ). Posteriormente para estudiar la influencia de la geometría de la placa en el problema se empleará una placa similar de 2 mm de espesor y 100 de cuerda; y otra con 2 mm de espesor y 70 mm de cuerda. La placa presenta uno de los extremos empotrados a la pared y el otro libre.

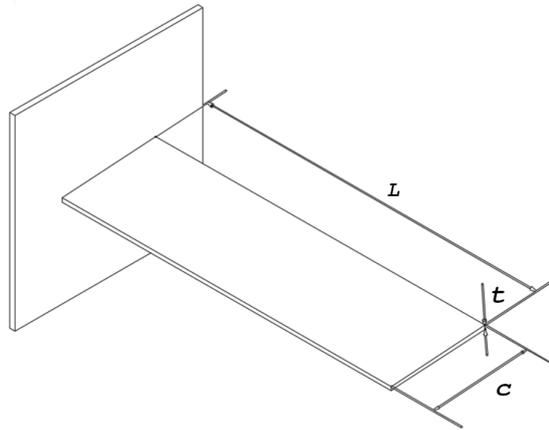


Figura 6.2: Croquis de la placa empleada en los ensayos.

La geometría presentada en la Figura 6.2 será estudiada a lo largo del capítulo, con las modificaciones previamente mencionadas.

## 6.2. Desarrollo teórico del problema

### 6.2.1. Planteamiento del problema

Las placas estudiadas en este capítulo presentan un ángulo de ataque muy bajo para la entrada en pérdida. Por lo tanto, la aerodinámica del problema no es lineal. Así, pequeñas variaciones en la posición inicial de la placa pueden suponer el desprendimiento de la corriente alrededor de la geometría. Este desprendimiento además posee una histéresis aerodinámica. De este modo, cuando oscila hacia ángulos de ataque crecientes, la separación se retrasa respecto del punto estático, mientras que cuando el ángulo de ataque decrece, también se retrasa el punto de adherencia. Este fenómeno de histéresis aerodinámica es el responsable de que aparezca el flameo en separación. Un hecho relevante del flameo por separación es que el modo de torsión es mucho más importante que el de flexión. Como podrá apreciarse más tarde, los modos de flexión tienden a desaparecer con el paso del tiempo debido al propio amortiguamiento aerodinámico. Sin embargo, los modos de torsión

se mantienen, de forma muy marcada, debido al efecto de los desprendimientos en la estela de la placa.

Se propone ahora el desarrollo matemático del problema aeroelástico. Para ello se asume que la rigidez de la placa es mucho mayor en la dirección de la cuerda que en la dirección del espesor. Además, la sustentación va a ser mayor que la resistencia aerodinámica. También se asume que la fuerza axial es despreciable y que los momentos que tienden a flectar la placa están únicamente generados por la sustentación. Las fuerzas y momentos considerados en el análisis se muestran en la Figura 6.3.

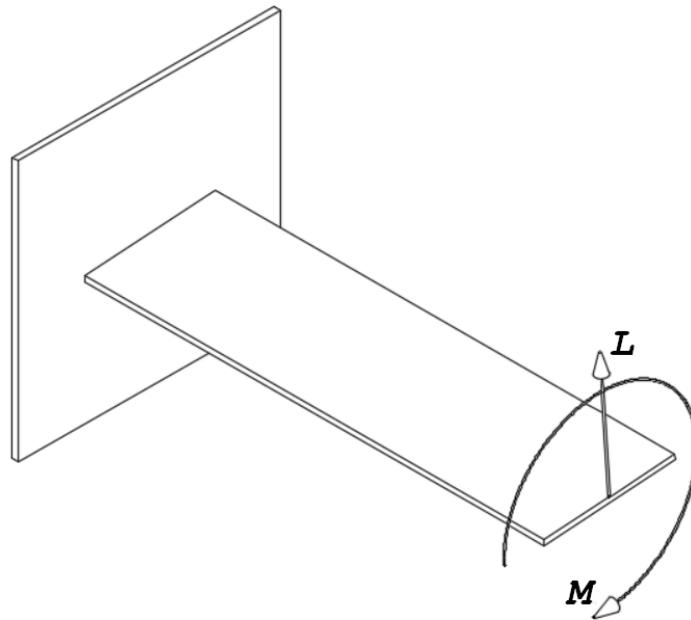


Figura 6.3: Esquema de las fuerzas consideradas en el modelo.

Además de las hipótesis anteriores, se asume que los efectos tridimensionales de la aerodinámica son poco relevantes y que la estructura puede ser reducida a una combinación de un muelle lineal y otro de torsión. De este modo, se puede reducir el problema a un estudio con únicamente dos grados de libertad (gdl), Figura 6.4.

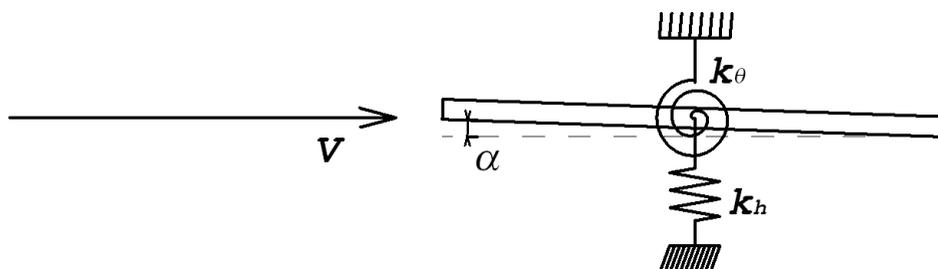


Figura 6.4: Esquema del modelo bidimensional con 2 gdl.

Las ecuaciones que gobiernan el problema bidimensional son las siguientes:

$$I_{2D} \frac{d^2\theta}{dt^2} + k_\theta \theta = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 c_M c^2 \quad (6.1)$$

$$m_{2D} \frac{d^2w}{dt^2} + k_h w = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 c_{LC} \quad (6.2)$$

Siendo  $I_{2D}$  es la inercia bidimensional de la placa plana.  $k_\theta$  es la rigidez de la placa plana. En lo que respecta a los términos de la corriente libre  $v_\infty$  es la velocidad y  $\rho_\infty$  la densidad.  $c$  hace referencia a la cuerda de la placa plana. En lo que respecta a los coeficientes de la segunda ecuación,  $m_{2D}$  es la masa bidimensional de la placa plana y  $k_h$  la rigidez a flexión. Finalmente los coeficientes aerodinámicos son  $c_L$  para el de sustentación y  $c_M$  para el de momento de cabeceo. Estos coeficientes pueden linealizarse respecto a los dos grados de libertad del problema.

$$c_L = c_{L_0} + c_{L_\theta}\theta + c_{L_w}w + c_{L_{\dot{w}}}\frac{1}{v_\infty}\frac{dw}{dt} + c_{L_{\dot{\theta}}}\frac{c}{v_\infty}\frac{d\theta}{dt} + \Theta(2) \quad (6.3)$$

$$c_M = c_{M_0} + c_{M_\theta}\theta + c_{M_w}w + c_{M_{\dot{w}}}\frac{1}{v_\infty}\frac{dw}{dt} + c_{M_{\dot{\theta}}}\frac{c}{v_\infty}\frac{d\theta}{dt} + \Theta(2) \quad (6.4)$$

Donde  $\Theta(2)$  son los términos de la linealización de los coeficientes aerodinámicos de orden 2 o superior.

$$I_{2D}\frac{d^2\theta}{dt^2} + k_\theta\theta = \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 \left( c_{M_0} + c_{M_\theta}\theta + c_{M_w}w + c_{M_{\dot{w}}}\frac{1}{v_\infty}\frac{dw}{dt} + c_{M_{\dot{\theta}}}\frac{c}{v_\infty}\frac{d\theta}{dt} + \Theta(2) \right) \quad (6.5)$$

$$m_{2D}\frac{d^2w}{dt^2} + k_h w = \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c \left( c_{L_0} + c_{L_\theta}\theta + c_{L_w}w + c_{L_{\dot{w}}}\frac{1}{v_\infty}\frac{dw}{dt} + c_{L_{\dot{\theta}}}\frac{c}{v_\infty}\frac{d\theta}{dt} + \Theta(2) \right) \quad (6.6)$$

El problema se define respecto a variables adimensionales. Se define como desplazamiento adimensional vertical  $w^* = \frac{w}{c}$  y el tiempo adimensional o Strouhal  $t^* = \frac{tv_\infty}{c}$ . Las ecuaciones quedan con la siguiente forma suponiendo despreciables los términos de orden superior a 2, además se elimina el término dependiente de la posición vertical de la sección ya que también se asume despreciable su influencia. Finalmente, se adimensionaliza toda la ecuación dividiendo por el término  $\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2$  en la de torsión y por el término  $\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c$  en la de flexión.

$$\frac{I_{2D}}{\frac{1}{2}\rho_\infty c^4} \frac{d^2\theta}{dt^{*2}} + \frac{k_\theta}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2} \theta = \left( c_{M_0} + c_{M_\theta}\theta + c_{M_{\dot{w}}}\frac{dw^*}{dt^*} + c_{M_{\dot{\theta}}}\frac{d\theta}{dt^*} \right) \quad (6.7)$$

$$\frac{m_{2D}}{\frac{1}{2}\rho_\infty c^2} \frac{d^2w^*}{dt^{*2}} + \frac{k_h}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2} w^* = \left( c_{L_0} + c_{L_\theta}\theta + c_{L_{\dot{w}}}\frac{dw^*}{dt^*} + c_{L_{\dot{\theta}}}\frac{d\theta}{dt^*} \right) \quad (6.8)$$

Donde se pueden identificar los parámetros adimensionales presentados a continuación:

- Inercia adimensional:

$$i^* = \frac{I_{2D}}{\frac{1}{2}\rho_\infty c^4} \quad (6.9)$$

- Rigidez de torsión adimensional:

$$k_\theta^* = \frac{k_\theta}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2} \quad (6.10)$$

- Masa adimensional:

$$m^* = \frac{m_{2D}}{\frac{1}{2}\rho_\infty c^2} \quad (6.11)$$

- Rigidez de flexión adimensional:

$$k_h^* = \frac{k_h}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2} \quad (6.12)$$

De este modo la ecuación se plantea como:

$$i^* \frac{d^2\theta}{dt^{*2}} + k_\theta^* \theta = \left( c_{M_0} + c_{M_\theta} \theta + c_{M_{\dot{w}}} \frac{dw^*}{dt^*} + c_{M_{\dot{\theta}}} \frac{d\theta}{dt^*} \right) \quad (6.13)$$

$$m^* \frac{d^2w^*}{dt^{*2}} + k_h^* w^* = \left( c_{L_0} + c_{L_\theta} \theta + c_{L_{\dot{w}}} \frac{dw^*}{dt^*} + c_{L_{\dot{\theta}}} \frac{d\theta}{dt^*} \right) \quad (6.14)$$

A continuación, se estudia las distintas posibles inestabilidades que puede tener el perfil bidimensional con dos grados de libertad. Para ello, se aplicará una polar lineal y no dependiente del tiempo, que permita analizar rápidamente el comportamiento aeroelástico de la placa.

La interferencia entre los grados de libertad de flexión y de torsión define el tipo de inestabilidad que puede sufrir la placa plana. Los diagramas de autovalores son una herramienta muy útil para visualizar el tipo de inestabilidad que presenta el sistema. Para calcular dicha inestabilidad se desarrollan las ecuaciones en forma matricial, de modo que los valores propios del sistema puedan ser obtenidos. Se define el vector  $\mathbf{u}$  de incógnitas adimensional:

$$\mathbf{u} = \left\{ \frac{w}{c}, \theta \right\}^T \quad (6.15)$$

El movimiento vertical de un punto cualquiera  $P$  se puede calcular como:

$$\mathbf{w}_P = \mathbf{d}^T \mathbf{u} \quad (6.16)$$

donde el vector  $\mathbf{d}$  se define como:

$$\mathbf{d} = \{c, -(x - x_0)\}^T \quad (6.17)$$

A continuación se debe obtener la matriz de masas y de rigideces del sistema. Para calcular la matriz de masas se define la energía cinética de la placa:

$$E_c = \frac{1}{2} \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \dot{\mathbf{w}}_P^T \dot{\mathbf{w}}_P dm = \frac{1}{2} \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \mathbf{u}^T \mathbf{d} \mathbf{d}^T \mathbf{u} dm = \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \mathbf{d} \mathbf{d}^T dm \mathbf{u} = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{u}}^T \mathbf{M} \dot{\mathbf{u}} \quad (6.18)$$

De acuerdo a la ecuación anterior, la matriz de masas se calcula como:

$$\mathbf{M} = \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \mathbf{d} \mathbf{d}^T dm = \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \mathbf{d} \mathbf{d}^T \rho_s t dx \quad (6.19)$$

Por otro lado, la matriz de rigidez se calcula a partir de la energía potencial.

$$E_p = \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{K} \mathbf{u} \quad (6.20)$$

La matriz de rigidez se calcula por lo tanto a partir de las rigideces de los muelles lineales y de torsión.

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_h c^2 & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} \quad (6.21)$$

Las fuerzas generalizadas son la sustentación y el momento. Como se mencionó anteriormente, se emplea una polar lineal y estacionaria. Por tanto, las fuerzas aerodinámicas pueden expresarse como:

$$\mathbf{Q} = \left\{ \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 c (c_{L_0} + c_{L_\theta} \theta), \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 c \left( \frac{c}{4} + x_0 \right) (c_{L_0} + c_{L_\theta} \theta) \right\}^T \quad (6.22)$$

Se asume que la placa es totalmente simétrica y por lo tanto  $c_{L_0} = 0$ . En la ecuación anterior, el término  $x_0$  es la posición del eje elástico. Además, se asume que la pendiente de sustentación respecto al ángulo de ataque es  $2\pi$ . Se resuelve la ecuación diferencial del problema dinámico:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{Q} \quad (6.23)$$

La solución de esta ecuación es una combinación lineal de la solución a flexión y a torsión.

$$u = \psi_1 e^{i\omega_1 t} + \psi_2 e^{i\omega_2 t} + \psi_3 e^{i\omega_3 t} + \psi_4 e^{i\omega_4 t} \quad (6.24)$$

La solución se representa en un diagrama con las partes reales y las imaginarias. Analizando los autovalores del sistema, se puede predecir el comportamiento del mismo. En la Figura 6.5 se muestra el diagrama de la parte real y la imaginaria en función de la rigidez adimensional. Este diagrama proporciona información sobre el comportamiento dinámico del sistema. El sistema puede ser estable, si está en reposo o el movimiento es oscilatorio y no se amplifica o por otro lado, inestable si el movimiento se amplifica de forma oscilatoria o no oscilatoria.

En el caso de que se tuviera una inestabilidad oscilatoria, se produce un fenómeno conocido como flameo. Por otro lado, si la inestabilidad no es oscilatoria sino que es brusca y asintótica, ha aparecido una divergencia.

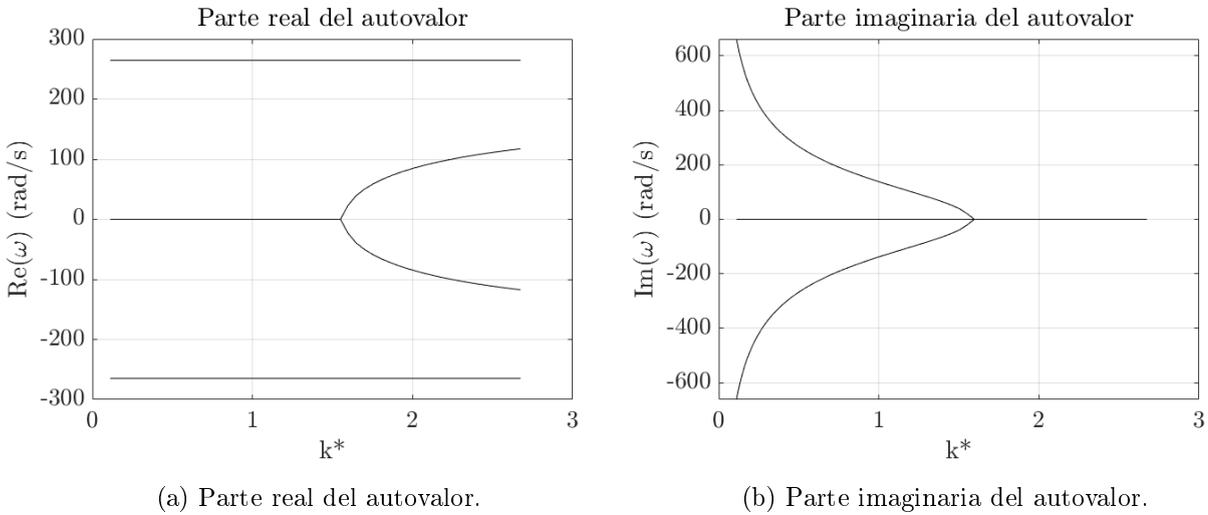


Figura 6.5: Representación de las partes real e imaginaria de los autovalores del sistema.

Analizando la ecuación 6.24 se puede observar que cuando el autovalor tenga parte imaginaria no nula alguna de las respuestas se inestabiliza creciendo hasta infinito con el tiempo. Por lo tanto, cuando el valor del autovalor no sea puramente real, el sistema será inestable. Además, si la parte real es no nula el sistema se vuelve oscilatorio, mientras que si la parte real es nula, el sistema no oscila. De este modo, del gráfico se extrae que comportamiento se debe esperar de la placa. Es decir, se puede conocer si la inestabilidad va a comportarse como un flameo o una divergencia.

En la Figura 6.5 se puede observar dos estados del sistema. El primer estado es para velocidades bajas del flujo libre. En este comportamiento se observa que las partes reales del sistema son todas distintas de cero, mientras que las imaginarias son nulas. Se trata por tanto de un sistema oscilatorio (que por la definición matemática no tiene amortiguamiento) en el que tanto el modo de torsión como el de flexión oscilan a una frecuencia determinada que depende de la velocidad. Por otro lado, cuando aumenta la velocidad, el modo de flexión deja de ser oscilatorio y provoca la divergencia del sistema. Este sistema no puede inestabilizarse con un flameo, dado que el centro de masas del

sistema está alineado con el eje elástico. Este hecho provoca que matemáticamente se produzca la divergencia.

A continuación se calcula la rigidez de la placa, para ello se comienza planteando el modelo bidimensional con un único grado de libertad. Mediante la comparación de la ecuación aeroelástica con la de equilibrio estructural se obtiene el valor de la rigidez a torsión. Para la obtención del valor de la rigidez a flexión, se asume la misma relación entre las frecuencias de vibración que las obtenidas en un análisis de elementos finitos.

### 6.2.2. Cálculo de la rigidez a torsión

#### Modelo bidimensional con 1 grado de libertad

Una vez planteadas las ecuaciones es necesario calcular los coeficientes adimensionales. De este modo, para obtener la rigidez a torsión de la placa plana, se compara el resultado procedente de la teoría de vigas con el de la divergencia. Con el objetivo de calcular la velocidad de divergencia, se asume un modelo sencillo con 1 grado de libertad, Figura 6.6.

De este modo, se calcula en primer lugar la velocidad de divergencia. A partir de esta velocidad se obtiene la rigidez en la que se produce el dicho fenómeno. Comparando los resultados anteriores con la ecuación del torsor se obtiene el valor de la rigidez teórica de la viga [1].

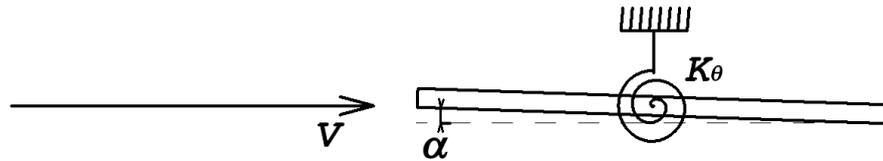


Figura 6.6: Esquema del modelo bidimensional con 1 gdl.

En la imagen anterior se muestra como grado de libertad a torsión el ángulo de ataque, su relación con el ángulo de rotación  $\theta$  es la siguiente:  $\alpha = -\theta$ .

En primer lugar se calcula el valor de la rigidez a torsión del caso estudiado. Para ello se expresa la ecuación de torsión de forma estacionaria:

$$k_{\theta}^* \theta = (c_{M_0} + c_{M_{\theta}} \theta) \quad (6.25)$$

donde el término  $c_{M_0}$  depende del ángulo de ataque inicial de la placa plana. Se despeja el valor oscilatorio del ángulo:

$$\theta = \frac{c_{M_0}}{k_{\theta}^* - c_{M_0}} = \frac{c_{M_0} + c_{M_{\theta}} \theta_0}{k_{\theta}^* \left(1 - \frac{c_{M_{\theta}}}{k_{\theta}^*}\right)} \quad (6.26)$$

Por lo tanto la divergencia se provoca cuando se cumple la siguiente igualdad:

$$1 - \frac{c_{M_{\theta}}}{k_{\theta}^*} = 0 \quad (6.27)$$

Por tanto, el valor de la rigidez adimensional que produce la divergencia es el siguiente:

$$k_{\theta D}^* = c_{M_{\theta}} \quad (6.28)$$

Se busca un valor estimado de la rigidez adimensional que provoca la divergencia. Para ello se asume una polar lineal con una pendiente de sustentación  $c_{L\theta} = 2\pi$ . Por tanto, el valor de la derivada del coeficiente de momento es:

$$c_{M\theta} = \frac{1}{4}c_{L\theta} = \frac{\pi}{2} \quad (6.29)$$

Además, a partir de la ecuación 6.28 se puede obtener la presión dinámica de divergencia:

$$q_D = \frac{k\theta}{c^2 c_{M\theta}} \quad (6.30)$$

### Cálculo del modelo 2D equivalente

Por otro lado, se define la ecuación de torsión de la viga. El momento torsor se define para una viga mediante la expresión mostrada a continuación:

$$T = GJ \frac{d\theta}{dz} \quad (6.31)$$

Si se expresa de forma infinitesimal se expresa del siguiente modo:

$$M_z = \frac{dT}{dz} = \frac{d}{dz} \left( GJ \frac{d\theta}{dz} \right) \quad (6.32)$$

donde el momento  $M_z$  se define como el momento aerodinámico de cabeceo de una sección cualquiera de la placa:

$$c_M = M_z = \frac{d}{dz} \left( GJ \frac{d\theta}{dz} \right) \quad (6.33)$$

Por lo tanto se puede expresar la ecuación anterior sustituyendo la expresión del momento de cabeceo, ecuación 6.5, se llega hasta la siguiente expresión:

$$\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 \left( c_{M_0} + c_{M_\theta}\theta + c_{M_{\dot{w}}}\frac{1}{v_\infty}\frac{dw}{dt} + c_{M_{\dot{\theta}}}\frac{c}{v_\infty}\frac{d\theta}{dt} + \Theta(2) \right) = \frac{d}{dz} \left( GJ \frac{d\theta}{dz} \right) \quad (6.34)$$

Se mantienen únicamente los términos estacionarios de la ecuación anterior:

$$\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 (c_{M_0} + c_{M_\theta}\theta) = \frac{d}{dz} \left( GJ \frac{d\theta}{dz} \right) \quad (6.35)$$

La ecuación se resuelve para la variable  $\theta$ . Por lo tanto, se despeja la ecuación con la estructura de una ecuación diferencial ordinaria no homogénea:

$$GJ \frac{d^2\theta}{dz^2} - \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 c_{M_\theta}\theta = \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 c_{M_0} \quad (6.36)$$

Adimensionalizando la dimensión  $z^* = \frac{z}{l}$ :

$$\frac{GJ}{l^2} \frac{d^2\theta}{dz^{*2}} - \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 c_{M_\theta}\theta = \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 c^2 c_{M_0} \quad (6.37)$$

Se divide toda la ecuación mediante el modulo de rigidez  $\frac{GJ}{l^2}$ . De modo que se obtiene la siguiente expresión

$$\frac{d^2\theta}{dz^{*2}} - \frac{\rho v^2 c^2 c_{M_\theta} l^2}{2GJ} \theta = \frac{\rho v^2 c^2 c_{M_0} l^2}{2GJ} \theta_0 \quad (6.38)$$

Se define las variables  $\lambda$  y  $K$ :

$$\lambda^2 = \frac{\rho v^2 c^2 c_{M\theta} l^2}{2GJ} \quad (6.39)$$

$$K = \frac{\rho v^2 c^2 c_{M\theta} l^2}{2GJ} \theta_0 \quad (6.40)$$

Se expresa la ecuación de forma simplificada:

$$\frac{d^2\theta}{dz^{*2}} - \lambda^2\theta = K \quad (6.41)$$

Se trata de una ecuación diferencial ordinaria no homogénea, cuya solución genérica es la siguiente:

$$\theta = A \sin(\lambda z^*) + B \cos(\lambda z^*) + \frac{K}{\lambda^2} \quad (6.42)$$

Las constantes  $A$  y  $B$  se obtienen a partir de dos condiciones de contorno, la primera impone torsión nula en el encastre, mientras que la segunda asume un momento nulo en la punta:

$$\theta(z^* = 0) = 0 \quad (6.43)$$

$$\frac{\theta}{dz^*}(z^* = 1) = 0 \quad (6.44)$$

Resolviendo las ecuaciones anteriores, se obtienen las constantes de la solución:

$$B = -\frac{K}{\lambda^2} \quad (6.45)$$

$$A = -\frac{K}{\lambda^2} \tan \lambda \quad (6.46)$$

La solución queda expresada como:

$$\theta = -\frac{K}{\lambda^2} \tan(\lambda) \sin(\lambda z^*) + \frac{K}{\lambda^2} (1 - \cos(\lambda z^*)) \quad (6.47)$$

La divergencia se produce cuando el ángulo tiende a un valor infinito, este hecho ocurre cuando la tangente sea infinita, es decir:

$$\sqrt{\frac{\rho v^2 c^2 c_{M\theta} l^2}{2GJ}} = \frac{\pi}{2} \quad (6.48)$$

La presión dinámica de divergencia se expresa, por tanto como:

$$q_D = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 = \frac{\pi^2 GJ}{4c^2 l^2 c_{M\theta}} \quad (6.49)$$

Se comparan las ecuaciones 6.30 y 6.49 y se obtiene la igualdad a partir de la cual se calcula la rigidez de la viga:

$$\frac{\pi^2 GJ}{4c^2 l^2 c_{M\theta}} = \frac{k_\theta}{c^2 c_{M\theta}} \quad (6.50)$$

Se despeja el valor de la constante de rigidez:

$$k_{\theta} = \frac{\pi^2 GJ}{4l^2} \quad (6.51)$$

Se observa que la rigidez de la viga depende del material de la misma mediante el módulo de elasticidad transversal, de la sección mediante el momento de área a torsión y de la longitud de la viga. Además, es independiente del modelo aerodinámico empleado.

### 6.2.3. Cálculo de la rigidez a flexión

Una vez calculada la rigidez del sistema a la torsión, es necesario conocer el valor de la rigidez cuando el sistema se encuentra sometido a flexión. En este caso, para obtener el valor de la rigidez se recurre a una simulación mediante el método de los elementos finitos. De este cálculo se obtiene el valor de las frecuencias de vibración de los modos de la viga. Se asume que el ratio entre el modo de flexión y el de torsión se mantiene aproximadamente constante. De forma que se realiza un análisis modal de la vibración de placa. Tras este análisis se obtiene la primera frecuencia de vibración a torsión y a flexión del sistema. La rigidez a flexión del sistema aeroelástico será aquella que mantenga dicho ratio al tomar como rigidez de torsión la calculada anteriormente.

A continuación, se realiza una explicación teórica sobre el método de los elementos finitos. En esta explicación se muestra la teoría que reside detrás de las simulaciones realizadas. Tras esta explicación, se muestra los resultados del análisis de elementos finitos.

### Descripción del método de los elementos finitos

La rigidez a flexión se obtiene mediante el uso del método de elementos finitos [3]. Este método consiste en la división del dominio de cálculo en una serie de elementos. Estos elementos están compuestos por nodos que comparten con otros elementos. El método de los elementos finitos parte de las ecuaciones de la elasticidad. La deformación normal se define como:

$$\epsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (6.52)$$

$$\epsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (6.53)$$

$$\epsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (6.54)$$

Por otro lado, las deformaciones tangenciales se expresan del siguiente modo:

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (6.55)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \quad (6.56)$$

$$\gamma_{zx} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \quad (6.57)$$

A partir de estas relaciones se define la matriz  $L$  que relaciona los desplazamientos con las deformaciones:

$$\epsilon = \mathbf{L}\mathbf{u} \rightarrow \left\{ \begin{array}{c} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{array} \right\} = \left[ \begin{array}{ccc} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \end{array} \right] \left\{ \begin{array}{c} u \\ v \\ w \end{array} \right\} \quad (6.58)$$

La relación entre la tensión y la deformación se define a partir de la matriz de rigidez del material  $\mathbf{D}$ .

$$\sigma = \mathbf{D}\epsilon \quad (6.59)$$

La matriz de rigidez se expresa del modo que se muestra a continuación:

$$\mathbf{D} = \frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)} \left[ \begin{array}{cccccc} 1 & \frac{\nu}{1-\nu} & \frac{\nu}{1-\nu} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu}{1-\nu} & 1 & \frac{\nu}{1-\nu} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu}{1-\nu} & \frac{\nu}{1-\nu} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2(1-\nu)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2(1-\nu)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-2\nu}{2(1-\nu)} \end{array} \right] \quad (6.60)$$

Se trata de una matriz simétrica en la que  $E$  es el módulo de Young y  $\nu$  el coeficiente de Poisson. Finalmente se presentan las ecuaciones de equilibrio interno:

$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{mx}}{\partial z} + b_x = 0 \quad (6.61)$$

$$\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} + b_y = 0 \quad (6.62)$$

$$\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + b_z = 0 \quad (6.63)$$

$$t_x = l\sigma_x + m\tau_{xy} + n\tau_{zx} \quad (6.64)$$

$$t_y = l\tau_{xy} + m\sigma_y + n\tau_{yz} \quad (6.65)$$

$$t_z = l\tau_{zx} + m\tau_{yz} + n\sigma_z \quad (6.66)$$

Donde  $\sigma_i$  son las tensiones normales,  $\tau_i$  las tensiones tangenciales,  $b_i$  las fuerzas volumétricas y  $t_i$  las fuerzas superficiales. Los parámetros  $l$ ,  $m$  y  $n$  son los cosenos directores de la superficie.

Finalmente, el problema elástico se plantea como un problema energético. La energía potencial total del sistema,  $\Pi_p$ , es la diferencia entre la energía de deformación,  $\Pi$ , y el trabajo de las fuerzas aplicadas,  $W_p$ .

$$\Pi_p = \Pi - W_p \quad (6.67)$$

Por el Teorema de la Energía Potencial Total Mínima se establece que los desplazamientos del sistema presentan un mínimo para la energía potencial. Se resuelve para encontrar ese mínimo.

La energía potencial total se puede definir para un cuerpo elástico como se muestra a continuación:

$$\Pi_p = \int_V \left( \frac{1}{2} \epsilon^T \mathbf{D} \epsilon - \epsilon^T \mathbf{D} \epsilon_0 + \epsilon^T \sigma_0 \right) dV - \int_V \mathbf{u}^T \mathbf{b} dV - \int_S \mathbf{u}^T \mathbf{t} dS - \mathbf{U}^T \mathbf{P} \quad (6.68)$$

donde  $V$  es el volumen del sólido y  $S$  su superficie externa y  $U^T P$  es el trabajo realizado por las fuerzas y momentos aplicados. Los términos de  $\sigma_0$  y  $\epsilon_0$  son las tensiones y deformaciones residuales. Esta ecuación se discretiza en los distintos nodos:

$$\begin{aligned} \Pi_p = & \sum_{e=1}^{ne} \int_{V^e} \left( \frac{1}{2} \epsilon^T \mathbf{D} \epsilon \right) dV - \sum_{e=1}^{ne} \int_{V^e} (\epsilon^T \mathbf{D} \epsilon_0) dV + \sum_{e=1}^{ne} \int_{V^e} (\epsilon^T \sigma_0) dV - \\ & - \sum_{e=1}^{ne} \int_{V^e} \mathbf{u}^T \mathbf{b} dV - \sum_{e=1}^{ne} \int \mathbf{u}^T \mathbf{t} dS - \mathbf{U}^T \mathbf{P} \end{aligned} \quad (6.69)$$

Los desplazamientos se discretizan como:

$$\mathbf{u} \approx \mathbf{N} \mathbf{u}^e \quad (6.70)$$

donde  $N$  es la matriz de funciones de forma.

El sistema de ecuaciones se resuelve derivando la energía potencial total e igualando a cero la solución.

$$\mathbf{K} \mathbf{U} = \mathbf{F} \quad (6.71)$$

En el caso que se va a estudiar a continuación, la ecuación es más completa ya que no está únicamente definida por la energía potencial sino que también influye la energía cinética y la disipación estructural.

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{U}} + \mathbf{C} \dot{\mathbf{U}} + \mathbf{K} \mathbf{U} = \mathbf{F} \quad (6.72)$$

Siendo  $\mathbf{M}$  la matriz de masas del sistema y  $\mathbf{C}$  la matriz de amortiguamiento. En el análisis de vibraciones libres se toma  $\mathbf{F} = 0$

Además, para simplificar el problema se recurre al uso de elementos placa. Esta suposición es válida para sólidos cuyo espesor es mucho menor que el resto de direcciones. La hipótesis que se hace al emplear estos elementos es que las direcciones normales a la línea de espesor medio permanecen perpendiculares. Las ecuaciones de las deformaciones se expresan como:

$$\epsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} = \epsilon_{x0} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (6.73)$$

$$\epsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = \epsilon_{y0} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (6.74)$$

$$\epsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (6.75)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} = \gamma_{xy0} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (6.76)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = -\frac{\partial w_0}{\partial y} + \frac{\partial w_0}{\partial y} = 0 \quad (6.77)$$

$$\gamma_{zx} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = -\frac{\partial w_0}{\partial x} + \frac{\partial w_0}{\partial x} = 0 \quad (6.78)$$

donde el subíndice 0 representa el desplazamiento del plano medio.

### Análisis de los modos de vibración propios de la viga

A la hora de aplicar el método de los elementos finitos se emplea el código comercial ANSYS® STUDENT. La versión estudiante del software permite un máximo de 32000 elementos o nodos. Por tanto, para maximizar el número de divisiones de la placa estudiada se recurre a un análisis de elementos de placa. En primer lugar es necesario la definición de la geometría. En este análisis se introducen las tres geometrías empleadas en los experimentos en túnel de viento. La geometría es similar a la mostrada en la Figura 6.2. Los valores de los parámetros geométricos de las distintas placas se muestran en la Tabla 6.1.

Geometría	Cuerda (mm)	Envergadura (mm)	Espesor (mm)
1	100	350	4
2	100	350	2
3	70	350	2

Tabla 6.1: Geometrías estudiadas en el método de los elementos finitos.

Se emplea una malla regular de cuadriláteros lineales con un tamaño de elemento de 4 mm. La malla tiene un tamaño de 2288 nodos y 2175 elementos.

Se realiza un cálculo de los modos de vibración del problema. Se obtienen los resultados mostrados en la Tabla 6.2.

Geometría 1			Geometría 2			Geometría 3		
Modo	Frecuencia	Tipo	Modo	Frecuencia	Tipo	Modo	Frecuencia	Tipo
1	9.021 Hz	Flexión	1	4.513 Hz	Flexión	1	4.4868 Hz	Flexión
2	56.346 Hz	Flexión	2	28.192 Hz	Flexión	2	28.08 Hz	Flexión
3	62.297 Hz	Torsión	3	31.323 Hz	Torsión	3	43.638 Hz	Torsión
4	158.29 Hz	Flexión	4	79.236 Hz	Flexión	4	78.869 Hz	Flexión
5	194.11 Hz	Torsión	5	97.619 Hz	Torsión	5	133.68 Hz	Torsión
6	208.31 Hz	Flexión	6	156.05 Hz	Flexión	6	150.1 Hz	Flexión

Tabla 6.2: Frecuencias naturales de las distintas geometrías estudiadas mediante el método de los elementos finitos.

Los modos presentados en la Tabla 6.2 se pueden visualizar en la Figura 6.7.

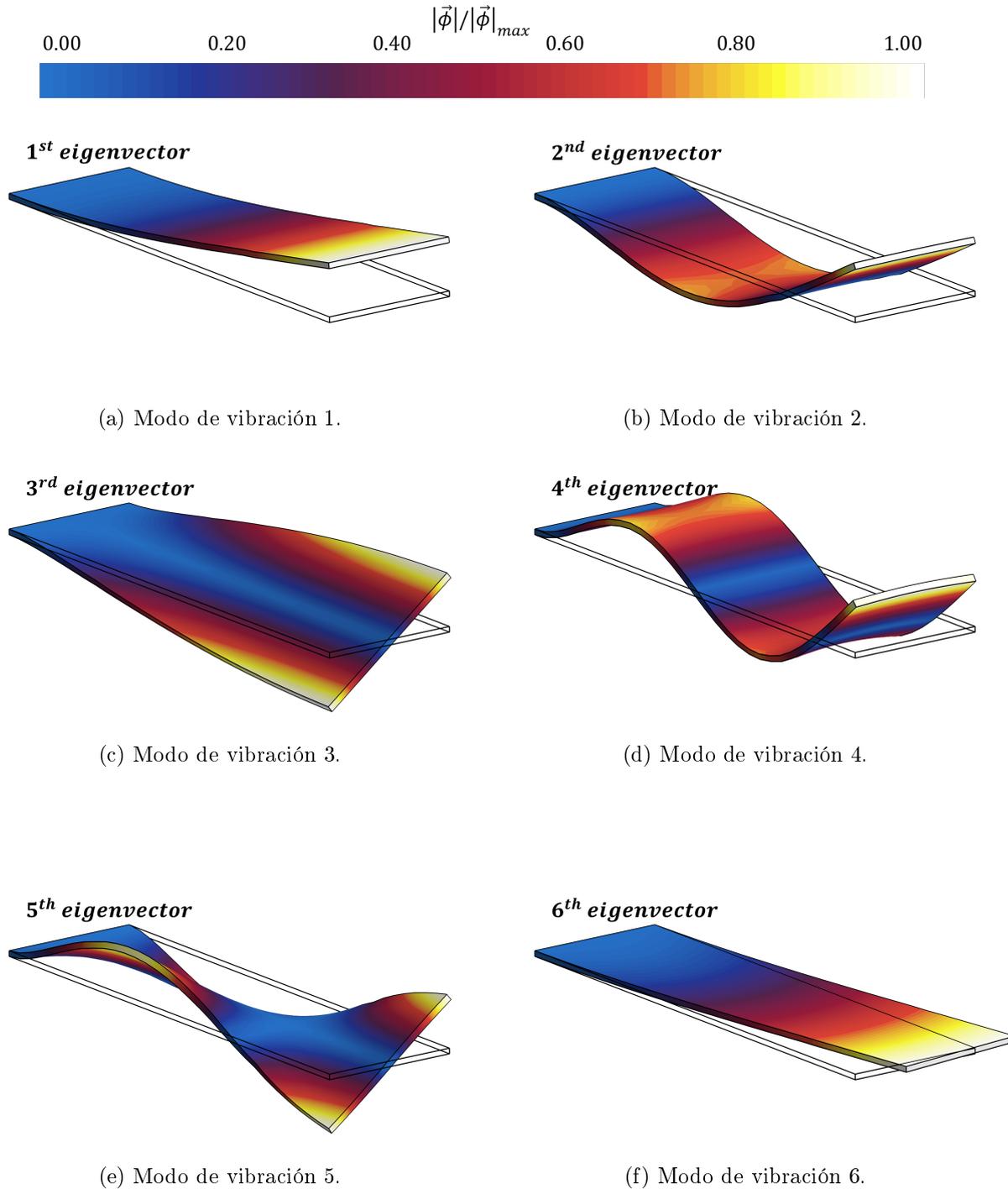


Figura 6.7: Modos de la respuesta estructural de la placa plana.

