

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio



**Estudio aerodinámico del
estabilizador horizontal bioinspirado
para un vehículo aéreo de tamaño
reducido (MAV)**

TESIS DOCTORAL

Presentada para optar al título de Doctor por:

Estela Barroso Barderas

Master en Ingeniería Aeronáutica

Madrid, 2023



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica
y del Espacio

Doctorado en Ingeniería Aeroespacial

**Estudio aerodinámico del
estabilizador horizontal bioinspirado
para un vehículo aéreo de tamaño
reducido (MAV)**

TESIS DOCTORAL

Presentada para optar al título de Doctor por:

Estela Barroso Barderas

Master en Ingeniería Aeronáutica

Bajo la dirección de:

Dr. Ángel Antonio Rodríguez Sevillano

Dr. Rafael Bardera Mora

Madrid, 2023

Título: Estudio aerodinámico del estabilizador horizontal bioinspirado para un vehículo aéreo de tamaño reducido (MAV)

Autor: Estela Barroso Barderas

Programa de Doctorado: Ingeniería Aeroespacial

Dirección de tesis:

Dr. Ángel Antonio Rodríguez Sevillano, Profesor Titular de Universidad en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio de la Universidad Politécnica de Madrid (ETSIAE, UPM) (Director).

Dr. Rafael Bardera Mora, Jefe de Laboratorio de Aerodinámica de Baja Velocidad en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) (Codirector).

Revisores externos:

Tribunal de tesis:

Fecha de defensa:

Agradecimientos

A mi director de tesis en el INTA, Rafael Bardera, por su guía experta y dedicación en el desarrollo de este trabajo. Su gran conocimiento en el campo y su compromiso fueron esenciales para la realización de esta tesis.

A mi director de la Universidad, Ángel Rodríguez-Sevillano, por su gran ayuda y orientación precisa a lo largo de este trabajo. Su disposición para abordar cualquier cuestión relacionada con el trabajo fue crucial para garantizar el desarrollo del mismo.

A mis padres y hermano, quienes han sido un pilar fundamental de apoyo y comprensión a lo largo de todos mis años de estudio en la Universidad.

A mis compañeros y analistas de INTA, por ayudarme durante la realización de los ensayos en túnel de viento. Por sus ánimos y constante apoyo durante el desarrollo del trabajo.

Abstract

Bird tails play a significant role in aerodynamics and stability during flight. This paper investigates the use of bio-inspired horizontal stabilizers for Micro Air Vehicles (MAVs) with a Zimmerman wing-body geometry. A selection of five tail shapes of the main types existing in nature is presented, a sensitivity analysis of the most relevant horizontal stabilizer geometric parameters for increasing the longitudinal stability of the vehicle is performed, and stationary CFD-RANS simulations are performed to obtain a higher fidelity analysis in order to obtain an optimal design of each horizontal stabilizer. Then, 3-component external balance force measurements of the optimal configurations of each horizontal stabilizer are performed in wind tunnel, and the *square fan-shaped horizontal stabilizer* (*R.HSF – tail*) is selected as the optimal horizontal stabilizer that will provide the highest aerodynamic efficiency while maintaining high longitudinal stability on the vehicle. In summary, this work represents an innovative investigation that focuses on improving both aerodynamic efficiency and longitudinal stability through the implementation of a horizontal stabilizer inspired by bird biomechanics, especially for vehicles of this type.

Resumen

Las colas de las aves desempeñan un papel muy importante en la aerodinámica y la estabilidad del vuelo. En este documento se investiga el uso de estabilizadores horizontales bioinspirados para micro-vehículos aéreos no tripulados con una geometría de cuerpo-ala *Zimmerman*. Se presenta una selección de cinco formas de cola de los principales tipos existentes en la naturaleza, se realiza un análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos de estabilizador horizontal más relevantes para aumentar la estabilidad longitudinal del vehículo, y se realizan simulaciones CFD-RANS estacionarias para obtener un análisis de mayor fidelidad con el fin de obtener un diseño óptimo de cada estabilizador horizontal. A continuación, se realizan medidas de fuerzas con balanza externa de 3 componentes (específicamente diseñada, fabricada y calibrada en INTA para este propósito) de las configuraciones óptimas de cada estabilizador horizontal en túnel de viento, y se selecciona el estabilizador horizontal en forma de abanico cuadrado (*R.HSF – tail*) como el estabilizador horizontal óptimo que proporcionará la mayor eficiencia aerodinámica a la vez que mantendrá una alta estabilidad longitudinal en el vehículo. En resumen, este trabajo representa una investigación innovadora que se enfoca en mejorar tanto la eficiencia aerodinámica como la estabilidad longitudinal a través de la implementación de un estabilizador horizontal inspirado en la biomecánica de las aves, especialmente para vehículos de este tipo.

Tabla de Contenido

Agradecimientos	i
Abstract	iii
Resumen	v
Lista de Figuras	xiii
Lista de Tablas	xix
Abreviatura y acrónimos	xv
Abreviatura y acrónimos griegos.....	xix
Nomenclatura de las colas de las aves	xix
1. Introducción	1
1.1. Estado del arte	1
1.2. Contenido de la memoria.....	9
2. Motivación	11
2.1. Objetivos previstos	11
3. Planteamiento del problema.....	15
3.1. Modelo MAV bioinspirado.....	15
3.2. Selección de configuraciones de estabilizador horizontal	17
3.2.1. Parámetros geométricos de estabilizador horizontal	22
3.3. Actuaciones generales del movimiento del vehículo MAV	23
3.4. Estabilidad estática longitudinal con mandos fijos	27
4. Materiales y métodos	31
4.1. Métodos numéricos	31
4.1.1. Herramienta de software XFLR5.....	31
4.1.2. Herramienta de software CFD	32
4.2. Instalaciones en INTA.....	32
4.2.1. Túnel aerodinámico de baja velocidad Westenberg.....	32
4.2.2. Túnel aerodinámico de baja velocidad n°1 INTA	33

4.3. Prototipo de balanza externa de 3 componentes	34
4.3.1. Diseño de la balanza externa	34
4.3.2. Fabricación de la balanza externa	44
4.3.3. Ensamblaje de la balanza externa y el modelo MAV.	49
4.3.3. Conexiones eléctricas.....	49
4.3.4. Proceso de calibración.....	52
4.3.5. Verificación del proceso de calibración	73
4.4. Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV).....	77
4.5. Prototipo de modelo MAV	79
4.6. Descripción de los ensayos aerodinámicos en túnel de viento.....	82
4.6.1. Ensayos de medida de fuerzas con balanza externa	82
4.6.2. Ensayos de medida de velocidad con PIV	84
5. Estudio numérico del MAV.....	87
5.1. Estudio numérico con XFLR5	88
5.1.1. Análisis de estabilidad longitudinal del vehículo.....	88
5.1.2. Optimización de configuraciones de estabilizador horizontal.....	93
5.2. Estudio numérico con CFD	94
6. Análisis de resultados.....	97
6.1. Análisis de estabilidad longitudinal del MAV	97
6.1.1. Criterio de selección de las configuraciones de estabilizador horizontal mejoradas	98
6.2. Resultados numéricos computacionales con CFD	101
6.2.1. Estabilizador horizontal con forma en cuña (<i>HW-tail</i>)	101
6.2.2. Estabilizador horizontal con forma dentada (HN-tail)	103
6.2.3. Estabilizador horizontal con forma de abanico cuadrado (HSF-tail)	104
6.2.4. Estabilizador horizontal con forma de abanico redondeado (HRF-tail)	106
6.2.5. Estabilizador horizontal en forma bifurcada (HFK-tail).....	107

6.2.6. Selección de las configuraciones finales óptimas.....	109
6.3. Medida de fuerzas con balanza externa en túnel de viento.....	110
6.4 Medidas de fuerzas con el estabilizador horizontal óptimo R.HSF-tail	118
6.5. Análisis de los mapas del flujo mediante PIV	123
6.6. Análisis comparativo de los coeficientes aerodinámicos.....	130
7. Conclusiones.....	135
7.1. Conclusiones	135
7.2. Líneas futuras de investigación.....	139
Bibliografía.....	143

Lista de Figuras

Figura 1: Ejemplos de las colas de aves más típicas.	xx
Figura 2: Superficies de control convencionales de una aeronave (izquierda) y de aves (derecha) [51].	5
Figura 3: Modelo MAV bioinspirado.	15
Figura 4: Configuración de ala Zimmerman.....	16
Figura 5: Perfil del fuselaje (Whitcomb II) y del ala Zimmerman (Eppler 61).	16
Figura 6: Diagrama de flujo para la implementación de un estabilizador horizontal bioinspirado en el vehículo MAV.....	18
Figura 7: Formas en planta de las colas de aves más típicas.	20
Figura 8: Configuraciones propuestas de estabilizador horizontal inspiradas en las colas de las aves [76].	21
Figura 9: Criterio de signos para el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal.	23
Figura 10: Criterio de signos para el ángulo diedro del estabilizador horizontal.	23
Figura 11: Nomenclatura convencional del movimiento de vehículos aéreos.	24
Figura 12: Fuerzas sobre el modelo MAV.....	27
Figura 13: Fuerzas y momentos que actúan sobre el MAV sin cola (Perfil Eppler 61 en verde).....	28
Figura 14: Túnel de viento de baja velocidad Westenberg de INTA.	33
Figura 15: Configuración y componentes del túnel de viento de baja velocidad n°1 de INTA.....	33
Figura 16: Momento y fuerzas que se van a medir con la balanza externa.	35
Figura 17: Esquema de las fuerzas generadas en los componentes de la balanza externa.....	36

Figura 18: Distancia longitudinal del punto de referencia O donde se mide el momento de cabeceo.....	39
Figura 19: Esquema general de la balanza externa de 3 componentes.....	40
Figura 20: Vista 3D de la balanza externa generada con el software CATIA V5.....	41
Figura 21: Vista general del detalle A.	42
Figura 22: Vista general del detalle B.	42
Figura 23: Vista general del detalle C.	43
Figura 24: Vista general del detalle D.	43
Figura 25: Balanza externa de 3 componentes con el semi-modelo MAV. ...	44
Figura 26: Vista frontal de la parte inferior de la balanza externa.....	46
Figura 27: Célula de carga de 1000 g (izquierda) y célula de carga de 200 g (derecha).....	47
Figura 28: Configuración binocular de las galgas extensométricas trabajando a tracción y compresión (izquierda) y puente de Wheatstone (derecha).	48
Figura 29: Posición de LC-3 para la medida de sustentación (izquierda) y LC-2 para la de resistencia (derecha).	48
Figura 30: Vista lateral del ensamblaje de la balanza externa y el semi - modelo MAV.....	49
Figura 31: Conexiones eléctricas de las células de carga de la balanza externa.....	50
Figura 32: Vista frontal de las conexiones eléctricas.	51
Figura 33: Tarjeta Arduino y módulos HX711 ubicados en el interior de las cajas protectoras fabricadas con material aditivo (cajas negras).	51
Figura 34: Piezas mecanizadas en aluminio que componen el rig de calibración (x2 piezas circulares (izquierda), x2 piezas cuadradas (centro) y x6 poleas (derecha)).	53
Figura 35: Diferentes vistas del rig de calibración.....	53
Figura 36: Soporte para posicionar las poleas durante la calibración.....	54
Figura 37: Esquema del rig de calibración y dirección de fuerzas y momento.	55

Figura 38: Procedimiento de aplicación de cargas. En la izquierda se muestran distintos componentes de la calibración, y en la derecha un ejemplo de aplicación de cargas.	56
Figura 39: Pesas utilizadas durante la calibración.	57
Figura 40: Aplicación de cargas en el caso de fuerzas puras con valores de carga teóricos. Fuerza de sustentación pura (izq.) y fuerza de resistencia (der.)	59
Figura 41: Aplicación de cargas para generar un momento de cabeceo puro ($2/3M_{y_{max}}$) con valores teóricos.	60
Figura 42: Adquisición de señales de salida de las 3 células de carga.	63
Figura 43: Desglose de la expresión de 2° orden de las fuerzas de la balanza.	64
Figura 44: Construcción de matrices de fuerzas $[F]$ y de señales de salida $[U]$	67
Figura 45: Matriz de calibración obtenida con el método matemático con términos lineales.	69
Figura 46: Matriz de calibración obtenida con el método matemático con términos lineales y cuadráticos.	69
Figura 47: Matriz de calibración obtenida con el método matemático con términos lineales, cuadráticos y cruzados.	69
Figura 48: Residuo de sustentación adimensional.	70
Figura 49: Residuo de resistencia aerodinámica adimensional.	71
Figura 50: Residuo de momento de cabeceo adimensional.	71
Figura 51: Fuerza de sustentación real y medida con la balanza.	74
Figura 52: Fuerza de resistencia aerodinámica real y medida con balanza.	74
Figura 53: Momento de cabeceo real y medido con la balanza.	75
Figura 54: Fuerza de sustentación real y medida con la balanza en gramos.	75
Figura 55: Fuerza de resistencia real y medida con balanza en gramos.	76

Figura 56: Momento de cabeceo real y medido con balanza en gramos por metro.	76
Figura 57: Técnica de Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV).....	78
Figura 58: Semi-modelo MAV (izquierda) y semi-estabilizador horizontal (derecha) sobre la mesa de impresión.	80
Figura 59: Detalle de la unión del modelo MAV y la balanza externa.	81
Figura 60: Unión entre el estabilizador horizontal y el modelo MAV.	81
Figura 61: Configuraciones propuestas de estabilizadores horizontales. ...	82
Figura 62: MAV unido a la balanza externa dentro del túnel de viento Westenberg.....	83
Figura 63: MAV carenado con el tubo fuselado en el túnel de viento Westenberg.....	84
Figura 64: Posición plano láser para la medida de velocidad con PIV en el túnel de viento N°1 de INTA.	85
Figura 65: Diagrama de flujo del proceso de cálculo de la estabilidad longitudinal. Las fases naranjas corresponden al estudio numérico descrito en este Capítulo.	87
Figura 66: Fases del proceso iterativo de la primera fase de cálculo con XFLR5.	88
Figura 67: Estimación de los pesos correspondientes a cada componente del vehículo y la posición longitudinal del centro de gravedad x_{cg} con respecto al borde de ataque del ala.....	89
Figura 68: Posición del estabilizador horizontal respecto al borde de ataque del ala.	92
Figura 69: Etapas del proceso de optimización de cada estabilizador con XFLR5.	93
Figura 70: Dominio computacional, dimensiones en función de la longitud del modelo y malla 3D con celdas tetraédricas.....	95
Figura 71: Coeficiente de estabilidad estática longitudinal C_m del MAV con el estabilizador HN variando la envergadura (a), la cuerda en la raíz (b), el alargamiento (c), el ángulo diedro (d) y el ángulo de incidencia (e).....	98
Figura 72: Curva polar (izquierda) y curva de sustentación (derecha).	99

Figura 73: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de <i>HW – tail</i>	102
Figura 74: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de <i>HN – tail</i>	103
Figura 75: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de <i>HSF – tail</i>	105
Figura 76: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de <i>HRF – tail</i>	106
Figura 77: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de <i>HFK – tail</i>	108
Figura 78: Coeficiente de sustentación (<i>CL</i>) obtenido con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.	110
Figura 79: Coeficiente de resistencia aerodinámica (<i>CD</i>) obtenido con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador.	111
Figura 80: Curva polar (<i>CD – CL</i>) obtenida con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.	112
Figura 81: Eficiencia aerodinámica (<i>E</i>) obtenida con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal. ..	113
Figura 82: Coeficiente de momento de cabeceo (<i>Cm</i>) respecto O obtenido con balanza las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.....	114
Figura 83: Posición centro aerodinámico (C.A.) del vehículo.....	115
Figura 84: Características aerodinámicas para fase de crucero con ángulo de ataque $\alpha = 0^\circ$ para todas las configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.	116
Figura 85: Características aerodinámicas en la fase de crucero con ángulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ para todas las configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.	117
Figura 86: Criterio de signos para la deflexión del estabilizador horizontal.	119

Figura 87: Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal R-HSF para varios ángulos de incidencia.	120
Figura 88: Coeficiente de resistencia aerodinámica del estabilizador horizontal R-HSF para varios ángulos de incidencia.	121
Figura 89: Coeficiente de momento de cabeceo del estabilizador horizontal R-HSF para varios ángulos de incidencia.	122
Figura 90: Mapas de velocidad adimensional PIV del MAV con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = 0^\circ$	124
Figura 91: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = -5^\circ$	126
Figura 92: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = +5^\circ$	127
Figura 93: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = -10^\circ$	128
Figura 94: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = +10^\circ$	129
Figura 95: Curvas del coeficiente de sustentación obtenido con balanza externa en túnel de viento y simulaciones CFD de la configuración de estabilizador óptimo, <i>HSF – tail</i>	131
Figura 96: Curvas del coeficiente de resistencia obtenidas con balanza externa en túnel de viento y simulaciones CFD de la configuración de estabilizador óptimo, <i>HSF – tail</i>	132
Figura 97: Curvas polares obtenidas con balanza externa en túnel de viento y simulaciones CFD de la configuración de estabilizador óptimo, <i>HSF – tail</i>	133