A partir de estos valores se establece la relación entre el primer modo de flexión y el de torsión, que dominan el sistema aeroelástico. Se supone la hipótesis de que la relación existente entre el primer modo de flexión y el de torsión es la misma cuando el fluido excita la estructura y cuando se realiza la simulación modal.

La relación entre las rigideces se obtiene planteando las frecuencias del primer modo de flexión y de torsión:

$$f_1 = \sqrt{\frac{k_h}{m}} \quad (6.79)$$

$$f_3 = \sqrt{\frac{k_\theta}{I}} \quad (6.80)$$

Se dividen las ecuaciones:

$$\left(\frac{f_1}{f_3}\right)^2 = \frac{\frac{k_h}{m}}{\frac{k_\theta}{I}} \quad (6.81)$$

Por lo tanto:

$$k_h = k_\theta \left(\frac{f_1}{f_3}\right)^2 \frac{m}{I} = k_\theta \left(\frac{f_1}{f_3}\right)^2 \frac{\rho_s c t l}{\rho_s c^3 t l} = k_\theta \left(\frac{f_1}{f_3}\right)^2 \frac{1}{c^2} \quad (6.82)$$

es decir,

$$k_h = K_f k_\theta \quad (6.83)$$

Para las distintas geometrías se obtienen los valores de la Tabla 6.3. Estos valores serán empleados posteriormente para la simulación del comportamiento del panel en el análisis CFD.

Geometría	$K_f$
1	25.1626
2	24.9107
3	25.8898

Tabla 6.3: Relación entre las rigideces de flexión y de torsión.

### 6.3. Predicción de resultados mediante CFD

Una vez conocida la relación existente entre las rigideces de torsión y de flexión, se recurre a un modelo numérico CFD para la simulación del comportamiento aeroelástico de la placa plana. A lo largo de esta sección se muestra el modelo CFD empleado para simular el problema. Una vez descrito el modelo teórico se especifica el método de trabajo empleado. Finalmente, se realiza un estudio paramétrico en el que se observan las diferencias de comportamiento al cambiar los valores de rigidez y de inercia adimensional. De este modo, se obtienen mapas con el contenido en frecuencia en función de la rigidez adimensional, o lo que es lo mismo, la velocidad del fluido. Las simulaciones CFD también serán utilizada para comparar las deformaciones con los resultados experimentales.

#### 6.3.1. Introducción al modelo CFD

A lo largo de esta sección se describe el modelo de mecánica de fluidos computacional (CFD por sus siglas en inglés). El modelo CFD consiste en la aplicación de métodos de discretización numérica sobre las ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos: ecuación de conservación de la masa, conservación de la cantidad de movimiento y conservación de la energía. El análisis CFD resuelve el fluido como un medio continuo, es decir, se asume que una porción infinitesimal del medio, en este caso del fluido es lo suficientemente grande para que no se tengan en cuenta las discontinuidades a

nivel microscópico, pero a la vez es lo suficientemente pequeña para poder aplicar la definición de la densidad:

$$\rho = \lim_{k \rightarrow \infty} \frac{\Delta m_k}{\Delta V_k} = \frac{dm}{dV} \quad (6.84)$$

Donde se considera  $m_k$  y  $V_k$  a la masa y volumen respectivamente de los  $k$  primeros elementos adimensionales. En función del enfoque empleado a la hora de plantear el análisis y de resolver las escalas de turbulencia del problema se divide el CFD en tres categorías.

- DNS (Direct Numerical Simulation): se resuelven directamente las ecuaciones de la mecánica de fluidos computacional, en otras palabras, se modelan todas las escalas de la turbulencia. Se trata por tanto de un problema que requiere una discretización del dominio de cálculo en elementos de tamaño muy reducido y pasos temporales muy pequeños. Por lo que es un problema con elevado coste computacional.
- LES (Large Eddy Scale): es una simplificación del problema anterior en la que se modelan las escalas más pequeñas de la turbulencia. Estas escalas presentan un comportamiento universal y por lo tanto, se trata de un método muy preciso para el modelado CFD de un problema, aunque también requiere un coste computacional elevado.
- RANS (Reynolds Average Navier-Stokes): consiste en el promediado de las ecuaciones de la mecánica de fluidos y el modelado de los términos turbulentos. Existen diversos modelos de turbulencia cuya aplicación queda restringida al problema que se quiera resolver. Estos modelos son menos precisos y no calculan las escalas turbulentas. Sin embargo, requieren de un coste computacional mucho menor que el de los anteriores.

Como se comentó anteriormente, el cálculo CFD resuelve de forma numérica las ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos. En el caso estudiado en el documento la conservación de energía no es relevante y por tanto se estudiará la ecuación de conservación de la masa, ecuación 6.85, y la de conservación de la cantidad de movimiento, ecuación 6.86.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (6.85)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla (\rho \mathbf{u} \times \mathbf{u}) = -\nabla (p \mathbf{I}) + \nabla \mathbf{T} + \mathbf{f}_b \quad (6.86)$$

En la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento, se expresa el tensor de esfuerzos como la suma de los normales a la superficie (presión) y los de esfuerzos tangenciales (viscosos). Es decir:

$$\sigma = -\nabla (p \mathbf{I}) + \nabla \mathbf{T} \quad (6.87)$$

En el presente documento se estudia un flujo bidimensional a través de una placa plana que vibra en el interior del campo fluido. El análisis CFD se divide en una serie de bloques: preproceso, cálculo y postproceso. Esta sección se centra en el estudio del preproceso y el esquema de cálculo. El preproceso del análisis lo constituye tanto la preparación de la geometría como su discretización y la selección de los modelos físicos empleados en su resolución.

### 6.3.2. Metodología CFD

A lo largo de esta sección se muestra tanto la preparación del caso a analizar como el planteamiento de los estudios realizados. En primer lugar se modela el dominio que se va a estudiar. El estudio será realizado con el código comercial STAR-CCM+®.

### Descripción del procedimiento de cálculo

Como se mencionó anteriormente, el cálculo no estacionario del comportamiento aeroelástico de la placa se inicializa a partir de una solución estacionaria. Una vez alcanzada esta solución se realiza un barrido que permita evaluar las distintas rigideces e inercias. El esquema de trabajo empleado durante el cálculo se muestra en la Figura 6.8.

Se procede a la explicación del esquema de la Figura 6.8. En el procedimiento de cálculo se siguen los pasos descritos a continuación:

1. Generación del dominio de cálculo, como se explicó anteriormente el dominio simula una placa plana empotrada por uno de sus extremos en el interior de un túnel aerodinámico.
2. Mallado de dicho dominio, se realiza manteniendo una interfaz entre una malla trasera y una malla overset que se desplaza sobre la anterior.
3. Se comprueba la independencia de la malla, remallando mallas más finas hasta que el problema esté convergido.
4. Una vez que la malla está convergida, se usa dicha malla independiente para calcular el campo fluido alrededor de la placa en el caso estacionario. Este caso se guardará y se creará una macro que lo ejecute con esquemas no estacionarios para valores distintos de la rigidez y de la inercia adimensional.
5. Se ejecutan dos bucles de cálculo anidados que iteran la rigidez y la inercia del sólido. La inercia adimensional se modifica variando la densidad de la placa. La rigidez adimensional se modifica variando el valor que tiene la rigidez a torsión del muelle. Se trata de un efecto similar al de variar la velocidad, pero de este modo se evita tener que recalculer el estacionario. En el caso con dos grados de libertad, la relación entre rigideces que se emplea es la de la geometría 1 (ver Tabla 6.3) de este modo hay que ser conscientes que en los cálculos en los que se compare con geometrías de distinta cuerda, la rigidez debe ser dividida por el factor de cuerdas al cuadrado y por el ratio entre la relación de rigideces de la Tabla 6.3 para que se obtenga la misma curva, ya que la inercia se ha modificado sin cambiar la cuerda. Las relaciones se muestran en las siguientes ecuaciones:

$$k_{h2} = K_{f2}k_{\theta} \rightarrow k_{h2} = K_{f1} \frac{K_{f2}}{K_{f1}} k_{\theta} \rightarrow k_{h2} = \frac{K_{f2}}{K_{f1}} k_{h1} \quad (6.88)$$

$$k_{h3} = K_{f3}k_{\theta} \rightarrow k_{h3} = K_{f1} \frac{K_{f3}}{K_{f1}} \left( \frac{c_1}{c_3} \right)^2 k_{\theta} \rightarrow k_{h3} = \frac{K_{f3}}{K_{f1}} \left( \frac{c_1}{c_3} \right)^2 k_{h1} \quad (6.89)$$

Donde los subíndices 1, 2 y 3 de las ecuaciones anteriores están relacionados con las geometrías expuestas en la Tabla 6.3.

6. Una vez que se han acabado los cálculos se procede a evaluar los resultados. Sección 6.3.3.

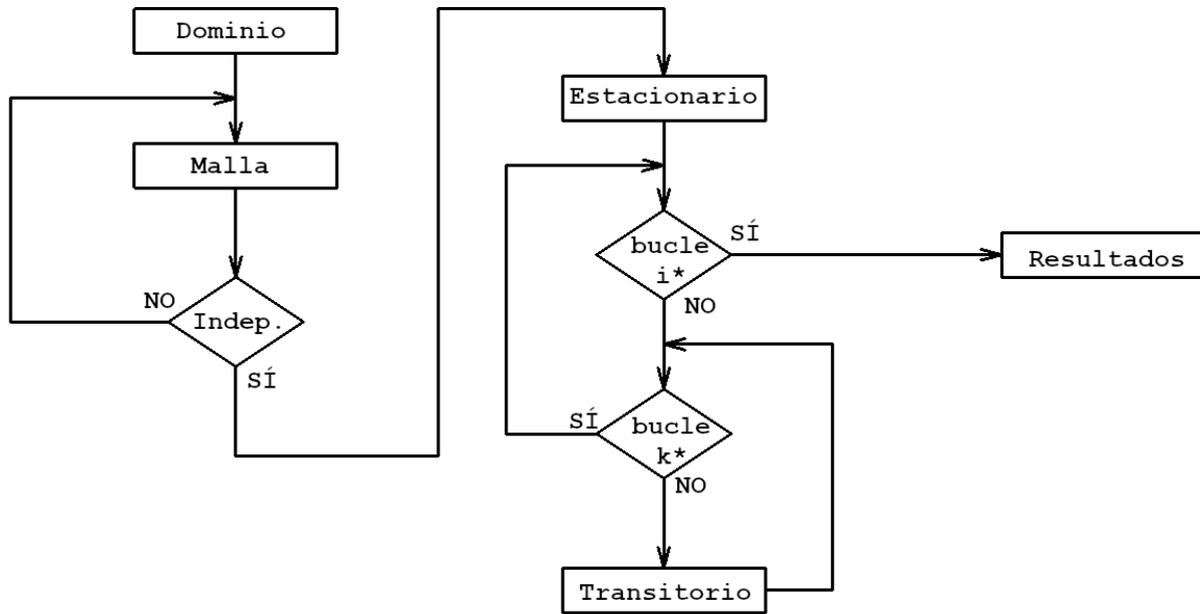


Figura 6.8: Esquema del procedimiento seguido durante el cálculo CFD.

## Dominio

El dominio lo constituye una placa plana de 100 mm de cuerda y 4 mm de espesor sometida a una corriente de aire con una velocidad de  $20 \text{ ms}^{-1}$  en el interior de un túnel aerodinámico de 400 mm. A la hora de diseñar el dominio se crean dos dominios que se enlazan mediante una malla overset (ver subsección 6.3.2).

- Dominio de fondo: se trata de la geometría del tunel aerodinámico, se tiene un rectángulo de 400 mm de altura y una anchura de 2 m.
- Dominio del overset: se trata de un círculo de 80 mm de radio. El centro de dicho círculo se localiza a una distancia de 0.5 m del comienzo del dominio y en la mitad de la anchura del tunel. En el interior del círculo se recorta la geometría de la placa mencionada anteriormente, cuyo centro coincide con el del propio círculo. Posteriormente, esta placa se rotará  $2^\circ$  y  $4^\circ$  respecto de la posición de ángulo de ataque nulo.
- Volúmenes de control: se emplean para controlar el tamaño de la malla en las distintas zonas del dominio. Se emplean dos volúmenes de control. El primero es un círculo de 100 mm de radio. El segundo es un rectángulo de 1.7 m de ancho y 200 mm de alto, que comienza 200 mm por delante del centro de la malla overset.

Este dominio se muestra en la Figura 6.9. En esta Figura, las distintas regiones sobre las que se genera la malla, se presentan en distintos colores y texturas.

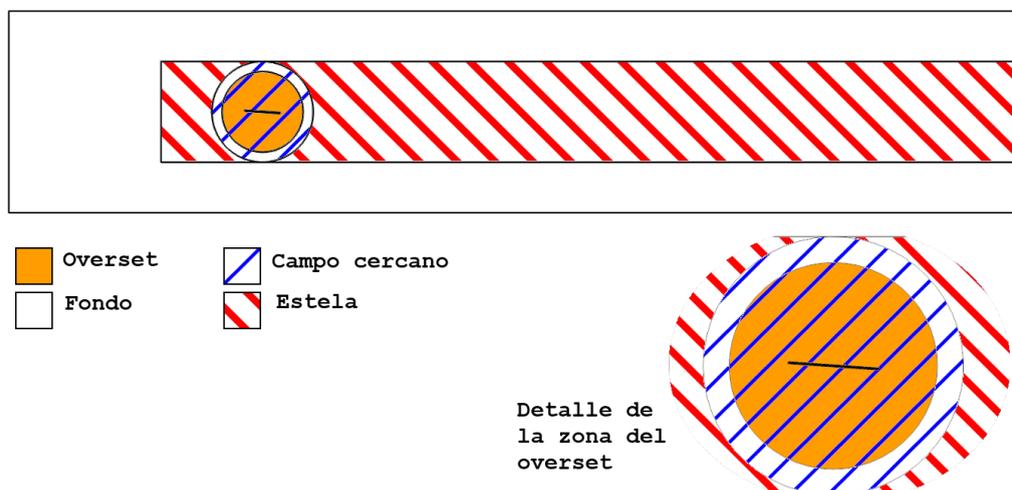


Figura 6.9: Esquema del dominio empleado en el análisis CFD.

## Malla

Se crea una malla overset que permite el movimiento de la región más cercana al perfil de la placa.

Para poder simular la geometría es necesario adaptar la malla a cada instante temporal. La adaptación se podría hacer remallando el dominio. Sin embargo, en este trabajo se aplica una malla overset. Estas mallas consisten en la superposición de dos mallas. Una malla de fondo y una malla que contine la geometría en movimiento y que se desplaza y rota con el cuerpo que hay en el interior del campo fluido. Estas dos regiones se mullan por separado y posteriormente se genera una interfaz de overset entre ellas. La información se intercambia entre ambas mallas. Al acoplar las mallas, se crea un corte en la malla de fondo en la que reside el overset. El corte emplea una de la siguientes aproximaciones:

- Aproximación por capas (layered approach): se identifica una capa de celdas a lo largo de la interfaz (donor layer). Las celdas de la malla de fondo que están junto a la interfaz aceptan los resultados del overset (acceptor) y las totalmente cubiertas se desactivan.
- Aproximación global: si el centroide de la celda está fuera del overset se activa la celda, sin embargo, si está dentro se desactiva.

Se emplea por tanto distintos tipos de celda. Estos se muestran en la Figura 6.10. En esta figura se muestran las celdas activas (cian y amarillo), son las celdas en las que se resuelven las ecuaciones de la fluidodinámica. Las celdas pasivas (azul oscuro) son aquellas en las que no se resuelven ecuaciones. Las celdas donar (verde) interpolan la información a las de las celdas que aceptan el overset (rojo).

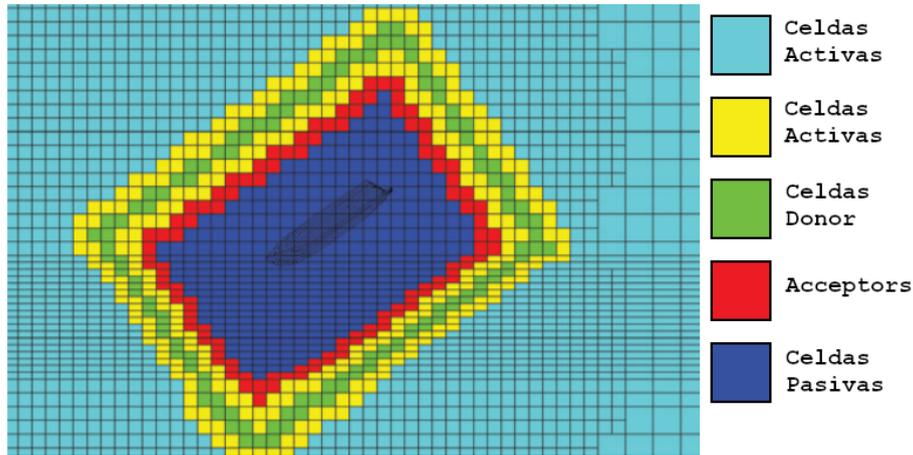


Figura 6.10: Tipos de celda de la malla overset [5]. Celdas activas en cian y amarillo, celdas pasivas en azul oscuro, celdas donor en verde y acceptors en rojo.

Por tanto se crean dos mallas, una en el fondo y otra en el overset. Para ambas se emplea elementos poliédricos con la diferencia de que en el overset se añade refinamiento de pared. Se utilizan las siguientes condiciones para el mallado:

1. Malla del fondo:

- Ratio de crecimiento de la malla: 1.07.
- Tamaño base del elemento  $t_{\text{base}}$ .
- Tamaño del elemento en la estela:  $0.2t_{\text{base}}$ .
- Tamaño del elemento en el campo cercano:  $0.1t_{\text{base}}$ .

2. Malla del overset:

- Ratio de crecimiento de la malla: 1.1.
- Número de celdas de la capa límite: 5.
- Grosor total de la capa límite: 0.3 mm.
- Crecimiento en la capa límite: 1.5.
- Tamaño del elemento en la superficie de la placa plana: 0.4 mm.
- Tamaño del elemento en el overset:  $0.1t_{\text{base}}$ .

Se realiza un estudio de independencia de malla para determinar el mayor tamaño posible de elemento. En este proceso se evalúan tres mallas, una fina, una media y una gruesa. Los resultados del estudio se pueden observar en la Tabla 6.4. Para la realización del estudio de independencia de malla, se fija el ángulo de ataque a  $4^\circ$ , además, en todas las mallas se fija la velocidad del fluido a  $20 \text{ ms}^{-1}$ .

Núm. elementos	Error en $c_L$ (%)	Error en $c_D$ (%)	Error en $c_M$ (%)
21709	0.24	1.28	1.09
51457	0.67	0.56	0.47
157920	-	-	-

Tabla 6.4: Resultados del estudio de independencia de malla.

En la Tabla 6.4 se puede apreciar que con la malla intermedia se obtiene un error inferior al 1% respecto de la malla más fina. Por tanto, es suficiente con emplear esta malla de 51000 elementos. Además, siguiendo el mismo procedimiento se obtiene una polar del perfil plano bidimensional desde  $-90^\circ$  hasta  $90^\circ$ . Es importante tener en cuenta que para ángulos de ataque demasiado elevados la malla empleada no es la de  $1.5 \cdot 10^4$  elementos, sino que es la de  $1.5 \cdot 10^5$  elementos ya que permite un mejor modelado del desprendimiento.

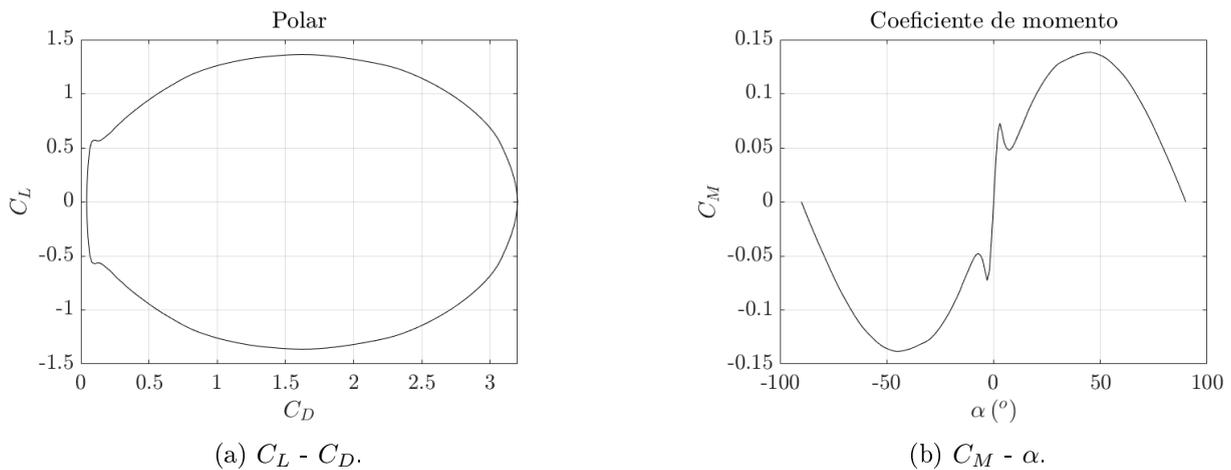


Figura 6.11: Polar bidimensional de la placa plana entre  $-90^\circ$  y  $90^\circ$ .

En la Figura 6.11 se puede apreciar dos zonas diferenciadas. Por un lado, se tiene la zona de aerodinámica lineal. Esta zona se comprende entre  $-3$  y  $3$  grados. En esta zona el coeficiente de sustentación y de momento dependen linealmente del ángulo de ataque y el de resistencia es cuadrático con el ángulo de ataque. Para ángulos de ataque mayores, la polar es no lineal. Las no linealidades se producen debido a desprendimientos del flujo en la placa plana.

Se muestra una imagen de dicha malla en la Figura 6.12.

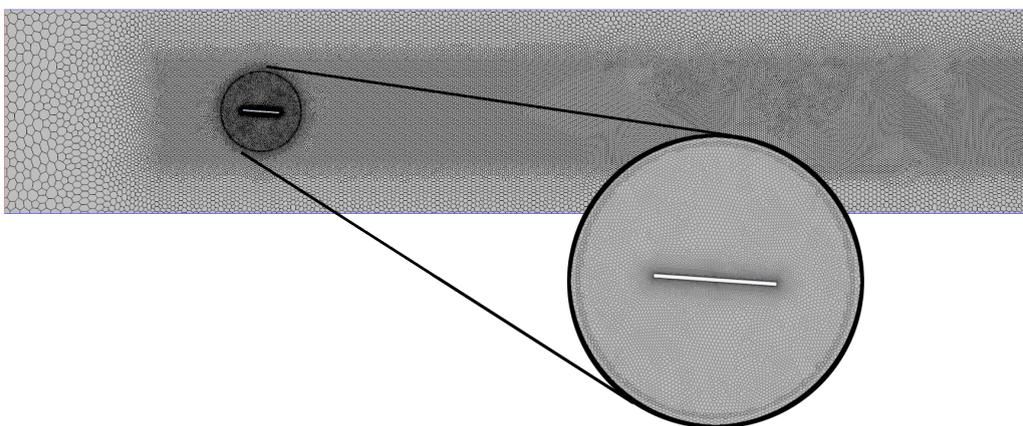


Figura 6.12: Ejemplo de la discretización elegida.

### Condiciones

En este apartado se muestran las condiciones iniciales y de contorno empleadas durante las simulaciones.

En lo relativo a las condiciones iniciales, en el caso estacionario los campos de velocidades y de presiones se inicializan a partir de una velocidad constante de igual a la de la entrada en todo el dominio. Esta velocidad equivale a un número de Reynolds de aproximadamente  $1.33 \cdot 10^5$ . Además, la presión se inicializa a un valor igual a la de referencia, presión relativa 0 Pa. A partir de los resultados de dichos casos estacionarios, se fija un campo de velocidades y de presiones estacionario. En la Figura 6.13 se muestra el campo de velocidad adimensionalizada inicial de la placa:

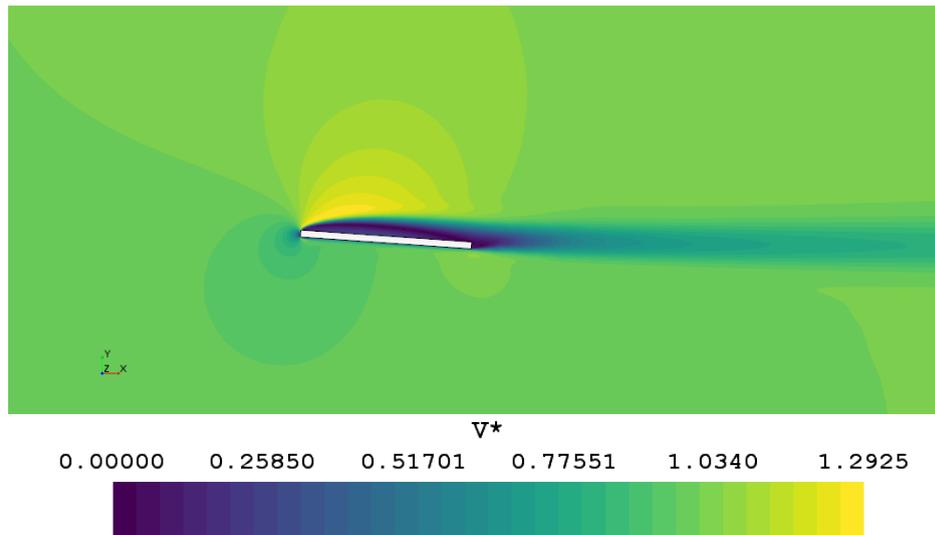


Figura 6.13: Velocidad adimensional en el caso estacionario.

La velocidad adimensionalizada se define como:

$$V^* = \frac{v}{v_\infty} \quad (6.90)$$

donde  $v_\infty$  es la velocidad del flujo libre

En cuanto a las condiciones de contorno se añaden las siguientes:

- Contorno izquierdo: velocidad conocida.
- Contorno derecho: presión conocida.
- Contornos superior e inferior: planos de simetría.
- Contorno de la placa: condición de contorno de no deslizamiento.

Las condiciones de contorno se muestran en la Figura 6.14.



Figura 6.14: Condiciones de contorno del dominio.

Además se permite que la placa pueda moverse (trasladarse y rotar) como un sólido rígido alrededor de su centro de gravedad. Se acopla un muelle torsional de constante de rigidez  $k_\theta$  en el caso con un único grado de libertad y dos muelles uno torsional (de constante  $k_\theta$ ) y otro lineal con constante  $k_h$ .

### Solvers

El código resuelve un dominio bidimensional que permite simplificar los efectos tridimensionales. Sobre el volumen fluido se aplica una física de fluido con densidad constante ( $1.18 \text{ kg/m}^3$ ). En lo relativo a la turbulencia se emplea un modelo  $k-\omega$  SST con tratamiento de pared en función del  $y^+$ .

El modelo  $k-\omega$  SST es uno de los más empleados. Este modelo incluye 2 ecuaciones adicionales de transporte que representan las propiedades turbulentas del flujo. La primera constante  $k$  determina la energía de turbulencia mientras que la segunda constante  $\omega$  determina la escala de turbulencia.

A diferencia de un modelo de turbulencia  $k-\omega$  tradicional, el modelo  $k-\omega$  SST puede ser empleado en un flujo de bajo número de Reynolds sin funciones de amortiguamiento. Este modelo de turbulencia presenta una gran aplicabilidad en un gran número de problemas funcionando bien en corriente libre (a diferencia del  $k-\omega$  tradicional). El modelo también funciona bien en gradientes de presión adverso y flujo separado. Sin embargo, genera grandes niveles de turbulencia en zonas de gran aceleración como puntos de remanso.

A continuación se realiza una breve descripción del modelo de turbulencia  $k-\omega$  SST. En este modelo, la energía cinética turbulenta viene dada por la ecuación:

$$k = \frac{3}{2} (UI)^2 \quad (6.91)$$

siendo el flujo medio  $U$  y la intensidad turbulenta  $I$ . La intensidad turbulenta puede ser definida como:

$$I = \frac{u'}{U} \quad (6.92)$$

La velocidad de fluctuación media cuadrática viene dada por:

$$u' = \sqrt{\frac{1}{3} (u_x'^2 + u_y'^2 + u_z'^2)} = \sqrt{\frac{2}{3} k} \quad (6.93)$$

La velocidad media puede ser calculada del siguiente modo:

$$U = \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2} \quad (6.94)$$

La intensidad turbulencia para un flujo desarrollado e incompresible, asumiendo un número de Reynolds elevado, responde a la siguiente formulación semiempírica:

$$I = 0.16Re_{dh}^{-\frac{1}{8}} \quad (6.95)$$

donde  $Re_{dh}$  es el número de Reynolds de una tubería de diámetro hidráulico  $d_h$ . La disipación específica puede obtenerse:

$$\omega = C_\mu^{-\frac{1}{4}} \frac{\sqrt{k}}{l} \quad (6.96)$$

siendo  $C_\mu$  una constante que normalmente toma el valor 0.09 y  $l$  la escala de turbulencia.

$$l = 0.07d_h \quad (6.97)$$

Por otro lado, los esquemas de integración empleados son los siguientes:

- Solver implícito no estacionario. El hecho de emplear un solver implícito radica en la estabilidad del cálculo. El número de Courant determina el paso temporal máximo admisible por el esquema de integración (ecuación 6.98). El valor del número de Courant depende del tipo de esquema empleado para la integración. En esquemas explícitos el número de Courant debe ser menor que 1 (condición de estabilidad de Courant-Friedrichs-Lewy), mientras que en los implícitos se permite que sea mayor. Por este motivo, aunque el coste de resolver una ecuación implícita es mayor, se puede aplicar un salto temporal mayor y por lo tanto reducir el coste total del cálculo.

$$\Delta t|_{max} = C \left( \frac{\Delta x}{\lambda} \right)_{min} \quad (6.98)$$

- Paso temporal de 0.5 ms en los cálculos en los que se busca la divergencia y 1 ms en los cálculos en los que se pretende llegar al estacionario. El hecho de cambiar el paso temporal depende de la rigidez adimensional del problema, ya que cuando se baja demasiado su valor, las deformaciones son más rápidas, y cerca de la divergencia se pierde la estabilidad numérica en el cálculo.
- El número de iteraciones internas varía desde 10 en el caso de que se busque la divergencia hasta las 5 empleadas cuando se busca el estacionario.
- Discretización de las ecuaciones de segundo orden.
- Factor de relajación explícito: 1
- Máximo ratio de cambio permitido: 0.2

### 6.3.3. Resultados CFD

A lo largo de esta sección se presentan los resultados obtenidos mediante CFD. En primer lugar, se obtendrá el efecto de la rigidez y la inercia adimensionales sobre la divergencia. Una vez obtenida esta dependencia, se estudia el efecto de ambos parámetros sobre el contenido en frecuencia del movimiento.

Se realizará dos análisis, el primero con un ángulo de ataque inicial de 2° y el segundo con un ángulo de ataque de 4°. Además el análisis se realiza para uno y dos grados de libertad en el movimiento de la placa.

### 1 grado de libertad y 2° de ángulo de ataque inicial

En primer lugar se muestra una respuesta temporal para distintas rigideces adimensionales en función de la inercia adimensional. En este análisis se estudia cuatro inercias adimensionales: 3.32, 6.64, 9.97 y 13.29. Para cada una de las inercias se realiza un barrido de rigideces adimensionales. En la Figura 6.15 se puede observar la respuesta temporal de cuatro rigideces adimensionales: 2, 3, 5 y 9.

En la Figura 6.15 se puede observar distintos hechos. En primer lugar, cuanto menor es la inercia de la placa, más brusca es la divergencia. Además esta se produce para rigideces adimensionales menores. Además se aprecia también que el tiempo característico el transitorio aumenta con la reducción de la rigidez y con el incremento de la inercia adimensional.

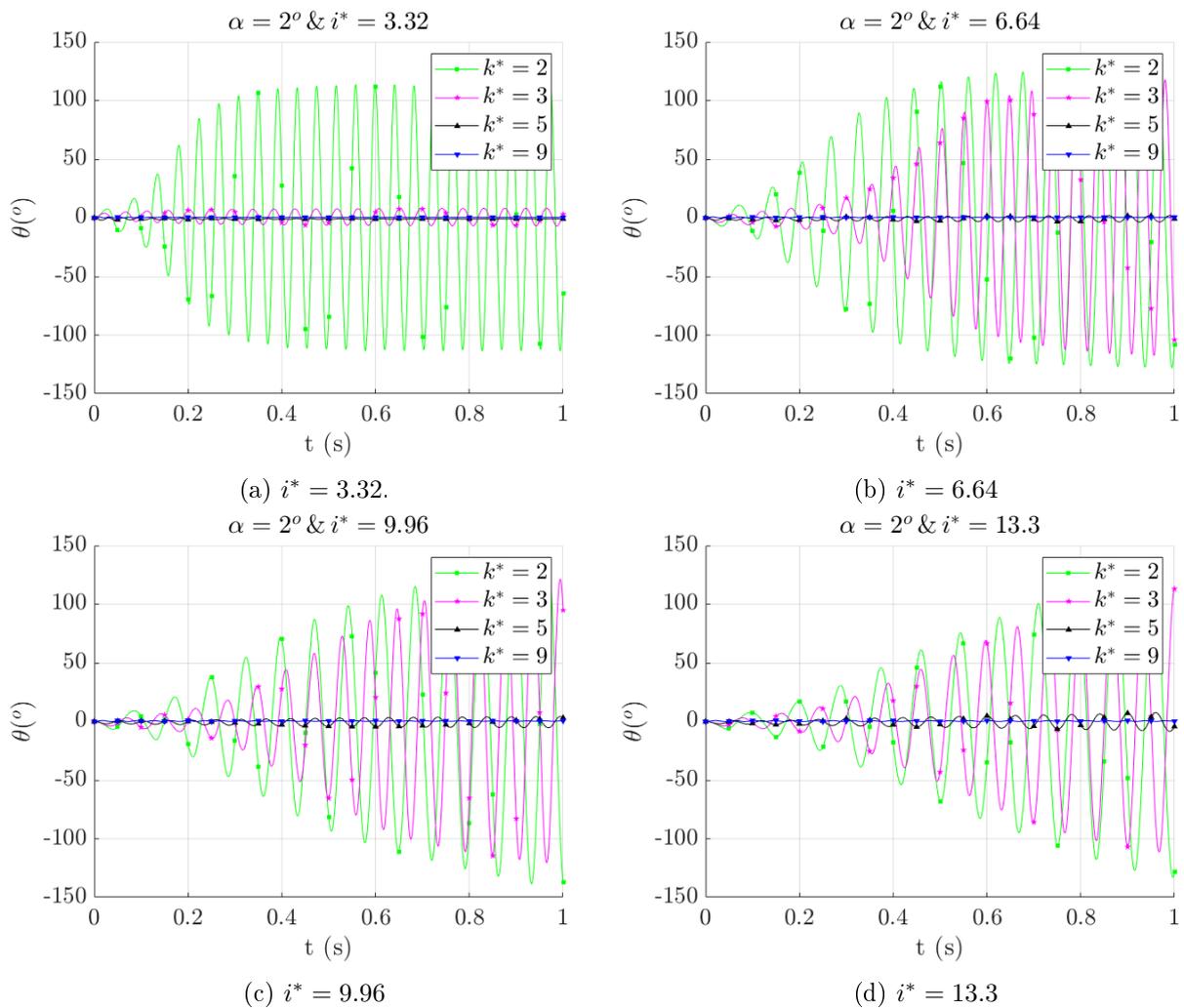


Figura 6.15: Respuesta temporal para 1 gdl y 2° de ángulo de ataque inicial en función de la rigidez.

Con el objetivo de conocer los valores de la rigidez adimensional en los que se produce la inestabilidad, se calcula el valor de las deformaciones máximas y mínimas de los últimos instantes del cálculo. Se llega a la Figura 6.16. En esta figura se puede observar claramente cómo al reducirse la rigidez adimensional el perfil rápidamente entra en un fenómeno de inestabilidad. Debido a la cercanía a la velocidad de divergencia, la placa aumenta rápidamente la amplitud del movimiento, y como consecuencia de este aumento de la amplitud, la aerodinámica deja de ser lineal, y por lo tanto,

las oscilaciones amplifican su amplitud debido al flameo por entrada en pérdida. Además, es de gran importancia recordar el hecho comentado anteriormente, la mayor inercia adelanta la velocidad que genera la inestabilidad y suaviza la misma. Esta es la mayor diferencia con una divergencia pura lineal, en este caso, al ser un fenómeno oscilante, la inercia es un factor dominante en la amplitud de las oscilaciones, aunque no afecta al valor medio de las mismas.

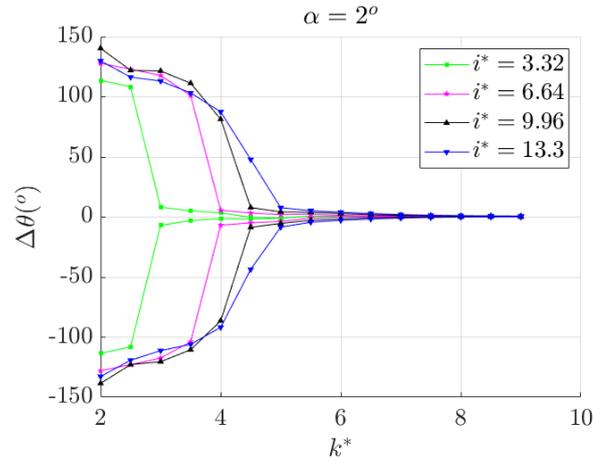


Figura 6.16: Valores límite de la torsión para  $2^\circ$  de ángulo de ataque inicial y 1 gdl.

Se realiza un análisis del contenido en frecuencia para cada inercia en función de la rigidez adimensional. Para ello se realiza una transformada rápida de Fourier (FFT, por sus siglas en inglés) sobre las deformaciones calculadas a lo largo del tiempo. La transformada se realiza tras aplicar una ventana de Hamming sobre la función. Esta ventana se muestra en la Figura 6.36. El resultado de realizar la FFT sobre la función de deformación es un espectro que muestra el contenido en frecuencia del movimiento. En el análisis se muestra mapas que relacionan el número de Strouhal y la rigidez adimensional con el contenido en frecuencia de la deformación.

$$St = \frac{fc}{v_\infty} \quad (6.99)$$

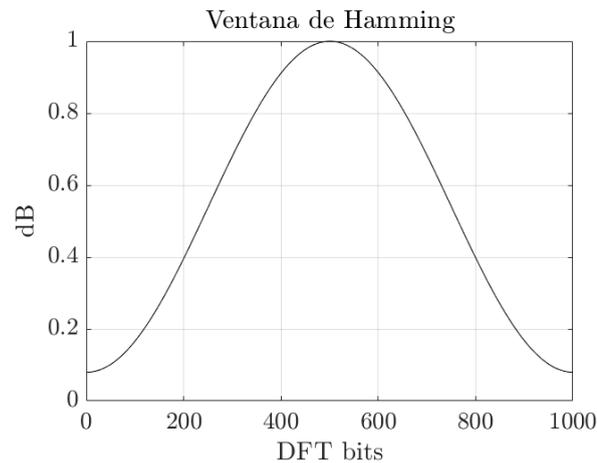


Figura 6.17: Ventana de Hamming

En la Figura 6.18 se puede observar que los números de Strouhal que definen la oscilación

se reducen cuando la inercia se aumenta. Además, la rigidez ejerce una fuerte influencia sobre la oscilación, ya que al aumentarla no sólo se está incrementando el Strouhal en el que se produce la oscilación, sino que también se reduce la amplitud máxima de la misma. Es importante comprender el significado del número de Strouhal, que compara la frecuencia de oscilación de la placa con la frecuencia con la que el fluido atraviesa la placa. Por tanto, aumentar el Strouhal, puede llevar asociados dos fenómenos para una placa determinada. El primero es reducir la velocidad que se aplica, que también implica subir la rigidez adimensional del problema. El segundo es aumentar la frecuencia a la que oscila la placa.

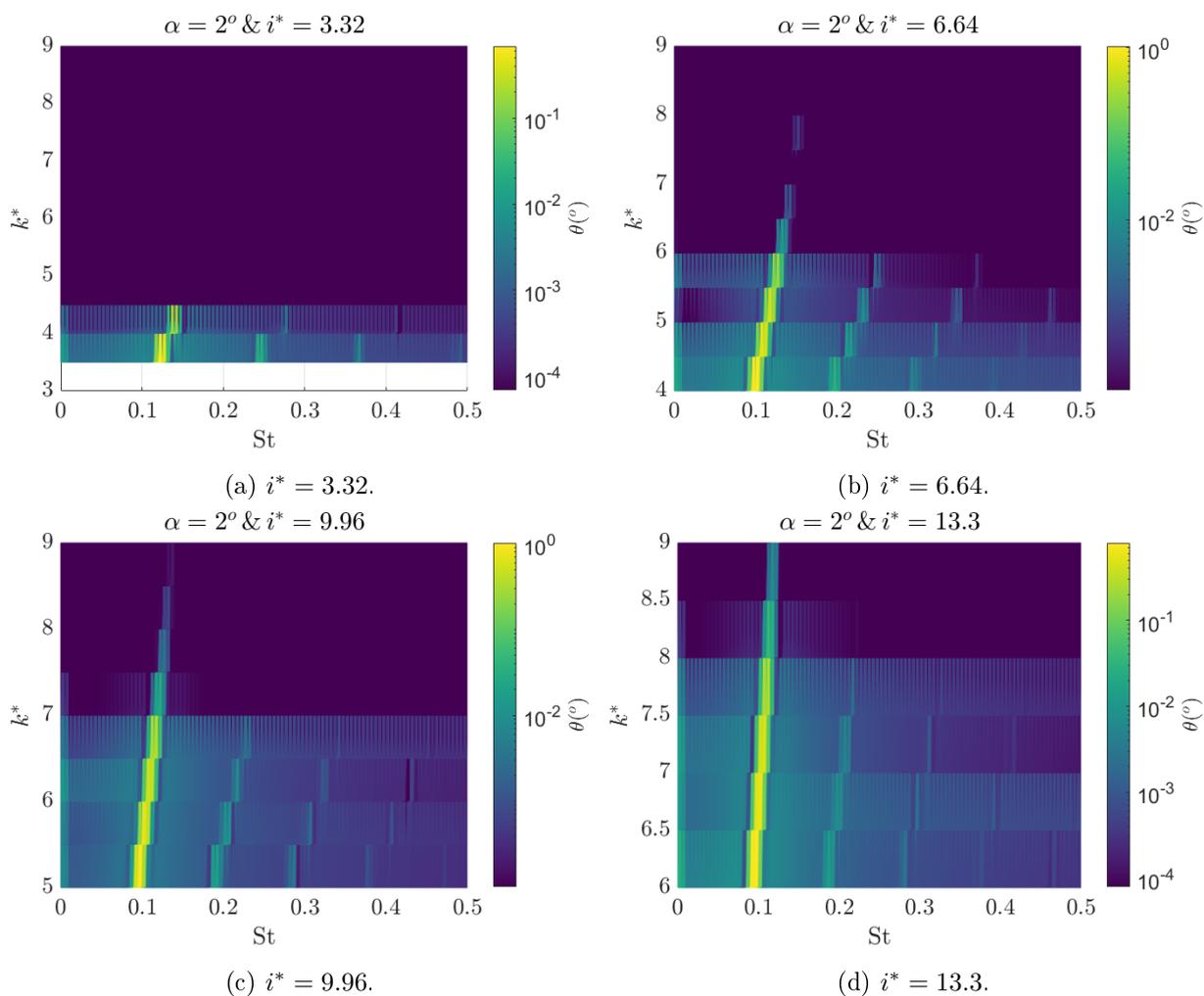


Figura 6.18: Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para 1 gdl.

## 2 grados de libertad y 2° de ángulo de ataque inicial

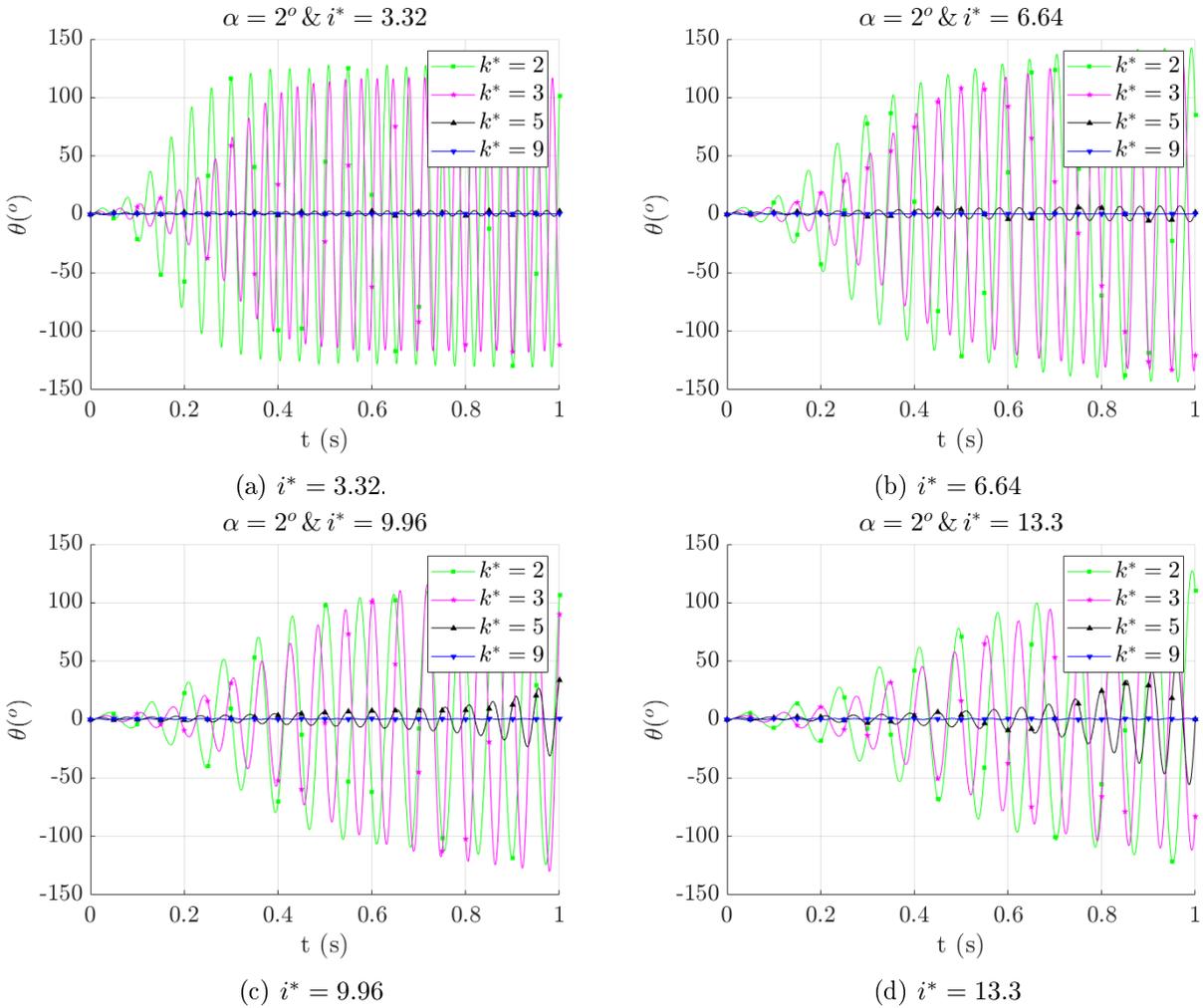
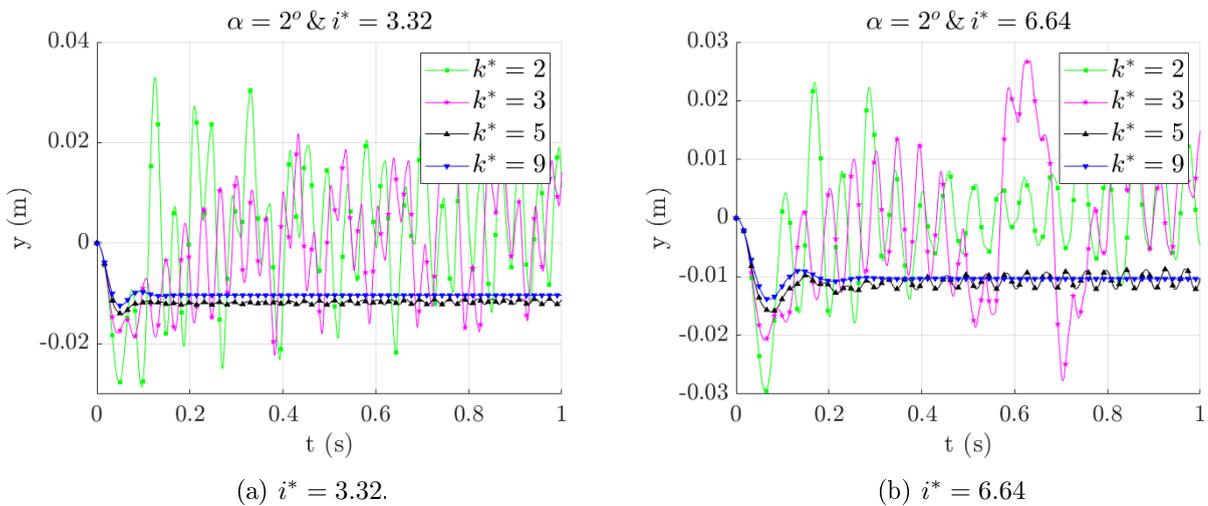


Figura 6.19: Respuesta temporal de la torsión para 2 gdl y 2° de ángulo de ataque inicial en función de la rigidez.



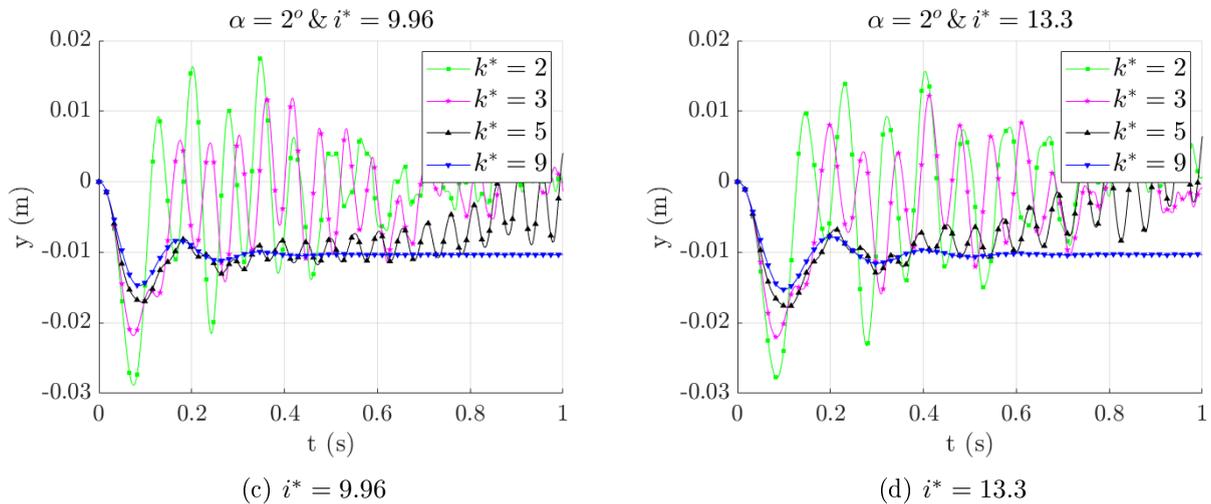


Figura 6.20: Respuesta temporal de la flecha para 2 gdl y  $2^\circ$  de ángulo de ataque inicial en función de la rigidez.

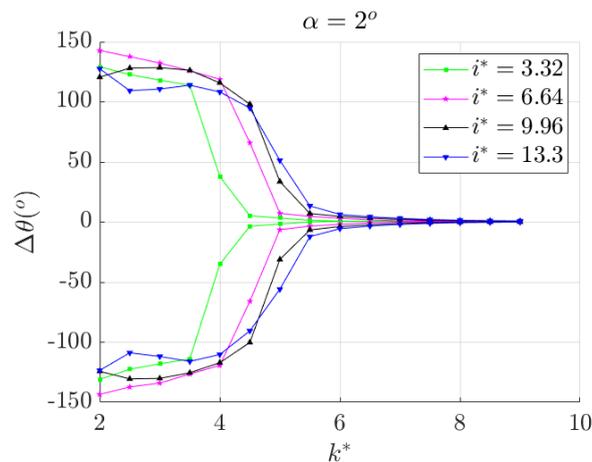


Figura 6.21: Valores límite de la torsión para  $2^\circ$  de ángulo de ataque inicial y 2 gdl.

En este caso se permite que el perfil pueda desplazarse también a lo largo del eje vertical. Se muestran los mismos casos que en el estudio anterior. De este modo la respuesta temporal del problema es la siguiente. En la Figura 6.15 se puede observar que los efectos de la rigidez y la torsión adimensional son similares independientemente del número de grados de libertad del problema. Sin embargo, al permitir el movimiento vertical se puede observar que la rigidez adimensional de divergencia se adelanta ligeramente. Se muestra el desplazamiento vertical en la Figura 6.20. Se muestra el desplazamiento máximo y mínimo que se obtiene para distintas rigideces adimensionales con el modelo de dos grados de libertad. Figura 6.21.

Se aprecia que la divergencia en el caso con 2 grados de libertad se produce para valores de la velocidad mucho menores.

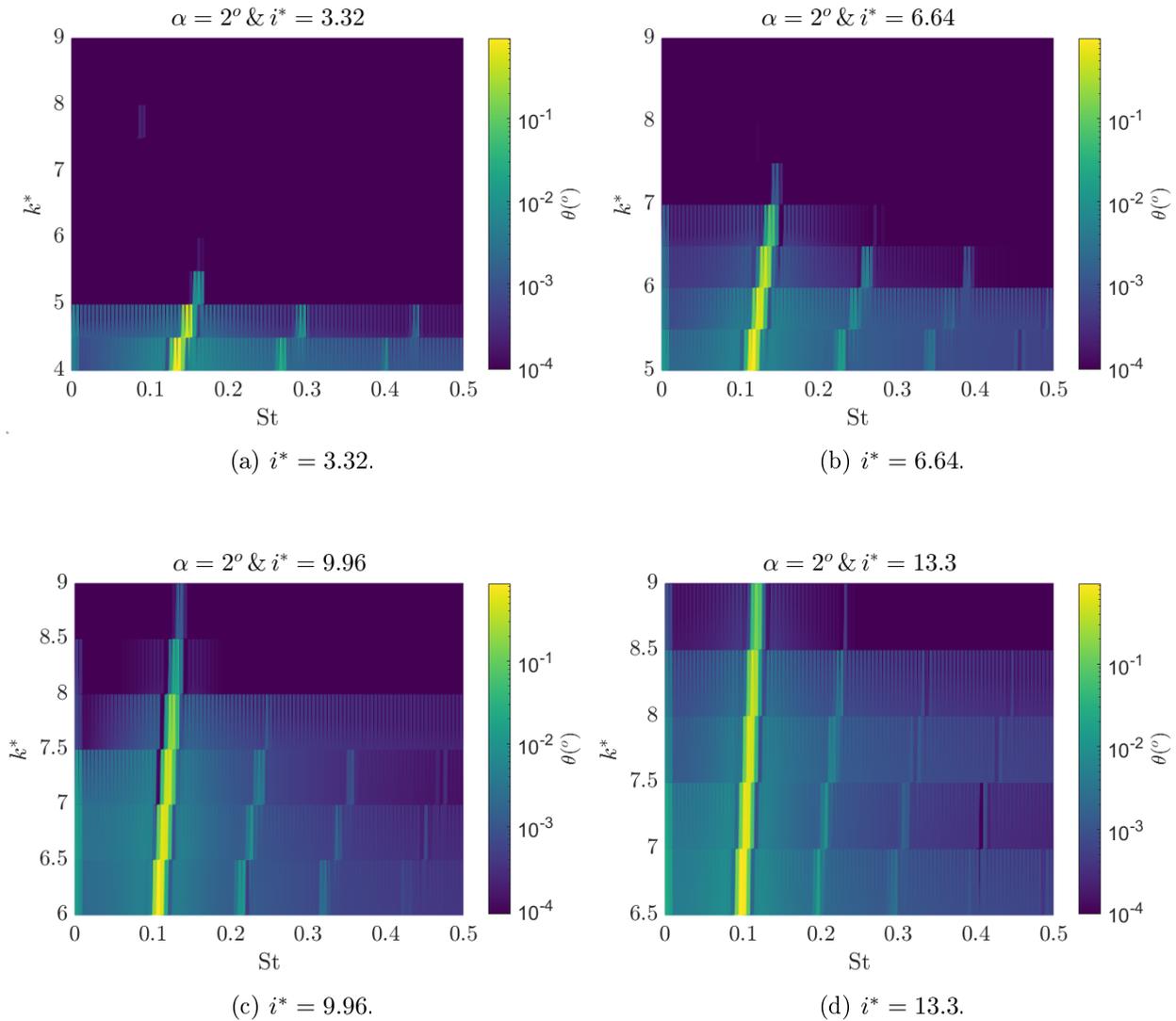


Figura 6.22: Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para el modelo con 2 gdl.

Al igual que se mostró en el apartado anterior, en la Figura 6.22 se muestra el espectro en frecuencia con 2 grados de libertad calculado tras estabilizar la simulación durante 5 segundos. En esta figura se aprecia de nuevo la gran dependencia que hay entre la rigidez adimensional y el Strouhal en el que vibra la placa. De nuevo, los aumentos de rigidez van acompañados de un aumento del Strouhal y de una disminución de la amplitud de las vibraciones.

Otro efecto relevante del modelo del sistema fluido-estructural es la alta amortiguación que sufre el modo de flexión. Como se puede observar en la Figura 6.20, cuando el sistema es estable, es decir, con velocidades inferiores a las que provocan que la rigidez adimensional sea inferior a la de divergencia, el modo de flexión se amortigua rápidamente y desaparece. Por tanto, no se muestra su contenido en frecuencia.

### 1 grado de libertad y 4° de ángulo de ataque inicial

Se muestra el valor de torsión máximo y mínimo en función de la rigidez adimensional del problema.

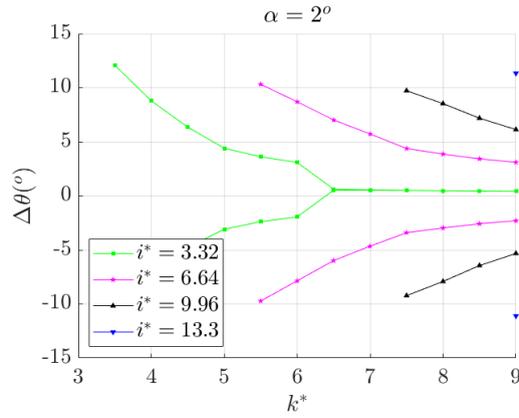


Figura 6.23: Valores límite de la torsión para 4° de ángulo de ataque inicial y 1 gdl.

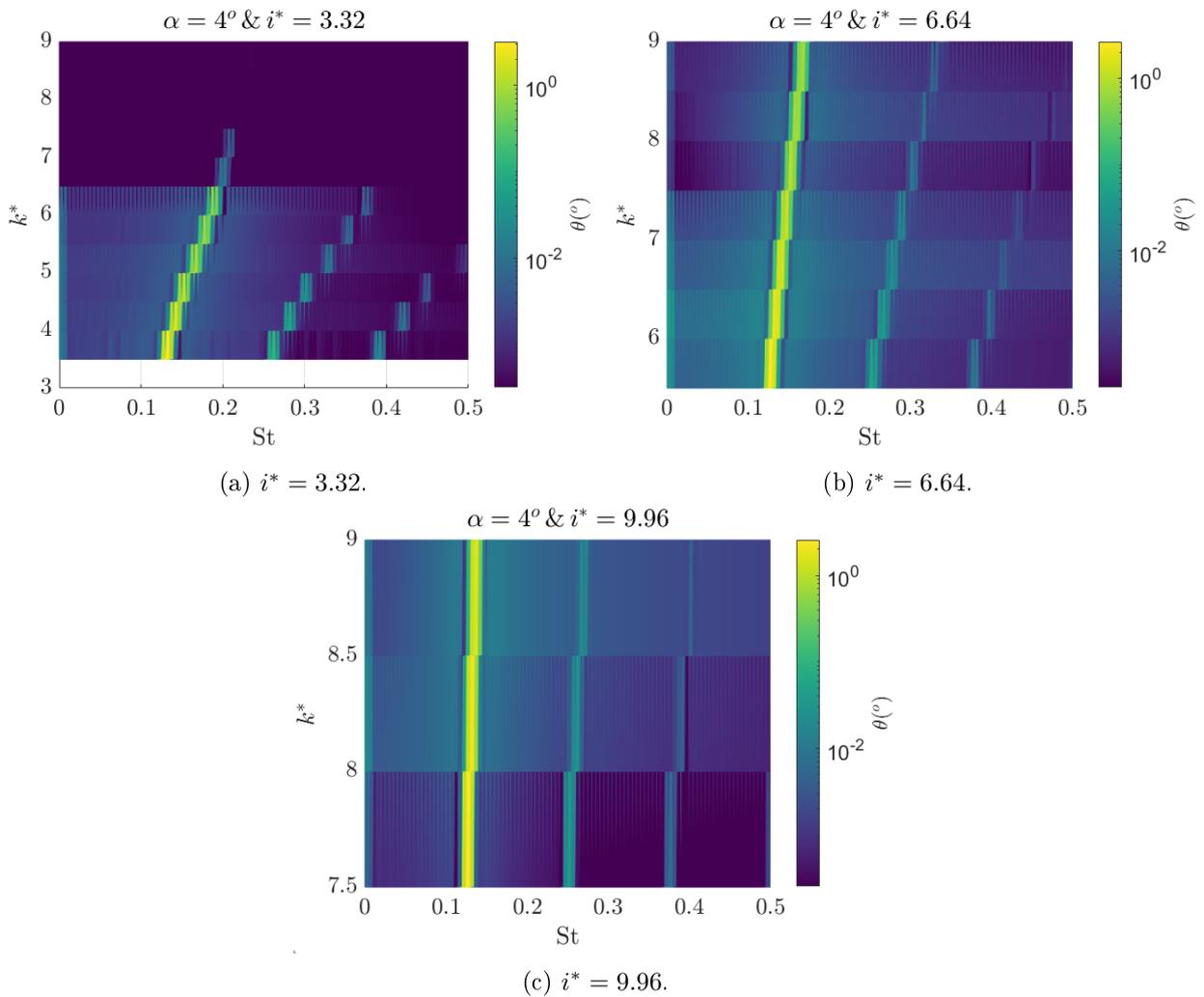


Figura 6.24: Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para el modelo con 1 gdl.

En la Figura 6.23 la rigidez adimensional que provocaba la divergencia del sistema aumenta.

Esto se debe a que la placa se sitúa más cerca de la entrada en pérdida y por tanto requiere de un incremento en el ángulo de ataque menor para llegar al desprendimiento. Una vez llega al desprendimiento se produce un flameo por entrada en pérdida y el ángulo de ataque crece rápidamente.

Por otra parte, se muestra la respuesta en frecuencia de las distintas inercias y rigideces adimensionales. En la Figura 6.24 se vuelve a apreciar que la rigidez y el Strouhal están fuertemente relacionados.

## 2 grados de libertad y 4° de ángulo de ataque inicial

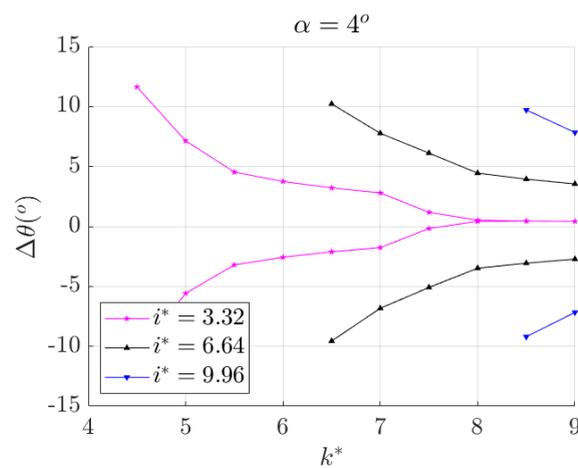
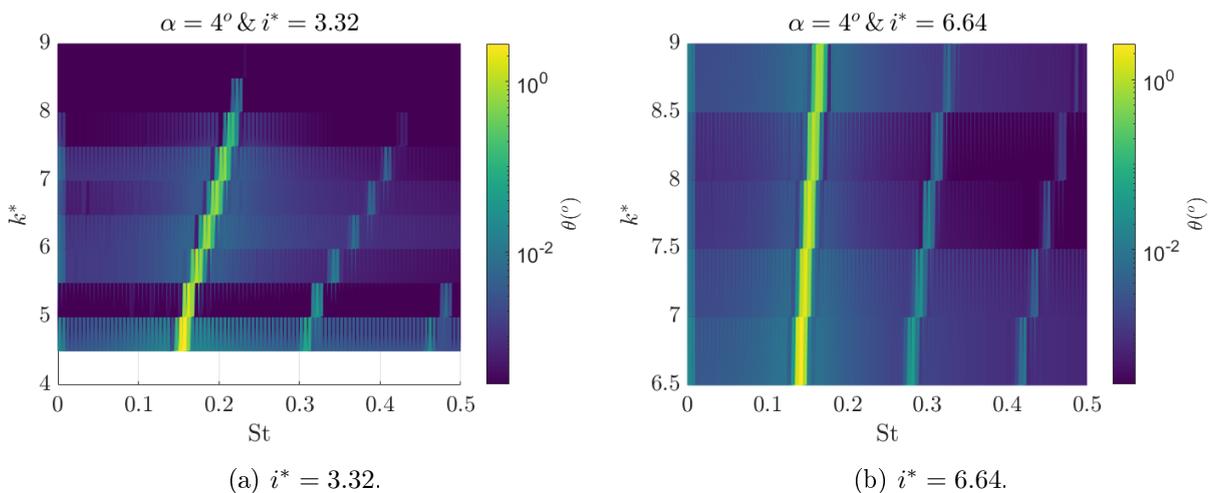


Figura 6.25: Valores límite de la torsión para 4° de ángulo de ataque inicial y 2 gdl.

Se muestra en primer lugar (Figura 6.25) la torsión máxima y mínima para las distintas rigideces adimensionales y en segundo lugar los espectros de la torsión en función del a rigidez adimensional y el Strouhal (Figura 6.26). Estas figuras muestran tendencias similares a las de 1 grado de libertad.



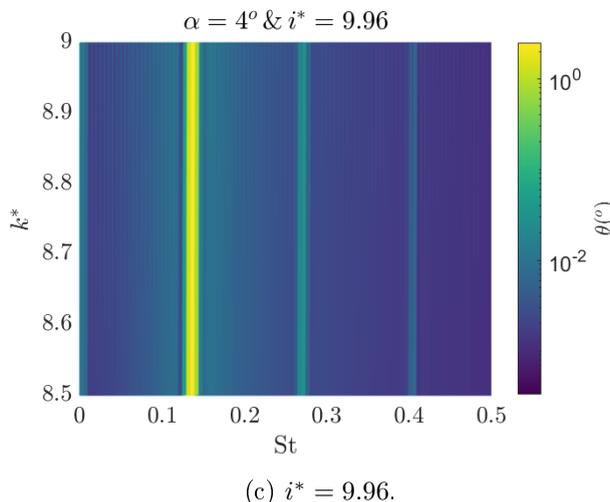


Figura 6.26: Contenido en frecuencia de las distintas inercias adimensionales en función del número de Strouhal y de la rigidez adimensional para el modelo con 1 gdl.

## 6.4. Procedimiento experimental

### 6.4.1. Introducción

A lo largo de esta sección se muestra el procedimiento experimental empleado para medir las deformaciones y los modos de vibración de la placa de la Figura 6.2. Para ello se recurre a un método óptico, no intrusivo, grabando el movimiento de la placa mediante una cámara rápida situada fuera del túnel y grabando a través de la urna de metacrilato.

En la sección se comienza mostrando la instrumentación necesaria para la realización de las medidas, la metodología de trabajo seguida, y el procesado de las imágenes. Además, los resultados se validan comparando la señal con la obtenida por un acelerómetro y calculada de forma teórica en un caso controlado de oscilación libre. Finalmente, los resultados se comparan con los obtenidos en el CFD bidimensional y los que resultan de la resolución teórica de las ecuaciones de la dinámica de la placa (ecuaciones 6.1 y 6.2) utilizando una polar no lineal calculada mediante un cálculo CFD bidimensional, 6.11.

### 6.4.2. Instrumentación

Para la realización del experimento se hace uso de los siguientes equipos e instrumentos:

1. Túnel de viento: es el equipo descrito en el apartado 2, con una sección de medida de 440x440 mm.
2. Una cámara rápida Phantom Serie Veo 640 que posee su propio software para la adquisición de los vídeos.
3. Un equipo (ordenador) para la adquisición de datos.
4. Un tubo de Pitot para controlar la velocidad en el túnel.
5. Soporte mecánico para la cámara.
6. Acelerómetro PCB 352C22. Se trata de un acelerómetro de baja masa ideal para medir en la placa sin alterar la inercia y la masa de la misma.

7. Software de adquisición de datos: Pulse<sup>TM</sup> LabShop, de la compañía Brüel & Kjær.
8. Fuente de iluminación auxiliar: lámpara incandescente.

A continuación se explica en mayor detalle los elementos empleados.

### Cámara rápida Phantom Serie Veo

Como se mencionó anteriormente, se trata de una cámara serie Veo 640L. Esta cámara posee una resolución de 4 Mpx además permite grabar 1400 fps con una resolución de 2560 x 1600 px. Figura 6.27.



Figura 6.27: Cámara Phantom VEO.

La comunicación entre la cámara y el sistema de adquisición de datos se realiza mediante un cable de Ethernet de 10 GBs<sup>-1</sup>. A través de este cable la cámara envía la información almacenada en su memoria RAM. Debido a la gestión de la memoria de la cámara, la resolución condiciona el máximo de fotogramas por segundo que se puede grabar. En la Tabla 6.5 se muestran las limitaciones de la cámara rápida.

Resolución	fps (máximas)	Tiempo de grabación (fps máx.)
2560x1600	1400	8.5 segundos
1560x1440	1600	8.6 segundos
1920x1080	2800	8.8 segundos
1280x720	5700	9.7 segundos
128x4	290000	76 segundos

Tabla 6.5: Limitaciones de la cámara Phantom Veo 640L.

El control de la cámara se realiza desde su propio software: Phantom Camera Control Software (PCC). El programa informático es utilizado para establecer los parámetros de medición, controlar el trigger y guardar las grabaciones. Desde esta herramienta se establecen los parámetros de la medición:

- Resolución: 1024 x 1024 px.
- Velocidad de cuadro: 400 fps.

- Exposición: 400  $\mu$ s.
- EDR: 0.
- Índice de exposición: 12500.

Estos valores se seleccionan con el objetivo por un lado de aumentar el contraste de la imagen para así poder leer los puntos de seguimiento óptico de la misma (selección de la exposición EDR y el índice de exposición) y por el otro por un problema de gestión de la memoria de la cámara. El equipo modifica las características de resolución permitidas en función de la velocidad de cuadro o fotogramas por segundo. Por tanto, se fija una velocidad de cuadro suficientemente alta para poder percibir las frecuencias de vibración y además tener suficientes puntos en dicha señal para percibirla con claridad. Una vez fijada la velocidad de cuadro se selecciona la resolución más alta posible para poder grabar un periodo suficientemente largo que permita obtener el modo de vibración más lento.

La resolución se define como la calidad de detalle que se puede observar en una imagen, es decir, la cantidad de píxeles que hay en el ancho de la imagen por la cantidad en el alto. Esta característica esta relacionada con la precisión a la hora de detectar movimientos de la placa. Cuanto mayor sea la resolución, mayor será la precisión en la lectura de los puntos.

En segundo lugar, la velocidad de cuadro hace referencia a la cantidad de imágenes obtenidas por cada segundo (frames per second, fps). Esta característica está directamente relacionada con el intervalo de tiempo mínimo que se puede grabar. Cuanto mayor sea su valor, mayor será la frecuencia de movimiento que se pueda obtener.

Por otro lado, la exposición se refiere al tiempo que permanece abierto el obturador de la cámara.

EDR: es una especificación de la cámara empleada para poder fotografiar imágenes en las que se tiene un fondo con poca luminosidad y un elemento que emite luz. Si la imagen se capta empleando el EDR, se mantiene la calidad de detalles del fondo, pero además, se permite obtener mayor cantidad de información en la zona iluminada. Índice de exposición: es una relación entre el tiempo de exposición (exposición del obturador) y la apertura.

### Tubo de pitot

Un tubo de pitot es un dispositivo capaz de medir la velocidad del fluido mediante la comparación entre la presión total de la corriente y la presión estática de la misma. Para medir ambas presiones el tubo de pitot tiene dos tomas de presión, una dinámica y una estática.

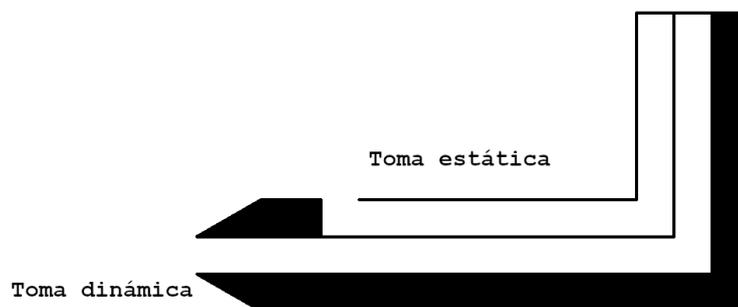


Figura 6.28: Esquema del tubo de pitot empleado.

En la Figura 6.28 se muestran las dos tomas de presión del tubo de pitot. A partir de estas tomas se obtiene la presión total  $P_t$  de la corriente de fluido y la presión estática de la misma  $P_s$ .

A partir de estas dos presiones, aplicando la ecuación de la presión de parada  $P_0$ , ecuación 6.100, se puede obtener la velocidad.

$$P_0 = P_\infty + \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 \quad (6.100)$$

De este modo la presión medida por la toma dinámica será:

$$P_{0D} = P_t = P_s + \frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 \quad (6.101)$$

y la medida por la toma estática:

$$P_{0S} = P_s \quad (6.102)$$

Por lo tanto, la velocidad se calcula como:

$$v_\infty = \sqrt{\frac{2(P_{0D} - P_{0S})}{\rho_\infty}} \quad (6.103)$$

El sensor empleado en los experimentos es un modelo TESTO capaz de medir hasta una velocidad de  $100 \text{ m s}^{-1}$ . Además, el sensor muestra una precisión de  $0.1 \text{ m s}^{-1}$ .

### Acelerómetro PCB 352C22

Se trata de un acelerómetro piezoeléctrico. Su elemento activo es un material piezoeléctrico, es decir, que genera un voltaje cuando se deforma. Uno de los extremos de este material se conecta a la base. El otro extremo se conecta a una masa. Cuando el sensor está siendo sometido a una aceleración, se genera una fuerza (la aceleración por la masa) que actúa sobre el elemento piezoeléctrico. Como la masa es una constante, la fuerza es proporcional a la aceleración a la que se somete. El material piezoeléctrico se conecta al output del sensor mediante electrodos.

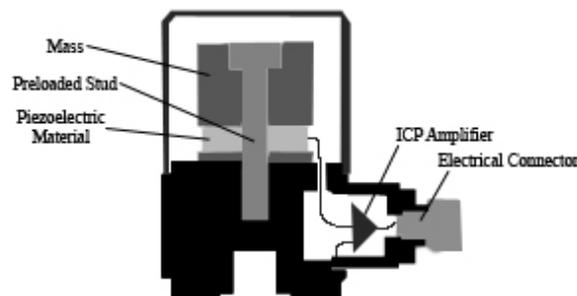


Figura 6.29: Croquis de un acelerómetro piezoeléctrico [11]

### 6.4.3. Descripción del experimento

Para la realización del experimento se parte de una maqueta construida en metacrilato. Esta maqueta se fabrica a partir de una plancha de metacrilato de 2 mm y de 4 mm en función de las inercia que quiera ensayarse.