Lista de Tablas

Tabla 1: Características geométricas del MAV bioinspirado [47].....	17
Tabla 2: Pesos reales de las pesas utilizadas en la calibración.	58
Tabla 3: Fase de carga y descarga para generar fuerza de sustentación pura + L	59
Tabla 4: Fase de carga y descarga para generar fuerza de resistencia pura - D	59
Tabla 5: Fase de carga y descarga para generar momento de cabeceo puro + My	61
Tabla 6: Fase de carga y descarga para generar sustentación combinada con resistencia + $2/3 L_{max}$ y + D	61
Tabla 7: Fase de carga y descarga para generar sustentación combinada con momento de cabeceo + L_{max} y + My	62
Tabla 8: Estado de carga de resistencia aerodinámica combinada con momento de cabeceo - $1/3 D_{max}$ y + My	62
Tabla 9: Valores medios y desviación típica de residuos adimensionalizados con FS.	72
Tabla 10: Verificación con cargas distintas a las de calibración.....	77
Tabla 11: Error en la medida de cada componente.	77
Tabla 12: Valores de alargamiento de cola de distintas especies [54].	90
Tabla 13: Dimensiones de la paloma y el vehículo MAV de estudio.....	90
Tabla 14: Valores iniciales de cada configuración de estabilizar horizontal.	91
Tabla 15: Nuevos parámetros geométricos de cada estabilizar horizontal. .	92
Tabla 16: Características geométricas de las mejores configuraciones de estabilizador obtenidas del análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos.....	100
Tabla 17: Variación de los parámetros aerodinámicos con $HW - tail$	102
Tabla 18: Variación de los parámetros aerodinámicos con $HN - tail$	104
Tabla 19: Variación de los parámetros aerodinámicos con $HSF - tail$	105

Tabla 20: Variación de los parámetros aerodinámicos con <i>HRF – tail</i>	107
Tabla 21: Variación de los parámetros aerodinámicos con <i>HFK – tail</i>	109
Tabla 22: Selección final de las configuraciones de estabilizador horizontal óptimas.	109
Tabla 23: Parámetros aerodinámicos de las mejores configuraciones.....	118
Tabla 24: Variación de los parámetros aerodinámicos de distintas configuraciones.....	118

Abreviatura y acrónimos

AR_w	Alargamiento del ala
AR_h	Alargamiento del estabilizador horizontal
[A]	Matriz de Calibración de la balanza de medidas de fuerzas
b_h	Envergadura del estabilizador horizontal
b_w	Envergadura
B.A.	Borde de ataque del ala
<i>BMAV</i>	Micro Vehículo Aéreo No Tripulado Biomimético
c_{rw}	Cuerda en la raíz del ala
c_{rh}	Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal
c_{tw}	Cuerda en la punta del ala
c_{ma}	Cuerda media aerodinámica del ala
c_{mg}	Cuerda media geométrica del ala
<i>C. A.</i>	Centro aerodinámico
<i>C. G.</i>	Centro de gravedad
C_D	Coefficiente de resistencia aerodinámica
C_{Dmin}	Coefficiente de resistencia mínima
C_L	Coefficiente de sustentación
C_{Lmax}	Coefficiente de sustentación máximo
$C_{L\alpha}$	Pendiente de la curva de sustentación
C_{L0}	Coefficiente de sustentación para $\alpha = 0^\circ$
C_m	Coefficiente de momento de cabeceo
C_{mac}	Coefficiente de momento de cabeceo respecto <i>C. A.</i>
$C_{m\alpha}$	Derivada de estabilidad longitudinal respecto de α

C_{m0}	Coefficiente de momento de cabeceo para $\alpha = 0^\circ$
<i>CFD</i>	Dinámica de fluidos computacional
d	Anchura del fuselaje
D	Fuerza de resistencia aerodinámica
D_{max}	Fuerza de resistencia aerodinámica máxima
E	Eficiencia aerodinámica
E_{max}	Eficiencia aerodinámica máxima
<i>ETSIAE</i>	Escuela Técnica Superior Ingeniería Aeronáutica y Espacio
F_1	Fuerza vertical (según el eje Z) que actúa sobre $LC - 1$
F_2	Fuerza generada en $LC - 2$ en el mecanismo 2 en el eje
F_3	Fuerza vertical (según el eje Z) que actúa sobre $LC - 3$
<i>FFT</i>	Transformada Rápida de Fourier (Fast Fourier Transform)
<i>FMAV</i>	Micro Vehículo Aéreo No Tripulado de Ala Fija
FS	Fondo de escala
[F]	Matriz de fuerzas
h_{ac-cg}	Distancia vertical entre <i>C.A.</i> y <i>C.G.</i>
$\hat{h}_{ac-cg}$	Distancia vertical adimensional entre <i>C.A.</i> y <i>C.G.</i>
<i>HFK – tail</i>	Estabilizador horizontal en forma bifurcada
<i>HN – tail</i>	Estabilizador horizontal en forma dentada
<i>HRF – tail</i>	Estabilizador horizontal en abanico redondeado
<i>HSF – tail</i>	Estabilizador horizontal en abanico cuadrado
<i>HW – tail</i>	Estabilizador horizontal en forma de cuña
<i>INTA</i>	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
<i>LAR</i>	Bajo alargamiento alar (<i>Low Aspect Ratio</i>)
l	Longitud del fuselaje
l_1	Longitud total del mecanismo 1 de la balanza externa
l_{1x}, l_{3x}	Dimensiones del mecanismo 3 separadas por el pivote
P_3	Pivote 3

$l_{1z} \ l_{2z}$	Dimensiones del mecanismo 2 separadas por el pivote
P_2	Pivote 2
l_2	Longitud del mecanismo 2 de la balanza externa
l_3	Longitud total del mecanismo 3 de la balanza externa
L	Fuerza de sustentación
L_{max}	Fuerza de sustentación máxima
$LC - 1$	Célula de carga de 200 g para medir momento de cabeceo
$LC - 2$	Célula de carga de 1 kg para medir resistencia
$LC - 3$	Célula de carga de 200 g para medir sustentación
M	Número de Mach
M_{ac}	Momento de cabeceo aerodinámico respecto al C.A.
M_y	Momento de cabeceo
MAV	Micro Vehículo Aéreo No Tripulado
R_D	Residuo de resistencia aerodinámica
R_L	Residuo de sustentación
R_{M_y}	Residuo de momento de cabeceo
$R_D(\%FS)$	Residuo de resistencia aerodinámica adimensional
$R_L(\%FS)$	Residuo de sustentación adimensional
$R_{M_y}(\%FS)$	Residuo de momento de cabeceo adimensional
$\overline{R_{F_t}}(\%FS)$	Valor medio de residuo adimensional
Re	Número de Reynolds
$RMAV$	Vehículo Aéreo No Tripulado de Ala Rotatoria
$s_{F_t}(\%FS)$	Desviación típica de residuo adimensional
S_w	Superficie alar
S_h	Superficie de estabilizador horizontal

PIV	Velocimetría por Imágenes de Partículas
U_{∞}	Velocidad de la corriente libre
U_j	Señales de salida de los puentes de Wheatstone
UAV	Vehículo Aéreo No Tripulado
UPM	Universidad Politécnica de Madrid
$[U]$	Matriz de señales de voltaje de la balanza
W	Peso del vehículo
x_{ca}	Distancia longitudinal entre $C.A.$ y $B.A.$
$\hat{x}_{ca}$	Distancia longitudinal adimensional entre $C.A.$ y $B.A.$
x_{cg}	Distancia longitudinal entre $C.G.$ y $B.A.$
$\hat{x}_{cg}$	Distancia longitudinal adimensional entre $C.G.$ y $B.A.$
x	Dirección según la corriente libre del túnel
X, Y, Z	Ejes de la balanza externa de 3 componentes
X_b, Y_b, Z_b	Ejes cuerpo
y	Dirección según la envergadura del vehículo
z	Dirección perpendicular a la corriente del túnel

Abreviatura y acrónimos griegos

α	Ángulo de ataque del ala
Γ_w	Ángulo diedro del ala
Γ_h	Ángulo diedro del estabilizador horizontal
λ	Estrechamiento alar
ρ_∞	Densidad de la corriente libre de aire
μ_∞	Viscosidad dinámica de la corriente libre del aire
δ	Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal
θ	Ángulo de apertura del estabilizador horizontal
Δt	Tiempo entre pulsos del laser <i>PIV</i>

Nomenclatura de las colas de las aves

<i>Doubled – rounded – tail</i>	Cola doblemente redondeada
<i>Fan – tail</i>	Cola en forma de abanico
<i>Forked – tail</i>	Cola bifurcada
<i>Notched – tail</i>	Cola dentada
<i>Pointed – tail</i>	Cola puntiaguda
<i>Rounded – tail</i>	Cola redondeada
<i>Squared – tail</i>	Cola cuadrada
<i>Wedge – tail</i>	Cola en forma de cuña



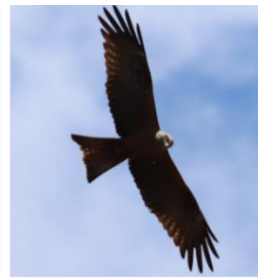
Cola cuadrada
Gorrión



Cola en abanico
Ratonero



Cola redondeada
Paloma



Cola dentada
Milano negro



Cola bifurcada
Golondrina



Cola en cuña
Buitre



Cola doblemente redondeada
Pájaro lira



Cola puntiaguda
Pájaro carpintero

Figura 1: Ejemplos de las colas de aves más típicas.

1. Introducción

1.1. Estado del arte

El avance tecnológico, tanto en el ámbito civil como en el militar, ha inspirado la concepción de innovadores conceptos de vehículos aéreos no tripulados, conocidos como UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*) [1-3]. En la actualidad, se encuentra disponible una amplia variedad de estos vehículos, los cuales se clasifican en distintas categorías según sus capacidades y funciones específicas, diseñados para abordar misiones particulares de acuerdo con su propósito original [4]. En ciertas misiones, se requiere equipar estos vehículos con microcámaras y sensores de luz, permitiéndoles llevar a cabo tareas de vigilancia, reconocimiento o detección de sustancias químicas, radiológicas, nucleares, biológicas o explosivas [5-6]. Además, también se desempeñan funciones de apoyo durante situaciones de desastre natural, como terremotos, erupciones volcánicas o incendios forestales [7]. Más allá de las múltiples aplicaciones potenciales, es importante destacar que el tamaño del vehículo representa uno de los factores de diseño de mayor influencia en los costes de su fabricación [8]. Es por ello que el diseño de vehículos de tamaño reducido, que se asemejan en escala a las aves, conlleva una reducción significativa en los costes de desarrollo y fabricación. Además, estos vehículos poseen la ventaja de poder operar en entornos extremadamente desafiantes que resultarían inaccesibles para vehículos de gran envergadura [9]. Por esta razón, en años recientes, ha surgido un notable interés en el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados de dimensiones muy reducidas. Este enfoque ha motivado a ingenieros e investigadores de todo el mundo a centrarse en una categoría particular de estos vehículos: los Micro Vehículos Aéreos No Tripulados, también conocidos como MAVs (*Micro Air Vehicles*) [10-13].

El concepto de Micro Vehículos Aéreos No Tripulados (MAV) surgió por primera vez a finales de la década de 1990, impulsado principalmente por la DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency). Su interés se enfocó en el desarrollo de MAVs para operar en entornos urbanos y en condiciones

de combate, donde la capacidad de observación y maniobrabilidad eran fundamentales [14].

Los investigadores Hassanalian y Abdelkefi [15] realizaron un estudio en el cual definen vehículos MAVs como aquellos que tengan un tamaño inferior a 500 mm con una masa máxima de despegue de aproximadamente 200 g, presentando un bajo alargamiento (*Low-Aspect-Ratio*, *LAR*) con valores de $AR < 2$, y una baja carga alar (W / S). Sus misiones deben tener un alcance (distancia de vuelo) cercano a los 15 km y una autonomía (tiempo de vuelo) en torno a los 30 minutos [16]. Estos vehículos requieren control, comunicación y navegación, y un sistema de propulsión compacto y ligero con una alta eficiencia para cumplir con las capacidades de alcance y autonomía.

El diseño de estos vehículos se ve limitado por la aerodinámica de bajos números de Reynolds ($Re = 10^4 - 10^5$), lo cual representa un desafío significativo en términos de generar la suficiente sustentación al tiempo que se cumplen los requisitos de control y estabilidad para la misión [17-19]. La similitud entre el régimen de vuelo operativo de los Micro Vehículos Aéreos No Tripulados (MAVs) y el de las aves representa una ventaja significativa en términos de adaptación de los mecanismos de vuelo de las aves a la aeronáutica [20]. Dicha similitud permite explorar y aplicar los principios de vuelo de las aves en estos vehículos a un nivel de detalle que no es posible alcanzar con las aeronaves convencionales de mayor tamaño.

Algunas de las razones por las cuales la adaptación de los mecanismos de vuelo de las aves es más conveniente en los vehículos MAVs incluyen [21-23]:

- **Tamaño y escala:** estos vehículos son más pequeños que las aeronaves convencionales, por lo que esto facilita la aplicación de mecanismos de vuelo de aves en MAVs.
- **Maniobrabilidad:** la capacidad que tienen las aves para cambiar rápidamente de dirección o mantenerse estacionarios en el aire puede ser bastante ventajoso en los escenarios en los cuales los MAVs operan.
- **Eficiencia energética:** la conservación de energía durante el vuelo es especialmente valiosa en los vehículos MAVs, que están limitados por la capacidad de sus baterías.

- **Versatilidad:** las aves tienen una amplia gama de técnicas de vuelo de adaptación en distintos entornos, por lo que los MAVs pueden beneficiarse de esta versatilidad seleccionando los mecanismos de vuelo adecuados para misiones específicas.

La adaptación y aplicación de los mecanismos de vuelo de aves en MAVs puede conducir a mejoras significativas en maniobrabilidad, versatilidad y eficiencia de estos vehículos de pequeño tamaño. En este contexto, a lo largo de los años, se ha desarrollado una amplia variedad de MAVs inspirados en la naturaleza, ya sea en la forma de aves o en las características de ellas [24-27]. Estos vehículos MAVs se han diseñado con el objetivo de llevar a cabo diversas misiones.

Actualmente, los MAVs pueden clasificarse en tres categorías [28]: Micro Vehículo Aéreo de Alas Rotatorias (*Rotatory Micro Air Vehicle*, RMAV) [29-30], Micro vehículo Aéreo de Alas Fijas (*Fixed Micro Air Vehicle*, FMAV) [31] y Micro vehículo Aéreo de Alas Biomiméticas (también llamado vehículo biomimético, por sus siglas en inglés *Biomimetic Micro Air Vehicle*, BMAV) [32-36] según sus características aerodinámicas y de vuelo.

Dado que la presente Tesis Doctoral se enfoca en un Micro Vehículo Aéreo No Tripulado (MAV) de ala fija con forma en planta Zimmerman [37], únicamente se va a realizar una revisión bibliográfica de esta categoría.

Chen [38] examinó las ventajas de emplear un diseño de ala Zimmerman en un Micro Vehículo Aéreo No Tripulado de Ala Fija (FMAV). Durante su investigación, analizó tres tipos de alas: Zimmerman, inversa-Zimmerman y trapezoidal, llegando a la conclusión que el ala Zimmerman demostró ser la de mayor estabilidad estática longitudinal y eficiencia aerodinámica.

En otra investigación llevada a cabo por Hassanalian y Abdelkefi [39], se determinó el valor óptimo de alargamiento, carga alar y carga de empuje que maximiza la eficiencia aerodinámica de un vehículo MAV con ala Zimmerman. Este análisis se llevó a cabo utilizando un método de paneles 3D.

La configuración de ala Zimmerman ha sido implementada en diversos prototipos de Micro Vehículos Aéreos No Tripulados (MAVs). Algunos ejemplos notables incluyen los desarrollados por instituciones como la

Universidad de Glasgow [40], la Universidad de Arizona [41], la Universidad de Sheffield [42] y la Universidad de Florida [43].

El diseño base del Micro Vehículo Aéreo No Tripulado (MAV) que se aborda en la presente Tesis Doctoral se caracteriza por su configuración ala-cuerpo de tipo Zimmerman, con una envergadura de 0.32 m, una longitud de 0.30 m y un alargamiento de 2.50. En estudios previos realizados en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) se analizó experimentalmente la aerodinámica de la configuración base de este vehículo [44-47]. Un aspecto importante a destacar es que este vehículo no dispone de superficies de control convencionales para el control y estabilidad durante el vuelo. Por consiguiente, el objetivo principal de esta Tesis Doctoral se centra en la implementación de un estabilizador horizontal, inspirado en las características de las colas de aves, con el propósito de mejorar significativamente las características aerodinámicas y la estabilidad longitudinal en vuelo de este vehículo MAV.

Las aves han demostrado una maniobrabilidad asombrosa que representa un continuo desafío para el desarrollo de Vehículos Aéreos No Tripulados de tamaño similar. Las aves presentan una alta capacidad para modificar tanto la forma de sus alas como la cola durante el vuelo, permitiéndoles controlar activamente sus movimientos tanto en dirección lateral como en longitudinal. Este gran avance en la comprensión del vuelo de las aves, combinado con el progreso en las capacidades de fabricación de este tipo de vehículos (como es la fabricación aditiva de modelos a escala para realizar ensayos en túnel de viento) y sus aplicaciones, ha impulsado la investigación y desarrollo de vehículos inspirados en la biología aviar. Es por ello, que es necesario destacar el estado actual de conocimiento en cuanto a la aerodinámica, al control de vuelo y la estabilidad de los Vehículos Aéreos No Tripulados morfológicos inspirados en las aves [48-50].

Hayvey [51] realizó una exhaustiva revisión de la literatura sobre la estabilidad de Vehículos Aéreos No Tripulados inspirados en aves, adoptando tanto una perspectiva biológica como de ingeniería. La morfología de la cola contribuye a la generación del momento de cabeceo mediante la dispersión y la incidencia de la misma, así como con la rotación de la cola se consigue controlar el momento lateral. Por consiguiente, este estudio se centra en el

control longitudinal y lateral, proporcionado por la morfología de la cola y las alas, y destaca las implicaciones potenciales de cada diseño.