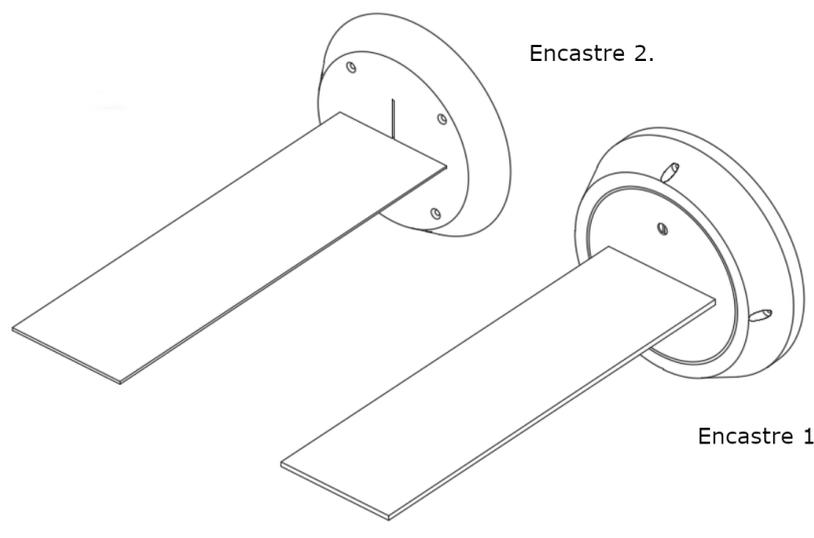


Figura 6.30: Esquema de los encastramientos empleados en los ensayos en el túnel de viento.

Estas planchas de metacrilato se sujetan mediante el uso de una base fabricada mediante fabricación aditiva (impresión 3D). Para el encastramiento se proponen dos diseños. El primero, presenta la posibilidad de variar el ángulo de ataque inicial y luego fijarlo mediante tornillos. Sin embargo, este grado de libertad extra podría no estar suficientemente restringido al aplicar fuerzas aerodinámicas. Para comprobar su influencia se imprime un segundo soporte, que en este caso, no permite el ajuste del ángulo de ataque de la placa, que queda limitado a  $4^\circ$ . Los encastramientos se muestran en la Figura 6.30.

Ambos soportes se atornillan a una base construida en madera contrachapada y que a su vez es atornillada y fijada a la pared del túnel, consiguiendo como resultado una placa plana empotrada a la pared del túnel por uno de sus extremos.

La maqueta se monta sobre la pared interior de la cámara de medida del túnel de viento. Por lo tanto, la cámara se debe montar para visualizar la maqueta a través de la pared opuesta. Para ello se monta la cámara sobre un soporte antivibraciones. A su vez, este soporte se coloca encima de una mesa de grandes dimensiones. De este modo, la cámara queda a la altura de la urna de medida y además se evitan que las vibraciones del túnel se transparen a la propia maqueta. Finalmente, la cámara se conecta mediante un cable de Ethernet al ordenador de adquisición de datos.

En el ensayo se mide la deformación de la sección libre de la placa. Para ello, se dibujan dos puntos sobre la misma. Localizando los puntos en las imágenes se puede conocer el desplazamiento de los mismos. Un ejemplo de las imágenes tomadas mediante este método se muestra en la Figura 6.31.

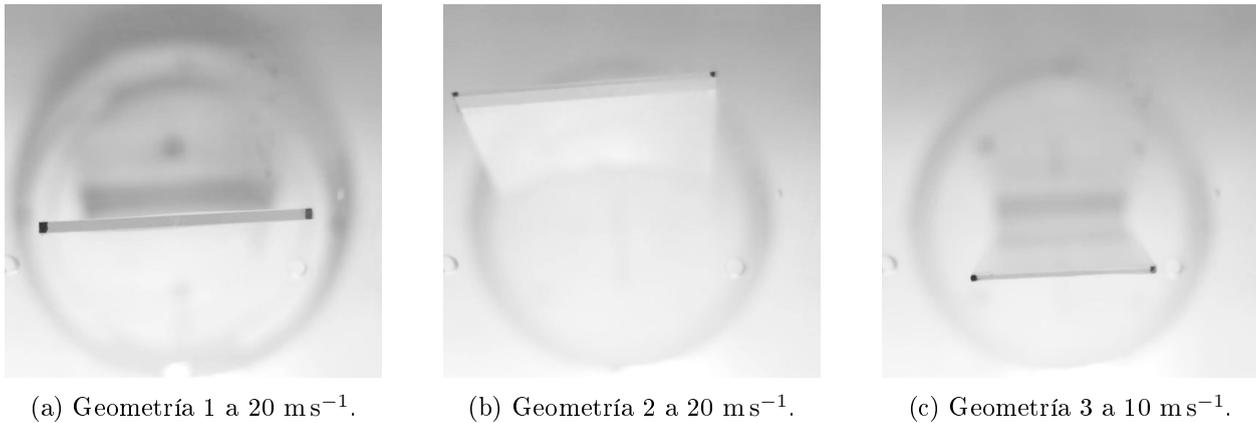
(a) Geometría 1 a  $20 \text{ ms}^{-1}$ .(b) Geometría 2 a  $20 \text{ ms}^{-1}$ .(c) Geometría 3 a  $10 \text{ ms}^{-1}$ .

Figura 6.31: Ejemplo de imagen tomada durante el ensayo.

Para el correcto funcionamiento del código de detección es necesario que exista un amplio contraste entre los puntos que se desean medir y el resto de la imagen. Para ello se aplica pintura blanca a todas las piezas del encastre y el fondo de la imagen. Además se fuerza a que exista suficiente iluminación en la sala, mediante las luces de la propia sala (tubos fluorescentes que generan iluminación prácticamente omnidireccional), así como de una lámpara portátil que se enfoca sobre la base de la urna de metacrilato (se trata de una lámpara incandescente que se emplea de forma direccional), de forma que la luz que llega a la imagen no sea lo suficientemente intensa para sobreexponer la imagen pero que permita eliminar la mayor parte de las sombras de la misma.

En la Figura 6.32 se muestra una imagen global del montaje llevado a cabo en el experimento. En ella se pueden observar los diferentes elementos empleados para la adquisición de los vídeos que se procesarán más tarde.



1. Cámara rápida
2. Tubo de Pitot-Estática
3. Lámpara adicional
4. Sistema de adquisición de datos
5. Sistema de adquisición de datos del pitot
6. Control del túnel de viento
7. Soporte antivibraciones
8. Sección de medida

Figura 6.32: Montaje completo del experimento en túnel de viento.

#### 6.4.4. Metodología de trabajo

Los ensayos en túnel de viento constan de barridos de medidas para un ángulo fijo a distintas velocidades. El procedimiento llevado a cabo durante los ensayos se muestra en la Figura 6.33.

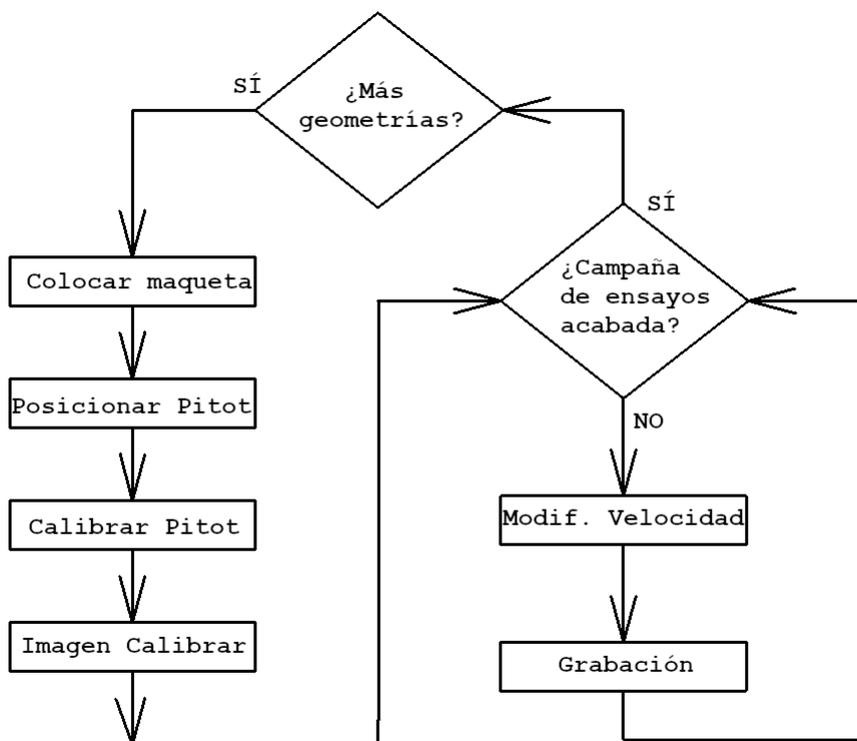


Figura 6.33: Diagrama de la metodología de trabajo.

A continuación se detalla el procedimiento descrito en la Figura 6.33:

1. Se comienza fijando la maqueta que se desea estudiar en el interior del túnel de viento.
2. Se debe de alinear el tubo de Pitot con la dirección del flujo ya que en caso de que se hubiera virado al montar la maqueta, la medida de velocidad sería menor que la real. En el caso de que se infravalore la velocidad, se puede subir la potencia del túnel por encima de aquella que provoca la divergencia de la placa.
3. El tubo de Pitot inicialmente proporciona un valor de velocidad distinto de cero con el túnel apagado. Por este motivo, se tiene que forzar a que la medida de velocidad sea nula cuando no hay viento. Se trabaja con presiones relativas, de modo que para calibrar el offset inicial, se debe imponer que la presión sea nula cuando la velocidad también lo es.
4. Se toma una primera imagen con el túnel apagado. Esta imagen se emplea como referencia en los vídeos posteriores. La deformación se mide como la diferencia de los puntos entre el valor inicial (imagen de calibración) y el fotograma del vídeo.
5. Una vez calibrada la cámara, se modifica la velocidad de la sección de medida haciendo uso del regulador de frecuencia de rotación máxima del túnel. En el caso del túnel descrito en el Capítulo 2 se puede alcanzar una frecuencia de rotación de 50 Hz.
6. Cuando se alcanza la velocidad de la medición, es importante dejar que se establezca el flujo y a continuación se graba el vídeo.
7. Se repite el procedimiento para todas las velocidades y maquetas que se desee estudiar.

### 6.4.5. Campaña de ensayos

En la siguiente sección se presentan las diferentes campañas de ensayos realizadas durante la realización del presente documento. En primer lugar se muestran el diseño del experimento. Se presenta la metodología de trabajo y la implementación de los ensayos previos con los que se ha realizado las distintas pruebas de calibración y optimización del software de tratamiento de los datos, así como la mejora paulatina del experimento y las imágenes realizadas. Finalmente se muestra una campaña de ensayos que permite comparar los resultados obtenidos de forma experimental con los que se calculan de forma teórica y mediante simulaciones de mecánica de fluidos computacional (CFD).

#### Diseño del experimento: metodología de trabajo e implementación

A continuación se presenta las diferentes campañas de ensayos que se han ido desarrollando a lo largo de la evolución del procedimiento experimental. Este se ha adaptado y ajustado a la vez que se ha mejorado la herramienta para el procesado de las imágenes.

La primera campaña de ensayos se realizó para comprobar la capacidad del código para la detección de los puntos dibujados en el perfil. Este ensayo se basa en la toma de imágenes en diferentes condiciones de velocidad y ángulo de ataque inicial. Este primer ensayo únicamente fue realizado con luz ambiente y con un encastre de color gris, por lo tanto, el contraste entre el fondo blanco y los puntos negros era insuficiente.

La segunda campaña se centró en corregir los problemas en las imágenes de la primera campaña. De este modo, se añade una lámpara portátil que elimina las sombras en el intradós de la placa plana. Además, se pinta la base anterior de color blanco. De este modo, las sombras se reducen de forma considerable.

Una vez que el software de procesado es capaz de trabajar con las imágenes reales del túnel de viento, anteriormente únicamente había funcionado con imágenes sintéticas (puntos negros pintados sobre fondo blanco), se comienza el tercer ensayo. En este ensayo se barren distintas velocidades y ángulos de ataque, grabando el ensayo en vídeo y procesando los fotogramas. Para así poder comprobar la capacidad del software para procesar todas las imágenes del vídeo. No obstante, se observa que el ruido de baja frecuencia es muy elevado.

En el cuarto ensayo se pretende averiguar la procedencia del ruido de baja frecuencia. Para ello se combina la medida de la cámara sobre unas condiciones determinadas de velocidad y ángulo de ataque inicial de la placa con la de un acelerómetro que se acopla a la estructura del túnel para así poder distinguir la frecuencia en la que el túnel vibra. Las frecuencias de oscilación del túnel son más altas que el ruido de baja frecuencia medido, por tanto se descarta esta hipótesis.

El quinto ensayo se orienta a descartar otras hipótesis. En este caso es la vibración propia del encastre. Se repite el cuarto ensayo pero esta vez colocando el acelerómetro sobre el encastre de la placa. De nuevo, las frecuencias de oscilación no coinciden con las del ruido medido. Por lo que se procede a descartar esta hipótesis. Analizando los datos con los resultados CFD se observa que no se amortigua el modo de flexión. Este modo está siendo excitado por la intensidad turbulenta y además el ruido es de tan baja frecuencia que al medir en velocidad desaparece.

En el sexto ensayo se prueba a ensayar con placas de menor espesor. Y ajustar la iluminación en el túnel.

#### Campaña definitiva

Una vez ajustados todos los parámetros experimentales se plantea una campaña de ensayos definitiva. El objetivo de esta campaña es validar los resultados obtenidos en el túnel de viento con los que se obtendría en el estudio CFD y teórico.

En esta campaña se realizan tres barridos de velocidad para cada una de las geometrías. Además, los barridos de velocidad se realizan tanto en dirección ascendente como descendente. Es decir, se realiza un primer ensayo aumentando la velocidad. Una vez se llega a la velocidad máxima, se repite el ensayo bajando la velocidad. Finalmente, se vuelve a subir la velocidad.

En la Tabla 6.7 se muestra los distintos puntos ensayados para cada una de las geometrías tanto para el valor de velocidad como para el valor de rigidez adimensional. Como se mencionó anteriormente, cada uno de los puntos se ensaya 3 veces para de ese modo conocer la dispersión en la medida. Se presenta de nuevo la Tabla 6.1:

Geometría	Cuerda (mm)	Envergadura (mm)	Espesor (mm)
1	100	350	4
2	100	350	2
3	70	350	2

Tabla 6.6: Geometrías estudiadas en el método de los elementos finitos.

Punto de operación	Velocidad $\text{ms}^{-1}$			$k^*$		
	Geometría 1	Geometría 2	Geometría 3	Geometría 1	Geometría 2	Geometría 3
1	10	3.5	4	89.01	90.83	99.35
2	15	5	5	39.56	44.51	63.58
3	20	7.5	7.5	22.25	19.78	28.26
4	25	10	10	14.24	11.13	15.90
5	30	12.5	12.5	9.89	7.12	10.17
6	35	15	15	7.27	4.95	7.07
7	40	17.5	17.5	5.56	3.63	5.19
8	-	20	20	-	2.78	3.97

Tabla 6.7: Campaña definitiva de ensayos.

## 6.5. Procesamiento de imágenes

### 6.5.1. Introducción

A lo largo de esta sección se presenta el algoritmo de procesado de los vídeos grabados en el túnel de viento. Para procesar la información de estos vídeos, en primer lugar hay que extraer los fotogramas de los mismos como pudo observarse en la Figura 6.31. Para la monitorización de la posición del movimiento, en la maqueta se dibujan dos puntos de color oscuro que contraste con el color del fondo y del resto de la maqueta.

La detección de los distintos puntos se realiza mediante un procedimiento de detección de contornos al que se aplican una serie de filtros que permitan mejorar los resultados.

### 6.5.2. Marco teórico

#### Algoritmo general del procesamiento

A lo largo de este apartado se desarrolla el algoritmo seguido para la detección de los puntos así como el postproceso que se hace de estos datos.

En primer lugar se presenta un esquema del funcionamiento general del algoritmo de tratamiento de las imágenes.

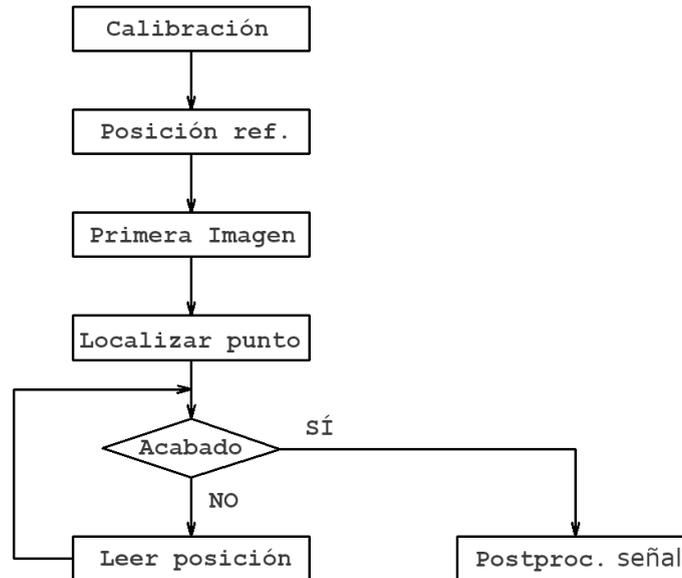
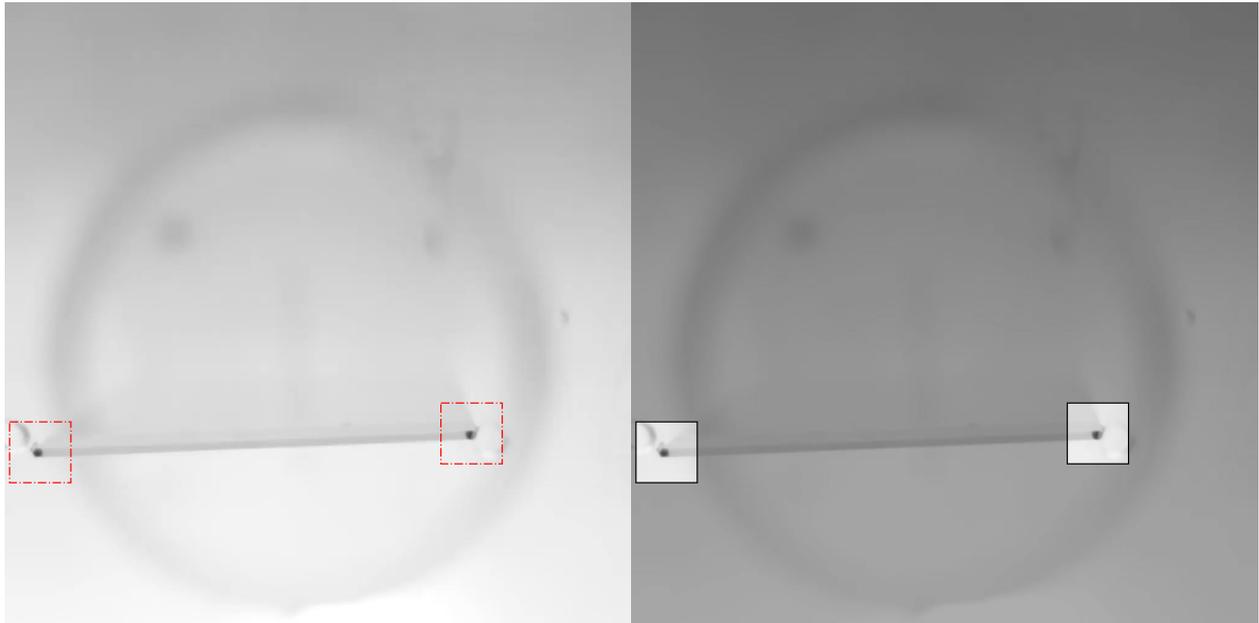


Figura 6.34: Estructura principal del algoritmo seguido para el procesamiento de datos.

En la Figura 6.34 se muestra el diagrama de flujo principal seguido por el algoritmo de procesamiento de datos. A continuación se procede a explicar cada uno de los pasos seguidos en algoritmo de forma detallada.

1. Imagen de calibración: se trata de una imagen inicial tomada en el túnel de viento sin velocidad en el flujo. Esta imagen se emplea en primer lugar para tener una referencia de la posición inicial y en segundo lugar para realizar una conversión entre la unidad de la imagen (píxel) y la dimensión real en metros. Esta equivalencia se calcula de forma proporcional a la distancia en píxeles entre puntos a la que se le aplica un valor igual a la cuerda en metros.
2. Una vez que se ha leído la imagen de calibración, se archiva la posición de referencia que se emplea para el cálculo de las deformaciones.
3. Se lee el primer fotograma del vídeo. Este fotograma se separa en el procesado de las imágenes del resto de fotogramas. Este hecho es debido a que en este fotograma los puntos de monitorización se buscan en la imagen completa. Sin embargo, a partir de este punto, los puntos se buscan en una zona de la imagen limitada alrededor del punto anterior en una distancia igual a un porcentaje determinado de la cuerda. Los fotogramas se extraen del vídeo mediante el uso del software FFmpeg<sup>TM</sup>.
4. Una vez que se han localizado los puntos iniciales, el resto de puntos se buscan alrededor de los puntos anteriores.



(a) Detección de los puntos en la primera imagen.

(b) Búsqueda en los alrededores del punto.

Figura 6.35: Ejemplo de búsqueda entre la primera imagen (búsqueda en la imagen completa) y la segunda imagen (búsqueda en la cercanía del punto anterior). En la imagen 6.35b se muestra en color oscuro la zona descartada de la imagen.

En la Figura 6.35 se puede apreciar que al buscar los puntos en los alrededores del punto anterior se reduce en gran medida la cantidad de información con la que se trabaja. Es decir, como se pasa de trabajar con la imagen inicial a tratar dos imágenes de menor tamaño el tiempo de cálculo se reduce en gran medida. Además, también hay que destacar un segundo efecto derivado de esta forma de procesar las imágenes, al recortar la zona cercana a los puntos, se eliminan posibles zonas de sombras que pueden falsear la posición de los puntos. Finalmente, al buscar en una zona tan pequeña, se aumenta el contraste de los puntos respecto del resto del entorno.

Al registrar los puntos se mide la deformación de la sección. Asumiendo  $x_{01}$  e  $y_{01}$  como la posición del punto 1 medida en la calibración y  $x_{02}$  e  $y_{02}$  las del punto 2. El valor de los puntos medidos en la imagen  $i$  se expresan como  $x_{i1}$  e  $y_{i1}$  para el punto 1 y  $x_{i2}$  e  $y_{i2}$  para el 2. La flexión  $w_i$  se calcula como la diferencia entre los puntos medios.

$$w_i = k_{px} \left( \frac{y_{i1} + y_{i2}}{2} - \frac{y_{01} + y_{02}}{2} \right) \quad (6.104)$$

donde  $k_{px}$  es la constante que transforma de píxeles a metros. Por otro lado, la torsión,  $\theta_i$ , se calcula como:

$$\theta_i = \arctan \left( \frac{y_{i2} - y_{i1}}{x_{i2} - x_{i1}} \right) - \arctan \left( \frac{y_{02} - y_{01}}{x_{02} - x_{01}} \right) \quad (6.105)$$

5. Una vez que se ha leído la posición de todos los puntos y se ha calculado el valor de la flexión y la torsión, la señal se postprocesa para eliminar puntos anómalos además de obtener las respuestas en frecuencia.

Se consideran como puntos anómalos aquellos en los que no ha sido posible detectar los puntos en la imagen. Así como aquellos que excedan los límites razonables de una distribución normal. Se considera que un punto excede los límites de la distribución normal cuando el punto se aleja más de tres desviaciones típicas de la media del resto de puntos.

A la hora de trabajar en frecuencia con las distribuciones de puntos se sigue el siguiente procedimiento. Se parte de una señal de flexión y otra de torsión respecto del tiempo,  $w(t)$  y  $\theta(t)$  respectivamente.

Para poder aplicar la transformada rápida de Fourier (FFT por sus siglas en inglés) se debe de restar la media de la distribución temporal a la señal.

$$w^m(t) = w(t) - \bar{w}(t) \quad (6.106)$$

A continuación, sobre esta frecuencia, se aplica una ventana de Hamming. El objetivo de aplicar una ventana es eliminar los efectos de la ventana temporal. Es decir, para la correcta aplicación de una FFT es necesario que la señal sea periódica. En el caso del túnel de viento se toma un intervalo temporal, es decir, se ventanea con una ventana rectangular, esto provoca que el punto de inicio y el final sean distintos. Al aplicar una ventana de Hamming se reduce la influencia de los puntos iniciales y finales de la señal, eliminando el peso de estos efectos. En la Figura 6.36 se muestra un ejemplo de la ventana de Hamming para una extensión de 1000 elementos. En la figura se aprecia claramente como los extremos finales del intervalo temporal tienen una influencia mucho menor en la transformada.

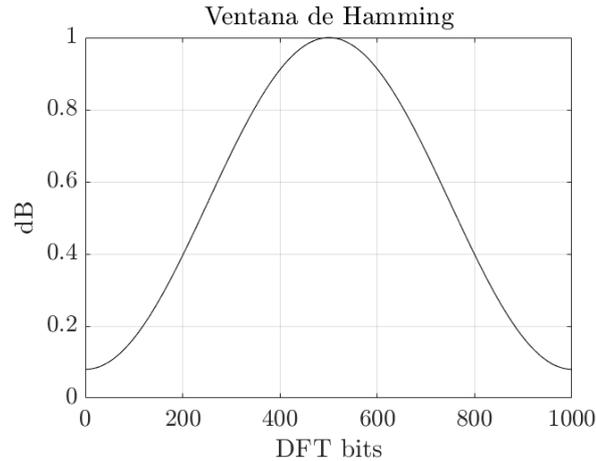


Figura 6.36: Ventana de Hamming

Tras aplicar la FFT se obtiene una función de flexión y de torsión en función de la frecuencia,  $W(f)$  y  $\Theta(f)$  respectivamente.

$$W(f) = \mathcal{F} [w(t)] \quad (6.107)$$

$$\Theta(f) = \mathcal{F} [\theta(t)] \quad (6.108)$$

Estas respuestas en frecuencia llegan hasta una frecuencia máxima cuyo valor es la mitad de la frecuencia de muestreo.

Finalmente a la hora de representar el espectro de frecuencias se agrupa la potencia en bandas de 1 Hz para poder comparar las densidades de potencia.

### Método de detección de contornos

A continuación se detalla el método empleado para analizar las distintas imágenes y a partir de ellas localizar los puntos marcados sobre la placa plana. Para ello el código seguirá el siguiente esquema:

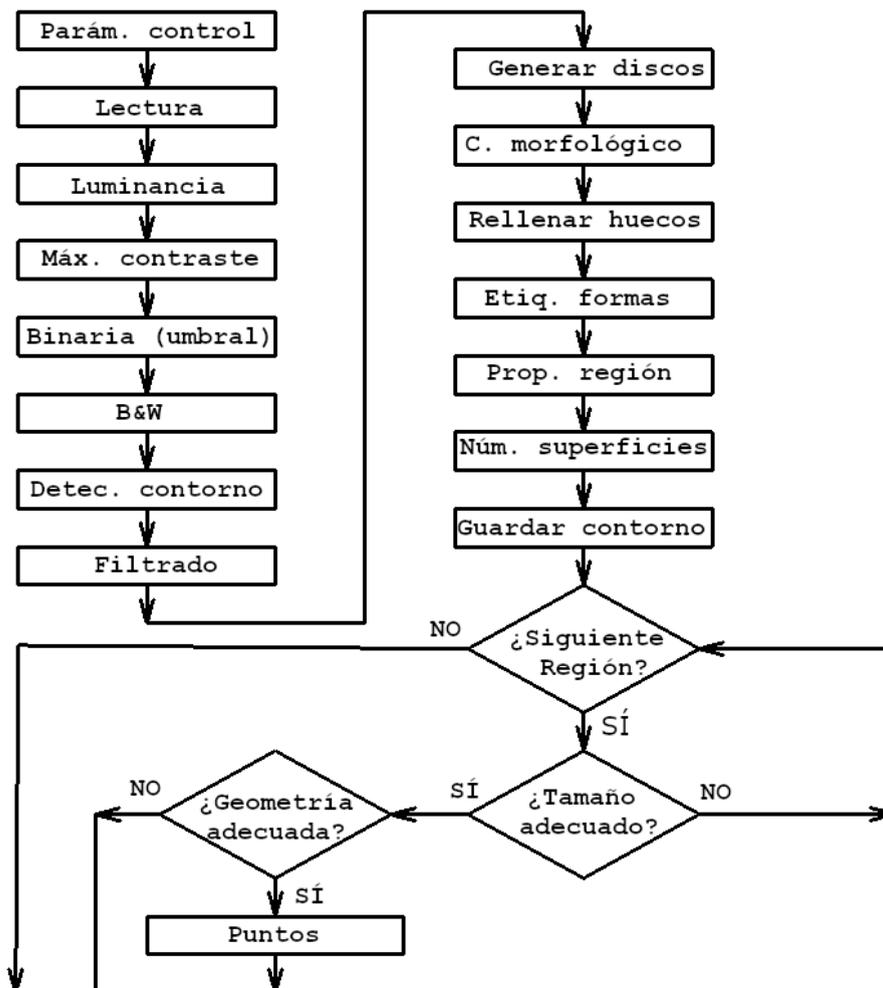


Figura 6.37: Diagrama de flujo de la función de detección de puntos.

En la Figura 6.37 se muestra el diagrama de flujo de la función que reconoce los puntos en las imágenes. A continuación se detalla el procedimiento ilustrando los resultados con el caso de la geometría 2 a una velocidad de  $17.5 \text{ m s}^{-1}$ :

1. Se detallan los parámetros de control del código:

- Umbral. Valor límite que se emplea para la generación de la imagen binaria. Se trata de un número entre 0 y 1 que indica el porcentaje de luminosidad aceptado.
- Tamaño de filtro, indica el tamaño mínimo de área de la forma detectada que se procesa una vez se han detectado todos los contornos. Se mide en número de píxeles.
- Límite mínimo de área. Tamaño mínimo de geometría que se considera punto de seguimiento óptico. Se mide en número de píxeles.

- Límite máximo de área. Tamaño máximo de geometría que se considera punto de seguimiento óptico. Se mide en número de píxeles.
- Tamaño de disco. Tamaño de los discos empleados para realizar la operación morfológica de cierre.
- Factor de parecido geométrico. Tanto por ciento de parecido con una de las figuras geométricas de la siguiente lista: círculo, cuadrado, elipse, rombo, rectángulo y triángulo.

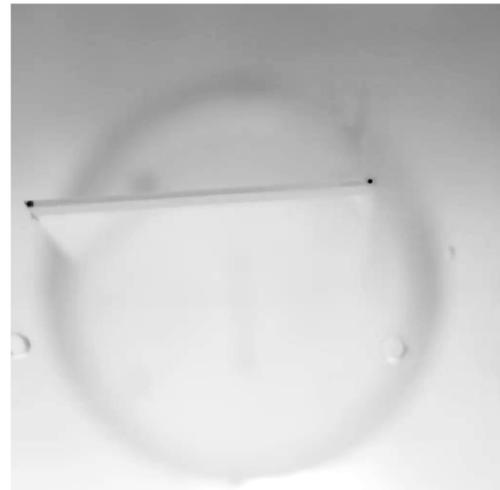
De forma empírica y para ejemplificar los cálculos, se seleccionan los siguientes valores:

Parámetro	Valor
Umbral:	0.6
Tamaño del filtro:	10 px
Límite mínimo de área:	100 px
Límite máximo de área:	500 px
Tamaño de disco:	10 px
Factor de parecido geométrico:	5 %

Tabla 6.8: Valor de los parámetros de control empleados para la geometría 2 y una velocidad de  $17.5 \text{ ms}^{-1}$ .

Estos valores son empíricos y se deben ajustar a cada uno de los casos grabados, ya que dependiendo de pequeñas variaciones en la iluminación, desperfectos en la pared del túnel y posicionado distinto de la cámara, pueden cambiar.

2. Se lee la imagen (fotograma) sobre el que se mide la posición de los puntos. Se genera una matriz de tres canales RGB. Figura 6.38a.
3. Una vez generada la matriz de la imagen se obtiene la luminancia de la misma. Esta luminancia se modifica maximizando el contraste de forma lineal. Figura 6.38b.



(a) Imagen importada en el código.

(b) Luminancia con contraste maximizado.

Figura 6.38: Lectura de la imagen y maximización del contraste.

4. Se emplea el valor del umbral para generar una imagen binaria (blanco o negro). Esta imagen marca de forma abrupta los contornos de las formas y geometrías y por tanto permite un mejor procesado de la imagen. En la Figura 6.40a se muestra el resultado de generar una imagen binaria con el umbral del ejemplo (0.6). Por otro lado, se muestra el efecto de modificar el valor de la variable umbral. En caso de aumentarlo se necesita una luminancia mucho mayor para considerar el color como blanco, por lo tanto, aumentan las sombras en la imagen binaria, Figura 6.40b. Por otra parte, si el valor del umbral fuera demasiado bajo, se produce el efecto contrario y colores que habían sido detectados como negro se detectan como blanco, Figura 6.40c. Se puede apreciar que tanto en la Figura 6.40a como en la Figura 6.40c se puede visualizar ambos puntos de seguimiento óptico. Por lo tanto, con ambos valores del umbral se puede trabajar. Con la diferencia que en el caso de 0.4 de umbral, directamente se leen los puntos buscados, mientras que en el de 0.6 se visualiza también una sombra en la zona superior de la imagen. Este hecho implica que el de 0.6 requiere de una serie de filtros para procesar correctamente la información y eliminar estas sombras. De este modo, aunque los filtros que se explica posteriormente no son estrictamente necesarios para la detección de puntos, dotan el código de mayor robustez frente a sombras o reflejos. Es decir, permiten trabajar en un rango de umbral más alto. Otra característica importante que se extrae de este ejemplo es del importante efecto que tiene el valor del umbral en la detección de los puntos. Este efecto puede ser aprovechado para mejorar la convergencia del software cuando tiene que trabajar con conjuntos de imágenes en los que las sombras y reflejos pueden variar de un fotograma a otro. Por tanto, se emplea un esquema iterativo de búsqueda de los puntos mediante la variación del umbral. Para explicar el procedimiento seguido en este caso, se va a ejemplificar el funcionamiento de esta función de búsqueda de puntos mediante una función:

$$p = f(u) \tag{6.109}$$

donde  $p$  es el número de puntos identificados y  $u$  es el valor del umbral. Esta función es una función definida a trozos en la que cuando el umbral sea muy bajo no detectará puntos. Cuando el valor suba se empezará a detectar los indicadores de la posición. La función identifica dos puntos durante un intervalo del umbral, a partir de dicho intervalo, comenzará a detectar más puntos, hasta que sea demasiado grande y pase a detectar demasiados puntos y todo se vea oscuro, devolviendo pocos puntos y de gran área, hasta que todo sea un único punto. Se trata de un margen de uso que no interesa. Por lo tanto, se fuerza a la función de optimización a cancelar la búsqueda de los puntos cuando el umbral es inferior a un valor mínimo o superior a un valor máximo. Para las imágenes que se obtienen de túnel de viento y con la iluminación empleada se llega a unos valores de umbral límite entre 0.1 y 0.9, ya que para este valor todavía se localizan más de dos puntos y no se ha invertido la función de detección de puntos.

El algoritmo iterativo de detección de los puntos sigue el siguiente esquema:

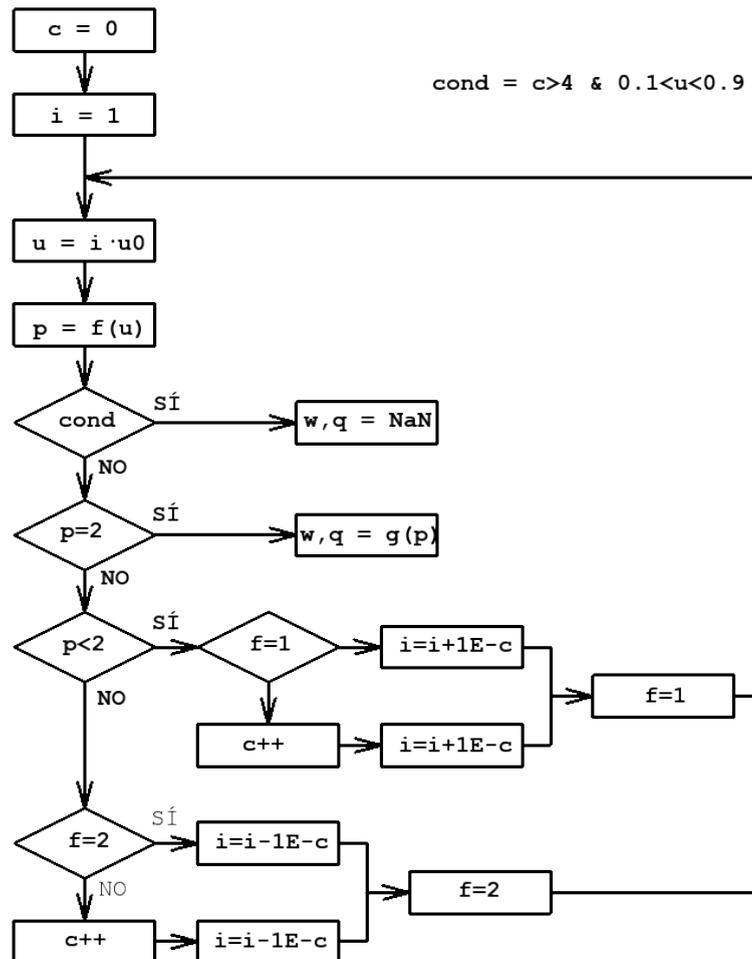


Figura 6.39: Algoritmo de la búsqueda de puntos mediante la variación del umbral.

El algoritmo de la Figura 6.39 adapta el valor del umbral para que se reconozca únicamente los dos puntos de indicación de la posición. A continuación se explica el esquema:

- Se inicializan los contadores  $c$  e  $i$ .
- Se define el umbral como un parámetro  $i$  multiplicando al valor inicial del umbral.
- Se obtiene el número de polos tras procesar la imagen.
- Se revisa una condición de complicaciones en la convergencia. Si se cumple, se anulan los resultados de esta imagen.
- Si no se cumple se comprueba si el número de puntos detectados es 2. Si es así, la flecha y la torsión es la calculada en la imagen.
- Si no se cumple la condición anterior, se comprueba si el número de puntos es menor de 2. De ser así, se comprueba si en el caso anterior también lo era. Se aumenta el valor del umbral. Si el caso anterior era distinto, se reduce el orden en el que se incrementa el factor  $i$  y se aumenta dicho factor. En ambos casos se activa el indicador de que se ha obtenido menos de 2 puntos. Se recalcula el número de puntos con el nuevo umbral.
- Por otro lado si se ha obtenido más de dos puntos, se comprueba lo que sucedió en el paso anterior. De haber sucedido lo mismo, se reduce el umbral. Si en el caso anterior había menos de dos puntos, se reduce el orden en el que se reduce el parámetro  $i$  y

posteriormente se reduce. Se marca el indicador de que el hay más de dos puntos. Se calcula el nuevo umbral y con el los puntos detectados.