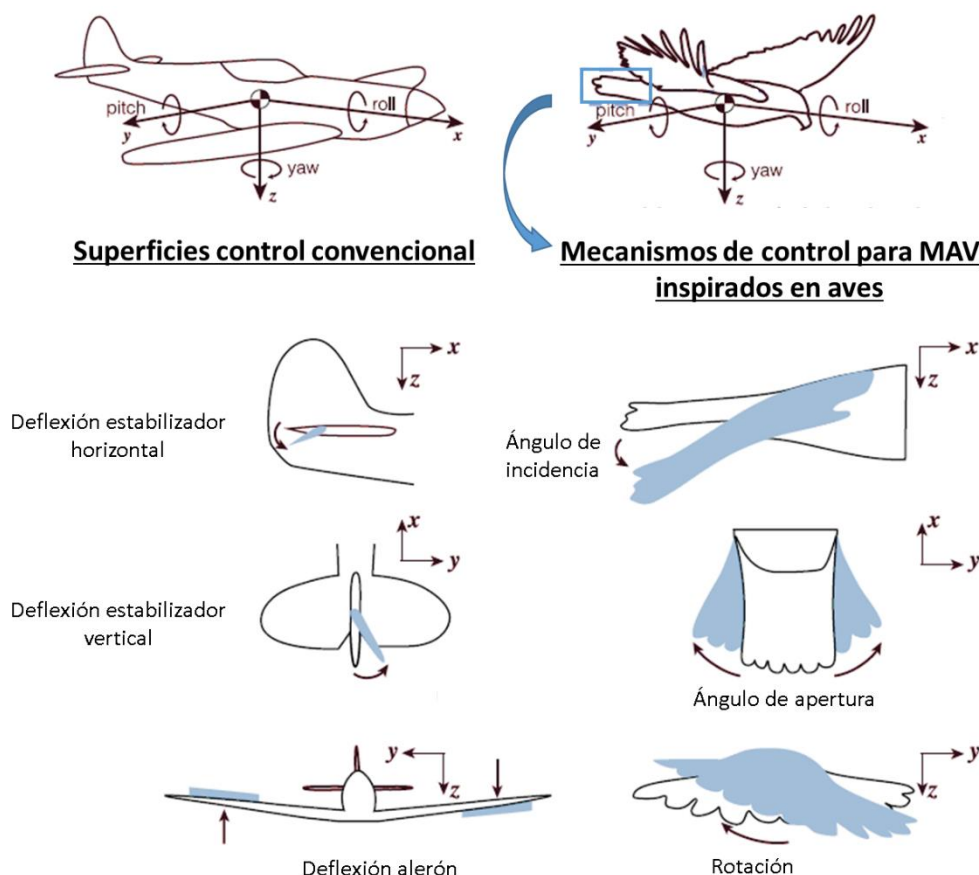


Figura 2: Superficies de control convencionales de una aeronave (izquierda) y de aves (derecha) [51].

El diseño de UAV más avanzado en incorporar una cola bioinspirada, habiendo progresado a través de la fase de diseño, análisis y ensayos en vuelo, es el vehículo “*LisHawk*” desarrollado por los autores Ajanic, Feroskhan, Mintchev, Noca y Floreano en [52]. Este vehículo se inspira en el azor septentrional, que es un ave capaz de adaptar la cola y sus alas para conseguir agilidad y maniobrabilidad al volar en bosques y mantener vuelo estable y rápido para atrapar a sus presas en áreas abiertas. Para ello, los autores fabricaron un modelo con múltiples mecanismos que accionaban las plumas artificiales cambiando tanto la flecha como la superficie de ala y cola. En concreto, la cola se diseñó para modificar el ángulo de apertura, el ángulo de incidencia y la deflexión lateral respecto el eje Z del modelo (Figura 2). Los investigadores llevaron a cabo ensayos experimentales utilizando el vehículo con distintas combinaciones de ala y cola. Los resultados mostraron que una

sinergia de ambas estructuras permite obtener cambios en la agilidad, estabilidad, maniobrabilidad, rango de velocidad de vuelo y eficiencia energética. En resumen, los autores concluyeron que el vehículo “*LisHawk*”, inspirado en las aves, mejora la eficiencia aerodinámica en vuelo al cambiar la forma de su cola y alas, lo que produce una alta versatilidad y eficiencia en distintas condiciones de vuelo.

Un diseño de cola similar al utilizado en el vehículo “*LisHawk*”, con elementos superpuestos que se asemejan a las plumas, fue desarrollado por Zhen et.al [53]. A diferencia del diseño “*LisHawk*”, este nuevo diseño de cola es en forma bifurcada. La configuración de cola se diseñó con la capacidad de ajustar 3 parámetros clave: el ángulo de incidencia, ángulo de apertura y la rotación alrededor del eje del vehículo. Es importante destacar que, hasta la fecha, solamente se han realizado simulaciones preliminares para evaluar su desempeño.

El estudio realizado por Yanghai, Chen, Li y McGlinchey [54] se centra en mejorar la estabilidad de vehículos MAV con alas batientes similares a colibríes. Los investigadores diseñaron, fabricaron y optimizaron colas artificiales inspiradas en las colas de los colibríes para ensayarlas experimentalmente, y demostraron que estas colas artificiales pueden contribuir significativamente a la estabilidad de vehículos con alas batientes.

En estudios previos, se examinaron diseños de cola en los que se realizaron modificaciones únicamente en dos parámetros. Por ejemplo, Parga en [55] diseñó un mecanismo de cola giratoria en V con control en la rotación alrededor del eje X y ángulo de incidencia para su implementación en un pequeño vehículo aéreo no tripulado (Figura 1). Dado que existen similitudes entre el mecanismo de cola giratorio y la cola de muchas aves, la cola giratoria refleja una característica biomimética. Se realizaron medidas de fuerzas y momentos y se obtuvo que la cola giratoria presentaba un alto coeficiente de resistencia para un ángulo de ataque constante cuando el ángulo de incidencia de la cola se aumentó a 70° , lo que podría funcionar eficazmente como freno de aire (*air brake*). Otros ejemplos basados en la cola horizontal de las aves, son los diseños de cola utilizando actuadores MFC (*Macro Fiber Composite*) para el control de la guiñada en un amplio rango de ángulos de deslizamiento y el control de cabeceo realizados por Gamble e Inman [56] y por Perez-Sanchez et. al. en [57].

Chang diseñó un ingenioso mecanismo de cola con plumas artificiales inspirado en la paloma bravía (*Columbia livia*) [58]. Este diseño de cola presenta la capacidad de ajustar la inclinación, apertura, desviación lateral y rotación, con doble objetivo. En primer lugar, que sirva de plataforma para el control de vuelo en un vehículo aéreo no tripulado mediante la desviación lateral de la cola, y en segundo lugar, se buscó estudiar cómo la combinación de estos parámetros ajustables podría mejorar la maniobrabilidad del vehículo.

Una investigación reciente, liderada por Murayama et. al en [59], se centra en el desarrollo de un mecanismo de cola inspirado en las plumas de las colas de las aves para un vehículo bioinspirado. Con el propósito de evaluar su eficiencia aerodinámica, se llevaron a cabo medidas de fuerzas y momentos utilizando una balanza de seis componentes en un túnel de viento para evaluar la eficiencia aerodinámica. Los resultados obtenidos confirmaron que tanto la eficiencia aerodinámica como la maniobrabilidad del vehículo bioinspirado pueden ser controladas mediante la modificación de la actitud de la cola.

La implementación de un estabilizador horizontal que se inspire en las propiedades de las colas de aves representa una investigación pionera en el diseño de Micro Vehículos Aéreos No Tripulados (MAVs) con configuración Zimmerman.

En la naturaleza, las colas de las aves son estructuras aerodinámicas altamente especializadas que desempeñan un papel crucial en la aerodinámica, el control y la estabilidad del vuelo. La cola del ave actúa como un timón, permitiendo que el ave cambie su dirección en vuelo y ajuste su posición en el aire. Cuando un ave inclina su cola hacia un lado, crea una diferencia en la fuerza aerodinámica entre los lados, un momento aerodinámico, un desequilibrio, lo que permite giros y cambios de dirección. Las colas generan sustentación y resistencia para facilitar el giro del ave en sus 3 ejes (guiñada, cabeceo y balanceo) a la vez que mantienen su estabilidad en un amplio rango de velocidades de vuelo, por lo que son especialmente útiles en vuelos a baja velocidad. Durante las maniobras de despegue y aterrizaje, las colas proporcionan una sustentación adicional que mejoran las funciones del ala y mantienen la estabilidad durante el vuelo, evitando la

pérdida de control. Sin embargo, el aumento de la resistencia aerodinámica está asociado al tamaño de la cola, de modo que, a mayor superficie de cola, mayor será la resistencia aerodinámica. La envergadura de la cola producirá un aumento de la resistencia, pero no necesariamente contribuye significativamente a la sustentación, por lo que para conseguir un vuelo aerodinámicamente eficiente se debe influir en la forma de la cola y en su longitud [60 - 61].

Las colas de las aves pueden variar considerablemente en forma y tamaño según la especie de ave. Algunas colas de ave son largas y puntiagudas, mientras que otras son cortas y redondeadas. La forma de la cola de ave se relaciona directamente con la función de vuelo. Por ejemplo, aves depredadoras como los halcones o águilas tienden a presentar colas más largas para maniobrar y perseguir presas, mientras que otras aves como los gorriones o pájaros carpinteros tienen colas cortas y redondeadas para una mayor estabilidad de vuelo [62 - 63].

Por consiguiente, las investigaciones centradas en la eficiencia aerodinámica de las formas de la cola de un ave tienen un valor sustancial para lograr la estabilidad longitudinal en el vuelo de un Micro Vehículo Aéreo No Tripulado (MAV).

Como se ha explicado anteriormente, en esta Tesis se investiga el uso de estabilizadores horizontales bioinspirados para Micro Vehículos No Tripulados (MAVs) con una geometría de cuerpo-ala de Zimmerman. Se presenta una selección de cinco formas de cola de los principales tipos existentes en la naturaleza, y se realiza un análisis paramétrico que estudia la influencia de los parámetros geométricos de cola más relevantes para aumentar la estabilidad estática longitudinal del vehículo. Basándose en el estudio paramétrico, se preselecciona un subconjunto más pequeño de diseños de cola candidatos para realizar un análisis aerodinámico detallado. A continuación, se realizan simulaciones CFD RANS estacionarias para un estudio de mayor fidelidad de estos diseños de cola candidatos con el fin de obtener una geometría óptima de cada tipo de cola. El criterio para la selección de la configuración óptima de la cola es la máxima eficiencia aerodinámica (E_{max}), así como una alta estabilidad estática longitudinal (C_{ma}).

El estabilizador horizontal en forma de abanico cuadrado (*HSF-tail*) proporciona la mayor eficiencia aerodinámica a la vez que mantiene una alta estabilidad longitudinal en el vehículo. En resumen, este trabajo representa una investigación innovadora que se enfoca en mejorar tanto la eficiencia aerodinámica como la estabilidad longitudinal durante la fase de crucero a través de la implementación de un estabilizador horizontal inspirado en la biomecánica de las aves, especialmente diseñado para vehículos de este tipo.

1.2. Contenido de la memoria

La estructura de la Tesis Doctoral se divide en varios capítulos, comenzando con el presente Capítulo 1 introductorio, y la motivación en el Capítulo 2. A continuación, el Capítulo 3 presenta la descripción del Micro Vehículo Aéreo No Tripulado (MAV) con configuración ala-cuerpo Zimmerman, describe la selección de un conjunto de colas inspiradas en aves (cinco formas de colas propuestas), y presenta un breve resumen de las ecuaciones de estabilidad longitudinal y los coeficientes aerodinámicos que se van a utilizar para este estudio. En el Capítulo 4, se proporciona una descripción detallada de los materiales y métodos que se utilizaron en el desarrollo de la Tesis. El Capítulo 5 se centra en el estudio paramétrico llevado a cabo utilizando el software XFLR5 para evaluar la estabilidad longitudinal del vehículo. Además, se describe el estudio numérico realizado mediante Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para determinar las configuraciones óptimas de cada tipo de cola propuesta en términos de eficiencia aerodinámica y estabilidad. En el Capítulo 6 se presenta un análisis detallado de los resultados obtenidos tanto en la parte numérica como en la experimental. Por último, el Capítulo 7 recoge las conclusiones extraídas de la investigación y se resumen las principales contribuciones del estudio, así como las líneas futuras de investigación.

2. Motivación

El objetivo del presente documento es implementar un estabilizador horizontal inspirado en los principales tipos de colas de aves para mejorar las características aerodinámicas y la estabilidad longitudinal de un vehículo MAV con geometría ala-cuerpo Zimmerman. Para ello se ha realizado un estudio preliminar con varias herramientas numéricas que permitan obtener una primera aproximación de las configuraciones de estabilizador horizontal que mejor se comporten en función de unos criterios establecidos. De esta forma se acotan los casos a estudiar de los estabilizadores candidatos en la fase experimental de medidas de fuerzas con una balanza externa en el túnel de viento. En la última fase se han realizado medidas de velocidad con PIV en el túnel de viento únicamente de la configuración de estabilizador horizontal elegido para implementarlo en el MAV.

2.1. Objetivos previstos

- Realizar una selección de las formas de cola de los principales tipos existentes en la naturaleza. Atendiendo a los requisitos de diseño de un estabilizador horizontal, se seleccionan 5 formas en planta, se diseñan en CATIA y se fabrican mediante impresión 3D en el Área de Fabricación Aditiva del INTA.
- Realizar un estudio paramétrico de la influencia de los parámetros geométricos de estabilizador horizontal más relevantes para aumentar la estabilidad longitudinal del vehículo. Para ello se utiliza el software XFLR5 con el método de los paneles VLM. Basándose en dicho estudio paramétrico, se preselecciona un subconjunto más pequeño de diseños de estabilizador candidatos para su posterior análisis en CFD.
- Realizar un estudio preliminar con simulaciones CFD RANS estacionarias de los diseños de estabilizador candidatos con el fin de

obtener una configuración óptima de cada tipo de estabilizador. Se establece un criterio de selección de la configuración óptima en base a la máxima eficiencia aerodinámica ($E = \frac{C_L}{C_D}$), y a una alta estabilidad estática longitudinal ($C_{m\alpha}$). Se obtiene el diseño óptimo de cada tipo de estabilizador horizontal para su posterior análisis experimental en túnel de viento.

- Diseñar, fabricar y calibrar una balanza externa de 3 componentes para ensayos en túnel de viento de medida de fuerzas en el vehículo MAV. Se describen los procesos de diseño, fabricación, y calibración llevados a cabo en el Área de Aerodinámica Experimental del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para la medida de fuerzas aerodinámicas sobre el modelo MAV en el túnel de viento.
- Realizar medidas de fuerzas (sustentación y resistencia aerodinámica), y momento (de cabeceo) sobre el modelo MAV con los distintos diseños de estabilizador horizontal óptimos de cada configuración en un amplio rango de ángulos de ataque, desde $\alpha = -5^\circ$ hasta $\alpha = 30^\circ$.
- Seleccionar el diseño de estabilizador horizontal óptimo desde el punto de vista de maximizar la eficiencia aerodinámica (E) a la vez que aumentar el grado de estabilidad longitudinal ($C_{m\alpha}$) del vehículo MAV.
- Realizar medidas de fuerzas con la balanza externa sobre el modelo MAV con la configuración de estabilizador horizontal elegido como mejor candidato (*R.HSF – tail*) para su implementación en el MAV variando el ángulo de incidencia del estabilizador en el rango de $-10^\circ \leq \delta_h \leq 10^\circ$ y para el mismo rango de ángulos de ataque ($-5^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$).
- Analizar el flujo de aire sobre el MAV con el diseño de estabilizador horizontal elegido como mejor candidato (*R.HSF – tail*). Se obtienen las medidas de velocidad utilizando Velocimetría Por Imágenes de Partículas (*PIV, Particle Image Velocimetry*).
- Analizar los resultados computacionales y experimentales, y establecer conclusiones para evaluar de manera exhaustiva el diseño del

estabilizador horizontal en términos de eficiencia y estabilidad del vehículo.

3. Planteamiento del problema

3.1. Modelo MAV bioinspirado

El modelo MAV (*Micro Air Vehicle*) se desarrolló como resultado de una colaboración entre la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio (ETSIAE) y el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) con el objetivo de simular el vuelo de aves para mejorar la eficiencia aerodinámica en vuelo. El diseño preliminar del vehículo se enfocó en un sistema de estructura, propulsión, aviónica y carga útil con un peso inicial en torno a 200 g y con una longitud total inicial de $l = 0.3 \text{ m}$, una envergadura de $b_w = 0.32 \text{ m}$, y un bajo alargamiento de $LAR = 2.50$ [47]. Este vehículo pertenece a la categoría de vehículos MAVs bioinspirados (Figura 3).



Figura 3: Modelo MAV bioinspirado.

El diseño del vehículo se basa en una configuración de ala Zimmerman (Figura 4) y fuselaje sustentador para mejorar la aerodinámica global del vehículo. La configuración Zimmerman (Figura 3) consiste en la unión de dos mitades de elipse en un punto correspondiente a $1/4$ de la cuerda máxima del ala ($1/4 c_{rw}$) para una, y a $3/4 c_{rw}$ para la otra. Se decidió un ala Zimmerman dado que presenta el valor teórico más alto de $\frac{C_L}{C_D}$, sólo superado por la forma en planta elíptica del ala.