5. Se crea una imagen en blanco y negro a partir de la imagen binaria.
6. Sobre la imagen en blanco y negro se aplica una función de detección de contornos. Esta función emplea el método de Canny. Este procedimiento de detección de contornos fue explicado en la Sección 3.4, sobre el procesado de imágenes para la digitalización de perfiles aerodinámicos.

En la Figura 6.40d se muestra los contornos detectados por el método de Canny.



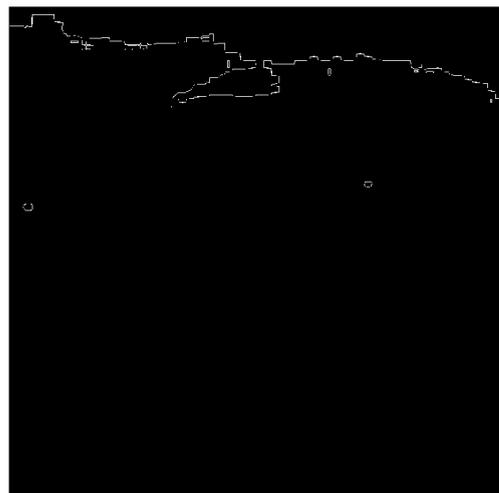
(a) Imagen binaria con un umbral de 0.6.



(b) Imagen binaria con un umbral de 0.8.



(c) Imagen binaria con un umbral de 0.4.



(d) Detección de contornos por el método de Canny.

Figura 6.40: Binarización de la imagen y detección de contornos.

7. Se filtran los puntos más pequeños de la imagen eliminándolos cuando son inferiores del tamaño del filtro. De este modo no es necesario procesar estos puntos.
8. Se generan discos de diámetro definido por el parámetro de control del código: tamaño de disco. Estos discos se emplean para realizar un cierre morfológico en la imagen (para consultar la teoría detrás del cierre morfológico ver la Sección 3.4).  
El resultado se muestra en la Figura 6.41a. En esta figura se puede observar que el cierre morfológico ha sido capaz de rellenar las figuras más pequeñas, mientras que las grandes no las ha podido tapar.
9. Una vez aplicado el cierre morfológico, si quedan agujeros en el interior de las formas, se rellenan. Figura 6.41b.
10. Los resultados de rellenar los agujeros se etiquetan asociando un número a cada uno de ellos. Figura 6.41c.
11. Se calculan las características geométricas de cada una de las regiones etiquetadas: centroide, área y perímetro.
12. Se determina el número de superficies para limitar el bucle posterior. Además, se guarda el número de contornos.
13. Se genera un bucle en el que se define en primer lugar los parámetros de equivalencia con las formas geométricas regulares que se presentaron anteriormente. Se obtiene la mayor distancia desde el contorno de las figuras etiquetadas hasta el centroide  $a$ , así como la menor  $b$ . El área encerrada por cada una de las figuras se denomina  $A$ . Los parámetros geométricos  $\phi$  se calculan a continuación:

- Círculo: en caso de detectar un círculo el lado mayor y el menor deben ser iguales. Por tanto, el parámetro de geometría es:

$$\phi = a - b \quad (6.110)$$

Se detecta un círculo cuando este parámetro es menor que un número determinado de píxeles. En este caso se toma 10 píxeles que es un 1% del tamaño de la imagen y se considera un error razonable para considerar como círculos cualquier punto pequeño que pueda tener estas variaciones.

- Cuadrado: el área de un cuadrado se calcula como:

$$A = 4b^2 \quad (6.111)$$

Por lo tanto el parámetro se define como:

$$\phi = \frac{A}{4b^2} \quad (6.112)$$

Se considera que es un cuadrado cuando el error de esta fracción es menor que el permitido por geometría.

- Elipse: en este caso el área se define como:

$$A = ab\pi \quad (6.113)$$

Por lo tanto, el parámetro de geometría es:

$$\phi = \frac{A}{4b^2ab\pi} \quad (6.114)$$

Se tiene que tener un parámetro de geometría por debajo del error permitido.

- Rombo: El área del rombo es:

$$A = \frac{2a^2b}{\sqrt{a^2 - b^2}} \quad (6.115)$$

Por tanto su parámetro geométrico se define como:

$$\phi = \frac{A\sqrt{a^2 - b^2}}{2a^2b} \quad (6.116)$$

- Rectángulo: el área se puede definir como:

$$A = 4b\sqrt{a^2 - b^2} \quad (6.117)$$

y por lo tanto el parámetro geométrico es:

$$\phi = \frac{A}{4b\sqrt{a^2 - b^2}} \quad (6.118)$$

De nuevo, se considera un rectángulo cuando el parámetro  $\phi$  es menor al error.

- Triángulo: el área del triángulo se define del siguiente modo.

$$A = \frac{(a + b)^2}{\sqrt{3}} \quad (6.119)$$

y por tanto, el factor geométrico es:

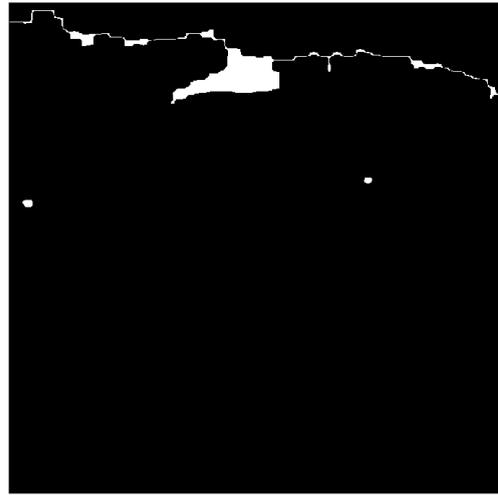
$$\phi = \frac{A\sqrt{3}}{(a + b)^2} \quad (6.120)$$

De nuevo se considera un triángulo cuando este parámetro es menor que el error.

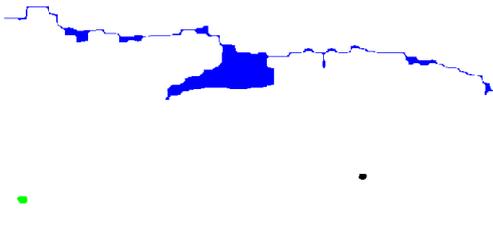
Cada una de las figuras tiene que superar dos condiciones para ser considerada como un punto, la primera es que tenga el tamaño adecuado (entre los límites establecidos anteriormente) y la segunda es el parecido geométrico con una figura geométrica simétrica (este filtro permite descartar como puntos manchas de geometría muy irregular). El resultado se muestra en la Figura 6.41d. Cuando se trata de puntos de pequeñas dimensiones, el parecido al círculo se consigue de forma casi automática al pasar el filtro. Por tanto, se asume que en el caso de que el punto sea muy pequeño se puede considerar como un círculo (el error en un píxel afecta más a la geometría).



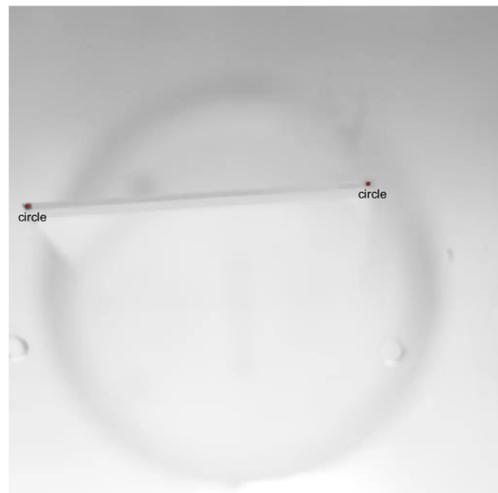
(a) Imagen tras el cierre morfológico.



(b) Imagen tras rellenar el interior de las formas.



(c) Imagen con regiones etiquetadas.

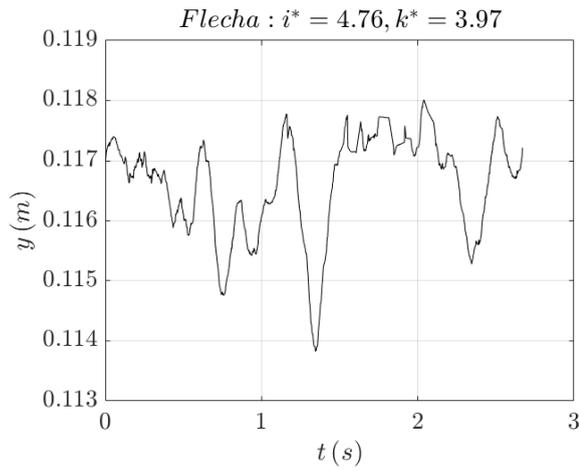


(d) Resultado final.

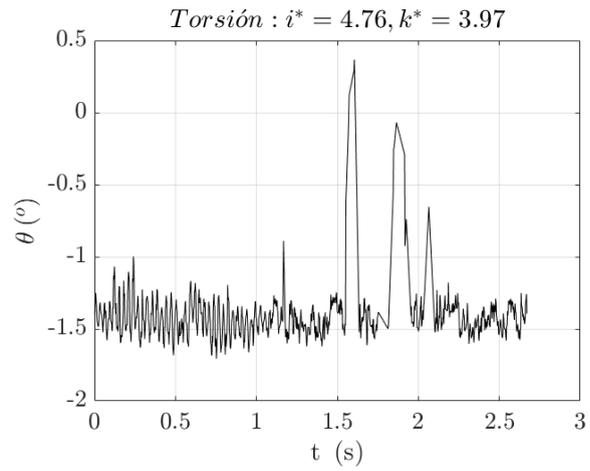
Figura 6.41: Procesado de la imagen para la localización de los puntos.

## Resultados

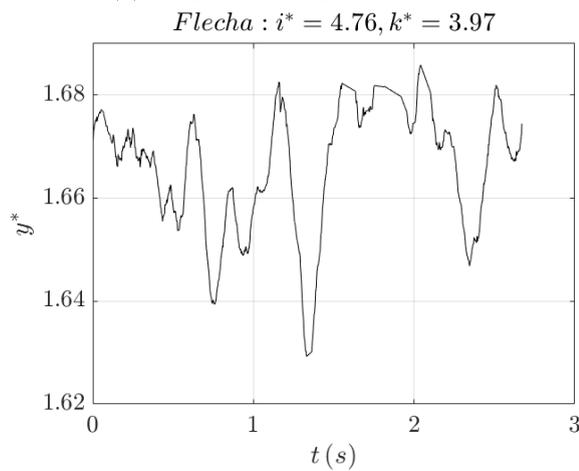
A continuación se presenta un ejemplo de los resultados obtenidos mediante este procedimiento para la geometría 3 en unas condiciones de  $20 \text{ m s}^{-1}$  dentro del túnel de viento.



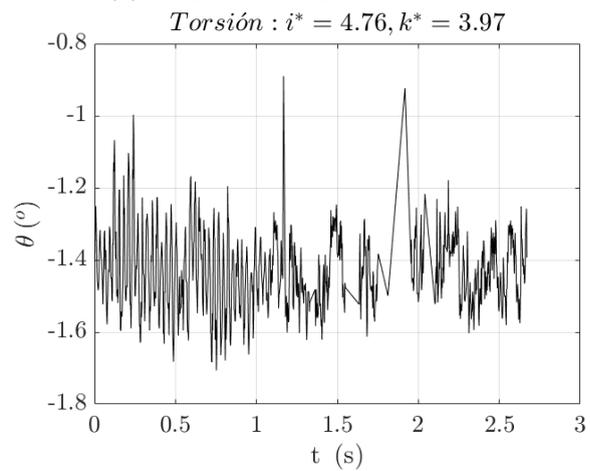
(a) Respuesta temporal de la flecha.



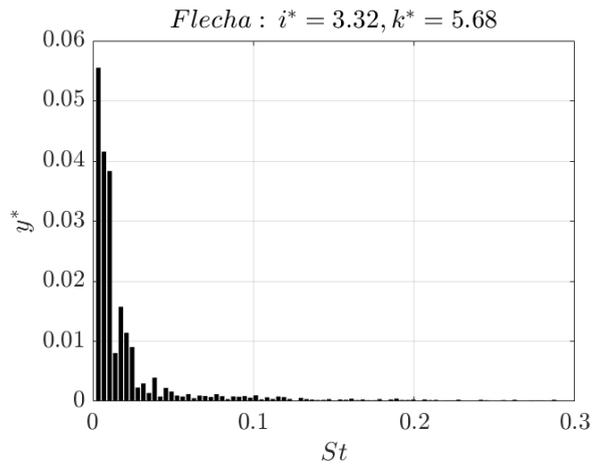
(b) Respuesta temporal de la torsión.



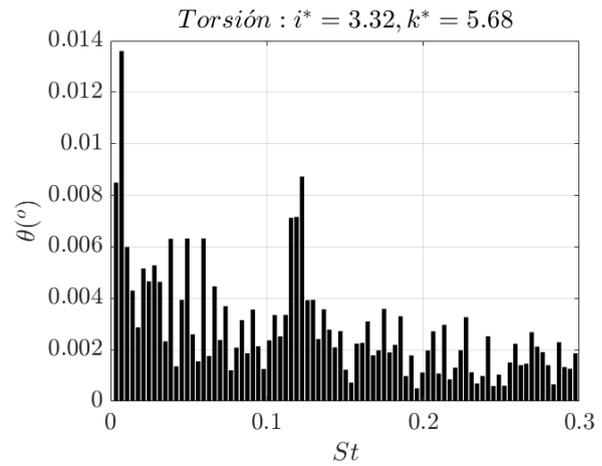
(c) Respuesta temporal tratada de la flecha.



(d) Respuesta temporal tratada de la torsión.



(e) Espectro en frecuencia de la flecha.



(f) Espectro en frecuencia de la torsión.

Figura 6.42: Lectura de los datos experimentales para la geometría 3 y una velocidad de  $20 \text{ ms}^{-1}$ .

Mediante el seguimiento de los puntos se puede extraer la localización de los modos de vibración. En el caso presentado en la Figura 6.42 se puede determinar que los modos de vibración se encuentran a un valor de Strouhal de 0.007 para el modo de flexión y de 0.119. En los resultados anteriores se

puede observar que en algunas ocasiones, debido a sombras o reflejos es necesario descartar algunos fotogramas. Los resultados también presentan un elevado error sobre todo el espectro de frecuencia. Este error se debe a la vibración óptica propia del software a la hora de procesar los vídeos. Para obtener resultados de gran precisión se requiere realizar modificaciones sobre la sección de medida actual del túnel de viento, que está rayada por el uso y dificulta la localización de los puntos. Además, de que un cristal limpio, permite que se dibujen puntos de menor diámetro en la maqueta, reduciendo el error en su localización.

### 6.5.3. Validación de los resultados

Con el objetivo de validar el procedimiento experimental, se compara la señal adquirida mediante el uso de la cámara con la señal que genera un acelerómetro piezoeléctrico situado en la punta de la placa genera. Para ello se recurre a unas condiciones de ensayo muy controladas en las que se pueda obtener la señal esperada de forma teórica.

Para la realización del experimento se recurre a flectar la placa con ayuda de una polea hasta una posición inicial fuera del equilibrio estático. A continuación se libera la placa de modo que oscile hasta la posición de equilibrio.

De forma analítica se parte de la ecuación siguiente ecuación:

$$m \frac{d^2 z}{dt^2} + c_h \frac{dz}{dt} + k_h z = -g \quad (6.121)$$

Se trata de un sistema de masa-amortiguador-muelle con un único grado de libertad. Se debe de calcular las constantes del sistema. Para calcular la masa se recurre al empleo de la densidad del metacrilato  $1180 \text{ kg/m}^3$ .

$$m = \rho_{mma} c t l \quad (6.122)$$

donde  $\rho_{mma}$  es la densidad del metacrilato,  $c$  la cuerda,  $t$  el espesor y  $L$  la longitud de la placa.

Para calcular el amortiguamiento se debe obtener primero la constante de amortiguamiento del sistema.

$$c_h = \xi c_{hc} \rightarrow c_{hc} = 2m \sqrt{\frac{k_h}{m}} \quad (6.123)$$

Se obtiene la amortiguación adimensional mediante las lectura de la posición leída por la cámara. Se asume que la respuesta es de la forma:

$$u = U e^{-\omega \xi t} \quad (6.124)$$

Se sustituye en la ecuación dos puntos leídos de la Figura 6.43.

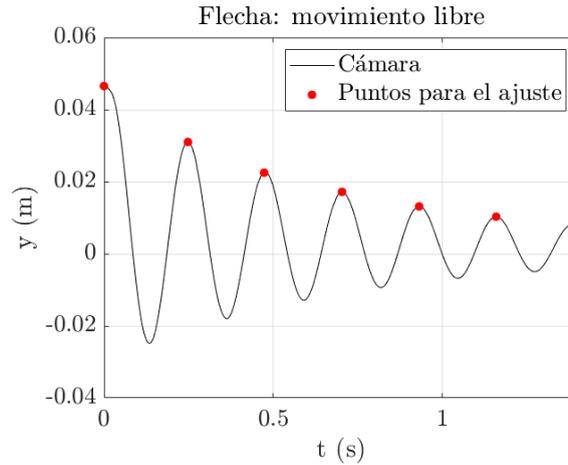


Figura 6.43: Puntos tomados para ajustar la respuesta al desplazamiento medido con la cámara.

A partir de estos puntos se calcula el valor del coeficiente de amortiguamiento y del amortiguamiento:

$$\xi = 0.048 \rightarrow c_h = 0.21 \text{ N s m}^{-1} \quad (6.125)$$

Por otro lado, la rigidez puede obtenerse de diversos métodos:

- Teoría de vigas: en este caso se emplea el Teorema de Castigliano. Para ello se considera la gravedad como una fuerza uniformemente distribuida.

Se plantea dos estados de fuerza:

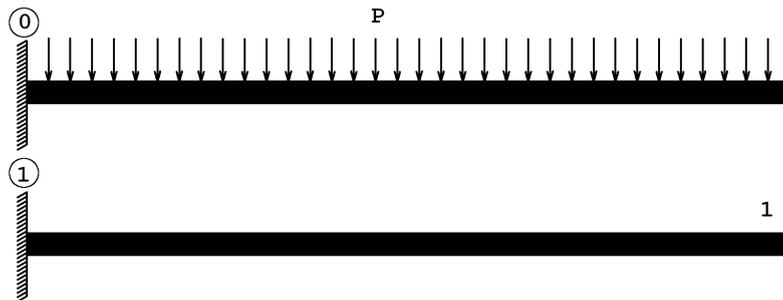


Figura 6.44: Planteamiento de los estados de fuerza necesarios para obtener la rigidez.

Se calcula el momento de flexión de los dos estados:

$$M^0 = -\frac{Px^2}{2} + Plx - \frac{Pl^2}{2} \quad (6.126)$$

$$M^1 = x - l \quad (6.127)$$

La deformación causada por la carga se expresa mediante la siguiente ecuación:

$$\delta = \int_0^l \frac{M^0 M^1}{EI} dx = \frac{l^4 P}{8EI} \quad (6.128)$$

De esta ecuación se extrae el valor de la rigidez:

$$k_h = \frac{8EI}{l^3} = 41.05 \text{ N m}^{-1} \quad (6.129)$$

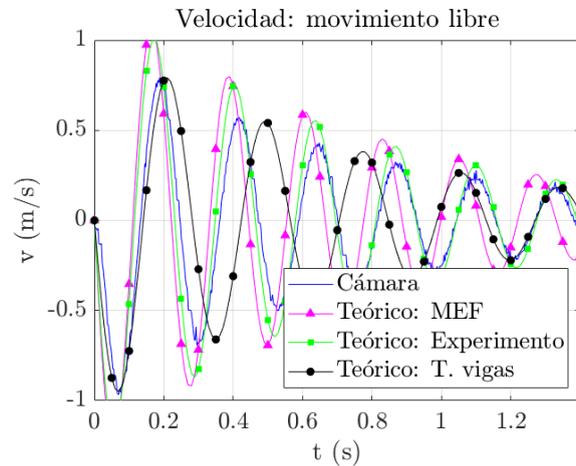
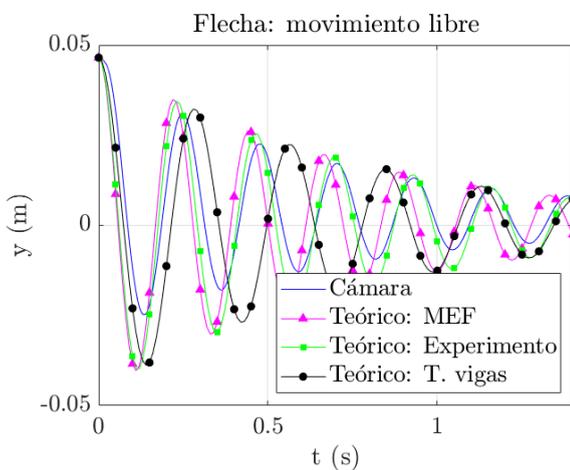
- En segundo lugar se puede obtener la rigidez del método de los elementos finitos. La frecuencia natural se mide a partir de la frecuencia natural del primer modo de flexión.

$$k_h = m(2\pi f)^2 = 66.42 \text{ N m}^{-1} \quad (6.130)$$

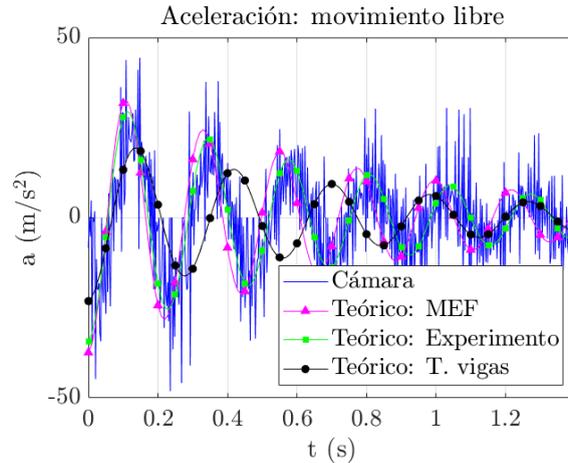
- Finalmente, se puede obtener a partir de los métodos experimentales no intrusivos, es decir, mediante el uso de la cámara, para ello se emplean los puntos destacados en la Figura 6.44. Se obtiene el periodo de oscilación:  $T = 0.22$  s. Se calcula la rigidez:

$$k_h = m \left( \frac{2\pi}{T} \right)^2 = 68.6 \text{ N m}^{-1} \quad (6.131)$$

Se comparan los diferentes modelos con el medido mediante la cámara.



(a) Comparación de la flecha con los distintos modelos. (b) Comparación de la velocidad con los distintos modelos.



(c) Comparación de la aceleración con los distintos modelos.

Figura 6.45: Comparación de la respuesta medida con la cámara con los modelos teóricos.

Se puede apreciar que la similitud de la respuesta teórica respecto de la experimental es profundamente dependiente del modelo empleado. El que peor se ajusta al experimento es el calculado con la teoría de vigas. Por otro lado, el obtenido a partir del experimento aunque trata de ajustar el modelo a la misma respuesta genera discrepancias con el propio experimento. Se muestra claramente que la amortiguación depende del ciclo, se presenta por lo tanto de un modelo complejo en el que eliminar todos los errores presenta numerosas dificultades. El ajuste de la rigidez es complicado, ya que se trata por un lado de un amortiguamiento estructural, difícil de determinar, y por otro de un amortiguamiento aerodinámico que se escala con la velocidad de movimiento al cuadrado, este modelo no puede ser representado con una constante sin asumir la existencia de errores. Es importante tener en cuenta que si se carece de un experimento, la mejor forma de estimar la rigidez del sistema es mediante la simulación de elementos finitos, la diferencia con la estimada a través de las mediciones experimentales es del 9.25 %, mientras que en el modelo teórico es del 32.5 %.

Los resultados de dicho ensayo se comparan también con los obtenidos con el acelerómetro piezoeléctrico mostrado en la sección 6.4.2. Los resultados se comparan en la Figura 6.46.

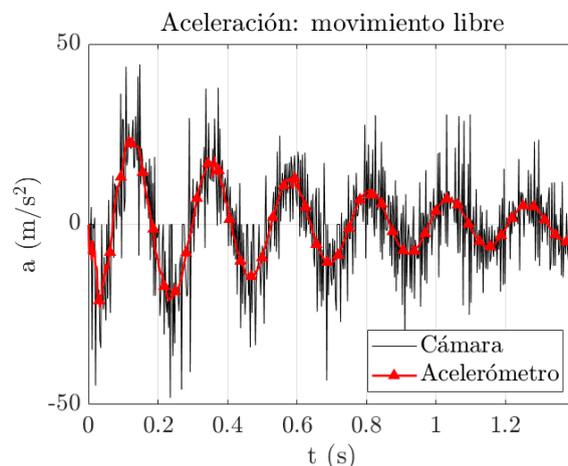
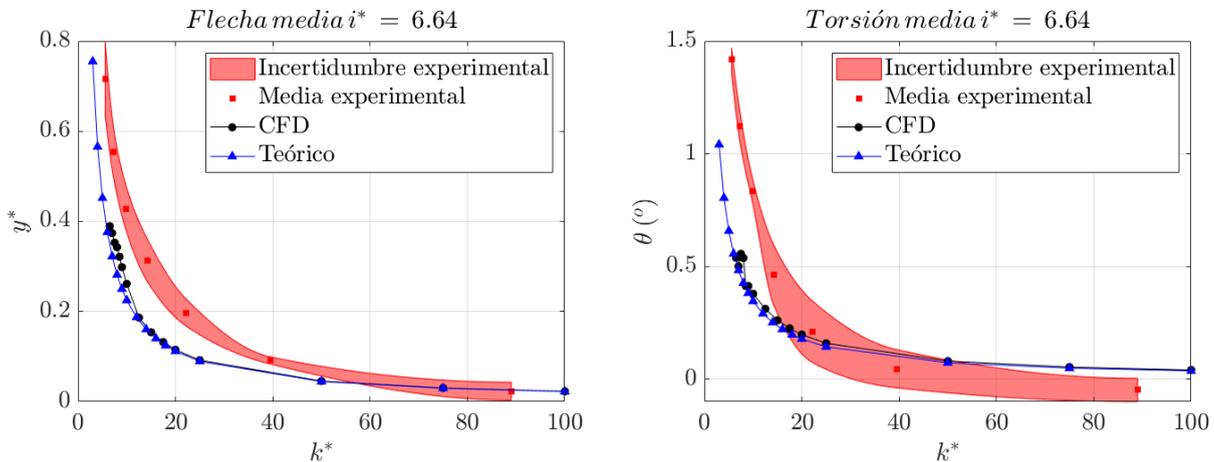


Figura 6.46: Comparación de la aceleración entre la cámara y el acelerómetro.

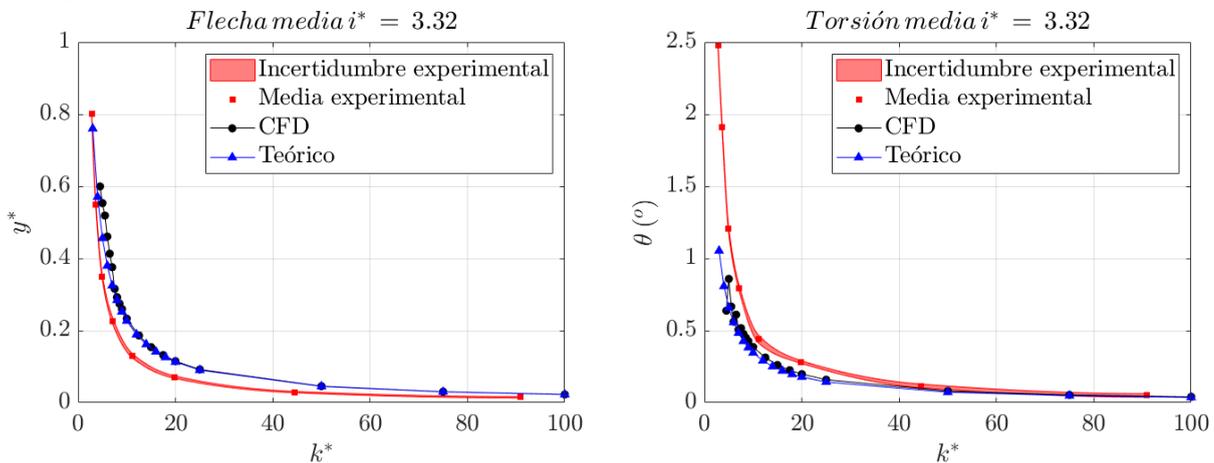
En la Figura 6.46 se puede observar que la señal medida mediante el uso de la cámara y la medida mediante el acelerómetro es la misma. Por este motivo, queda validado el funcionamiento del procedimiento desarrollado a lo largo de este documento. Además, en la Figura 6.46 se demuestra también el crecimiento del ruido de alta frecuencia al derivar la señal de posición para obtener la aceleración. Se destaca que los resultados han sido comparados mediante la aceleración. Este hecho se debe a problemas de aliasing en caso de integrar la aceleración para comparar la posición.

## 6.6. Comparación de resultados

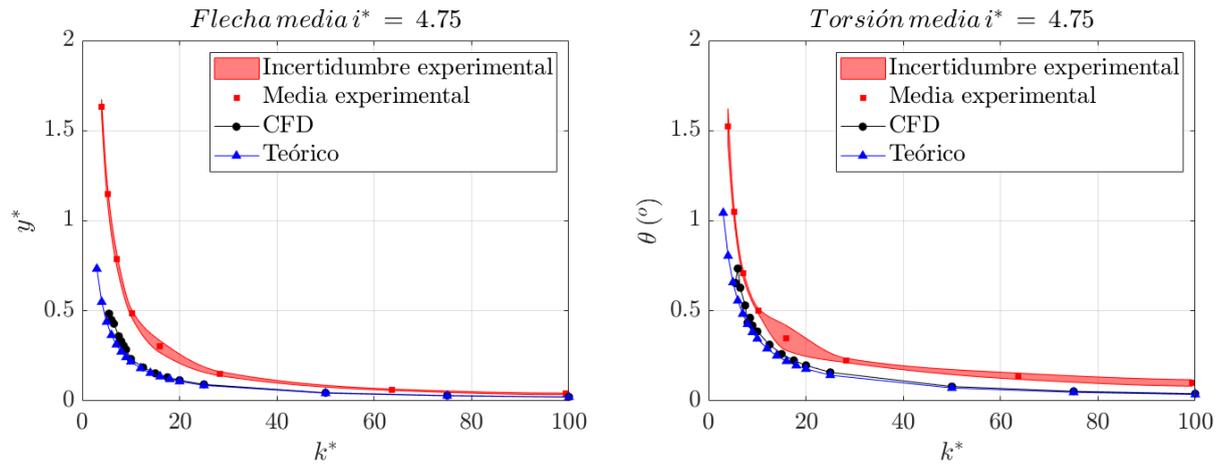
A lo largo de esta sección se realiza una comparación de los resultados obtenidos para el modelo teórico, la simulación CFD y los ensayos experimentales. Para ello se comparan los valores medios de la deformación tanto a flexión como a torsión obtenida mediante CFD, la integración de las ecuaciones teóricas (ecuaciones 6.13 y 6.14, empleando la polar mostrada en la Figura 6.5) y las medidas obtenidas mediante reconocimiento de imagen en el túnel de viento.



(a) Curva de respuesta media adimensional de la flecha de la geometría 1. (b) Curva de respuesta media adimensional de la torsión de la geometría 1.



(c) Curva de respuesta media adimensional de la flecha de la geometría 2. (d) Curva de respuesta media adimensional de la torsión de la geometría 2.



(e) Curva de respuesta media adimensional de la flecha de la geometría 3. (f) Curva de respuesta media adimensional de la torsión de la geometría 3.

Figura 6.47: Curvas de respuesta media adimensional de las distintas geometrías.

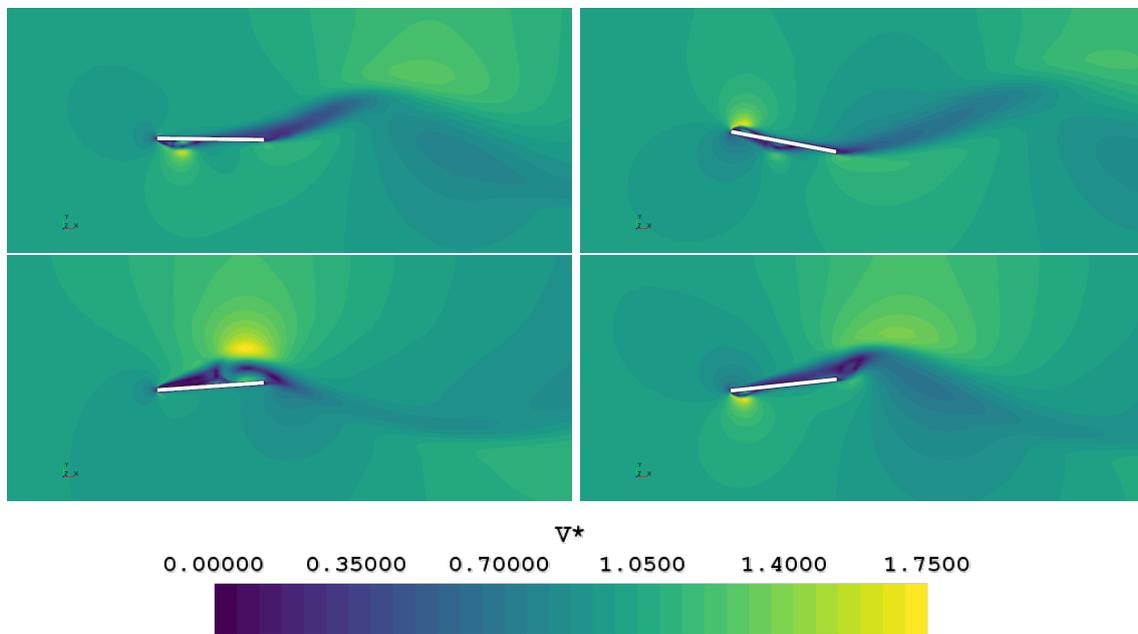


Figura 6.47: Desprendimiento de torbellinos obtenido mediante la simulación CFD.

En las Figura 6.47 se compara la deformación media tanto en torsión como en flexión que se produce para las distintas rigideces adimensionales. Se puede observar que los resultados obtenidos mediante la integración de las ecuaciones de la dinámica son equivalentes a los medidos mediante CFD. La diferencia entre ambos modelos no está por tanto en el cálculo de la rigidez equivalente del sistema, sino que se debe a términos de mayor orden de la polar aerodinámica transitoria. De este modo, los valores medios se mantienen cambiando únicamente la amortiguación aerodinámica del sistema. Es decir, la diferencia entre el CFD y el modelo teórico se observa en la amplitud de las oscilaciones que aparecen una vez estabilizado el cálculo, ya que en CFD, los vórtices desprendidos alteran las fuerzas aerodinámicas sobre el propio perfil (Figura 6.47) mientras que en el teórico se suprime el efecto de estos vórtices y por tanto, el movimiento se amortigua rápidamente. Por otro

lado, se aprecia que la geometría 2 y la geometría 3 presentan menor incertidumbre que la geometría 1. Este hecho es debido al tamaño de los puntos para el seguimiento óptico del movimiento. Estos puntos se han realizado pintando todo el espesor de la placa. Se extrae, por tanto, de la Figura 6.47 que la incertidumbre en la medida aumenta a medida que lo hace el tamaño de los puntos de referencia. Por este motivo, para conseguir una buena medición del movimiento, se debe reducir al máximo el tamaño de los puntos de referencia.

Como se mencionó anteriormente, el desprendimiento de los vórtices visualizado en la Figura 6.47, genera unas fuerzas aerodinámicas periódicas que excitan los modos de torsión de la placa y que como puede observarse anteriormente en la sección 6.3.3 se traducen en un movimiento periódico de la placa. Sin embargo, si se emplea un modelo aerodinámico más sencillo, se elimina el efecto del desprendimiento de los vórtices, y por lo tanto, también se reducen las fuerzas oscilatorias que excitan el modo de torsión de la placa.

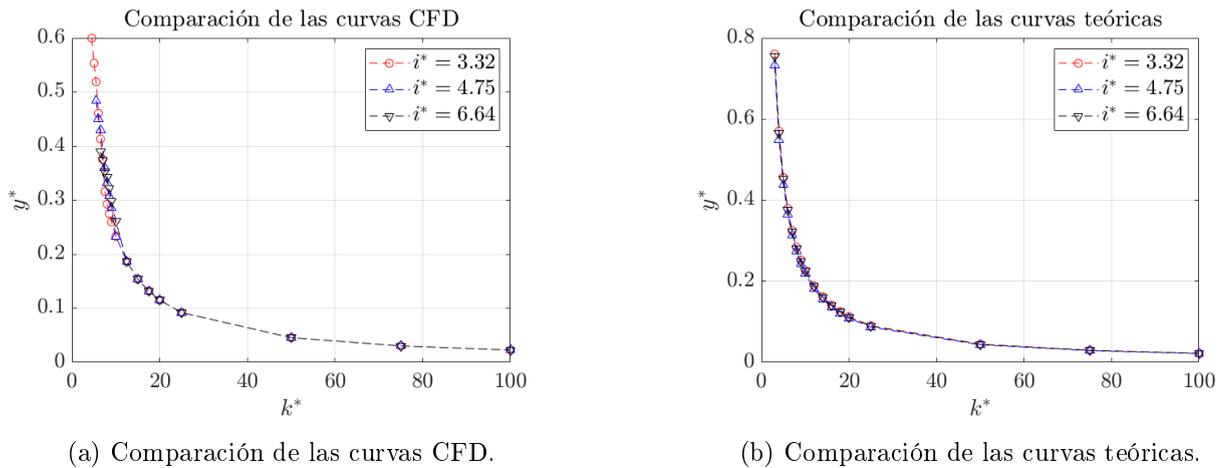


Figura 6.48: Comparación de las curvas CFD y teóricas para distintas inercias.

Por otro lado, también se aprecia que el fenómeno de flameo por entrada en pérdida se genera por una divergencia del modo de torsión. Al aumentar la velocidad en el túnel aerodinámico, tanto el real como el virtual, la deformación media aumenta. Este aumento es suave para velocidades bajas (rigideces adimensionales altas), sin embargo, cuando aumenta la velocidad, la deformación crece rápidamente, provocando el desprendimiento del flujo de aire alrededor de la placa. Este desprendimiento de vórtices provoca una reducción de la fuerza de sustentación y del momento. Debido a la pérdida de la misma, la estructura trata de volver a su posición original. Sin embargo, debido a la histéresis aerodinámica, para rigideces demasiado bajas, la estructura incrementa la amplitud de la deformación, lo que puede llegar a provocar el fallo catastrófico de la misma. En la Figura se puede observar que la inercia de la placa no influye en la amplitud media de la deformación. Es decir, únicamente depende de la rigidez, se inicia el flameo por entrada en pérdida por una divergencia estructural.