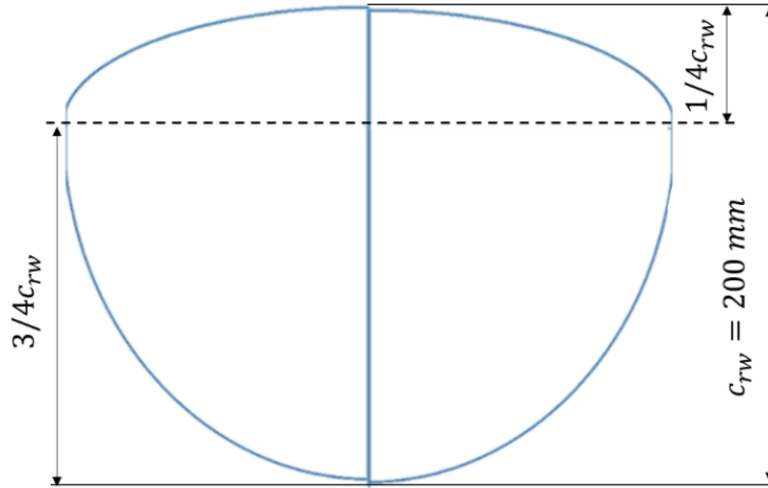


Figura 4: Configuración de ala Zimmerman.

El ala está compuesta por perfiles aerodinámicos Eppler 61 y el fuselaje por perfiles Whitcomb II (Figura 5). Los perfiles Eppler 61 se eligieron debido a su comportamiento eficiente en flujos a bajos números de Reynolds (Re) con entrada en pérdida progresiva [64]. Por su parte, la utilización de perfiles Whitcomb II en el diseño del fuselaje es debido a dos motivos. Por un lado, aumenta la sustentación global del vehículo a la vez que la resistencia inducida se reduce, y por otro, este tipo de perfil aerodinámico tiene un espesor máximo en el 35% de la cuerda, por lo que ofrece una amplia cavidad para alojar todos los componentes necesarios para la misión (componentes electrónicos, cámara ultra ligera, baterías y motor).

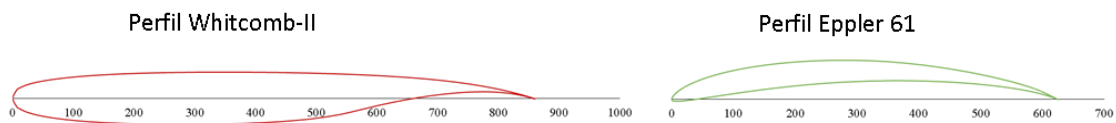


Figura 5: Perfil del fuselaje (Whitcomb II) y del ala Zimmerman (Eppler 61).

Además, la selección de este tipo de fuselaje permite que la unión ala-fuselaje mantenga la continuidad deseada mejorando la aerodinámica global del vehículo. En la Tabla 1 se muestran las características geométricas de este vehículo.

Tabla 1: Características geométricas del MAV bioinspirado [47].

Características geométricas MAV	Valor
Longitud fuselaje, l	0.30 m
Ancho fuselaje, d	0.060 m
Ángulo diedro del ala, Γ_w	10°
Envergadura, b_w	0.32 m
Cuerda en la punta del ala, c_{t_w}	0.025 m
Cuerda en la raíz del ala, c_{r_w}	0.20 m
Superficie alar de referencia, S_w	0.04 m ²
Estrechamiento, λ	0.124
Alargamiento, AR_w	2.50
Cuerda aerodinámica media, cma	0.141 m
Cuerda geométrica media, cmg	0.127 m

3.2. Selección de configuraciones de estabilizador horizontal

La primera etapa en el diseño del estabilizador horizontal es definir unos requisitos de diseño, y a continuación seleccionar las configuraciones de estabilizador horizontal que se van a analizar en el presente documento. Es importante destacar que la Figura 6 representa el diagrama de flujo completo para la implementación de un estabilizador horizontal bioinspirado en el vehículo MAV. Sin embargo, en este apartado únicamente se tendrán en cuenta las dos primeras fases del proceso, mostradas en naranja en la Figura 6 (las etapas en gris se explicarán en el Capítulo 5).

Dado que el objetivo principal de esta tesis es aumentar la estabilidad longitudinal ($C_{m\alpha}$) y eficiencia aerodinámica ($\frac{C_L}{C_D}$) del vehículo MAV con ala Zimmerman (definido en el apartado 3.1), las colas de las aves resultan ser el foco de inspiración en el diseño preliminar de un estabilizador horizontal bioinspirado, siendo el primer requisito de diseño.

Las colas de las aves influyen en la aerodinámica y la estabilidad mediante la generación de sustentación extra durante un vuelo lento como son las maniobras de despegue y aterrizaje, que genera hasta el 30% de la sustentación total que mantiene a las aves en el aire. Además, las colas influyen en la maniobrabilidad y agilidad del vuelo y proporcionan una

superficie extra que puede empujar el aire y mantener al ave orientada en vuelo tridimensional [65 - 67].

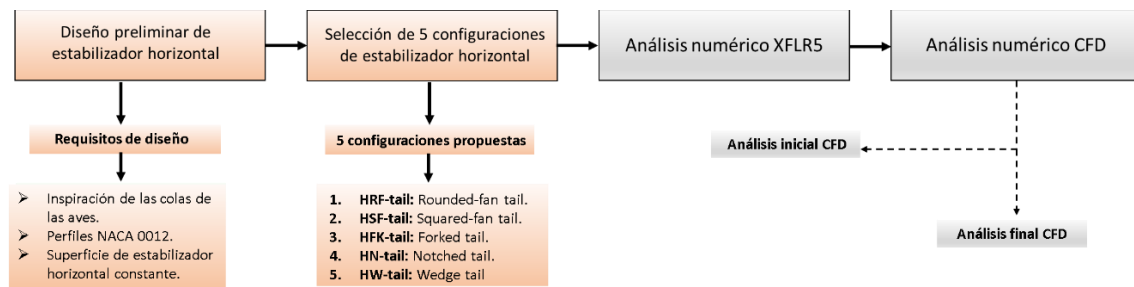


Figura 6: Diagrama de flujo para la implementación de un estabilizador horizontal bioinspirado en el vehículo MAV.

En la naturaleza se puede encontrar una gran variedad de colas en función de las características de vuelo de las aves. La forma y la función de la cola del ave pueden variar ampliamente entre las diferentes especies, adaptándose a sus necesidades específicas en el entorno y el estilo de vuelo. Algunas colas son altamente eficientes para el vuelo a alta velocidad, mientras que otras son más adecuadas para un vuelo a baja velocidad o maniobras más precisas [68 - 69]. A modo de ejemplo, las golondrinas poseen colas bifurcadas (*forked-tail*) que les permiten volar a gran velocidad y realizar maniobras de gran velocidad para ajustar rápidamente el rumbo y atrapar comida. Sin embargo, en el caso de las palomas, la cola redondeada (*rounded-tail*) proporciona mucha potencia de giro y frenado cuando necesitan frenar rápidamente. A continuación, se revisan las formas de las colas de las aves más típicas [70 - 72]:

- La cola cuadrada (*squared-tail*) tiene una configuración de plumas homogénea. Todas las plumas tienen el mismo tamaño y su terminación es en línea recta y paralela a un eje horizontal. La cola cuadrada es típica en gorriones.
- En la cola en forma de abanico (*fan-tail*), las plumas centrales son ligeramente más largas que las laterales terminando en una configuración cóncava con respecto a la línea horizontal. Las aves que presentan configuración en abanico suelen tener un ángulo de apertura de aproximadamente 60° a ambos lados del eje central del ave

simulando la forma de un abanico. Este tipo de colas se observa en palomas, águilas, ratoneros y halcones [72].

- La cola redondeada (*rounded-tail*), tal y como ocurre en la cola en forma de abanico, las plumas laterales son más cortas, pero a diferencia de ella, en este caso todas las plumas tienen una mayor dimensión. La cola redondeada suele observarse en palomas.
- La cola dentada (*notched-tail*) es similar a la cola redondeada en cuanto a la longitud de las plumas, pero la configuración de las mismas es al revés, es decir, a medida que nos acercamos hacia la zona central del ave, las plumas reducen su tamaño. De este modo, las plumas laterales son más largas que las centrales. Este tipo de cola es muy común en los milanos negros.
- La configuración de cola bifurcada (*forked-tail*) es muy similar a la anterior, pero con diferencia notable en la longitud de las plumas. Esta configuración de cola es típica en las golondrinas.
- En cuanto a la cola en cuña (*wedge-tail*), la configuración de las plumas tiene forma de pentágono invertido. Las plumas laterales son más cortas que las centrales, creciendo linealmente hacia la zona central. Este tipo de cola puede encontrarse en buitres.
- La cola doblemente redondeada (*doubled-rounded-tail*) es similar a la redondeada en cuanto al tamaño de la cola, pero las plumas centrales tienen la misma longitud que las laterales. La terminación de las plumas a cada lado de la zona central del ave es en forma redondeada. La cola doblemente redondeada es característica de los pájaros lira (Menura).
- La cola puntiaguda (*pointed-tail*) es similar a la cola cuadrada en cuanto a la longitud de las plumas y la terminación en línea recta paralela al eje horizontal, pero la superficie de la cola es menor. Las plumas laterales se estrechan con ángulo aproximado de 45° respecto

al eje central del del ave. Esta configuración de cola es típica en los pájaros carpinteros.

En la Figura 7, se presentan las formas planas de las colas de ave más genéricas existentes en la naturaleza, tales como la cola cuadrada (*squared*), bifurcada (*forked*), en forma de cuña (*wedge*), puntiaguda (*pointed*), en forma de abanico (*fan*), dentada (*notched*), redondeada (*rounded*), y doblemente redondeada (*doubled-runded*).

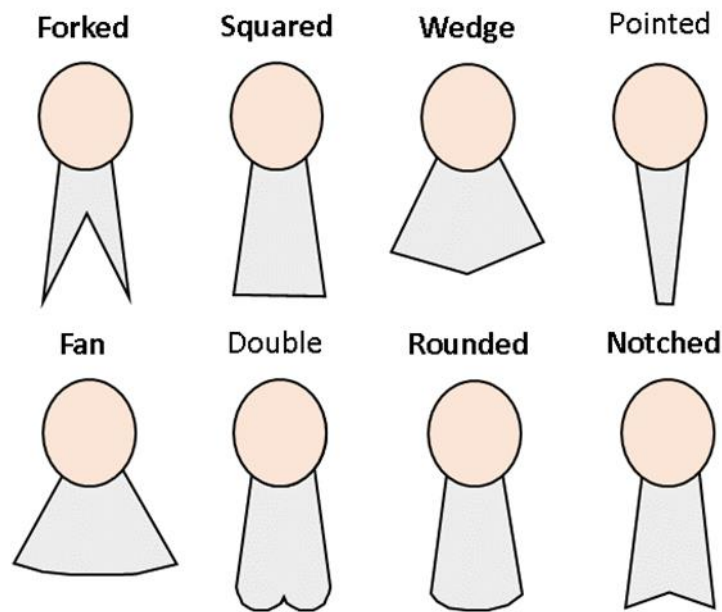


Figura 7: Formas en planta de las colas de aves más típicas.

La metodología de diseño de cada una de las configuraciones de estabilizador horizontal requiere establecer unos requisitos de diseño previos. Como ya se ha explicado anteriormente el primer requisito de diseño es la inspiración en las colas de las aves. Los siguientes requisitos de diseño se enfocan a que cada una de las configuraciones de estabilizador horizontal se generarán con un mismo perfil aerodinámico, y una superficie de estabilizador horizontal (S_h) constante e igual para todas ellas. Por consiguiente, el perfil aerodinámico seleccionado ha sido el perfil simétrico NACA 0012 debido a sus altas prestaciones aerodinámicas (C_L) en crucero a bajos números de Reynolds [73-74]. Además, es un perfil muy utilizado en el diseño de estabilizadores de vehículos con dimensiones similares [75].

Por su parte, la superficie del estabilizador horizontal (S_h) se ha estimado a través de un proceso iterativo que se explicará en el Capítulo 5 (apartado 5.1.1).

Una vez definidos los requisitos de diseño en la etapa de diseño preliminar (Figura 7), se procede a la selección de 5 configuraciones de estabilizador horizontal inspiradas en las colas de ave más típicas. Para ello, se han elegido la cola cuadrada (*squared*), redondeada (*rounded*), en forma de abanico (*fan*), bifurcada (*forked*), en forma de cuña (*wedge*) y dentada (*notched*).

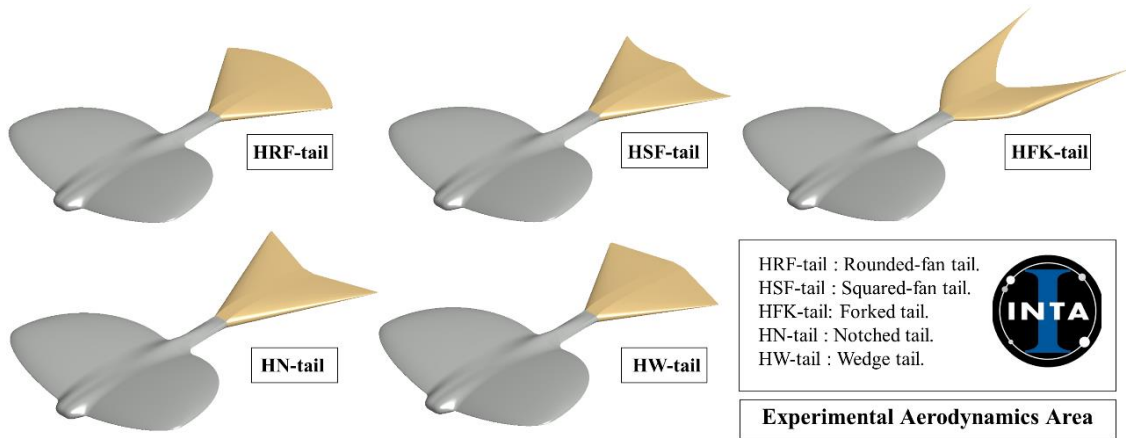


Figura 8: Configuraciones propuestas de estabilizador horizontal inspiradas en las colas de las aves [76].

En la Figura 8 se muestra el diseño 3D del modelo MAV con las configuraciones propuestas de estabilizador horizontal inspiradas en una o en una combinación de dos colas de ave. Por consiguiente, el estabilizador horizontal *HRF – tail* (*Horizontal-Rounded-Fan tail*) está inspirado en una combinación de cola redondeada y en forma de abanico, el estabilizador horizontal *HSF-tail* (*Horizontal-Squared-Fan tail*) se inspira en las colas con forma cuadrada y redondeada, el estabilizador horizontal *HFK – tail* (*Horizontal-Forked tail*) se diseña en base a la cola bifurcada, el estabilizador horizontal *HN – tail* (*Horizontal-Notched tail*) se inspira en la cola dentada, y por último, el estabilizador horizontal *HW – tail* (*Horizontal-Wedge tail*) se diseña con forma en cuña.

3.2.1. Parámetros geométricos de estabilizador horizontal

En esta sección se definen los parámetros geométricos del estabilizador horizontal que se variarán durante el proceso iterativo de cálculo (explicado en el Capítulo 5).

- Se define la envergadura del estabilizador horizontal b_h como la distancia mayor entre los dos extremos laterales del estabilizador en línea recta y horizontal respecto al eje del cuerpo del MAV (en dirección de eje Y).
- La cuerda en la raíz del estabilizador horizontal c_h se define como la distancia correspondiente a la zona central del estabilizador, en dirección del eje de simetría del modelo (en dirección del eje X).
- La superficie del estabilizador horizontal representada por S_h depende de la forma de cada configuración de estabilizador horizontal.
- El alargamiento del estabilizador horizontal AR_h (Eq.1), como en el caso del ala, es una medida de la forma del estabilizador horizontal y tiene un impacto importante en la eficiencia aerodinámica. Se define AR_h como:

$$AR_h = \frac{b_h^2}{S_h} \quad (1)$$

- El ángulo de incidencia (δ) se refiere al ángulo de incidencia del estabilizador horizontal con respecto a la línea de referencia del fuselaje [51]. Un ángulo de incidencia positivo significa que el estabilizador horizontal se desplaza hacia abajo (marcado con flecha verde en la Figura 9), mientras que un ángulo de incidencia negativo se obtiene cuando el estabilizador horizontal se desplaza hacia arriba (flecha naranja en la Figura 9).



Figura 9: Criterio de signos para el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal.

- El ángulo diedro (Γ_h) puede formar una cola en V o una cola en V invertida para beneficiarse de las propiedades tanto de un estabilizador horizontal como de uno vertical. Un diedro positivo es cuando las puntas del estabilizador suben hacia arriba (verde en la Figura 10), y diedro negativo cuando bajan hacia abajo (naranja).

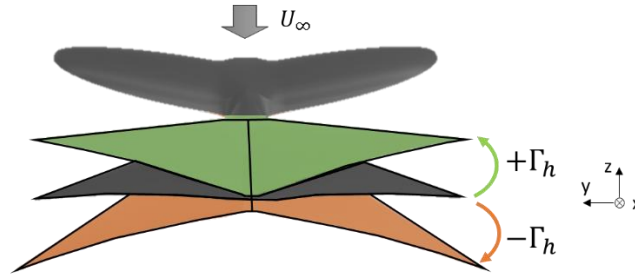


Figura 10: Criterio de signos para el ángulo diedro del estabilizador horizontal.

3.3. Actuaciones generales del movimiento del vehículo MAV

El estudio de estabilidad y el control de este vehículo MAV se realiza modelándolo como un sistema expresado mediante sus ecuaciones de movimiento. La base de estas ecuaciones es la segunda Ley de Newton, que, generalizada para un cuerpo indeformable, considera las leyes de conservación de la cantidad de movimiento (Eq.2) y de conservación del momento angular (Eq.3), expresadas para un sistema de referencia inercial como:

$$\vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}) \quad (2)$$

$$\vec{G} = \frac{d}{dt}(\bar{I}\vec{\omega}) \quad (3)$$

Donde $\vec{F} = (X, Y, Z)^T$ es la resultante de las fuerzas exteriores, $\vec{G} = (L, M, N)^T$ la resultante de momentos exteriores, $\vec{V} = (u, v, w)^T$ la velocidad absoluta del centro de masas del vehículo en ejes inerciales, m la masa del vehículo, $\vec{\omega} = (p, q, r)^T$ la velocidad angular del vehículo, $\bar{I}$ el tensor de inercia, y t el tiempo. En la Figura 11 se muestra la nomenclatura convencional del movimiento de vehículos aéreos.

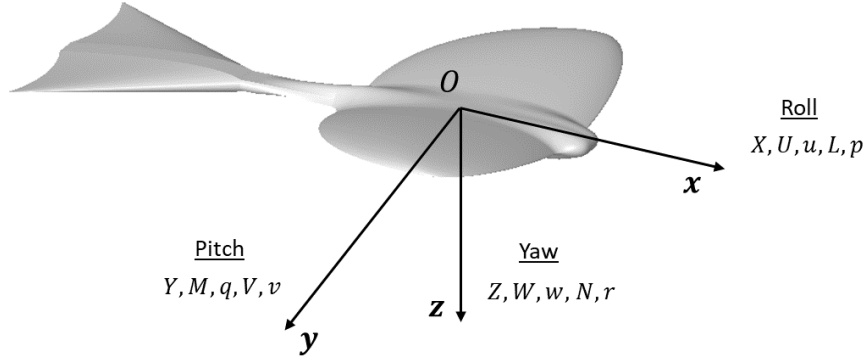


Figura 11: Nomenclatura convencional del movimiento de vehículos aéreos.

La forma extendida de estas dos ecuaciones conduce a un sistema de seis ecuaciones escalares, que se conocen como las ecuaciones de Euler del movimiento de aeronaves (Ecuaciones 4 - 9):

$$m(\dot{U} - rV + qW) = X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \quad (4)$$

$$m(\dot{V} - pW + rU) = Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \quad (5)$$

$$m(\dot{W} - qU + pV) = Z_a + Z_g + Z_c + Z_p + Z_d \quad (6)$$

$$I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = L_a + L_g + L_c + L_p + L_d \quad (7)$$

$$I_y \dot{q} - (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \quad (8)$$

$$I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr + \dot{p}) = N_a + N_g + N_c + N_p + N_d \quad (9)$$

Donde los términos de la derecha de las seis ecuaciones se corresponden con las fuerzas y momentos, resultado de efectos aerodinámicos (a), gravitatorios (g), control del vehículo (c), propulsión (p) y perturbaciones atmosféricas (d). Estas ecuaciones se pueden simplificar de la siguiente forma (ecuaciones 10 - 15), omitiendo las perturbaciones atmosféricas, tal que:

$$m(\dot{u} + qW) = X_a + X_g + X_c + X_p \quad (10)$$

$$m(\dot{v} - pW + rU) = Y_a + Y_g + Y_c + Y_p \quad (11)$$

$$m(\dot{w} - qU) = Z_a + Z_g + Z_c + Z_p \quad (12)$$

$$I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} = L_a + L_g + L_c + L_p \quad (13)$$

$$I_y \dot{q} = M_a + M_g + M_c + M_p \quad (14)$$

$$I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} = N_a + N_g + N_c + N_p \quad (15)$$

Estas seis ecuaciones (ecuaciones 10 - 15) se pueden aún simplificar más, si las condiciones de vuelo se limitan a un vuelo simétrico, estacionario, no acelerado y nivelado (en fase de crucero), de tal modo que:

$$0 = -\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_w cma C_D + T \quad (16)$$

$$0 = -\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_w cma C_L + mg \quad (17)$$

$$I_y \dot{q} = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_w cma (C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_{pitch}} \delta_{pitch}) \quad (18)$$

Donde ρ_∞ la densidad del aire, S_w la superficie del ala, U_∞ la velocidad de la corriente libre, b_w la envergadura del ala, cma la cuerda aerodinámica media del ala, C_D el coeficiente de resistencia aerodinámica, mg el peso del vehículo ($W = mg$), T el empuje del vehículo, C_L el coeficiente de sustentación, $C_{m\alpha}$ el coeficiente de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos, α el ángulo de ataque, $C_{m\delta_{pitch}}$ el coeficiente de momento del timón de profundidad deflectado, y δ_{pitch} el ángulo de deflexión del timón de profundidad.

En esta condición de vuelo, el empuje se iguala a la fuerza de resistencia D ($T \equiv D$) en la ecuación (16), siendo D la proyección de la resultante de fuerzas global en la dirección paralela a U_∞ , y el peso del vehículo a la fuerza de sustentación L ($W \equiv L$) en la ecuación (17), siendo L la proyección de la resultante de fuerzas global en la dirección perpendicular a U_∞ , de tal modo que los coeficientes de sustentación C_L (Eq.19), y resistencia aerodinámica C_D (Eq.20), quedan tal que:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S_w} \quad (19)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S_w} \quad (20)$$

Por su parte el coeficiente de momento C_m (Eq.21), quedaría:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S_w cma} \quad (21)$$

Estos tres coeficientes (C_L , C_D y C_m) desempeñan un papel fundamental en el análisis y diseño de vehículos aéreos, por lo que se requieren para caracterizar el comportamiento aerodinámico y de estabilidad del vehículo MAV, objeto de esta Tesis Doctoral.

Resumiendo, brevemente cada uno de los coeficientes, se puede destacar que el coeficiente de sustentación (C_L) mide la capacidad de generar suficiente fuerza de sustentación del vehículo y habilidad para mantenerse en el aire, por lo que interesa tener un C_L con valores altos. El coeficiente de resistencia (C_D) mide la resistencia que enfrenta el vehículo al desplazarse a través del aire, por lo que un valor bajo de C_D significa que el vehículo es más eficiente en términos de consumo de energía, ya que la resistencia aerodinámica será menor. Por último, el coeficiente de momento (C_m) tiene en cuenta la estabilidad del vehículo, es decir, indica la tendencia del vehículo a girar o inclinarse durante el vuelo.

El conocimiento de estos tres coeficientes es esencial para el diseño y control efectivo del MAV bioinspirado, asegurando su capacidad de vuelo seguro y

eficiente, por lo que estos coeficientes serán los que se analicen en este documento.

En la Figura 12, se muestran las fuerzas actuando sobre el vehículo MAV con el estabilizador horizontal en forma de abanico con los ejes del modelo (X_b, Y_b, Z_b) y de referencia (X, Y, Z) .

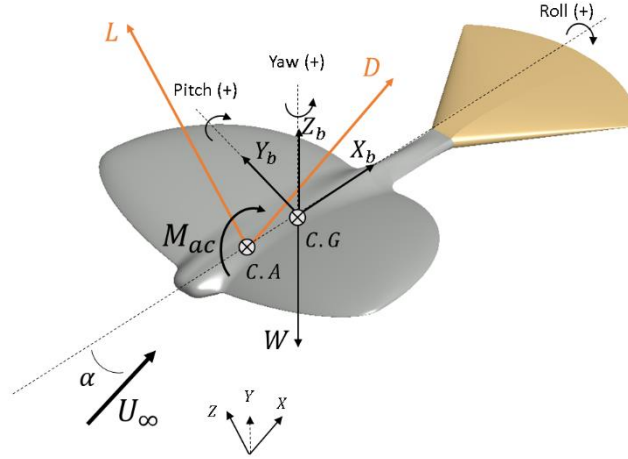


Figura 12: Fuerzas sobre el modelo MAV.

3.4. Estabilidad estática longitudinal con mandos fijos

Como uno de los objetivos de esta tesis es analizar la estabilidad estática longitudinal del MAV y aumentarla mediante un estabilizador horizontal bioinspirado, es necesario establecer los criterios de estabilidad. Así, la estabilidad estática longitudinal se refiere a la respuesta del momento de cabeceo (M_y) ante una perturbación en el ángulo de ataque (α). El coeficiente de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos ($C_{m\alpha}$), representa la derivada parcial del coeficiente del momento de cabeceo aerodinámico con respecto al ángulo de ataque ($\frac{\partial C_{mA}}{\partial \alpha}$). En forma adimensional y considerando que la recta que contiene el vector de empuje pasa por el centro de gravedad (CG), $C_{m\alpha}$ se define tal que [78]:

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right)_n = \left(\frac{\partial C_{mA}}{\partial \alpha}\right)_n = C_{m\alpha})_n \quad (22)$$

Donde n es el número total de configuraciones de estabilizador horizontal ($n = 255$) que se analizan numéricamente con el programa XFLR5 (se explica en el Capítulo 5.1).

En función del signo de la derivada del coeficiente del momento aerodinámico de cabeceo con respecto al ángulo de ataque, el vehículo puede dividirse en tres categorías, dependiendo de su estabilidad estática longitudinal.

- El MAV es inestable longitudinalmente cuando $C_{m\alpha} > 0$.
- El MAV es indiferente cuando $C_{m\alpha} = 0$.
- El MAV es estable longitudinalmente cuando $C_{m\alpha} < 0$.

De este modo, el MAV tendrá estabilidad estática longitudinal cuando el coeficiente de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos sea negativo ($C_{m\alpha} < 0$). La Figura 13 muestra las fuerzas y momentos actuando sobre el vehículo sin cola.

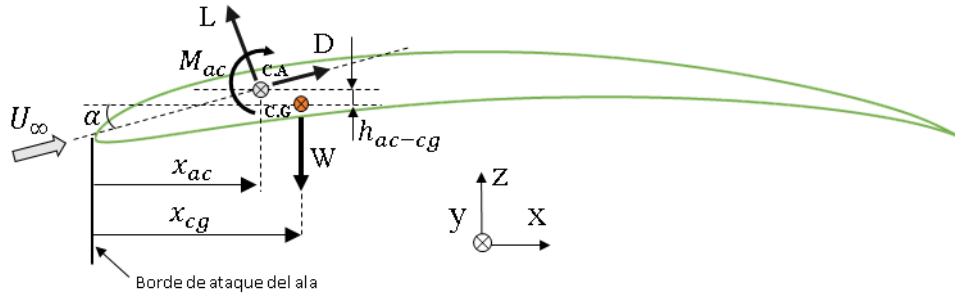


Figura 13: Fuerzas y momentos que actúan sobre el MAV sin cola (Perfil Eppler 61 en verde).

A continuación, se define la ecuación para el momento de cabeceo (Eq.23) que relaciona la posición longitudinal del centro de gravedad (CG) con $C_{m\alpha}$. Tomando momentos con respecto al centro de gravedad (CG) [79]:

$$(L \cos \alpha + D \sin \alpha)(x_{cg} - x_{ac}) + (D \cos \alpha - L \sin \alpha)h_{ac-cg} + M_{ac} = 0 \quad (23)$$

Donde L es la fuerza de sustentación del vehículo, D la fuerza de resistencia aerodinámica del vehículo, M_{ac} el momento de cabeceo aerodinámico en el centro aerodinámico (CA) del vehículo y h_{ac-cg} es la distancia vertical entre CG y CA . Ahora, dividiendo la Eq.24 entre este parámetro ($q_{\infty} \cdot S_w \cdot cma$) donde q_{∞} es la presión dinámica, S_w la superficie alar de referencia y cma la cuerda media aerodinámica del ala:

$$(C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha)(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{ac}) + (C_D \cos \alpha - C_L \sin \alpha)\hat{h}_{ac-cg} + C_{mac} = 0 \quad (24)$$

Donde C_L y C_D son los coeficientes de sustentación y resistencia, respectivamente y C_{mac} es el coeficiente de momento de cabeceo. Ahora, teniendo en cuenta que $|\alpha| \ll 1$, $h_{ac-cg} \ll x_{cg} - x_{ac}$, $C_D \alpha \ll C_L$, la Eq.25 puede reducirse a:

$$C_L(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{ac}) + C_{mac} = 0 \quad (25)$$

En la región lineal de la curva del coeficiente de sustentación:

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha \quad (26)$$

Donde $C_{L\alpha}$ es la pendiente del coeficiente de sustentación. En consecuencia, el coeficiente del momento de cabeceo aerodinámico C_m se define como:

$$C_m = C_{mac} + C_{L\alpha}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{ac})\alpha = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha \quad (27)$$

Por lo tanto, el coeficiente de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos $C_{m\alpha}$ es

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{ac}) \quad (28)$$

4. Materiales y métodos

En este capítulo, se proporciona una detallada descripción de los materiales y métodos necesarios para la realización de esta Tesis Doctoral. En primer lugar, se describen las dos herramientas de software utilizadas: XFLR5 y CFD. En segundo lugar, se detallan las instalaciones disponibles en el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para llevar a cabo los ensayos aerodinámicos. Además, se describe el proceso de diseño, fabricación y calibración de un prototipo de balanza externa de 3 componentes necesaria para realizar la medida de fuerzas, y la técnica experimental para la caracterización del flujo (Velocimetría Por Imágenes de Partículas, PIV) en túnel de viento.

4.1. Métodos numéricos

4.1.1. Herramienta de software XFLR5

XFLR5 es una herramienta de software ampliamente utilizada en aerodinámica para el diseño de Vehículos Aéreos No Tripulados. Es un código abierto que proporciona capacidades de análisis de aerodinámica y estabilidad de estos vehículos con un grado razonable de aproximación en relación con el esfuerzo computacional [102]. Es una herramienta especialmente útil para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos durante la fase de diseño de estos vehículos.

El flujo aerodinámico se resuelve mediante el método de paneles 3D, VLM (*Vortex Lattice Method*) o LLT (*lifting line theory*). En el análisis del flujo del MAV con los estabilizadores horizontales se ha utilizado el método VLM debido a que el parámetro $C_{L\alpha}$ (pendiente del coeficiente de sustentación) se puede estimar con mayor precisión presentando a su vez, una baja probabilidad de error. Las simulaciones numéricas se han realizado considerando flujo irrotacional e incompresible ($M \approx 0.03$), y despreciando el efecto del espesor.

Para realizar las simulaciones numéricas con XFLR5, se genera una malla compuesta por 13 paneles a lo largo del eje y, y 20 paneles a lo largo del eje x para cada una de las 131 secciones utilizadas en la geometría del vehículo. La intersección del fuselaje y ala Zimmerman se ha refinado debido a la estructura compleja que presenta.

4.1.2. Herramienta de software CFD

La herramienta de software CFD (*Computational Fluid Dynamic*) es una solución poderosa que permite modelar flujos tridimensionales con un alto nivel de precisión. Este software se fundamenta en la discretización de las ecuaciones de la dinámica de fluidos, que son conocidas como las ecuaciones de Navier-Stokes. Dichas ecuaciones representan las leyes fundamentales que gobiernan el comportamiento de los flujos, y se resuelven de manera numérica en una malla 3D capturando fenómenos e interacciones del flujo en el entorno tridimensional.

En este estudio la malla 3D se ha generado con la función de *AutoMesh* de *Ansys-Fluent*, y la resolución de las ecuaciones de Navier-stokes se ha resuelto con el software *Fluent* utilizando el método de los volúmenes finitos.

4.2. Instalaciones en INTA

4.2.1. Túnel aerodinámico de baja velocidad Westenberg

El túnel aerodinámico en el que se han realizado los ensayos de medida de fuerzas con la balanza externa de 3 componentes ha sido el túnel aerodinámico de baja velocidad, modelo WK 860060-E de Westenberg Engineering (ver plano en Figura 14). Es un túnel de circuito abierto y cámara de ensayos cerrada con sección circular. La cámara presenta un diámetro de 600 mm y una longitud de 1200 mm de longitud. Las dimensiones globales del túnel son 10.55 m de longitud, 2.7 m de altura, y 2 m de ancho. Se pueden alcanzar velocidades de hasta 60 m/s mediante un variador de frecuencia.

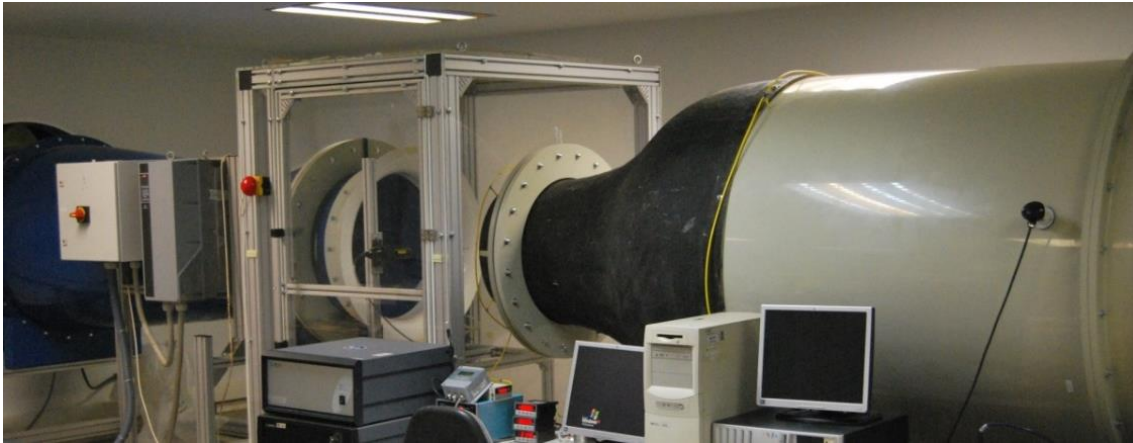


Figura 14: Túnel de viento de baja velocidad Westenberg de INTA.