## 6.7. Discusión de la técnica de medida

En esta sección se presenta un análisis de los resultados obtenidos mediante la medida de deformación obtenida con la cámara. Por tanto, se discute las limitaciones del método, los pros y las contras del mismo.

En primer lugar, se muestran las ventajas de este método de medida.

1. Se trata de un procedimiento de medición no intrusivo, es decir, la cámara se sitúa fuera de la cámara de medida. La aerodinámica de la maqueta no se ve afectada por elementos necesarios para la medición, como pasa con los acelerómetros y las varillas de sujeción para la balanza.
2. No se requiere de un equipamiento específico para estas medidas. Es suficiente con una cámara capaz de grabar al menos a 100 fps. En otros experimentos como PIV o en técnicas ópticas en combustión es frecuente el uso de cámaras de características superiores.
3. Como se puede observar en la Figura 6.47, el método de medición permite obtener con gran precisión las curvas de deformación media tanto en flexión como en torsión.
4. La respuesta temporal obtenida se ha demostrado que se obtiene de forma precisa cuando las deformaciones son elevadas Figuras 6.45 y 6.46. Además, la señal obtenida coincide con la medida a través de otros sensores.
5. Capacidad para obtener la respuesta en frecuencia de la estructura.
6. Se requiere un coste computacional reducido para procesar las imágenes y obtener las deformaciones a través de los vídeos.

Por otra parte, existe una serie de contras asociados a esta forma de medición experimental.

1. La respuesta en frecuencia está sucia, es decir, el ruido de las frecuencias fuera de los modos es alta. El ruido blanco que se observa a lo largo del espectro de frecuencia (ver Figuras ?? y ??). Este ruido blanco se debe a la incapacidad para reducir el tamaño de los puntos de seguimiento óptico. Es decir, debido al gran tamaño de los puntos, el centro de los mismos puede vibrar a la hora de reconocerlos.
2. Se trata de un procedimiento muy costoso en lo relativo al espacio en disco empleado. Cada una de las grabaciones posee un peso de aproximadamente 1 GB. Por este motivo, a la hora de emplear este método se vuelve totalmente imprescindible disponer de gran capacidad de almacenamiento.
3. Requiere una sección de medición en el túnel de viento con las paredes cuidadas y no rayadas. Este hecho se ha convertido en un problema a lo largo de este texto ya que el túnel de viento en el que se trabaja se encuentra deteriorado por el uso y en algunas zonas es complicado localizar los puntos, debido a que quedan total o parcialmente tapados por zonas sucias de la urna.
4. Necesidad de iluminar de forma correcta sin que queden sombras que puedan dificultar la detección de los puntos. La iluminación está muy condicionada al ensayo en concreto y por lo tanto, es complicado buscar una forma única. Es necesario ajustar la luz a cada ensayo, para evitar sombras y reflejos excesivos.
5. Desconocimiento de la intensidad turbulenta del túnel de viento. Para poder simular de forma adecuada los sucesos que se producen en el interior del túnel de viento es importante conocer el nivel de intensidad turbulenta. De este modo, se podrían verificar las discrepancias con las simulaciones.

Por lo tanto, por las ventajas que este procedimiento de medición proporciona, es de gran interés su perfeccionamiento, ya que un gran número de los puntos mencionados en las contras pueden ser mejorados para obtener una respuesta con menor ruido.

## 6.8. Trabajos futuros

De acuerdo con las ideas expuestas en la sección anterior, en esta sección se muestran las posibles mejoras aplicadas sobre el procedimiento de medida sumadas a trabajos de gran interés en los que se podrían aplicar estas técnicas.

En primer lugar, se debe de sanear la sección de medida del túnel de viento. La actual se encuentra deteriorada debido a que las maquetas utilizadas en su interior rozan con las paredes, rayando la superficie y provocando que en las zonas en las que se mide el metacrilato deje de ser transparente y se haga blanquecino. Con el objetivo de evitar estos problemas se propone dos soluciones:

- Cubrir los encastrados de las maquetas con gomas que impidan que el desplazamiento de la maqueta debido a la acción de las fuerzas aerodinámicas arañe la pared.
- Dividir la sección de medida de la cámara de forma que en una mitad se emplee la balanza y la otra se reserve a técnicas ópticas.

Por otro lado, una vez que la pared de la cámara de medición esté suficientemente limpia se podrá reconocer puntos de menor diámetro, de este modo, se tiene mucho más controlada la posición del centroide de los mismos. Este menor diámetro permite reducir el ruido blanco y por lo tanto, se percibe con mayor claridad las frecuencias características de la estructura sometida a la corriente de viento.

Además, para obtener una mejor respuesta, se puede forzar el experimento a trabajar con frecuencias de luz no visible. De este modo, se colocarían puntos que devuelven información en estas frecuencias y que a la hora de ser procesados, el filtro de la cámara únicamente permite ver estos puntos.

Otra forma de reducir el ruido blanco es emplear filtros sobre la señal medida que se adapten al experimento en concreto y que permitan reducir las frecuencias en las que el ruido es elevado.

Por otro lado, se puede mejorar el procedimiento de calibración de la imagen empleando una cuadrícula que no sólo sirva para determinar la distancia entre puntos, sino que además, permita eliminar la deformación propia del objetivo ante el centro de la imagen y los extremos.

En lo relativo a los futuros experimentos realizados, sería conveniente el estudio realista de la estructura de un seguidor solar (solar tracker). Para ellos habría que modificar la maqueta empleada en el experimento. Es decir, estas estructuras tienen limitada la flexión, la placa plana estará anclada a un eje por ambos extremos. A su vez, este eje se fija para evitar su rotación. El sistema se comporta como en la Figura 6.6. Otro fenómeno interesante para su estudio es la influencia que la estela de un solar tracker presenta sobre otro situado aguas abajo del primero. Con estos experimentos, se podría llegar a soluciones mecánicas ópticas que evitaran que en la posición de defensa de los mismos se produzcan inestabilidades.

Además, es de gran importancia la determinación de la intensidad turbulenta del túnel de viento. El valor de esta se podría obtener mediante mediciones con hilo caliente o con PIV. Este último método también podría ser aplicable al problema descrito en este capítulo, ya que permitiría obtener y contrastar de forma empírica las estructuras fluidodinámicas que se han calculado mediante simulaciones CFD.

No obstante, esta metodología no es únicamente aplicable a fenómenos aeroelásticos. También es posible utilizarlo para medir los modos de movimiento de una aeronave. Por tanto, este procedimiento de medida de deformaciones (en este caso desplazamientos) se puede emplear para verificar las derivadas aerodinámicas que se han obtenido anteriormente empleando la metodología de DAT-COM, con CFD o con aerodinámica potencial empleando vortex-lattice.

## 6.9. Conclusión

Este estudio supone una metodología adecuada para medir el movimiento o la deformación de un cuerpo en el interior del túnel de viento. Hasta la fecha, estas mediciones se habían tomado de forma manual en las imágenes. Tras el desarrollo informático llevado a cabo en este documento, el proceso se agiliza y se realiza de forma más precisa.

Además, supone la posibilidad de medir fenómenos complejos de interferencia fluido-estructura en el interior del túnel de viento, donde las maquetas son extremadamente pequeñas y añadir acelerómetros supone una distorsión aerodinámica considerable.

Sin embargo, debido al estado actual de la sección de medida, es un método que tiene limitaciones a la hora de percibir la posición exacta de los puntos de seguimiento óptico.

## Bibliografía

- [1] EARL. H. DOWELL, ROBERT CLARK, DAVID COX, H.C. CURTISS JR., JOHN W. EDWARDS, KENNETH C. HALL, DAVID A. PETERS, ROBERT SCANLAN, EMIL SIMIU, FERNANDO SISTO & THOMAS W. STRGANAC, *A Modern Course in Aeroelasticity*
- [2] P. GARCÍA-FOGEDA & J. LÓPEZ DÍEZ, *Apuntes de AEROELASTICIDAD*, Publicaciones de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos.
- [3] JAVIER FUENMAYOR FERNÁNDEZ, JUAN JOSÉ RÓDENAS GARCÍA, JOSÉ ENRIQUE TARANCÓN CARO, MANUEL TUR VALIENTE & ANA VERCHER MARTÍNEZ, *Ampliación del Método de los Elementos Finitos*, Universidad Politécnica de Valencia.
- [4] JOHN CANNY, *A Computational Approach to Edge Detection*
- [5] SIEMENS, *STAR-CCM+ overset mesh*
- [6] MENTER, FLORIAN R., *Improved two-equation k-omega turbulence models for aerodynamic flows*. 1992.
- [7] <https://www.flickr.com/photos/afloresm/2115198477/in/photolist-4dUWPg-4DvxJx-AowdGX-54Y7vc-dkdUtf-7UjRpc-cRxRdy-qc9HZL-qtDQTq-pwXtSx-qrrg2N-pwHwXy-ch7MT5-7UoA5j/>
- [8] PHANTOM, *Data Sheet: Phantom<sup>®</sup> VEO Product Family*, November 2017.
- [9] PHANTOM, *Notes/Alerts: EDR Extreme Dynamic Range<sup>™</sup>*, Jan 2012.
- [10] METRA MESS- UND FREQUENZTECHNIK, *Piezoelectric Accelerometers. Theory and Application*, 2001.
- [11] <https://en.wikipedia.org/wiki/File:PiezoAccel.jpg>

- [12] MATLAB<sup>®</sup>, *Matlab<sup>®</sup> Documentation*, <https://es.mathworks.com/help/matlab/>
- [13] PLATERO, C., *Apuntes de Visión Artificial*, 2005-08.
- [14] ANA GONZÁLEZ MARCOS, FRANCISCO JAVIER MARTÍNEZ DE PISÓN ASCACÍBAR, ALPHA VERÓNICA PERNÍA ESPINOZA, FERNANDO ALBA ELÍAS, MANUEL CASTEJÓN LIMAS, JOAQUÍN ORDIERES MERÉ Y ELISEO VERGARA GONZÁLEZ, *Técnicas y algoritmos básicos de visión artificial*.
- [15] TRIEU NGUYEN TA, *Shape recognition(many shape)*, MATLAB<sup>®</sup> File Exchange: <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/20666-shape-recognition-many-shape>

## Capítulo 7

# Conclusiones

A lo largo del documento se ha presentado el desarrollo de distintos procedimientos y equipos para la realización de ensayos en el túnel de viento. Todos estos procedimientos tienen como objetivo la creación de herramientas que permitan tanto la validación de simulaciones CFD y la realización de campañas de ensayos.

De acuerdo con los métodos estudiados se puede realizar una gran división entre ellos: métodos visuales y mediciones mediante balanza de seis ejes. Para el correcto empleo de ambos tipos de ensayo se debe tener en cuenta las necesidades de los mismos. En el caso de los métodos visuales, se requiere una cámara de ensayos con las paredes limpias, sin arañazos ni grietas. Sin embargo, la sujeción con la balanza en ocasiones provoca que las pequeñas oscilaciones que tiene la maqueta la hagan chocar contra las paredes del túnel, dañándolas y dificultando el uso del túnel para métodos que requieren de visualización.

Por estos motivos, se recomienda que aquellas maquetas o modelos que tengan que ensayarse apoyados o cerca de una pared incluyan en su diseño una goma o material blando que evite el contacto directo entre los elementos de sujeción metálicos de la maqueta y la pared del túnel.

Por otro lado, es importante también discutir las limitaciones de los nuevos equipos de medición. Entre estos equipos tiene especial importancia la balanza de seis ejes. Esta balanza posee unas limitaciones de carga que bajo ningún concepto deben ser superadas. Con el objetivo de evitar la rotura del equipo se provee al sistema de anclaje y posicionamiento de la misma de mecanismos para proteger la balanza. Estos mecanismos, por un lado deben desconectar el túnel de viento y con él reducir las fuerzas aplicadas sobre el sistema y por otro lado, desconectar la balanza de la maqueta. De este modo, en caso de que la inercia sea muy elevada y la desconexión del túnel de viento no sea suficiente para evitar la rotura de la balanza, las fuerzas excesivas no se transmitan al sistema de la balanza.

También posee elevado interés el hecho de que el sistema de posicionamiento de la balanza debe tener portabilidad, por tanto, se diseña un sistema ligero que pueda anclarse a cualquier otro sistema o mesa antivibraciones. Además, su montaje es rápido y permite la sustitución de piezas en caso de que fuera necesario.

En lo relativo a la visión artificial, se ha demostrado su utilidad en la realización de ensayos aerodinámicos. Este hecho se debe al gran número de problemas a los que es aplicable. Por un lado, permite la digitalización de las maquetas fabricadas, proporcionando un conocimiento más exacto de las superficies ensayadas, y por tanto, se puede calcular simulaciones que preserven mejor la física del problema. Por otro lado, es la base para la realización de ensayos no intrusivos en los que se puede monitorizar tanto el movimiento como la deformación de las maquetas en el interior del túnel de viento.

El seguimiento del desplazamiento de un cuerpo en el interior del túnel proporciona resultados que se ajustan con la realidad, como se pudo ver durante el desarrollo del método de medición,

los resultados de desplazamiento medio de la sección de la placa plana coinciden tanto de forma experimental como de forma matemática, tanto con la integración de las ecuaciones teóricas como con las simulaciones numéricas de CFD.

Por tanto, para finalizar, y teniendo en cuenta la discusión presentada en este capítulo, se aprecia la diversidad en los ensayos realizados en túnel de viento. En este trabajo se pretende proporcionar herramientas que el futuro permitan la realización de investigación y desarrollo en aerodinámica. Este trabajo supone, por tanto, un primer paso en el desarrollo de las futuras campañas de ensayos aerodinámicos en el túnel de viento de la Universitat Politècnica de València.

## Capítulo 8

# Pliego de condiciones

### 8.1. Condiciones de trabajo

Con el objetivo de maximizar la productividad del trabajador y minimizar los riesgos para su salud se debe tener en cuenta las condiciones en las que se realiza el trabajo.

En cuanto al trabajo de oficina, que corresponde a las tareas de diseño, cálculo numérico, simulación y elaboración de documentos, se realiza en un puesto correctamente iluminado. La oficina de trabajo tiene iluminación natural a través de las grandes ventanas de uno de los laterales y del tragaluz del otro lateral. Además de una correcta distribución de lámparas situadas en el techo de la sala. La correcta iluminación del espacio de trabajo es necesaria para reducir el daño y cansancio que la pantalla provoca en la vista del trabajador.

Por otro lado, el puesto de trabajo debe de tener un sistema de climatización adecuado. Que mantenga la temperatura de la estancia estable tanto en verano como en invierno. Este despacho cuenta con un sistema de calefacción y de aire acondicionado que permite mantener la temperatura en torno a los 20 °C.

Además, la habitación cuenta con ventilación adecuada que permita la renovación del aire en el habitáculo.

Por motivos de seguridad, las conexiones a la red eléctrica poseen las medidas de seguridad necesarias para evitar cualquier accidente y para no provocar lesiones en los trabajadores.

También es importante, para la productividad del trabajador no exceder las horas de trabajo diarias. Se establece una jornada laboral de 8 horas cinco días de la semana. Las horas de trabajo diarias son flexibles en un horario de 8:00 a 19:00. En esta jornada laboral se permite dos descansos. El primero entre las 10:00 y las 11:30, se trata de un descanso de media hora que se puede adaptar a las necesidades de la jornada laboral concreta en el horario establecido anteriormente. El segundo descanso divide la jornada entre mañanas y tardes. Se trata de un descanso de mínimo una hora hasta las dos horas dependiendo de la decisión del trabajador. Este descanso se puede realizar entre la 13:30 y las 16:30. La jornada laboral se regula mediante un sistema de detección de entrada y salida del trabajador mediante un lector de huellas.

Finalmente, en lo relativo a la oficina, se dispone de salidas de emergencia, detectores de humo y alarma de incendios.

Por otro lado, en lo relativo a las instalaciones experimentales, en este trabajo, se hace uso del túnel de viento. Esta instalación se encuentra separada de las oficinas, en otro edificio, de modo que en caso de accidente no se produzcan daños en las oficinas donde se encuentra el mayor número de los trabajadores.

El túnel de viento, a su vez cuenta con el correspondiente aislamiento acústico ya que de no ser así, la elevada potencia acústica emitida podría provocar molestias a los trabajadores y reducir su

seguridad.

El túnel de viento, además cuenta con sistemas de seguridad que eviten dañar a los trabajadores que hagan uso de él. Por un lado tiene un regulador con un botón de apagado inmediato. En segundo lugar posee dos rejillas de acero para evitar que en caso de fallo de la maqueta, esta o alguna de sus piezas puedan dañar el ventilador.

Además, la instalación del túnel de viento cuenta con extractores que permitan renovar el aire en el caso de hacer ensayos con visualización de líneas de corriente mediante humo. Estos sistemas de ventilación forzada se añaden a la ventilación de las ventanas de la sala.

Por otro lado, la iluminación de la sala es suficiente a través de las lámparas situadas en el techo.

## 8.2. Condiciones de los equipos informáticos

Para la realización del proyecto se emplea diferentes equipos informáticos. Por un lado, para las tareas de diseño, cálculo, simulación, procesado de datos y redacción se emplea un ordenador portátil *msi GF62 8RE* con un procesador Intel(R) Core(TM) i7-8750H CPU 2.20GHz 2.20 GHz y una RAM de 16.0 GB. Con un sistema operativo Windows 10 de 64 bits.

Por otro lado, los equipos experimentales cuentan con sus propios equipos informáticos.

En cuanto al empleo de software se emplean los siguientes programas:

Software	Actividades en las que se emplea
Matlab <sup>®</sup>	Procesado de imágenes, creación de macros para las simulaciones CFD, gestión de los casos en las simulaciones CFD, elaboración de gráficos.
Star CCM+ <sup>®</sup>	Simulaciones CFD.
xflr5	Simulaciones de aerodinámica potencial.
Fusion 360 <sup>™</sup>	Diseño de los componentes de la balanza.
Ansys <sup>®</sup> Mechanical <sup>™</sup>	Simulaciones de elementos finitos.
Wolfram Mathematica <sup>®</sup>	Elaboración de los modelos matemáticos teóricos.
PCC <sup>™</sup>	Control de la cámara Phantom VEO.
Pulse <sup>™</sup> LabShop	Adquisición de las medidas del acelerómetro.
Texmaker <sup>©</sup>	Redacción de documentos
PowerPoint <sup>™</sup>	Elaboración de presentaciones.
Excel <sup>™</sup>	Elaboración de presupuestos.
FFmpeg <sup>™</sup>	Extracción de los fotogramas de los videos.

Tabla 8.1: Software empleado en el trabajo.

Se destaca que el software empleado emplea licencias de la UPV, CMT o son software libre.

# Capítulo 9

## Valor económico

### 9.1. Introducción

En esta sección se muestra el presupuesto desglosado de las distintas actividades realizadas en el proyecto. Las actividades se separan por los distintos métodos desarrollados. A su vez estos presupuestos se desglosan en las distintas subactividades.

### 9.2. Digitalización de perfiles con técnicas ópticas

#### 9.2.1. Programación del código

Programación del código			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	60	2.78	166.80
Consumo energético del equipo	60	0.053	3.18
<b>TOTAL</b>			169.98

Tabla 9.1: Valor económico de la programación del software de detección de puntos.

#### 9.2.2. Comparación de perfiles

Comparación de los perfiles			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	20	2.78	55.60
Consumo energético del equipo	20	0.053	1.06
<b>TOTAL</b>			56.66

Tabla 9.2: Valor económico de la comparación de perfiles aerodinámicos.

### 9.3. Diseño del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza de 6 ejes

#### 9.3.1. Diseño del sistema.

Diseño de la balanza			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	160	2.78	444.80
Consumo energético del equipo	160	0.053	8.44
<b>TOTAL</b>			<b>453.24</b>

Tabla 9.3: Valor económico del diseño de la balanza.

#### 9.3.2. Material de la balanza.

Material de la balanza			
Concepto	Unidades	Coste unitario (€/u)	Coste (€)
Motor Nema 23 [2]	1	47.80	47.80
Motor Nema 17 [3]	1	17.90	17.90
Flexibel coupler 6.35 X 8 MM [4]	1	4.9	4.90
Flexibel coupler 5X5 MM [5]	1	4.90	4.90
Varilla de acero inoxidable 8mm / 200mm [6]	2	4.10	8.20
Metro varilla barra			
Lisa Acero Inoxidable 5MM (3 UDS) [7]	1	5.85	5.85
Rodamiento, Tipo bolas, 608-ZZ [8]	8	1.55	12.40
Rodamientos MR85 ZZ [9]	2	1.57	3.14
Collar de eje, RS PRO [10]	2	2.83	5.66
DC1C-A1AA interruptor			
final de carrera cherry [11]	3	4.21	12.63
M6x25: Tornillo con Hexágono interior [12]	14	0.09	1.26
M6x20: Tornillo con Hexágono interior [12]	34	0.08	2.72
M4x12: Tornillo con Hexágono interior [12]	84	0.05	4.20
M4x8: Tornillo con Hexágono interior [12]	156	0.05	4.20
M5x20: Tornillo con Hexágono interior [12]	8	0.08	0.64
M3x20: Tornillo con Hexágono interior [12]	2	0.08	0.16
M3x10: Tornillo con Hexágono interior [12]	12	0.06	0.72
M6: Tuerca Hu [13]	48	0.02	0.96
M5: Tuerca Hu [13]	8	0.01	0.08
M4: Tuerca Hu [13]	118	0.01	1.18
M3: Tuerca Hu [13]	14	0.01	0.14
M6: Arandelas [14]	48	0.02	0.96
M5: Arandelas [14]	8	0.02	0.16
M4: Arandelas [14]	118	0.01	1.18
M3: Arandelas [14]	14	0.01	0.14
Placa metacrilato blanco			
opal de 5MM de grosor [15]	5	9.42	47.10

Listones de madera de pino, 250 x 8 x 6 mm [16]	2	0.29	0.58
Rollo Z-PCABS [17]	1	69.00	69.00
Perfil fasten 25x25 ranura de 6 (longitud 320mm) [18]	8	3.18	25.44
Perfil fasten 25x25 ranura de 6 (longitud 420mm) [18]	6	3.86	23.16
Tuerca de cabeza de martillo, perfil 25 M4 [19]	196	0.53	103.88
Escuadra fasten 20x20x17 [20]	82	0.62	54.56
<b>TOTAL</b>			465.68

Tabla 9.4: Presupuesto del material para el sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza.

## 9.4. Técnicas ópticas en interferometría

Programación del software			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	20	2.78	55.60
Consumo energético del equipo	20	0.053	1.06
<b>TOTAL</b>			56.66

Tabla 9.5: Valor económico de la programación del software de interferometría.

## 9.5. Técnicas ópticas para detectar deformaciones

### 9.5.1. Software de procesado de imagenes

Programación del código			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	60	2.78	166.80
Consumo energético del equipo	60	0.053	3.18
<b>TOTAL</b>			169.98

Tabla 9.6: Valor económico de la programación del software de detección de puntos.

Detección de puntos			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	56	2.78	155.68
Consumo energético del equipo	56	0.053	2.97
<b>TOTAL</b>			158.65

Tabla 9.7: Valor económico del procesado de datos en la detección de puntos.

### 9.5.2. Ensayos en túnel de viento

<b>Ensayos en túnel de viento</b>			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	100	2.78	278.00
Investigador doctorando	100	6	600.00
Consumo energético del túnel	100	4.44	444.00
<b>TOTAL</b>			<b>1322.00</b>

Tabla 9.8: Valor económico de los ensayos en túnel de viento.

### 9.5.3. Simulaciones CFD

<b>Simulación CFD</b>			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	100	2.78	278.00
Consumo energético del equipo	600	0.053	31.80
Licencia software	600	0.4	240.00
<b>TOTAL</b>			<b>549.80</b>

Tabla 9.9: Valor económico del cálculo CFD.

## 9.6. Elaboración de documentos

<b>Elaboración documentos</b>			
Concepto	Horas	Coste unitario (€/h)	Coste (€)
Ingeniero en prácticas de máster	100	2.78	278.00
Consumo energético del equipo	100	0.053	5.30
Lectura de tutores	10	15.85	158.50
<b>TOTAL</b>			<b>441.80</b>

Tabla 9.10: Valor económico de la elaboración de documentos.

## 9.7. Presupuesto global

Presupuesto global	
Concepto	Coste (€)
Digitalización perfiles: Programación	169.98
Digitalización perfiles: Comparación	56.66
Balanza: Diseño	453.24
Balanza: Material	465.68
Téc. Ópt. OFI: Programación	56.66
Téc. Ópt. deformaciones: Programación	169.98
Téc. Ópt. deformaciones: Detección puntos	158.65
Téc. Ópt. deformaciones: Túnel de viento	1322.00
Téc. Ópt. deformaciones: CFD	549.80
Documentos	441.80
<b>TOTAL</b>	<b>3844.45</b>
Costes administrativos	20 %
<b>TOTAL</b>	<b>4613.34</b>
Costes IVA	21 %
<b>TOTAL</b>	<b>5582.14</b>

Tabla 9.11: Valor económico total del trabajo.

En la Tabla 9.11 se asume como costes administrativos todos los costes de la Universitat Politècnica de València que no están directamente contemplados en los presupuestos de las distintas partes. Entre estos costes se encuentra los costes de gestión administrativa derivados del contrato con la universidad, los costes de limpieza y mantenimiento de las instalaciones, el coste de licencias informáticas proporcionadas por la UPV y el coste de iluminación y climatización. El coste total del proyecto asciende por lo tanto a una cantidad de **# cinco mil quinientos veintiséis euros con veinticuatro céntimos #**.

Se calcula la huella de carbono equivalente del trabajo realizado empleando la referencia [1]. Se obtiene una huella de carbono equivalente a 1540.92 kg de CO<sub>2</sub> generada por un consumo de 3700 kWh debido al túnel de viento y 464.64 kWh debido al equipo informático personal. Esta huella de CO<sub>2</sub> equivale a un viaje de ida y vuelta en coche de gasolina desde Valencia a Moscú.

## Bibliografía

- [1] <https://www.ceroco2.org/calculadoras/electrico>
- [2] <https://tienda.bricogeek.com/motores-paso-a-paso/639-motor-paso-a-paso-14-kg-cm.html>
- [3] <https://tienda.bricogeek.com/motores-paso-a-paso/546-motor-paso-a-paso-nema-17-32kg-cm.html>

- [4] <https://www.reprap-3d-printer.com/product/1234568419-flexible-coupler-6-35-x-8-mm>
- [5] <https://www.reprap-3d-printer.com/product/397-flexible-coupler-5x5-mm>
- [6] [https://tienda.bricogeek.com/varillas/948-varilla-de-acero-inoxidable-8mm-200mm.html?gclid=CjwKCAiA2fjjBRAjEiwAuewS\\_VQznihXxwyIqGT1bV9YfaM9NKJKRwpnujHXyj3ogyL2yCe8U8SQRoCaQEQAuD\\_BwE](https://tienda.bricogeek.com/varillas/948-varilla-de-acero-inoxidable-8mm-200mm.html?gclid=CjwKCAiA2fjjBRAjEiwAuewS_VQznihXxwyIqGT1bV9YfaM9NKJKRwpnujHXyj3ogyL2yCe8U8SQRoCaQEQAuD_BwE)
- [7] <http://www.launionferreteria.es/producto/metro-varilla-barra-lisa-acero-inoxidable-5mm-0343140005>
- [8] [http://www.mootio-components.com/rodamiento-diametro-interior-800mm-diametro-exterior-2200mm-tipo-bolas-608-zz\\_ref\\_011079.html#.XGsHTKJKjIU](http://www.mootio-components.com/rodamiento-diametro-interior-800mm-diametro-exterior-2200mm-tipo-bolas-608-zz_ref_011079.html#.XGsHTKJKjIU)
- [9] [https://shop.jvl-europe.com/epages/61425996.sf/es\\_ES/?ObjectPath=/Shops/61425996/Products/MR85zz](https://shop.jvl-europe.com/epages/61425996.sf/es_ES/?ObjectPath=/Shops/61425996/Products/MR85zz)
- [10] <https://es.rs-online.com/web/p/collarines/8236941/>
- [11] <https://www.cetronic.es/sqlcommerce/disenos/plantilla1/seccion/producto/DetalleProducto.jsp?idIdioma=&idTienda=93&codProducto=354253010&cPath=1160>
- [12] <https://www.fixnvis.es/tornillo-con-hexagono-interior/cabeza-cilindrica-con-hexagono-interior/acero-8-8-galvanizado-blanco/cfhh-acero-8-8-galvanizado-blanco-rosca-total-din-912.html>
- [13] <https://www.fixnvis.es/tuercas/tuercas-hexagonales/tuerca-hexagonal-hu-0-8d/tuerca-hu-acero-galvanizado-blanco-din-934/tuerca-hu-acero-galvanizado-blanco-clase-8-din-934.html>
- [14] <https://www.fixnvis.es/arandelas-circlips/arandelas-planas/sin-chaflan/serie-media-m/inoxidable/arandela-m-inoxidable-a2-nfe-25513.html>
- [15] <https://metacrilatosyplasticos.com/es/contactanos>
- [16] <https://es.opitec.com/opitec-web/articleNumber/610698>
- [17] <https://store.zortrax.com/es/materials/m200-z-pcabs>
- [18] <https://frs-cnc.com/ferreteria/perfileria/236/50/perfiles-de-aluminio/pfcanal6/005-505011-detail>

[19] <https://frs-cnc.com/ferreteria/perfileria/21/53/efijacion/efjac6/005-505208a-detail>

[20] <https://frs-cnc.com/ferreteria/perfileria/59/56/eunion/eunionc6/005-505330a-detail>



## Apéndice A

# Guía de montaje de la Balanza

### A.1. Introducción

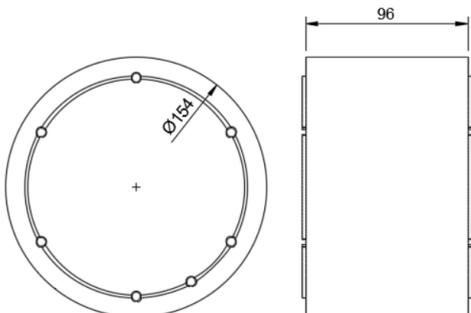
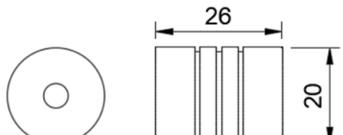
En esta sección se presenta el procedimiento a seguir para el correcto montaje del sistema y de este modo asegurar el correcto funcionamiento de la balanza. Se divide el montaje en dos bloques principales: el bloque estructura y el bloque balanza.

### A.2. Bloque balanza

#### A.2.1. Glosario de piezas

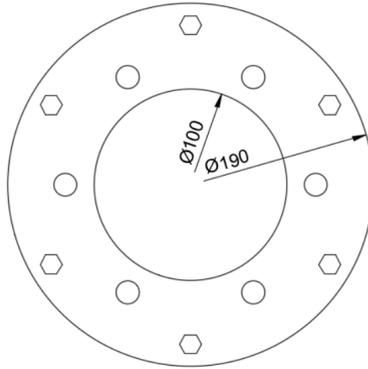
A continuación se muestran las distintas piezas que se van a emplear durante el montaje de este módulo de la balanza y sus correspondientes planos.

### A.3. Técnicas ópticas en interferometría

Listado de piezas			
Nombre	Unidades	Visualización	Descripción
6A154	x1		Balanza de 6 ejes.
AE_001	x1		Acople elástico para el eje.

D\_001

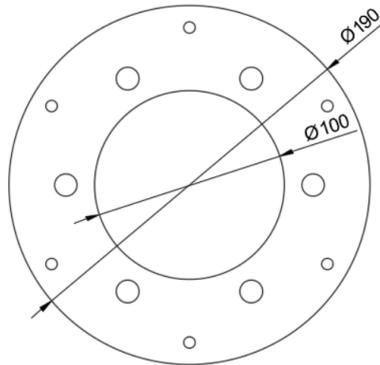
x1



Disco de metacrilato de 5mm.

D\_002

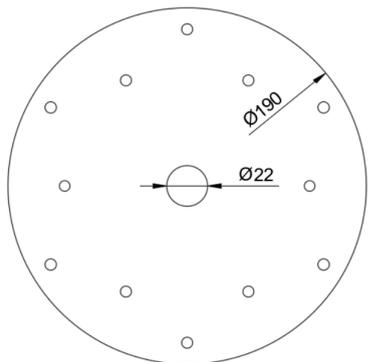
x1



Disco de metacrilato de 5mm.

D\_003

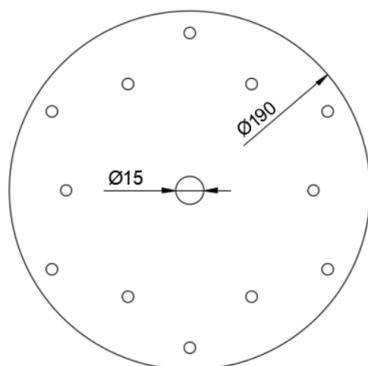
x1



Disco de metacrilato de 5mm.

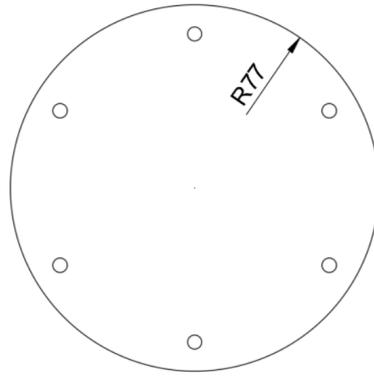
D\_004

x1



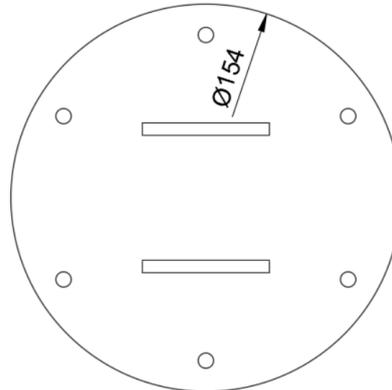
Disco de metacrilato de 5mm.

D\_005 x1



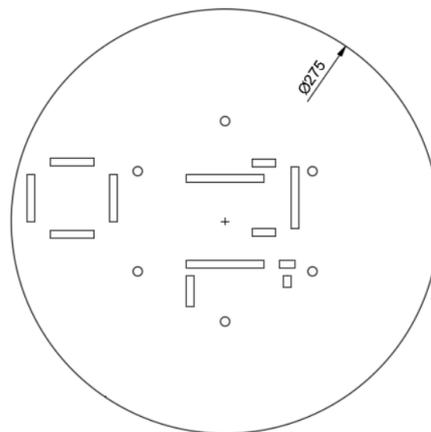
Disco de metacrilato de 5mm.

D\_006 x1



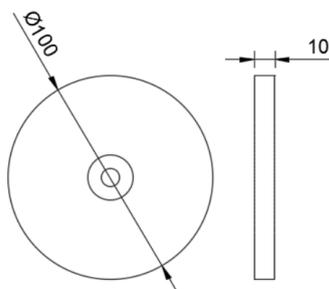
Disco de metacrilato de 5mm

D\_007 x1



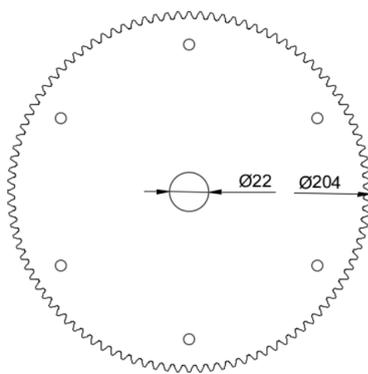
Disco de metacrilato de 5mm.

D\_008 x1



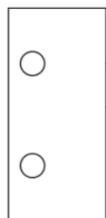
Acople para los rodamientos, de impresión 3D.

E\_003 x1



Disco de metacrilato de 5mm.

EL\_001 x2



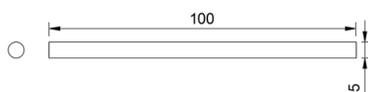
Final de carrera.

EJ\_001 x1



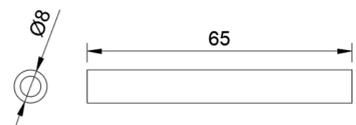
Eje de acero.

EJ\_002 x1



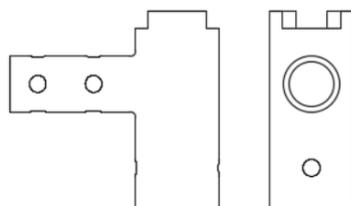
Eje de acero.

EJ\_003 x1



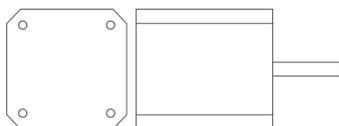
Eje de acero.

F\_001 x1



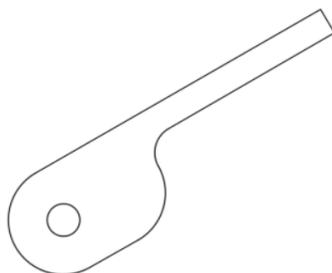
Fusible de impresión 3D.

MOT\_001 x1

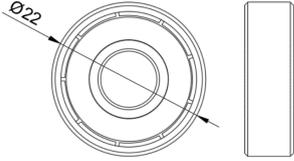
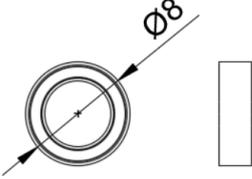
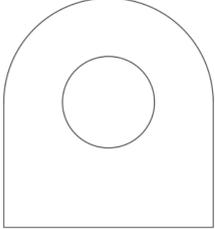
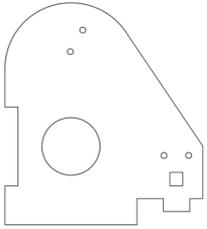
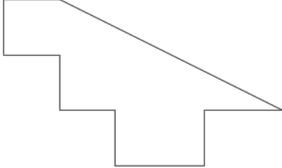
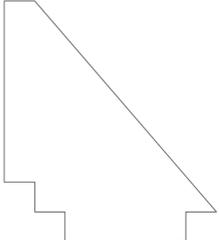


Motor paso-paso Nema 17.

PO\_001 x1

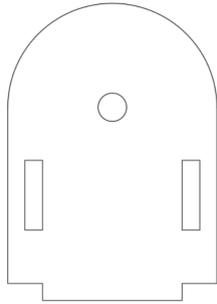


Pieza para el posicionamiento de la balanza, impresión 3D.