4.2.2. Túnel aerodinámico de baja velocidad n°1 INTA

La caracterización del flujo se ha realizado en el túnel de viento de baja velocidad n°1 de INTA que es un túnel de circuito cerrado y cámara de ensayos abierta con una sección elíptica de $2\text{ m} \times 3\text{ m}$. La unidad de potencia es un motor de 450 kW que funciona a 420 V y está situado en el lado opuesto de la sección de ensayos (Figura 15) permitiendo alcanzar velocidades máximas de 60 m/s con un bajo nivel de intensidad de turbulencia, inferior al 0.5% .

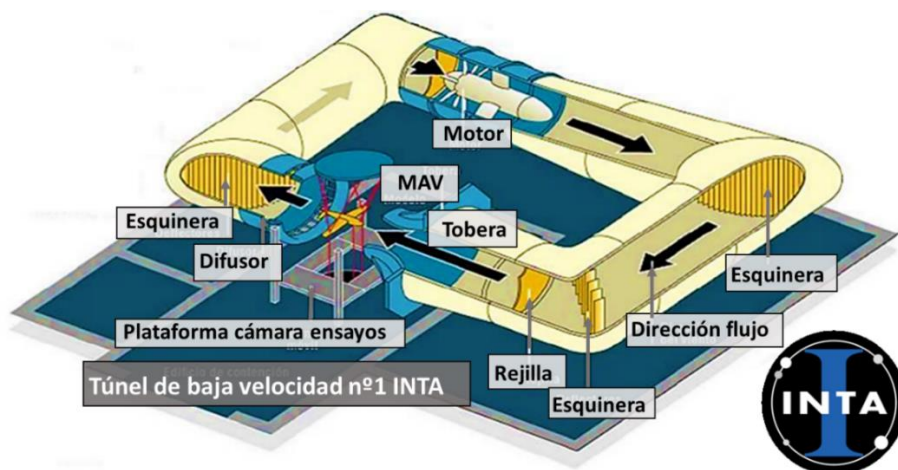


Figura 15: Configuración y componentes del túnel de viento de baja velocidad n°1 de INTA.

La cámara de ensayos tiene una plataforma móvil para posicionar los modelos según las necesidades de cada ensayo. Además, dicha plataforma móvil está

diseñada con un borde de ataque y de salida para reducir posibles interferencias del flujo durante los ensayos.

4.3. Prototipo de balanza externa de 3 componentes

En esta sección se describe el proceso de diseño, fabricación, ensamblaje del MAV y balanza, conexiones eléctricas, proceso de calibración y verificación de un prototipo de balanza externa de 3 componentes para medir cargas aerodinámicas sobre el vehículo MAV en túnel de viento.

4.3.1. Diseño de la balanza externa

Se define balanza de túnel aerodinámico como un conjunto elástico estructural diseñado para medir la carga aerodinámica generada en un modelo durante un ensayo en túnel de viento. Existen dos tipos de balanzas: externas e internas. Las balanzas internas, como su nombre indica, se alojan en el interior del modelo y las balanzas externas permanecen en el exterior, en la sección de la cámara de ensayos del túnel de viento [80 - 81], habitualmente debajo del suelo.

El diseño de una balanza, sea externa o interna, requiere del previo conocimiento aproximado de las cargas aerodinámicas esperadas en el modelo durante los ensayos en el túnel de viento.

Se diseña una balanza externa de 3 componentes para realizar la medida de dos fuerzas (sustentación, L y resistencia aerodinámica, D), y un momento (de cabeceo, M_y). Así, la balanza externa será resultado principalmente de un conjunto de tres células de carga de flexión y distintos mecanismos (barras metálicas huecas y/o macizas), además de otros componentes necesarios para el montaje final de la balanza (como piezas de bloqueo o de equilibrado), que se explicará con más detalle en la sección de la fabricación de la balanza externa (4.3.2).

La selección del tipo de célula de carga de cada componente y las dimensiones correspondientes a los distintos mecanismos que conforman la balanza se debe realizar atendiendo a las cargas esperadas durante los ensayos [82].

El vehículo MAV se va a ensayar con una velocidad de la corriente libre del flujo de $U_\infty = 10 \frac{m}{s}$, por lo que el número de Reynolds basado en la cuerda máxima del ala es igual a $Re = \frac{\rho_\infty \cdot U_\infty \cdot c_{rw}}{\mu_\infty} = 1.37 \cdot 10^5$. Con estas condiciones se han estimado las cargas aerodinámicas máximas esperadas sobre el vehículo, siendo:

- Fuerza de sustentación, $L \sim 4N$.
- Fuerza de resistencia aerodinámica, $D \sim 2 N$.
- Momento de cabeceo, $M_y \sim 0.02 Nm$.

Las fuerzas y el momento que actúan sobre el vehículo MAV y que se van a medir con la balanza externa en el túnel de viento se muestran en el esquema de la Figura 16.

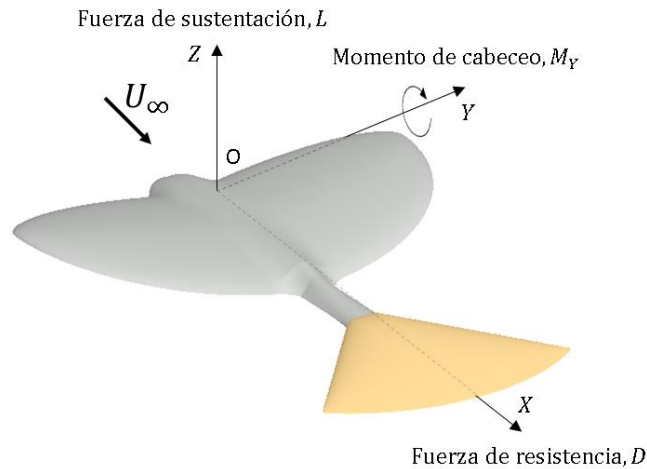


Figura 16: Momento y fuerzas que se van a medir con la balanza externa.

El diseño de la balanza tiene como objetivo desacoplar cada una de las dos fuerzas (L y D), y el momento de cabeceo M_y (tercera componente). De este modo, el diseño de los mecanismos y la posición de las células de cargas, así como el tipo de célula de carga, para las medidas de sustentación (L) y resistencia aerodinámica (D) se ha obtenido aplicando la ley de la palanca.

A continuación, se muestra de manera independiente el proceso de cálculo de la relación entre las componentes de las cargas aerodinámicas y las fuerzas medidas en las células de carga.

En la Figura 17 se muestra un esquema de las fuerzas generadas en cada componente de la balanza, así como las dimensiones de los mecanismos y las células de carga.

La balanza se coloca alineada con los ejes del túnel para que los ejes de la balanza (X, Y, Z) coincidan con los ejes viento, de modo que L es la fuerza de sustentación sobre el vehículo en el eje Z , D es la fuerza de resistencia según el eje X de la balanza, y M_y es el momento de cabeceo según el eje Y de la balanza. O es el punto de referencia del modelo, que se encuentra a una distancia igual a $x_o = 0.050 \text{ m}$ respecto del morro del vehículo.

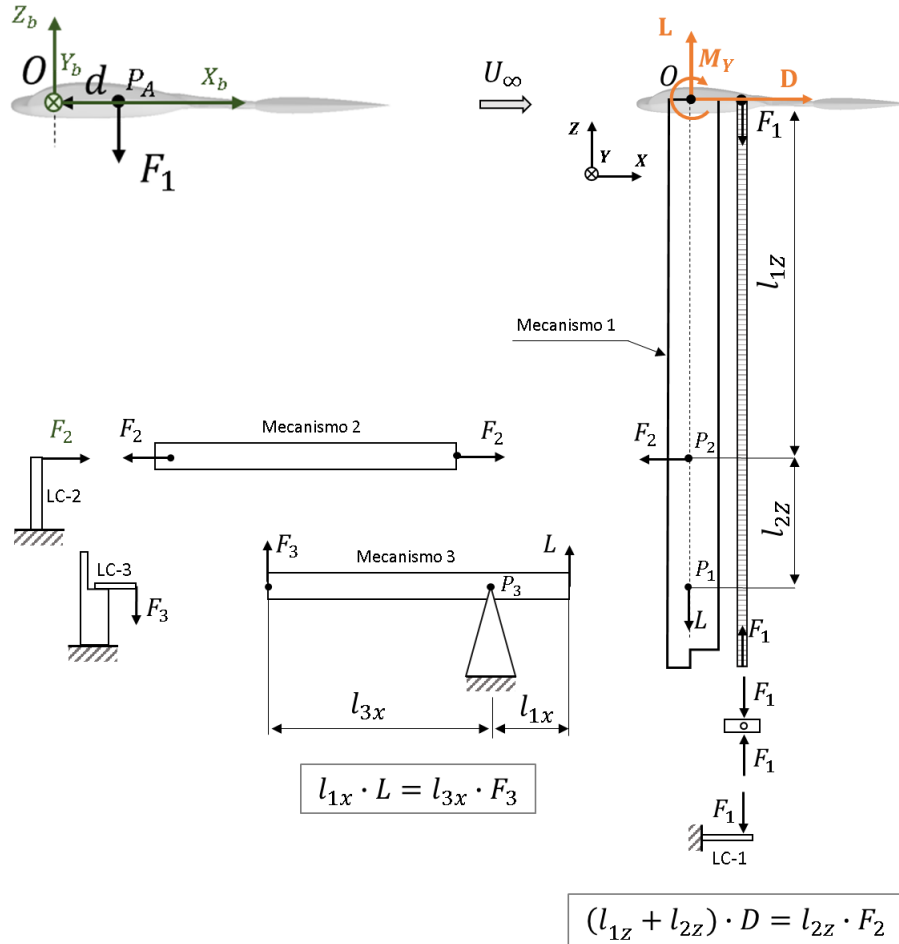


Figura 17: Esquema de las fuerzas generadas en los componentes de la balanza externa.

Para obtener la relación entre la fuerza de sustentación y la fuerza medida en la célula de carga, se ha seleccionado el mecanismo 3. Aplicando la ley de la palanca simple mediante la siguiente expresión (29), se obtiene la relación entre longitudes del mecanismo 3 y las cargas:

$$l_{1x} \cdot L = l_{3x} \cdot F_3 \quad (29)$$

donde l_{1x} y l_{3x} son las dimensiones del mecanismo 3, separadas por el punto de pivote P_3 , respectivamente. La fuerza F_3 es la fuerza vertical (según el eje Z) que actúa sobre el extremo libre de la célula de carga $LC - 3$, produciendo el correspondiente momento de flexión sobre la misma.

Por otro lado, se definen los ejes cuerpo del modelo (X_b, Y_b, Z_b) solidarios al modelo del vehículo, y coincidente con los ejes de la balanza (X, Y, Z) cuando el ángulo de ataque (α) es nulo.

Como uno de los objetivos es optimizar el diseño de la balanza externa para facilitar su posterior fabricación, las longitudes del mecanismo 3 se han definido de tal modo que $l_{1x} = \frac{1}{4}l_3$ y $l_{3x} = \frac{3}{4}l_3$, y conociendo el valor estimado de la fuerza de sustentación de $L \sim 4 N$, la fuerza en la célula de carga, F_3 quedaría:

$$F_3 = \frac{\frac{1}{4}l_3 \cdot 4N}{\frac{3}{4}l_3} \approx 1.3 N \quad (30)$$

Con estos datos, se puede seleccionar una célula de carga con un rango de medida de 200 g ($LC - 3$) asegurando la obtención de medidas válidas dentro del rango de medidas de la célula de carga, ya que se pueden obtener fuerzas máximas de hasta 2 N.

En este caso, para obtener la relación entre la fuerza de resistencia aerodinámica en el modelo y la fuerza medida en la célula de carga ($LC - 2$), se ha utilizado el mecanismo 1 de la Figura 14. Aplicando la ley de la palanca de segundo orden y teniendo en cuenta que el punto de apoyo fijo con giro sin desplazamiento ahora es P_1 , se puede obtener la siguiente relación entre cargas y longitudes del mecanismo 1 (Eq.31):

$$(l_{1z} + l_{2z}) \cdot D = l_{2z} \cdot F_2 \quad (31)$$

Donde F_2 es la fuerza generada en la célula de carga en el mecanismo 2 en el eje X , l_{1z} es la distancia del mecanismo 1 que separa las fuerzas D y F_2 , y l_{2z} es la distancia del mecanismo 1 entre los puntos P_2 y P_1 .

Las dimensiones del mecanismo 1 (l_{1z} y l_{2z}) se estiman teniendo en cuenta las dimensiones de la cámara de ensayos del túnel de viento. Los ensayos se van a realizar en el túnel aerodinámico Westenberg Engineering que presenta una sección de ensayos circular con un diámetro de 600 mm , por lo que necesariamente la longitud l_{1z} debe ser mayor a 300 mm para que la balanza permanezca fuera de la sección de la cámara. No obstante, para asegurar que la balanza no interfiera con el flujo durante los ensayos, se ha seleccionado un margen de 200 mm , por lo que finalmente la longitud seleccionada l_{1z} ha sido de 500 mm . Para minimizar la longitud del mecanismo 1, y así evitar un posible pandeo durante los ensayos, se ha elegido una longitud $l_{2z} \approx \frac{1}{6}(l_{1z} + l_{2z})$, por lo que $l_{1z} \approx \frac{5}{6}(l_{1z} + l_{2z})$. Con estos datos y conociendo el valor estimado de la fuerza de resistencia del MAV de aproximadamente $D \sim 2\text{ N}$, la fuerza medida en la célula de carga $LC - 2$, F_2 sería:

$$F_2 = \frac{\frac{5}{6}l_1 \cdot 2N}{\frac{1}{6}l_1} \approx 10\text{ N} \quad (32)$$

Seleccionando una célula de carga con rango de medida de $0 - 1\text{ kg}$ ($LC - 2$), se pueden medir fuerzas máximas de hasta 10 N , que se corresponden con fuerzas de resistencia máximas de 2 N . Por lo que se ha optado por la célula de carga con fondo de escala de 1 kg para la medida de la resistencia, asegurando de este modo una alta sensibilidad en la medida de esta componente.

En cuanto a la medida del momento de cabeceo M_y , se ha optado por anclar la célula de carga ($LC - 1$) en la parte inferior del mecanismo 1 (punto de referencia O), ya que en dicha posición, el momento de cabeceo a cada ángulo de ataque (α) sólo va a depender de la fuerza generada en la célula de carga en dirección vertical (F_1) y del brazo horizontal (d) mostrado en la Figura 14. De este modo, la fuerza que se genera en la célula de carga (F_1) se traslada al punto P_A , y conociendo la distancia d , se puede obtener el momento de cabeceo

M_y a cada ángulo de ataque con la Eq.33 Dicha expresión relaciona el momento de cabeceo M_y con la fuerza medida por la célula de carga $LC - 1$:

$$M_y = F_1 \cdot d \quad (33)$$

Con la célula de carga en el rango de medida de $0 - 200 \text{ g}$ ($LC - 1$) colocada en posición horizontal, tal y como se muestra en la Figura 13, se puede medir una fuerza vertical hasta 2 N como máximo, y conociendo la longitud de la célula de carga ($d = 40 \text{ mm}$), se puede medir un momento de cabeceo máximo $M_{y\max}$ igual a 0.080 Nm .

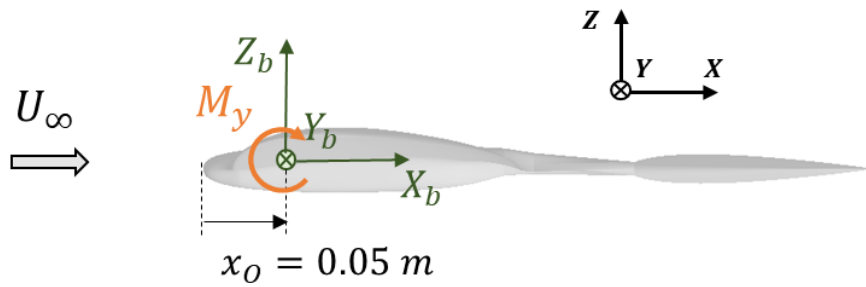


Figura 18: Distancia longitudinal del punto de referencia O donde se mide el momento de cabeceo.

El punto de referencia O en el que se mide el momento de cabeceo M_y , se ha elegido cercano al centro aerodinámico (C.A.) del vehículo, el cual se encontrará alrededor del 25 % de la cuerda del ala respecto del borde de ataque ($x_{ca} \approx 25 \% \cdot c_w = 0.05 \text{ m}$). Por su parte, la distancia del punto de referencia O se encuentra en $x_O = 0.05 \text{ m}$ (ver Figura 18).

En la Figura 19 se muestra un esquema general de la balanza externa de 3 componentes con los distintos mecanismos (1, 2 y 3) y células de carga ($LC - 1$, $LC - 2$ y $LC - 3$) que permiten obtener la medida de la fuerza de sustentación (L), resistencia aerodinámica (D) y momento de cabeceo (M_y).

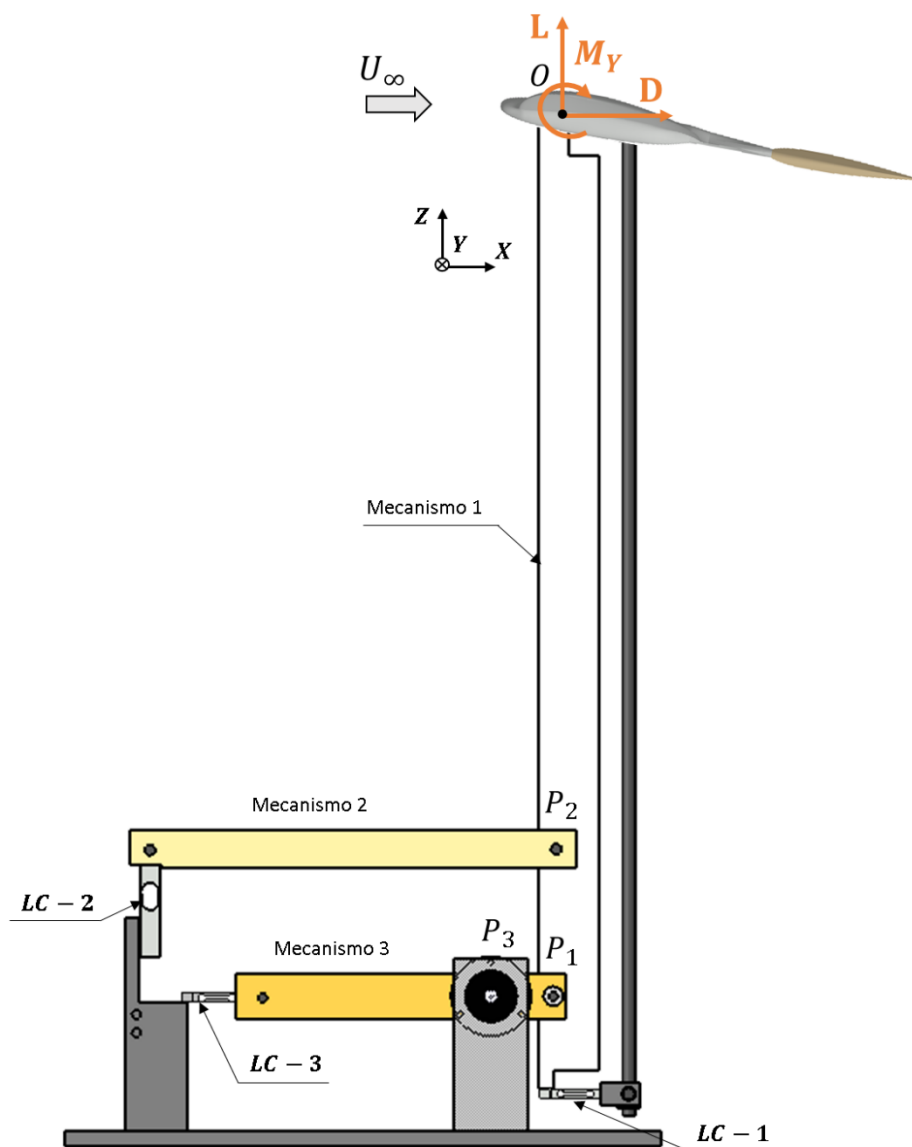


Figura 19: Esquema general de la balanza externa de 3 componentes.

Una vez conocidas las dimensiones de los distintos mecanismos y los tipos de células de carga para medir cada componente, se ha realizado el diseño preliminar de la balanza externa de 3 componentes con CATIA.

La unión del modelo MAV con la balanza es una región bastante crítica ya que el tamaño del modelo es relativamente pequeño y se necesita realizar un cajeado en la parte inferior del fuselaje para alojar varias piezas en su interior que permitan ajustar el ángulo de ataque del modelo.

En la Figura 20 se muestra una vista 3D de la balanza externa de 3 componentes destacando 4 regiones (detalle A, B, C y D) que se explicarán a continuación.

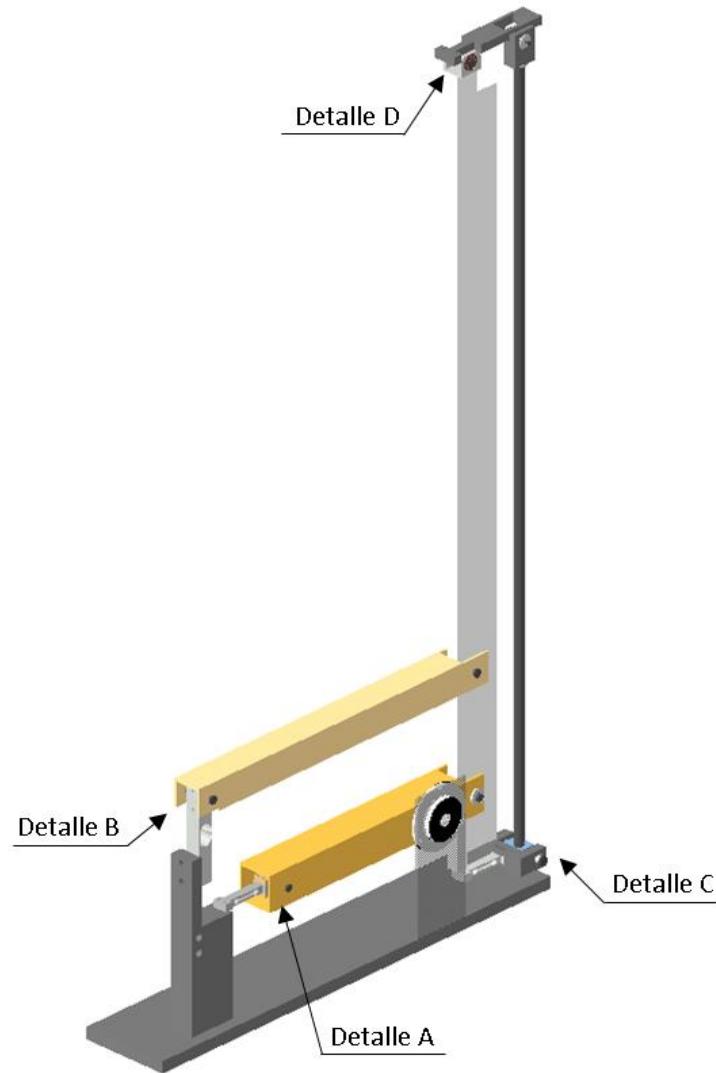


Figura 20: Vista 3D de la balanza externa generada con el software CATIA V5.

En la Figura 21 se muestra el detalle A que consta de la unión entre la célula de carga para medir la sustentación y el mecanismo 3. La célula de carga de 200 g ($LC - 3$) se coloca en la misma dirección que el mecanismo 3 y se une a éste mediante un conjunto de 2 rodamientos de bolas (rodamiento A) y casquillos (A.1, A.2 y A.3).

La pieza B se ha diseñado de tal modo que permita la unión entre el conjunto de rodamientos y la célula de carga dentro del mecanismo 3. El lado opuesto de la célula de carga se fijará para impedir el movimiento y de este modo sólo se permitirá el giro de la célula justo en la unión con el mecanismo 3. La transmisión de la fuerza de sustentación sobre la célula de carga se explicará en la sección de la fabricación de la balanza.

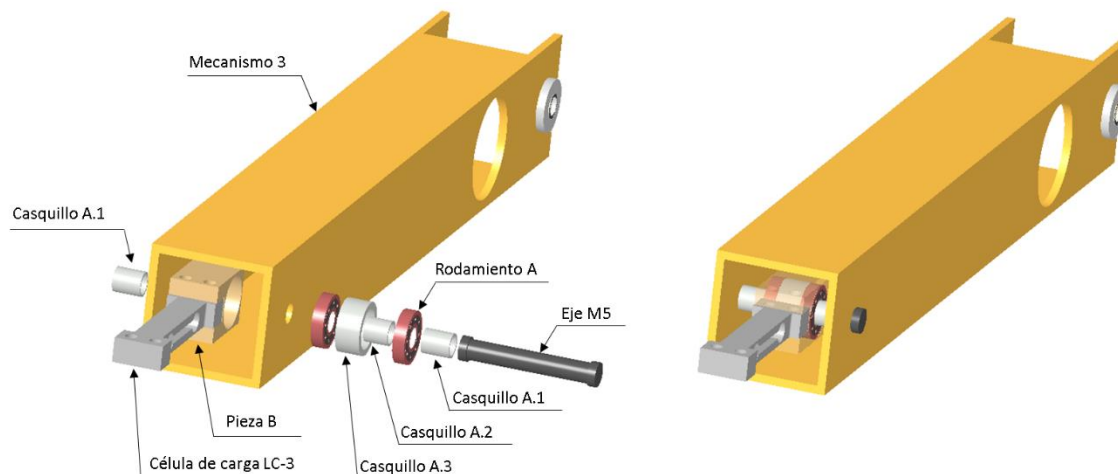


Figura 21: Vista general del detalle A.

En el detalle B se muestra la unión entre la célula de carga $LC - 2$ para medir la fuerza de resistencia aerodinámica y el mecanismo 2 (Figura 22). En este caso, la célula de carga $LC - 2$ de 1 kg se coloca perpendicular al mecanismo 2 y se une a éste mediante un conjunto de 4 rodamientos de bolas (rodamiento C) y casquillos (B.1). Al igual que en el caso anterior, el lado libre de la célula de carga se fijará para impedir el movimiento y sólo permitir el movimiento en la sección de los rodamientos. La transmisión de la fuerza de resistencia sobre la célula de carga se explicará en el apartado de la fabricación de la balanza.

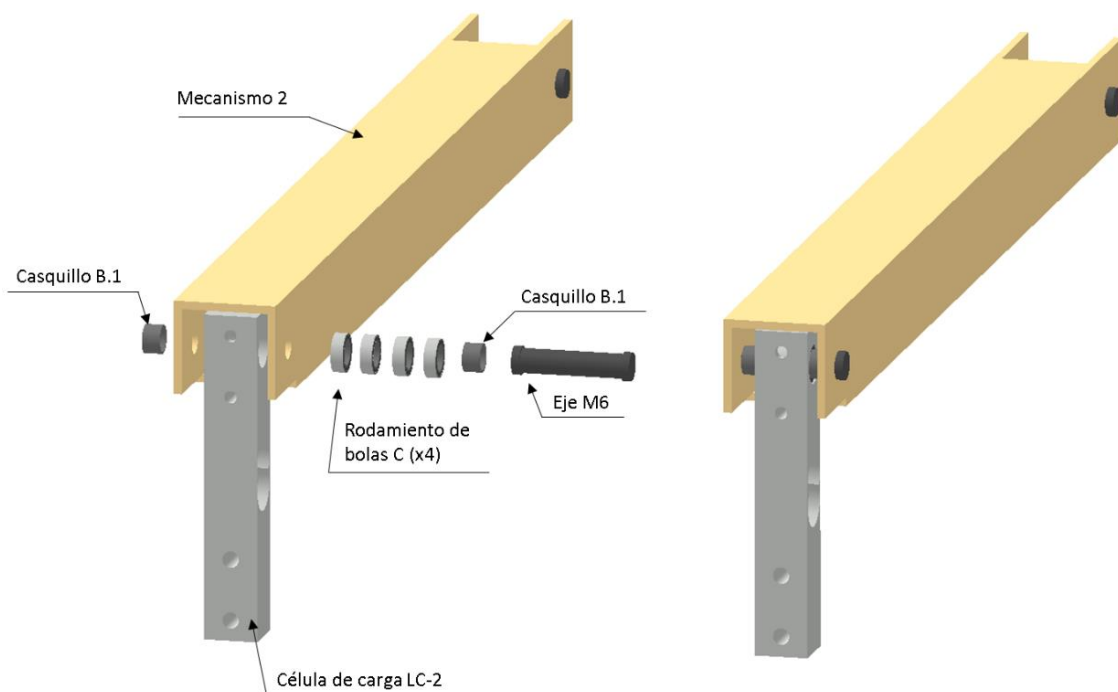


Figura 22: Vista general del detalle B.

En el detalle C se muestra la unión entre la célula de carga para medir el momento de cabeceo y la varilla de métrica M6 (Figura 23). La célula de carga de 200 g ($LC - 1$) se coloca en la dirección horizontal.

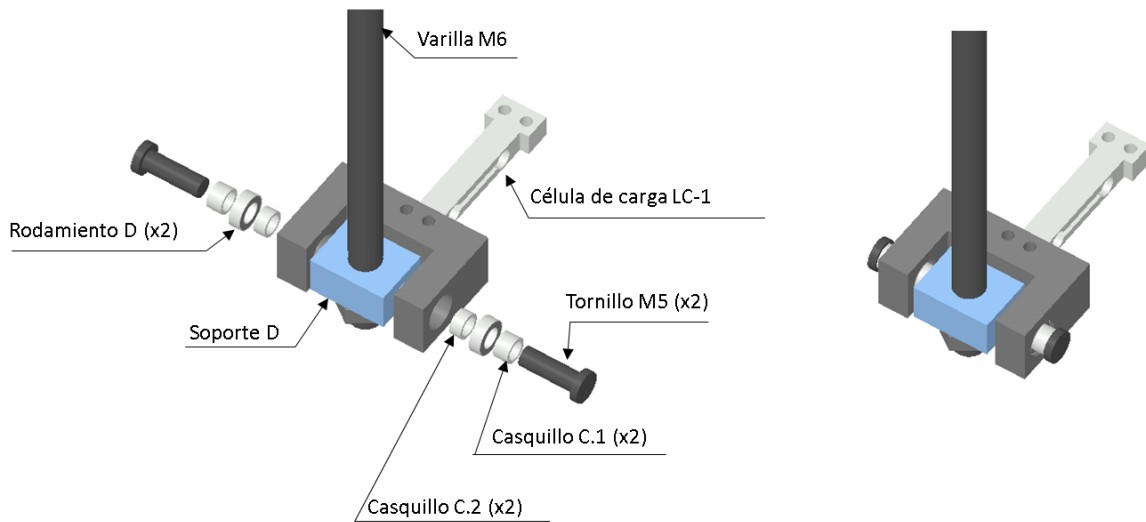


Figura 23: Vista general del detalle C.

El conjunto de rodamientos (rodamiento D) y casquillos (C.1) permitirán el giro de un lado de la célula de carga, sin embargo, el otro lado permanecerá fijo para impedir su movimiento (ver Figura 23).

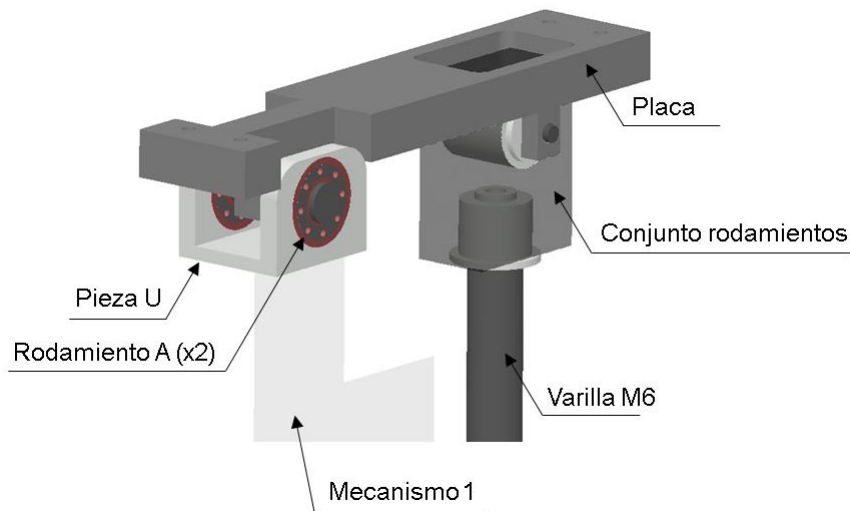


Figura 24: Vista general del detalle D.

Por último, el detalle D muestra la unión de la balanza externa con el modelo MAV y los componentes necesarios para posicionar el vehículo a cada ángulo de ataque (α) tal y como se muestra en la Figura 24. La pieza U tiene la función de asegurar una unión fija con el mecanismo 1 a la vez que permite el giro en el eje Y del modelo. El conjunto de rodamientos es una pieza que

permite alojar 2 rodamientos: el primero de ellos se une a la varilla M6 y el otro se une a la placa rectangular sobre la que apoya el modelo, para así conseguir el ángulo de ataque deseado.

4.3.2. Fabricación de la balanza externa

Una vez descrito el proceso de diseño de la balanza externa de 3 componentes, se procede a explicar en detalle el proceso de fabricación de la misma. Dicho proceso de fabricación se ha llevado a cabo en el Taller del Área de Aerodinámica Experimental del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA).



Figura 25: Balanza externa de 3 componentes con el semi-modelo MAV.

La balanza externa consiste en una estructura metálica compuesta por varios mecanismos, que permiten desacoplar las fuerzas que se desean medir, y conforman los mecanismos de la balanza mecánica que permiten su medida. La instrumentación de dicha balanza se realiza con varios sensores piezorresistivos constituidos por 3 células de carga de flexión unidas a los distintos mecanismos a través de rodamientos y casquillos que permitan el movimiento de los mismos, y por lo tanto se puedan medir las fuerzas de sustentación y resistencia y momento de cabeceo. En la Figura 25 se muestra la balanza externa de 3 componentes junto con la mitad del modelo MAV.

Los elementos que componen la balanza externa de 3 componentes se enumeran a continuación:

1. Base rectangular.
2. Mecanismos 1, 2 y 3.
3. Contrapeso de equilibrado.
4. Células de carga $LC - 1$, $LC - 2$ y $LC - 3$ (200 g , 1000 g y 200 g , respectivamente).
5. Soportes de las células de carga.
6. Sistemas de bloqueo para las células de carga.
7. Rodamientos de bolas.
8. Casquillos.
9. Pieza en U.
10. Conjunto de rodamientos.
11. Placa.
12. Varilla.

Todas las piezas, excepto los rodamientos de bolas y las células de carga comerciales se han obtenido mediante un proceso de mecanizado (torneado, fresado y taladrado) en el Taller del Área de Aerodinámica Experimental de INTA, con el objetivo de reducir el coste y tiempo de fabricación de la balanza.