PO_002	x1		Pieza para el posicionamiento de la balanza, impresión 3D.
R_001	x4		Rodamiento.
R_002	x1		Rodamiento.
SE_001	x1		Piezas de metacrilato de 5 mm.
SE_002	x1		Piezas de metacrilato de 5 mm.
SE_003	x1		Piezas de metacrilato de 5 mm.
SE_004	x1		Piezas de metacrilato de 5 mm.

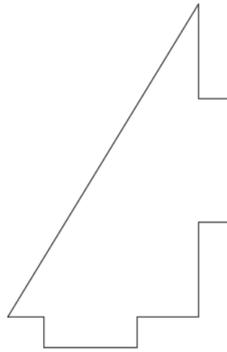
SE\_005

x1

Piezas de metacrilato  
de 5 mm.

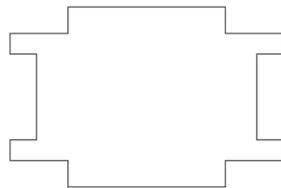
SE\_006

x2

Piezas de metacrilato  
de 5 mm.

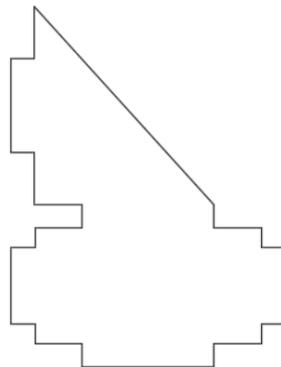
SM\_001

x1

Piezas de metacrilato  
de 5 mm.

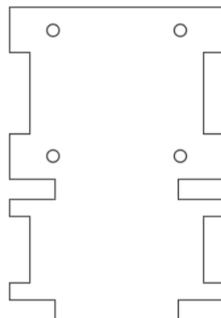
SM\_002

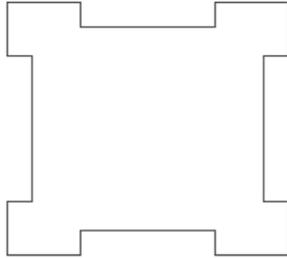
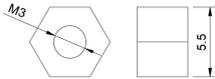
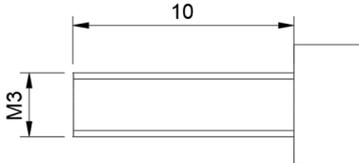
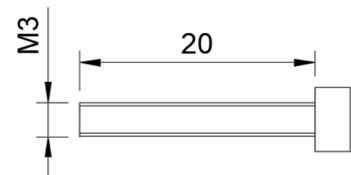
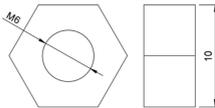
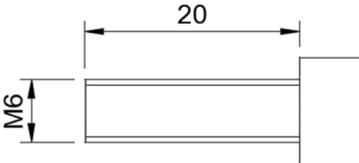
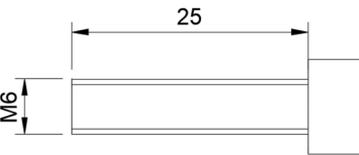
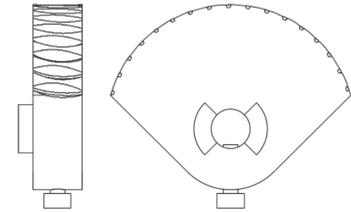
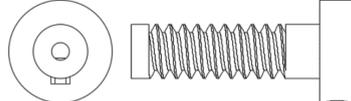
x2

Piezas de metacrilato  
de 5 mm.

SM\_003

x1

Piezas de metacrilato  
de 5 mm.

SM_004	x1		Piezas de metacrilato de 5 mm.
T_M3	x1		Tuerca de métrica 3.
T_M3_L10	x4		Tornillo de métrica 3 y 10 mm de longitud.
T_M3_L20	x1		Tornillo de métrica 3 y 20 mm de longitud.
T_M6	x6		Tuerca de métrica 6.
T_M6_L20	x15		Tornillo de métrica 6 y 20 mm de longitud.
T_M6_L25	x15		Tornillo de métrica 6 y 25 mm de longitud.
TC_001	x1		Corona de impresión 3D.
TC_002	x1		Tornillo sin fin de impresión 3D.

### A.3.1. Montaje

1. Se comienza colocando el engranaje que soporta todo el sistema de la balanza (E\_003), como se puede ver en la Figura A.1a.
2. Sobre este disco de engranaje, se apoyan un disco agujereados (D\_001). En el que se añaden 6 tuercas de métrica 6 (T\_M6), Figura A.1b.
3. Se añade un segundo disco sobre los anteriores (D\_002), A.1c. Finalmente, se puede pasar un elemento para mantener el alineamiento de las piezas, por ejemplo un tornillo para así pegar las distintas piezas empleando cianocrilato.

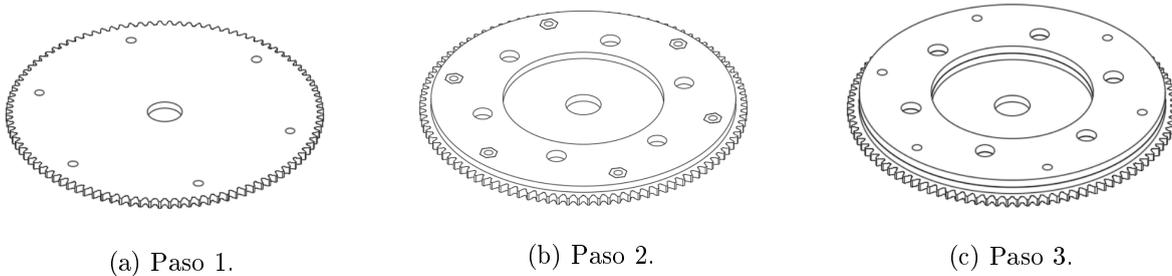


Figura A.1: Construcción de la base de la balanza.

A continuación se tiene que montar la parte solidaria a la balanza. Es importante no adherir esta zona con la anterior, debido a que para desmontar la balanza será necesario retirar los tornillos que las unen.

4. Se coloca el disco D\_003, Figura A.2a.
5. Sobre el disco anterior se coloca el disco D\_004, Figura A.2b. Tras este punto se pueden fijar los discos entre ellos mediante pasadores que fijen su posición relativa, como tornillos y adheridos mediante metacrilato.



Figura A.2: Construcción del apoyo de la balanza.

Una vez llegado a este punto se añade la balanza al montaje. La balanza se coloca sobre el grupo anterior y se atornilla por debajo.

6. Se sitúa la balanza sobre los discos anteriores A.3a.

7. Se atornilla por debajo a la base con tornillos de métrica 6 y 20 mm de longitud: T\_M6\_L20, Figura A.3b.

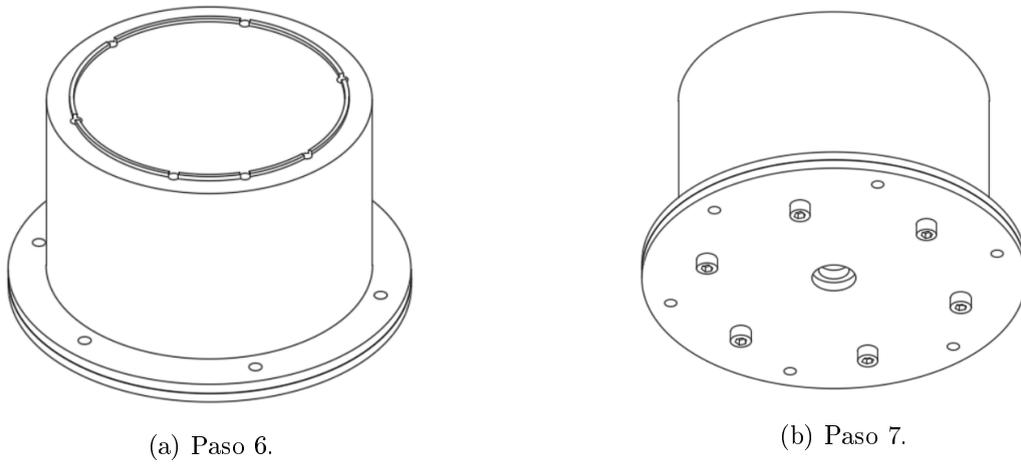


Figura A.3: Montaje de la balanza.

A partir de este punto se comienzan a montar los componentes que se situarán encima de la balanza. Para evitar dañar la balanza durante el montaje, estas piezas se montarán a parte y posteriormente se unen a la balanza.

8. Se parte del disco D\_005, Figura A.4a.
9. Sobre la pieza anterior se sitúa el disco D\_006, Figura A.4b.
10. El tercer disco D\_007 se añade a los dos anteriores, Figura A.4c y Figura A.4d. Sobre este disco se añadirán los mecanismos que articulan la maqueta.

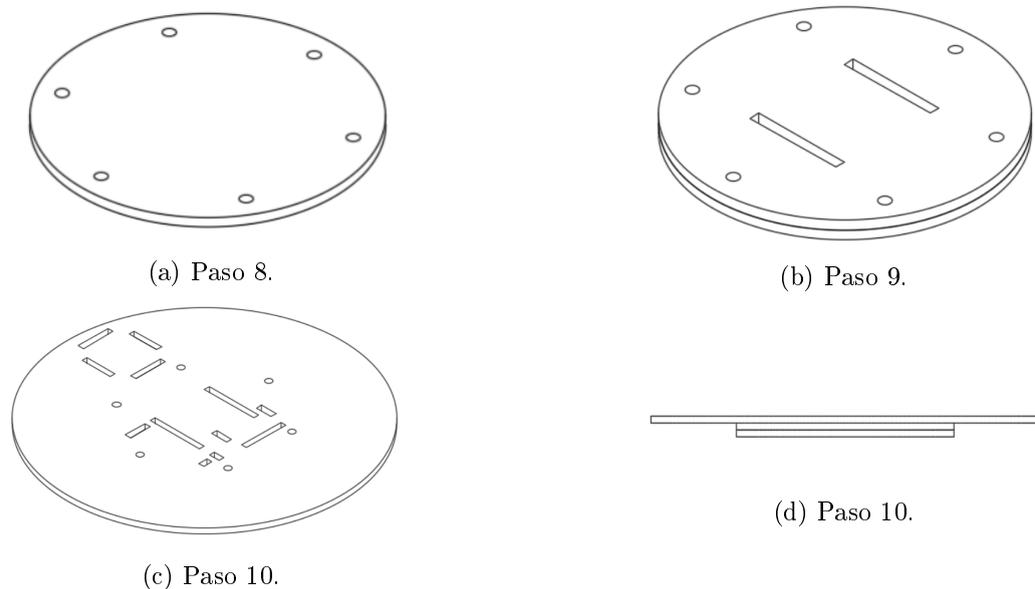


Figura A.4: Montaje de los platos superiores de la balanza.

Estas piezas se unen entre ellas utilizando cianocrilato. Para mantener el alineamiento entre piezas se pueden emplear pasadores que las fijen en la posición por ejemplo tornillos. A continuación se pasa a montar el soporte del motor paso-paso.

11. Se parte de la pieza SM\_001, Figura A.5a.
12. Se le añade la pieza SM\_002, Figura A.5b.
13. Se coloca la pieza SM\_004, Figura A.5c.
14. Se ensambla la pieza SM\_002, Figura A.5d.
15. Se completa la sujeción con la pieza SM\_003, Figura A.5e. A continuación las piezas se adhieren mediante el uso de cianocrilato.
16. Una vez que se han ensamblado las piezas entre ellas, se coloca y pega con cianocrilato al disco D\_007, Figura A.5f.

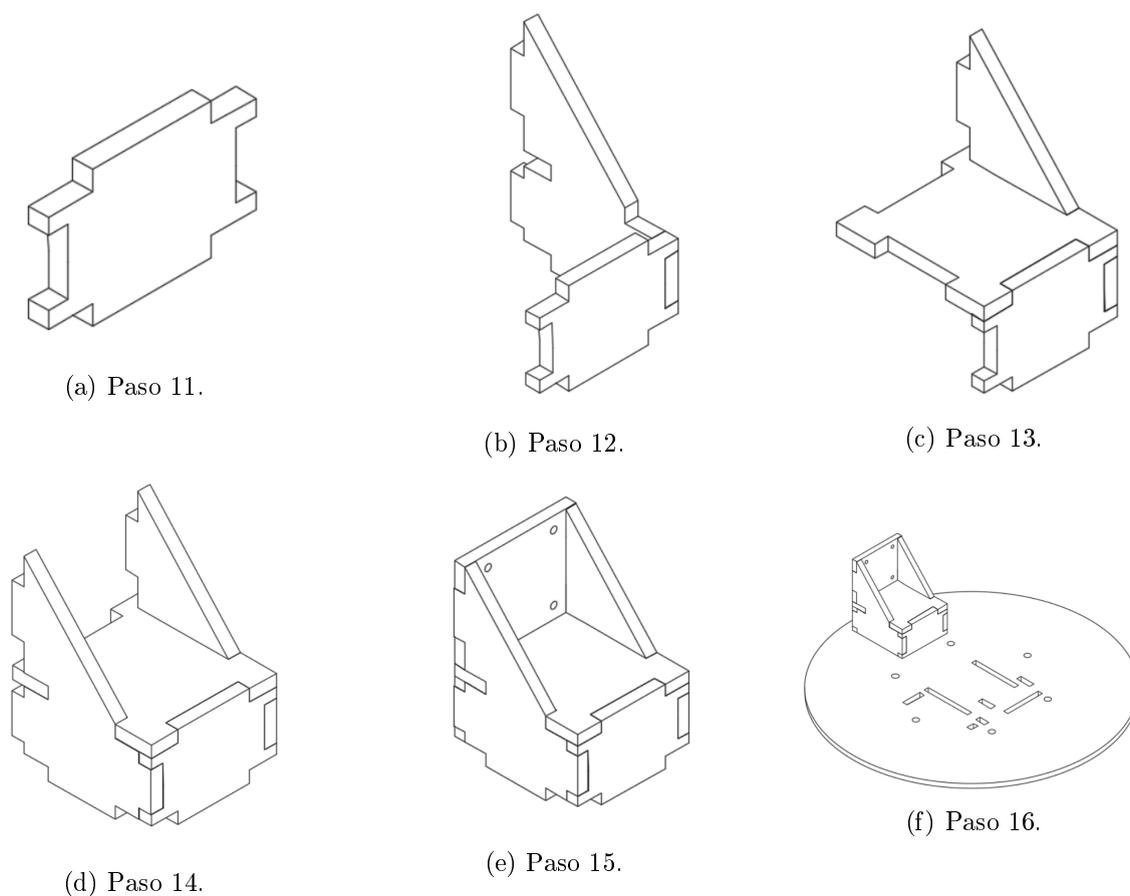


Figura A.5: Montaje de la bahía para el motor paso-paso.

Se continúa colocando las piezas que van sobre este disco.

17. Sobre el disco D\_007 se añade el resto de elementos, en primer lugar el soporte SE\_001, Figura A.6a.
18. A continuación el soporte SE\_002, Figura A.6b.

19. El soporte SE\_002 se apoya sobre las piezas SE\_003, Figura A.6c, y SE\_004, Figura A.6d.
20. Se añade el soporte SE\_005, Figura A.6e.
21. El soporte anterior se apoya sobre las escuadras SE\_006, Figura A.6f. Una vez que se tienen colocadas todas las piezas, se adhiere empleando cianocrilato.

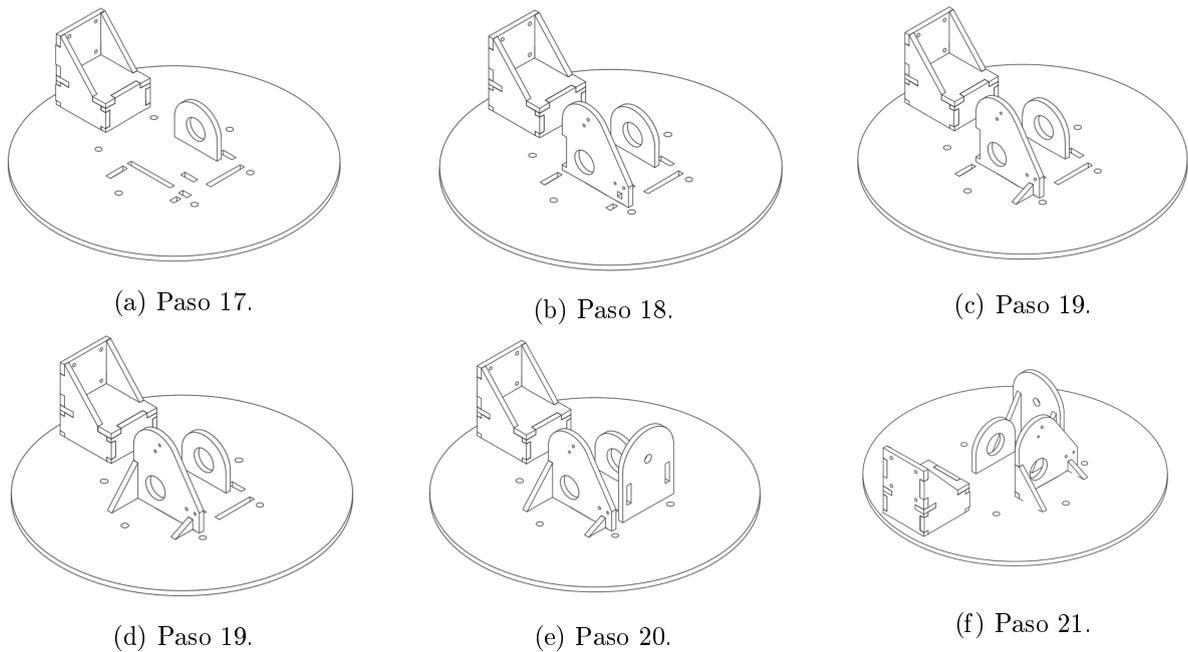


Figura A.6: Montaje de las sujeciones de ejes.

22. Se añaden los rodamientos R\_001 al montaje anterior, Figura A.7a.
23. Se realiza lo mismo para el rodamiento R\_002, Figura A.7b.

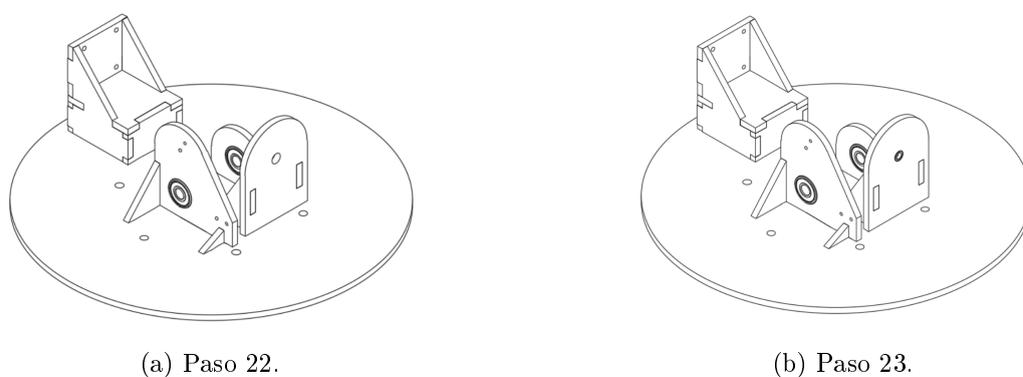


Figura A.7: Montaje de los rodamientos.

A continuación se muestra como montar la pieza TC\_001.

24. Se añade a la corona del mecanismo, Figura A.8a, un tornillo de métrica 3 y longitud 10 mm, una tuerca y una arandela de métrica 3, Figura A.8b.

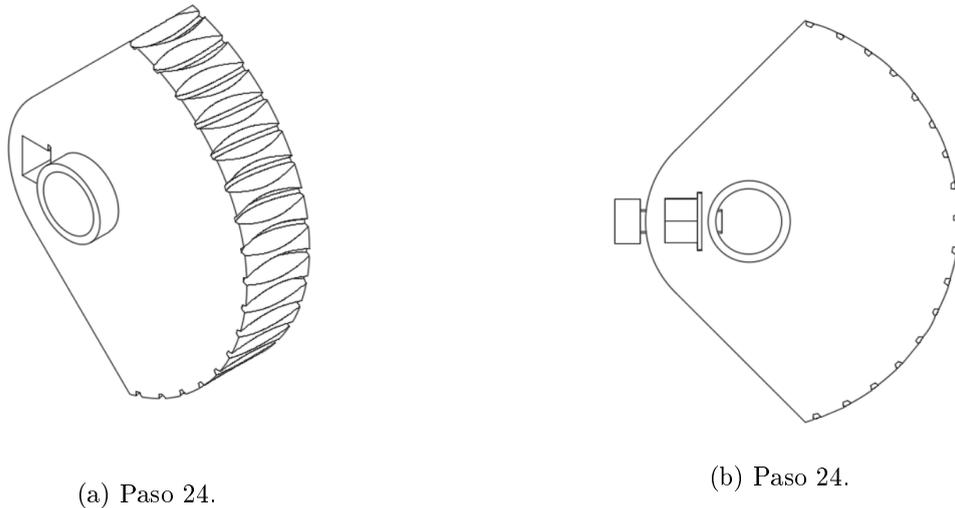


Figura A.8: Montaje de la corona.

Se realiza lo mismo para el tornillo sin fin, pieza TC\_002.

25. Al igual que se hizo para la corona se añade un tornillo de métrica 3 y 10 mm de longitud y una arandela y una tuerca de métrica 3, Figuras A.9a y A.9b.

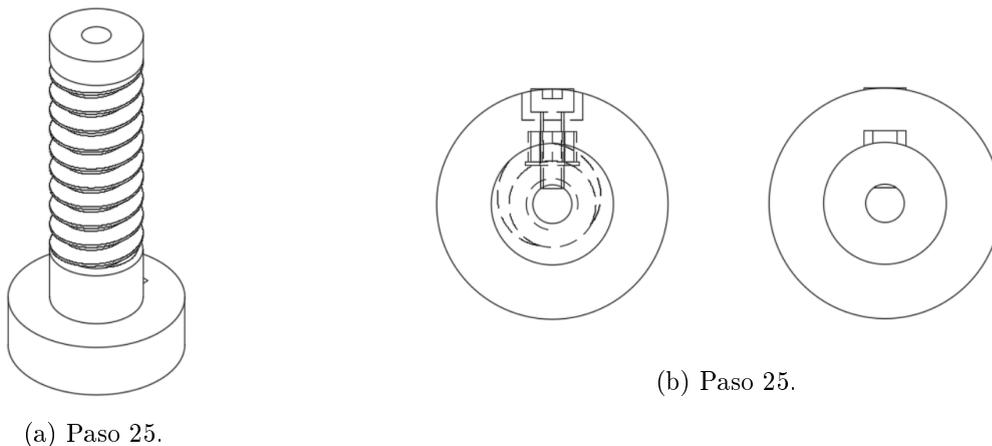


Figura A.9: Montaje del tornillo sin fin.

A continuación se explica como montar el eje de la corona.

26. En primer lugar, se alinea la pieza fusible, F\_001, con la corona, TC\_001. Es importante que la pieza fusible y la corona no se adhieran entre ellas ya que en caso de fallo de la balanza supondría la destrucción de dos piezas en lugar de una única pieza, Figura A.10a.
27. El fusible y la corona se sitúan en su correspondiente lugar en el ensamblaje, Figura A.10b.
28. Se hace pasar el eje EJ\_001 por el fusible, la corona y los rodamientos, R\_001, para colocarlos en el ensamblaje, Figura A.10c.
29. Se asegura la posición del eje mediante un tornillo de métrica 6 y 20 mm de longitud, T\_M6\_L20 en uno de sus extremos, Figura A.10e.

30. La posición relativa del fusible con el eje se fija mediante un tornillo de métrica 3 y de 20 mm, T\_M3\_L20, de longitud que atraviesa ambos, además de una tuerca de métrica 3, T\_M3. Figura A.10e. Además, se emplea el prisionero de la corona para apretar la pieza contra el eje.
31. En el extremo libre del eje se añade la pieza PO\_001 que permitirá el correcto posicionamiento del eje. Figura A.10f.
32. Se fija la posición de la pieza PO\_001 mediante un tornillo de métrica 6 y de 20 mm de longitud T\_M6\_L20.

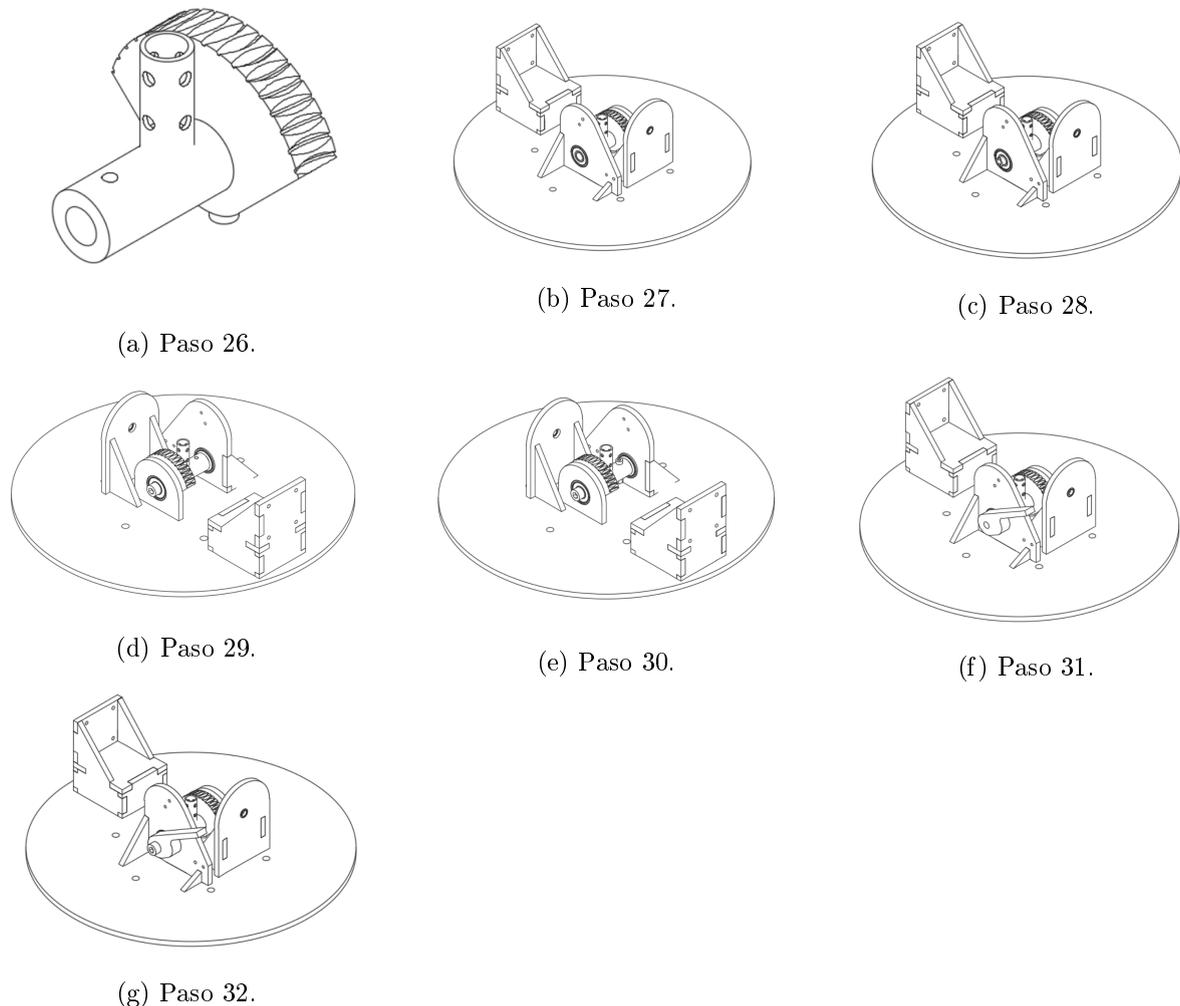


Figura A.10: Montaje del eje de control de la maqueta.

A continuación se ensambla el eje motor del tornillo sin fin.

33. Se coloca el motor Nema 17, MOT\_001 en su posición, ver Figura A.11a.
34. El motor Nema 17 se fija en esta posición mediante el empleo de 4 tornillos de métrica 3 y de 10 mm de longitud, T\_M3\_L10. Figura A.11b.
35. Se une al eje de rotación del motor una unión flexible que permita alargar dicho eje, AE\_001. Figura A.11c.

36. Se posiciona el tornillo sin fin TC\_002, Figura A.11d.
37. Se introduce el eje, EJ\_002 en el tornillo sin fin y en la unión elástica, de modo que quede todo el mecanismo montado. Además, se asegura la posición del tornillo sin fin respecto de su eje apretando el prisionero.

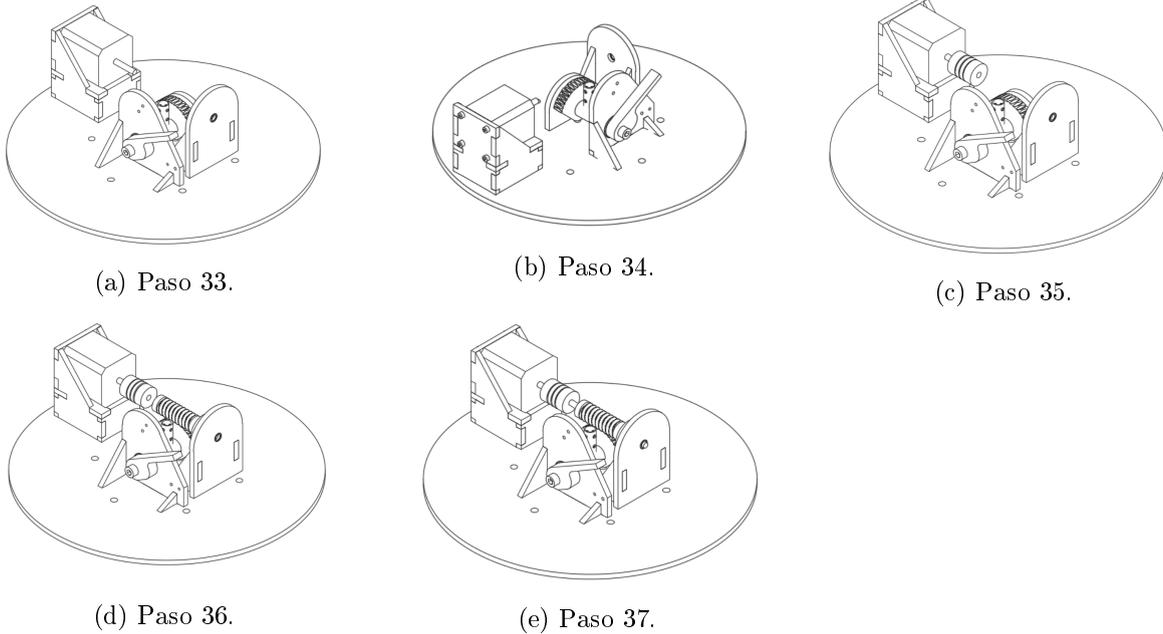


Figura A.11: Montaje del eje del tornillo sin fin.

38. Finalmente, se añaden los finales de carrera, EL\_001, al ensamblaje, de este modo se permite el correcto posicionamiento y calibración del sistema.

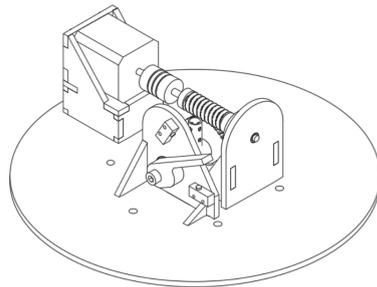
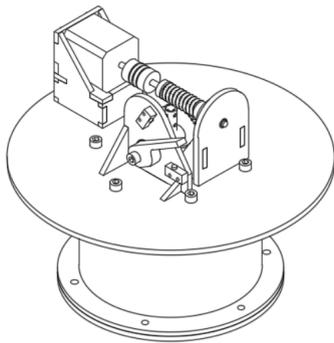


Figura A.12: Paso 38: Montaje de los finales de carrera.

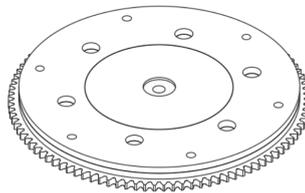
A continuación los distintos bloques construidos a lo largo de esta sección se ensamblan entre ellos. **Se recomienda que no se continúe el procedimiento hasta no haber ensamblado la estructura de la balanza, de este modo se protege el equipo de medida de posibles desperfectos en el proceso de montaje.**

39. Los discos sobre los que se sitúa el control del eje de balanza se unen con la balanza mediante 6 tornillos de métrica 6 y 20 mm de longitud, T\_M6\_L20, Figura A.13a.

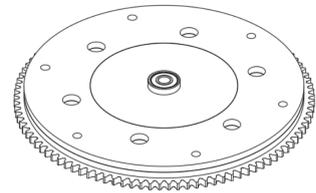
40. Se adhiere, mediante el uso de cianocrilato la pieza de apoyo de los rodamientos D\_008 en el interior de los discos de metacrilato de la base. Figura A.13b.
41. Se colocan los rodamientos R\_001 en el interior de la pieza D\_008. Figuras A.13c y A.13d.
42. Se pasa el eje EJ\_003 por los rodamientos. Figura A.13e.
43. Se fija el extremo interior del eje EJ\_003 mediante un tornillo de métrica 6 y longitud de 20 mm. Figura A.13f.
44. Se une el módulo que coloca el módulo de la balanza sobre el módulo de la base. Figura A.13g.
45. Se coloca la pieza para el posicionamiento de la balanza PO\_002. Figura A.13h.
46. Se une el módulo de la base con el de la balanza mediante 5 tornillos de métrica 6 y longitud 20 mm y 1 de métrica 6 y longitud 25 mm en la posición en la que se sitúa la pieza PO\_002.



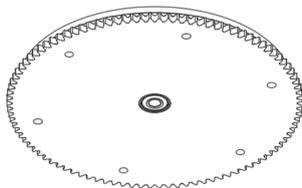
(a) Paso 39.



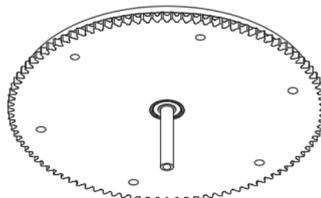
(b) Paso 40.



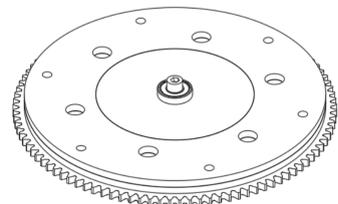
(c) Paso 41.



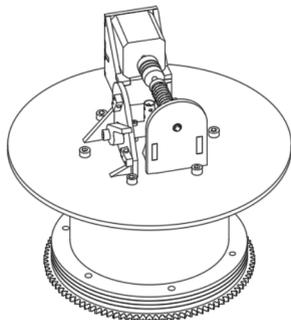
(d) Paso 41.



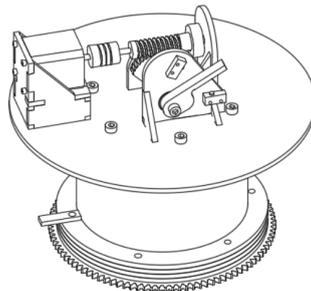
(e) Paso 42.



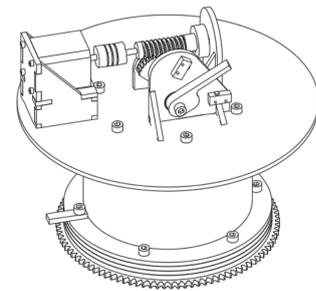
(f) Paso 43.



(g) Paso 44.



(h) Paso 45.



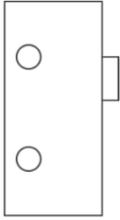
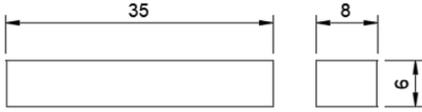
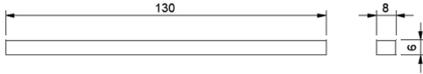
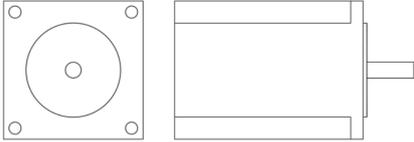
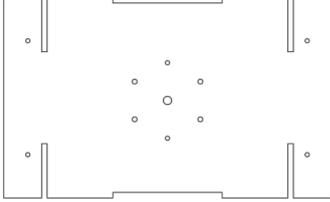
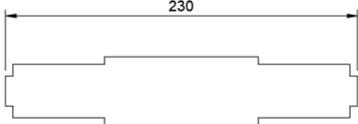
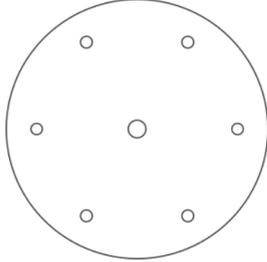
(i) Paso 46.

Figura A.13: Ensamblaje de los distintos módulos del bloque balanza.

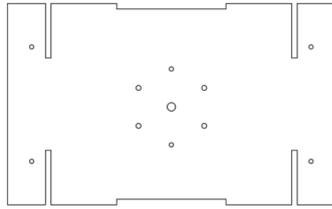
### A.4. Bloque estructura

#### A.4.1. Glosario de piezas

Listado de piezas			
Nombre	Unidades	Visualización	Descripción
AE_002	x1		Acople elástico para eje.
E_001	x1		Disco de metacrilato de 5mm.
E_002	x1		Disco de metacrilato de 5mm.
EF_001	x76		Escuadra de aluminio para la unión de las vigas de aluminio.
EJ_004	x1		Eje de acero de 8mm.
EJ_005	x1		Eje de acero de 8mm con hembras de rosca de métrica 6 en los extremos.

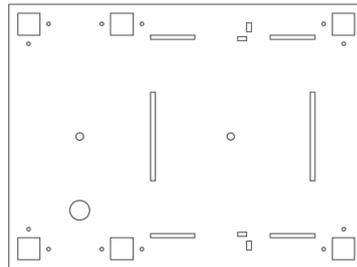
EL_001	x2		Final de carrera.
LM_001	x1		Listón de madera para posicionar escuadras.
LM_002	x1		Listón de madera para posicionar escuadras.
LM_003	x1		Listón de madera para posicionar escuadras.
MOT_002	x1		Motor paso-paso Nema 23.
PL_001	x1		Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.
PL_002	x2		Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.
PL_003	x2		Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.
PL_004	x1		Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.

PR\_001 x1



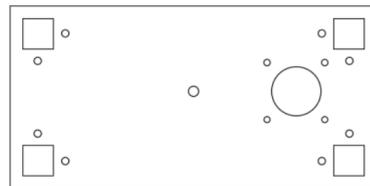
Prisionero de métrica 8.

PL\_005 x1



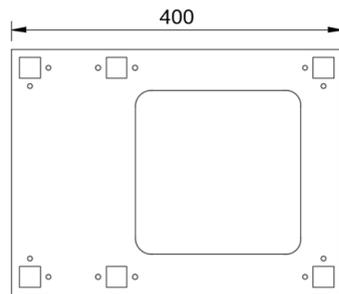
Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.

PL\_006 x1



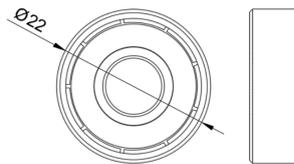
Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.

PL\_007 x1



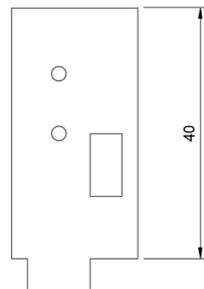
Plancha de metacrilato de 5mm de espesor.

R\_001 x2

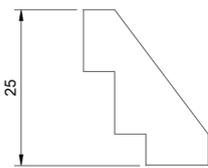
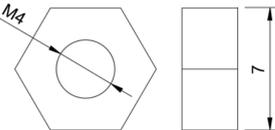
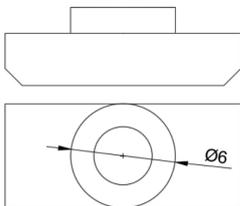
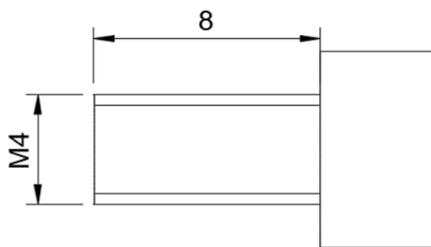
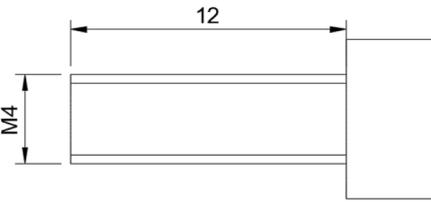
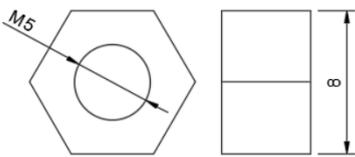
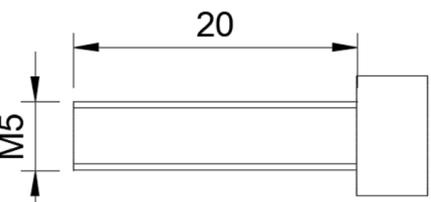
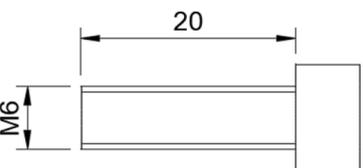


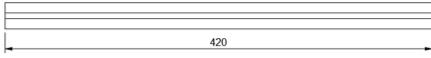
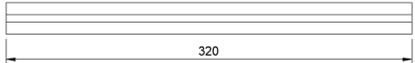
Rodamiento.

SF\_001 x2



Placa de metacrilato de 5 mm.

SF_002	x2		Placa de metacrilato de 5 mm.
T_M4	x36		Tuerca de métrica 4.
TM_M4	x100		Tuerca con forma de martillo para los perfiles de aluminio.
T_M4_L8	x98		Tornillo de métrica 4 y 8 mm de longitud.
T_M4_L12	x98		Tornillo de métrica 4 y 12 mm de longitud.
T_M5	x4		Tuerca de métrica 5.
T_M5_L20	x4		Tornillo de métrica 5 y 20 mm de longitud.
T_M6_L20	x3		Tornillo de métrica 6 y 20 mm de longitud.

V_001	x4		Perfil de aluminio para sujetar la balanza al túnel o la base.
V_002	x6		Perfil de aluminio para alinear y mantener la estructura.

#### A.4.2. Montaje

En este apartado se detalla el montaje de la estructura de la balanza.

1. Se coloca la viga V\_001 sobre la que se construye la balanza. Figura A.14a.
2. Se sitúa la viga V\_002 a 20 mm del borde de la viga V\_001. A la hora de posicionarlo se recomienda que cuando se aprieten los tornillos, se haga dejando cierta capacidad de movimiento para posteriormente poder desplazar ligeramente la viga si fuera necesario.
3. Se ensambla la escuadra EF\_001, Figura A.14c. Con los tornillos T\_M4\_L8, Figura A.14d y las cabezas de martillo A.14e.
4. Se añaden las escuadras anteriores para unir las vigas, Figura A.14f. Se fija con otra escuadra en el lado contrario, Figura A.14g.
5. Se realiza el mismo procedimiento con una nueva viga V\_002 a 225 mm de distancia de la anterior y otra a 20 mm del extremo contrario de la viga V\_001, Figura A.14h.
6. Se ensambla una nueva escuadra pero esta vez únicamente con un tornillo.
7. Se añade de nuevo la escuadra EF\_001 junto con los tornillos T\_M4\_L8 y las tuercas TM\_M4. Figura A.14j.
8. Se coloca otro ensamble igual a 230 mm de distancia.

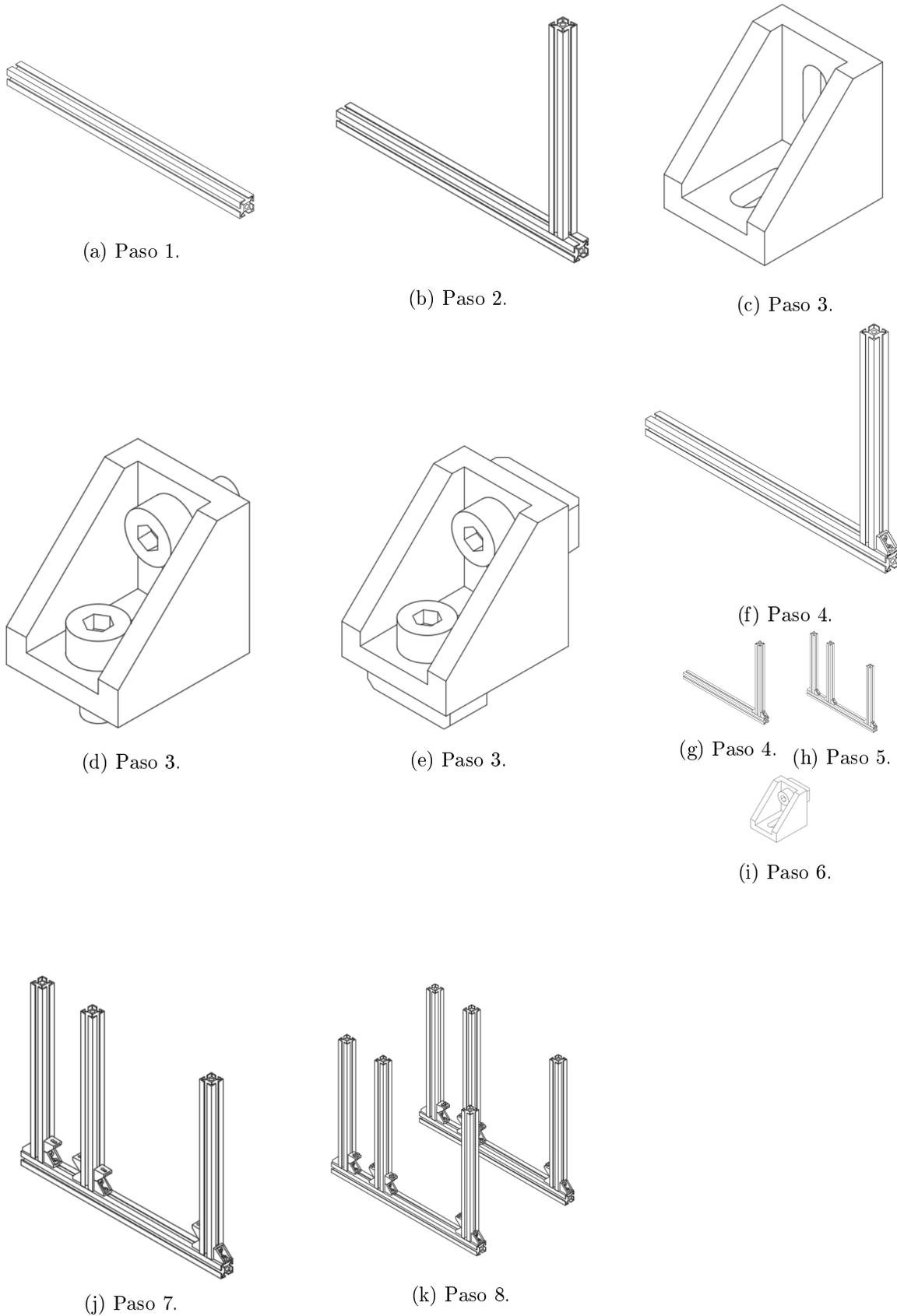
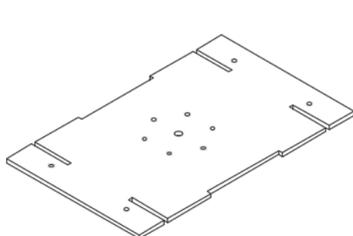


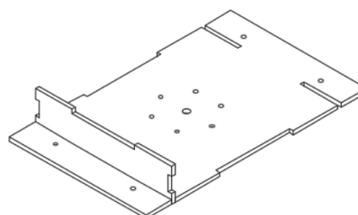
Figura A.14: Ensamblaje de la base de la estructura.

A continuación se construye la base que apoya el tablero principal de la balanza y sobre la que se coge el eje de la balanza.

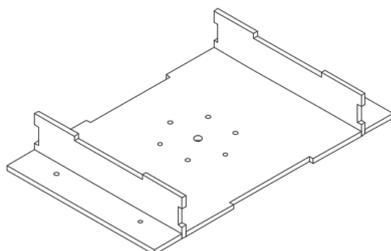
9. Se parte de la placa PL\_001. Figura A.15a.
10. Sobre esta plancha se colocan las dos planchas PL\_002, Figuras A.15b y A.15c.
11. Se cierra la caja con la pieza PL\_003, Figura A.15d.



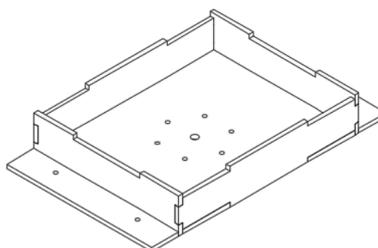
(a) Paso 9.



(b) Paso 10.



(c) Paso 10.

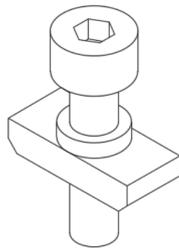


(d) Paso 11.

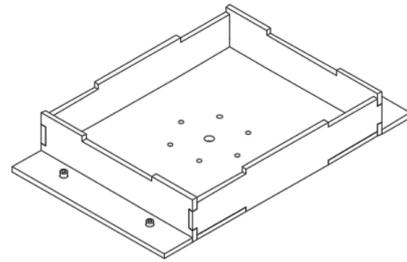
Figura A.15: Ensamblaje de la caja de sujeción del eje de la balanza.

Se une la caja de sujeción del eje de la balanza con la base.

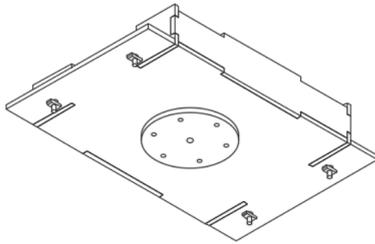
12. Se pasan los tornillos por los agujeros de la caja montada anteriormente y se enrosca el martillo sin apretar. Figuras A.16a y A.16b.
13. Se añade en la cara inferior de la caja un cierre, PL\_004, que sirve para apoyar el eje y evita que caiga. Figura A.16c.
14. Se emplea 6 tornillos de métrica 4 y 12 mm de longitud, T\_M4\_L12 y tuercas de métrica 4, T\_M4, para unir la pieza PL\_004 con la pieza PL\_001. Figuras A.16d y A.16e.
15. Se coloca la caja en su correspondiente posición y se aprietan los tornillos. Figura A.16f.



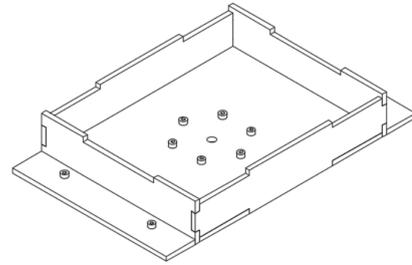
(a) Paso 12.



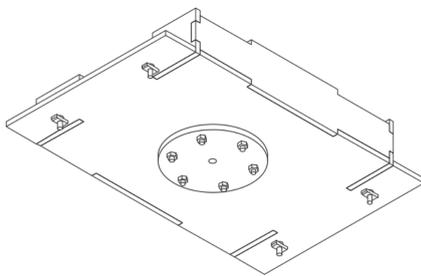
(b) Paso 12.



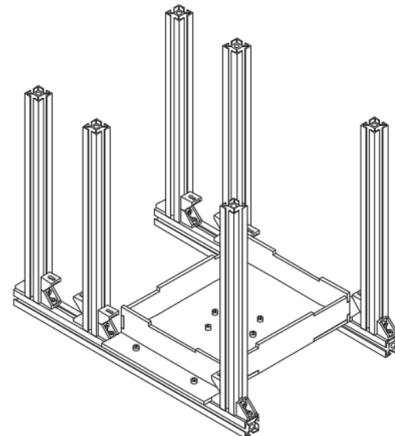
(c) Paso 13.



(d) Paso 14.



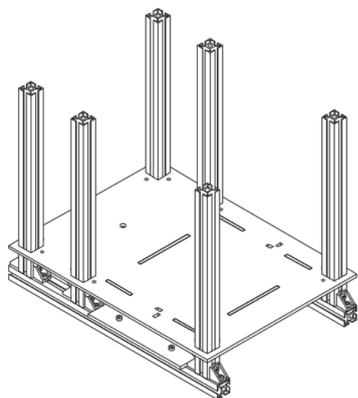
(e) Paso 14.



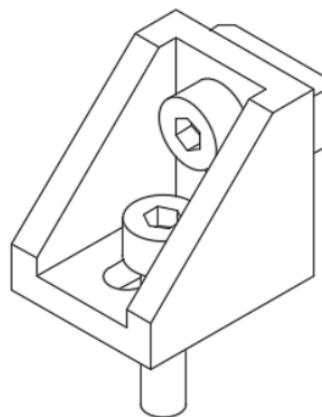
(f) Paso 15.

Figura A.16: Ensamblaje de la caja de sujeción del eje de la balanza.

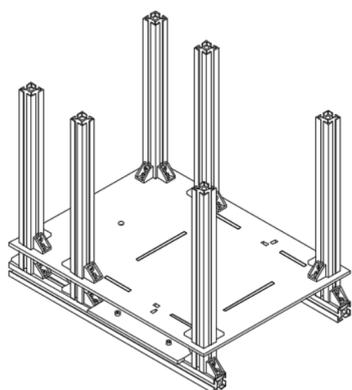
16. Se añade la base principal de la balanza, PL\_005, Figura A.17a.
17. Se vuelve a ensamblar una escuadra como la del paso 4 pero añadiendo un tornillo de métrica 4 y 12 mm de longitud, T\_M4\_L12.
18. Se colocan las escuadras anteriores en las posiciones perforadas sobre la placa base de la balanza, Figura A.17c y se atornilla por debajo, Figura A.17d.



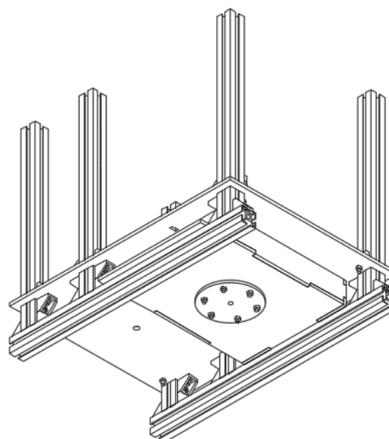
(a) Paso 16.



(b) Paso 17.



(c) Paso 18.

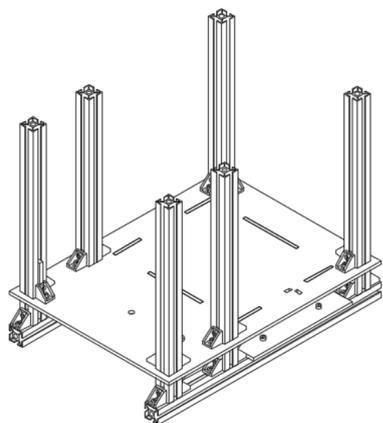


(d) Paso 18.

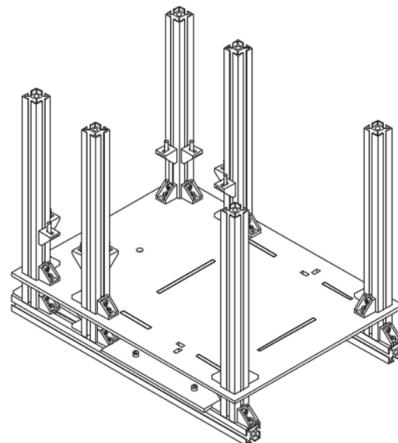
Figura A.17: Ensamblaje de la base de la balanza.

Se añade la bandeja sobre la que se sitúa el motor.

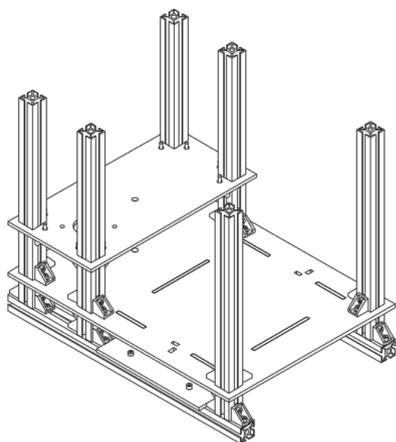
19. Se emplea la pieza LM\_001 para montar las escuadras que sujetan la bandeja a la altura adecuada, Figura A.18a.
20. Se atornillan las escuadras del paso 17 a la distancia indicada por el listón LM\_001. Figura A.18b.
21. Se apoya la bandeja del motor, PL\_006, sobre las escuadras. Figura A.18c.
22. Se fija dicha bandeja mediante la tuerca T\_M4. Figura A.18d.



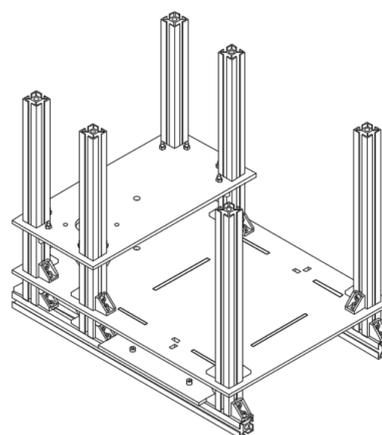
(a) Paso 19.



(b) Paso 20.



(c) Paso 21.

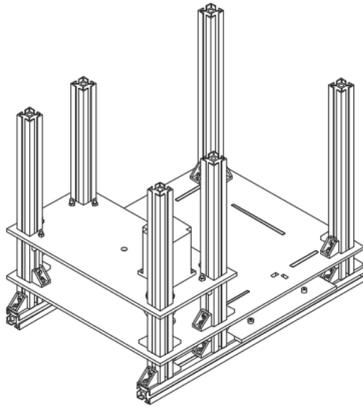


(d) Paso 22.

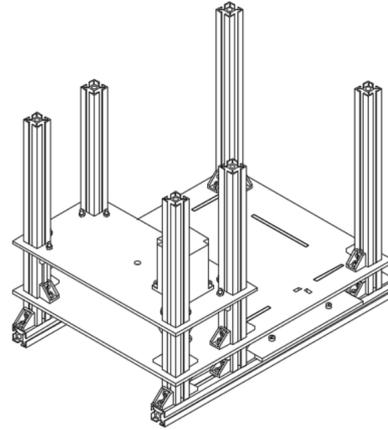
Figura A.18: Ensamblaje de la bandeja del motor

Se añade el motor y los engranajes:

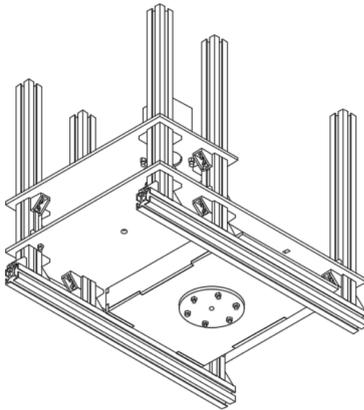
23. Se posiciona el motor, MOT\_002, sobre su bandeja. Figura A.19a.
24. Se atornilla con tornillos de métrica 5 y longitud 20 mm, T\_M5\_L20, y tuercas de métrica 5, T\_M5. Figuras A.19b y A.19c.
25. Se añade un acople elástico, AE\_002, al eje del motor. Figura A.19d.
26. Se une (mediante adhesivo) el rodamiento R\_001 a la base de los engranajes, de forma que se asegure que no sobresale. Figura A.19e.
27. Se sitúa el engranaje E\_001 en su posición, Figura A.19f, y se pasa el eje del engranaje, EJ\_0004, Figura A.19g.



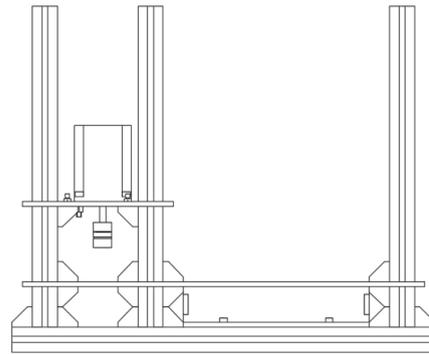
(a) Paso 23.



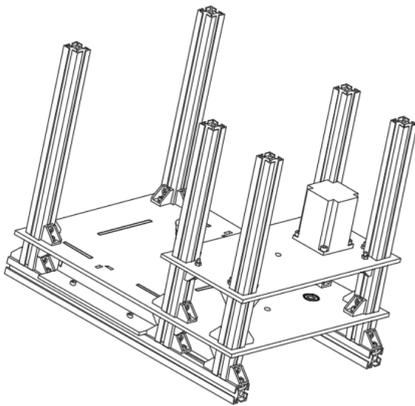
(b) Paso 24.



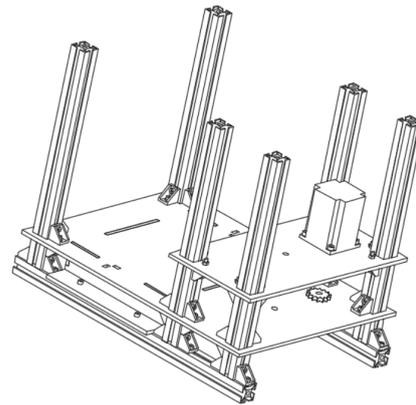
(c) Paso 24.



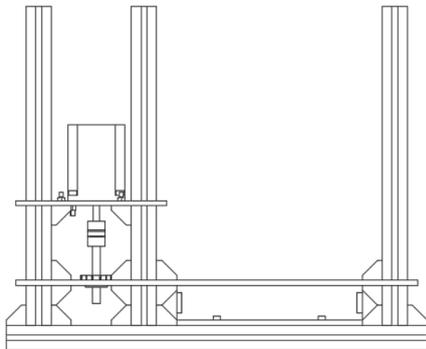
(d) Paso 25.



(e) Paso 26.



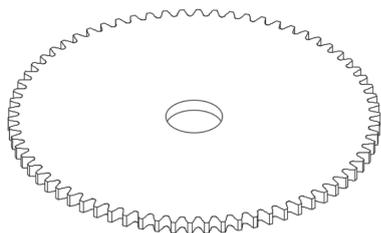
(f) Paso 27.



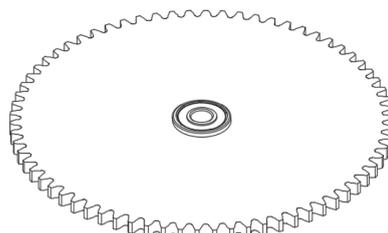
(g) Paso 27.

Figura A.19: Ensamblaje del eje del motor

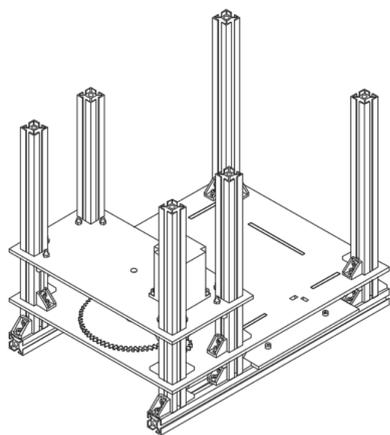
- Se monta el engranaje 2 a parte.
28. Se parte del engranaje, E\_002, Figura A.20a.
  29. Se pega el rodamiento, R\_001, en el interior del engranaje A.20b.
  30. Se sitúa el engranaje en su posición en la base. Figura A.11c.
  31. Se coloca encima del engranaje un prisionero, PR\_001, que impida el posible movimiento del engranaje. Figura A.20d.
  32. Se pasa el eje EJ\_005 por el engranaje, rodamiento y prisionero. Figura A.20e.
  33. Se fija la posición de dicho eje con dos tornillos de métrica 6 y 20mm, T\_M6\_L20. Figura A.20f.



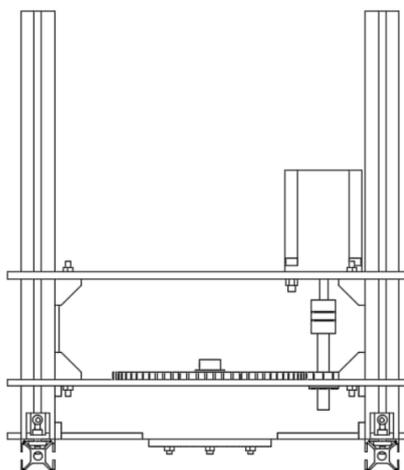
(a) Paso 28.



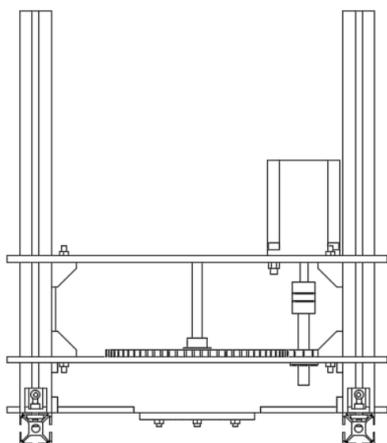
(b) Paso 29.



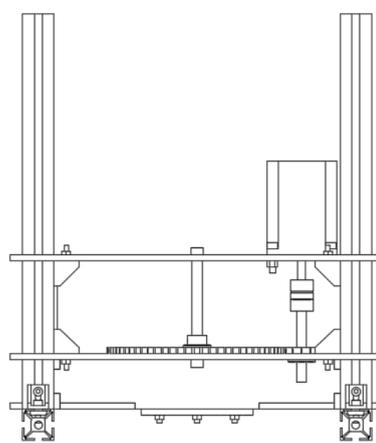
(c) Paso 30.



(d) Paso 31.



(e) Paso 32.



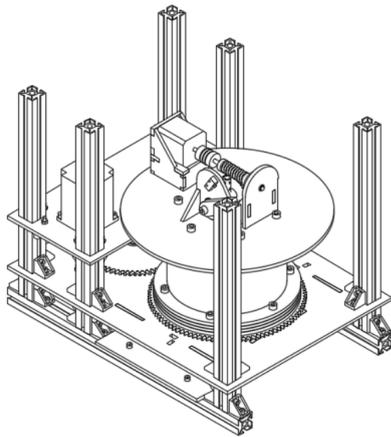
(f) Paso 33.

Figura A.20: Ensamblaje del eje de adaptación de par y velocidad.

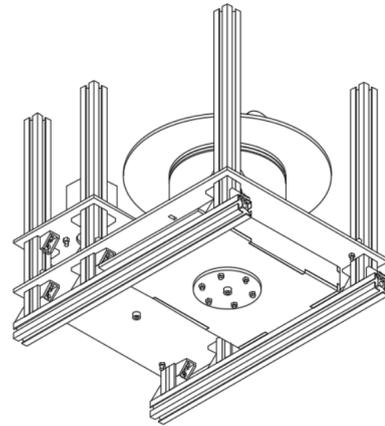
Se completa el mecanismo de giro instalando el engranaje de la balanza.

34. Se sitúa el bloque de la balanza en su posición. Figura A.21a.

35. Por la parte de debajo se atornilla un tornillo de métrica 6 y 20 mm de longitud al eje, de forma que se impide su movimiento. Figura A.21b.



(a) Paso 34.



(b) Paso 35.

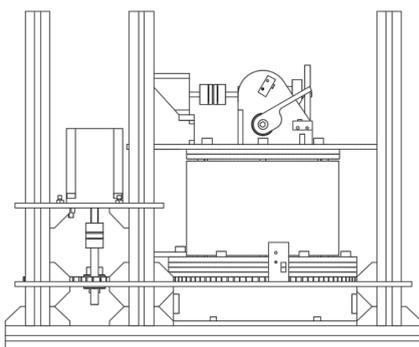
Figura A.21: Ensamblaje del eje de adaptación de par y velocidad.

Se colocan los soportes de los finales de carrera en la base de los engranajes.

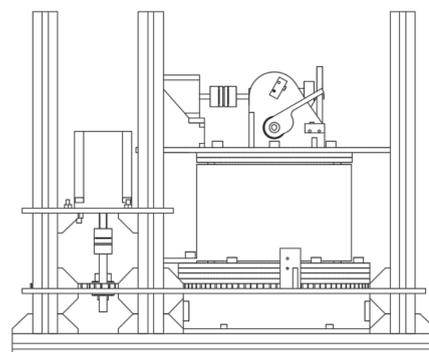
36. Se coloca la pieza SF\_001 en su posición como se indica en la Figura A.22a.

37. Se añade al montaje la pieza SF\_002 de modo que sirva para sostener la pieza SF\_001. Las dos piezas se adhieren entre ellas y con la base mediante el uso de cianocrilato.

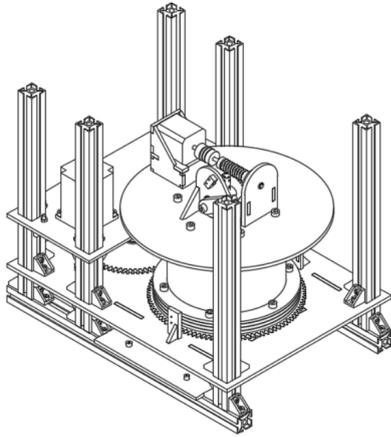
38. Se realiza la misma operación para el segundo soporte, al otro lado de la balanza.



(a) Paso 36.



(b) Paso 37.

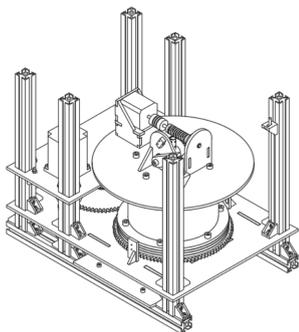


(c) Paso 38.

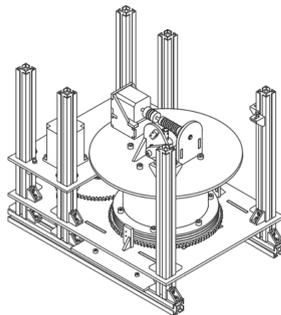
Figura A.22: Ensamblaje del eje de adaptación de par y velocidad.

Finalmente se ensambla el cierre superior de la estructura.

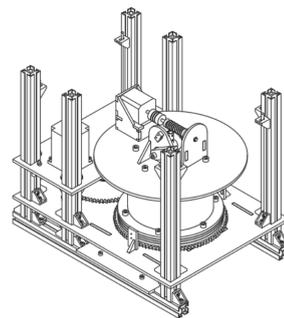
39. Con ayuda de la pieza LM\_002 se posicionan las escuadras que no van sobre la bandeja del motor. Las escuadras empleadas son las del paso 6 sobre el lado corto (Figura A.23a) y las del paso 17 para el borde largo (Figura A.23b).
40. Empleando en este caso la pieza LM\_003 se posicionan las escuadras que van sobre la bandeja del motor. De nuevo se emplean en el modo descrito en el paso anterior. Las del paso 6 sobre el lado corto (Figura A.23c) y las del paso 17 para el borde largo (Figura A.23d).
41. Se posiciona la pieza LM\_007 sobre las cuadernas. Figura A.23e.
42. Se fija su posición mediante las escuadras que se presentaron en el paso 17. Figura A.23f.
43. Se atornillan a los perfiles de aluminio las escuadras del paso 3. Figura A.23g.
44. Se finaliza atornillando a esas escuadras las vigas V\_001. Figura A.23h.
45. Se añaden los finales de carrera en sus respectivas posiciones. Figura A.23i.



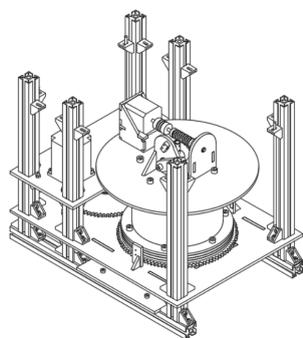
(a) Paso 39.



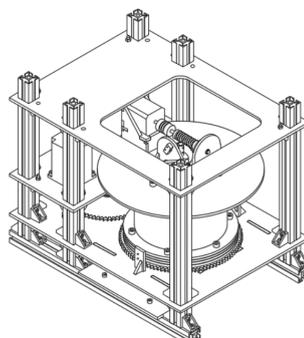
(b) Paso 39.



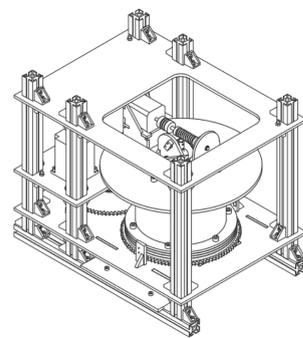
(c) Paso 40.



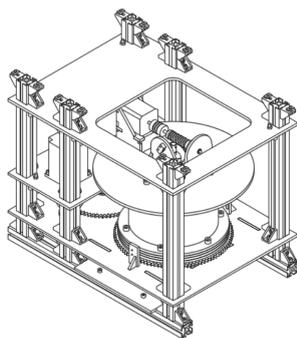
(d) Paso 40.



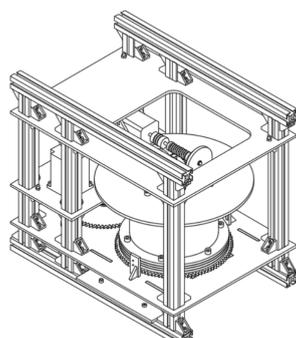
(e) Paso 41.



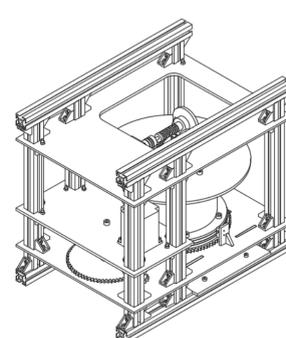
(f) Paso 42.



(g) Paso 43.



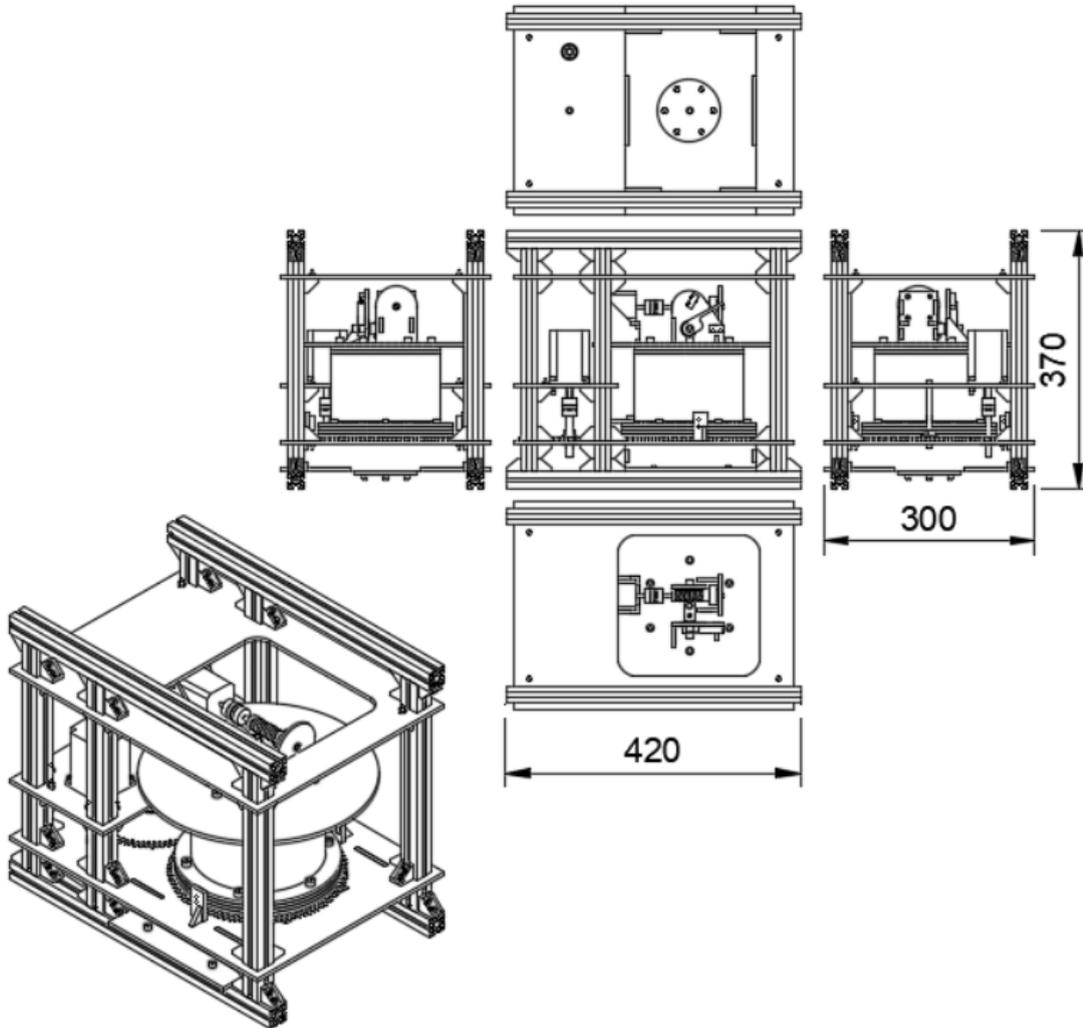
(h) Paso 44.



(i) Paso 45.

Figura A.23: Ensamblaje de la tapadera superior y finales de carrera.

Figura A.24: Ensamblaje final del sistema de anclaje y posicionamiento de la balanza.



El sistema de anclaje tiene una masa total aproximada de 8.5 kg.