A continuación, se detallan las dimensiones y configuraciones de cada uno de los elementos de la balanza.

La base consiste en una placa metálica rectangular y maciza con una dimensión de $40 \times 100\text{ mm}^2$ y un espesor de 10 mm , sobre la cual apoya el peso de la balanza y proporciona estabilidad al montaje final.

El mecanismo 1 consiste en una barra metálica maciza con sección rectangular de $40 \times 10 \text{ mm}^2$ y longitud de 470 mm . La parte superior del mecanismo 1 se une al modelo MAV a través de una pieza en forma de U, que permite la rotación en el eje Y. En la parte inferior del mecanismo 1 se une a la célula de carga $LC - 1$ para medir el momento de cabeceo. En la Figura 26 se muestran distintos elementos de la balanza externa.

Los mecanismos 2 y 3 consisten en barras metálicas huecas con sección cuadrada y espesor de 2 mm . La barra 2 tiene una longitud mayor, igual a 276 mm y la barra 3 mide 220 mm . Ambos brazos se unen al mecanismo 1 a través de rodamientos con bolas como puede verse en la Figura 26. Al otro lado de ambos brazos se colocan las células de carga correspondientes a cada caso. Así, en el mecanismo 2 se coloca la célula de carga de 1 kg en posición perpendicular al mismo, para medir la resistencia aerodinámica, uniéndose a éste mediante un conjunto de 4 rodamientos. En cuanto al mecanismo 3, la célula de carga de 200 g se coloca en la misma dirección que éste para medir la fuerza de sustentación. En ambos casos, las 2 células de carga se unen a una pieza mecanizada que actúa de empotramiento.

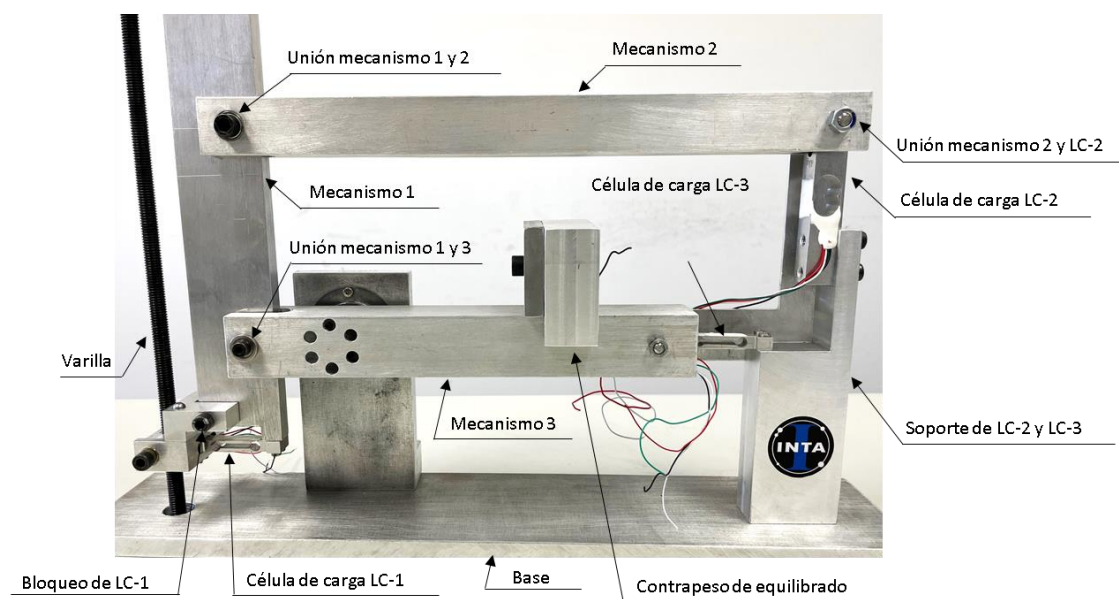


Figura 26: Vista frontal de la parte inferior de la balanza externa.

Las uniones de los distintos mecanismos están formadas por un conjunto de rodamientos de bolas con casquillos permitiendo que las fuerzas en el eje X (resistencia) y Z (sustentación) se transmitan adecuadamente a las células de carga de manera independiente. De este modo, durante el funcionamiento del sistema, debido a la fuerza de sustentación del MAV en dirección vertical, el

mecanismo 1 al que está unido el modelo, se desplaza en dirección Z y obliga al mecanismo 3 a girar alrededor de la unión fija. El mecanismo 3 crea una fuerza que genera un estado de cargas de flexión en la célula de carga ($LC - 3$) y así se mide la fuerza de sustentación. En el caso de la fuerza de resistencia sobre el MAV en la dirección X , la fuerza se transmite desde el mecanismo 1 a través del mecanismo 2. Así, la fuerza en la dirección X en el punto P_2 se transmite a la célula de carga ($LC - 2$) provocando su deformación por flexión, lo que nos proporciona una medida de fuerza de resistencia aerodinámica.

El contrapeso de equilibrado consiste en un prisma rectangular de aluminio para equilibrar el peso del modelo sobre el mecanismo 3 que mide la fuerza de sustentación.

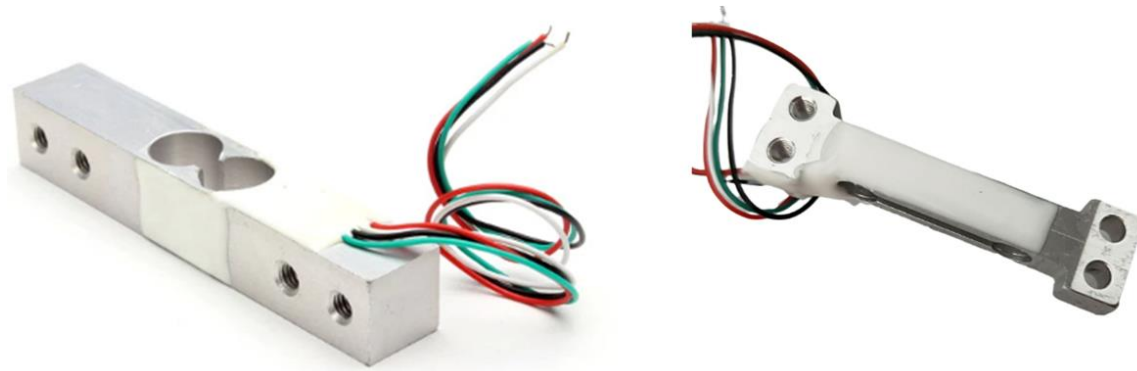


Figura 27: Célula de carga de 1000 g (izquierda) y célula de carga de 200 g (derecha).

Se han utilizado células de carga comerciales con un rango de medida de 200 g ($LC - 1$ y $LC - 3$) y 1000 g ($LC - 2$). En la Figura 27 se muestra la geometría que presenta cada tipo de célula de carga (en la izquierda se muestra la célula $LC - 1$ de carga con límite máximo de 1000 g, y en la derecha la de 200 g).

Cada célula de carga contiene 4 galgas extensométricas en su interior en configuración binocular. Cuando se aplica una fuerza en la célula de carga, las 4 galgas extensométricas se deforman, de tal manera que 2 de ellas trabajan a tracción y las otras 2 a compresión, cambiando su resistencia eléctrica [83 - 84]. Así, cuando las 4 galgas se conectan en un puente de Wheatstone, y se alimenta el circuito con una tensión conocida, se puede medir la señal de tensión de salida para relacionarlo con la deformación mediante calibración (se explica en la sección 4.3.3.), y por lo tanto con la fuerza aplicada. En la Figura 28 se muestra un esquema de la posición de las galgas extensométricas y su conexión mediante un puente de Wheatstone.

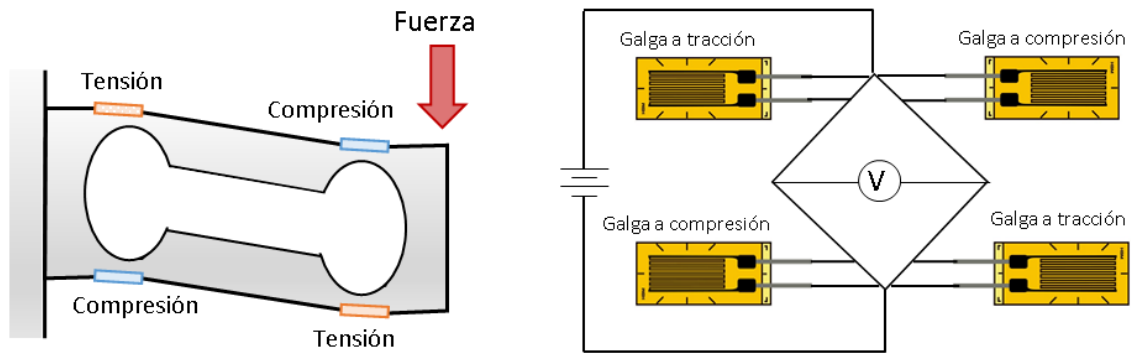


Figura 28: Configuración binocular de las galgas extensométricas trabajando a tracción y compresión (izquierda) y puente de Wheatstone (derecha).

Los soportes de las células de carga son piezas mecanizadas en aluminio con distinta geometría que tienen como objetivo la fijación de las mismas a través de tornillos con un cajeado mecanizado en su interior denominado “binocular”, que favorece su deformación en un sentido determinado, como puede observarse en la Figura 28.

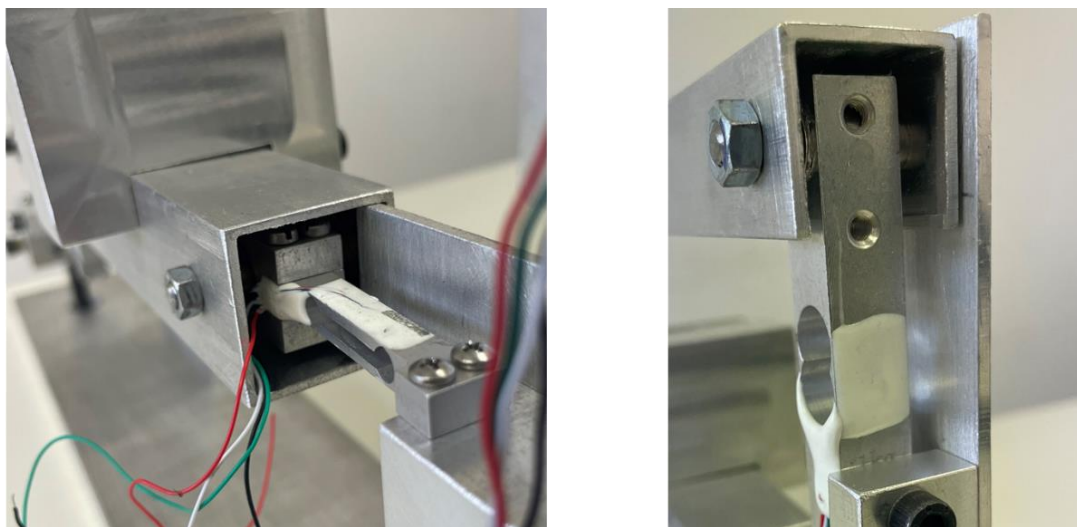


Figura 29: Posición de LC-3 para la medida de sustentación (izquierda) y LC-2 para la de resistencia (derecha).

En la Figura 29 se muestra la posición de la célula de carga *LC – 3* que mide en un rango de 200 *g* (izquierda) y la célula de carga *LC – 2* que mide hasta 1 *kg* (derecha).

Los sistemas de bloqueo para las células de carga tienen la función de proporcionar seguridad e integridad a las células de carga cuando éstas no están midiendo, especialmente durante los montajes de modelos en el túnel.

4.3.3. Ensamblaje de la balanza externa y el modelo MAV.

Para poder sujetar el modelo MAV a la balanza y posicionarlo según el ángulo de ataque deseado, se ha realizado un cajeado en el mismo que permite la integración de un conjunto de elementos metálicos tal y como puede observarse en la Figura 30. Este conjunto está compuesto por una placa metálica rectangular y maciza sobre la cuál apoya el modelo MAV y una serie de rodamientos. Cómo se ha explicado anteriormente, el mecanismo 1 se une a una pieza en forma de U, que a su vez está unida a la placa metálica mediante rodamientos de bola que permiten el giro en el eje Y del MAV.

La varilla roscada con métrica 6 permite la rotación del modelo MAV sobre el eje Y para variar el ángulo de ataque (α) durante los ensayos en el túnel de viento.



Figura 30: Vista lateral del ensamblaje de la balanza externa y el semi - modelo MAV.

4.3.3. Conexiones eléctricas

En esta sección se detallan las conexiones eléctricas de la balanza externa de 3 componentes para la adquisición de datos. La lectura de la señal de cada célula de carga se realiza mediante la conexión de módulos HX711 (convertidores analógicos-digitales, A/D converter) y el microcontrolador Arduino. De tal manera que, cada célula de carga se conecta a un módulo HX711 (Figura 31) que actúa como interfaz entre la misma y el microcontrolador Arduino. El módulo HX711 se encarga de la lectura del

punto de Wheatstone formado por cada célula de carga convirtiendo la señal analógica en señal digital mediante un conversor A/D interno de 24-bits [85].

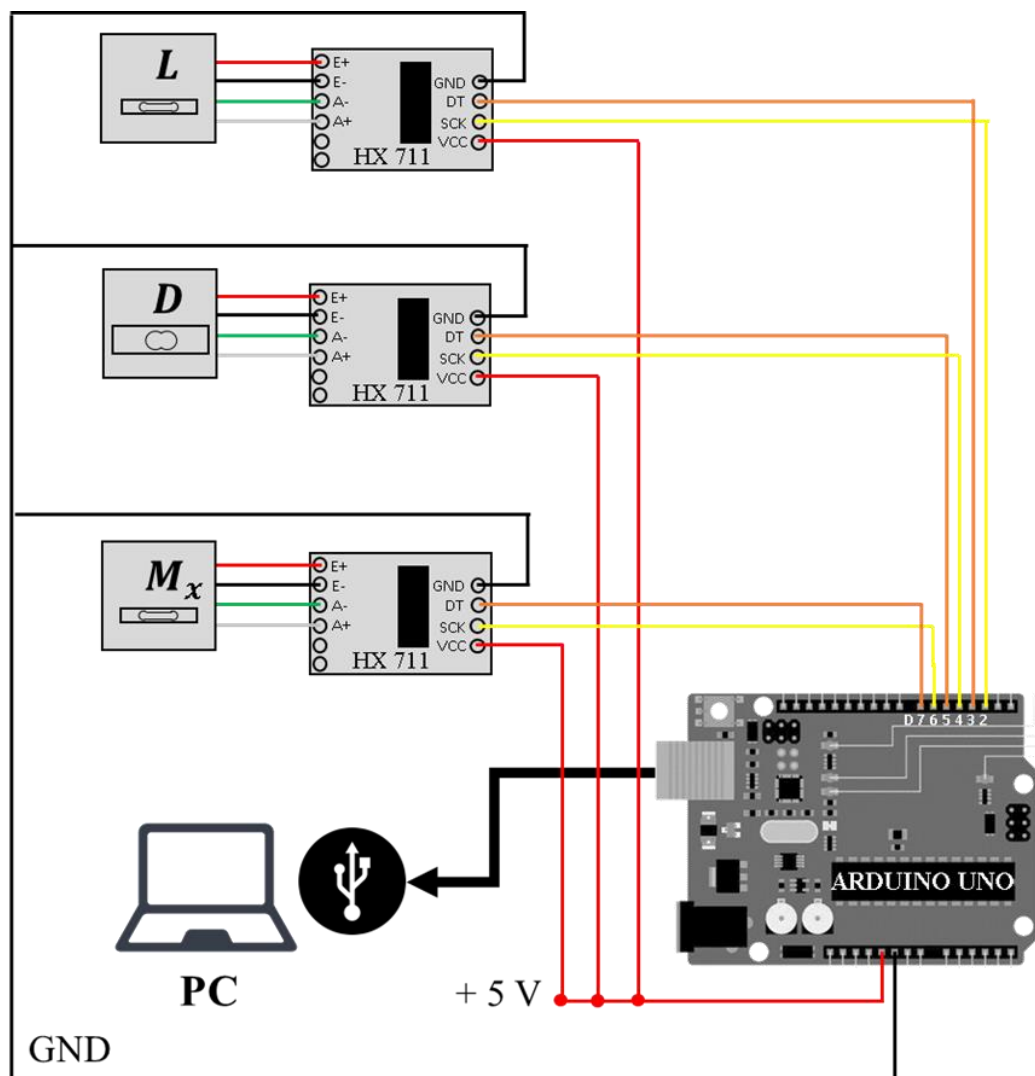


Figura 31: Conexiones eléctricas de las células de carga de la balanza externa.

Las señales digitales de salida de cada módulo HX711 se entregan a las entradas digitales del microcontrolador Arduino, que a su vez está alimentado por una tensión de 5 V proporcionada por el USB de un ordenador. Finalmente, se comunica el microcontrolador Arduino con el ordenador, de modo que se puede realizar la adquisición digital de datos de forma automatizada. Los datos se reciben en formato digital en unidades discretas (bits). La calibración de la balanza nos permitirá relacionar las señales en unidades digitales (bits) con las unidades físicas de cada canal de medida.

En la Figura 32 se muestra un esquema de la vista frontal de las conexiones eléctricas en la balanza y la ubicación de cada uno de los componentes eléctricos. El microcontrolador Arduino se ha colocado en la base de la balanza y los módulos HX711 se han colocado lo más cerca posible de cada una de las células de carga para facilitar el montaje de las conexiones.

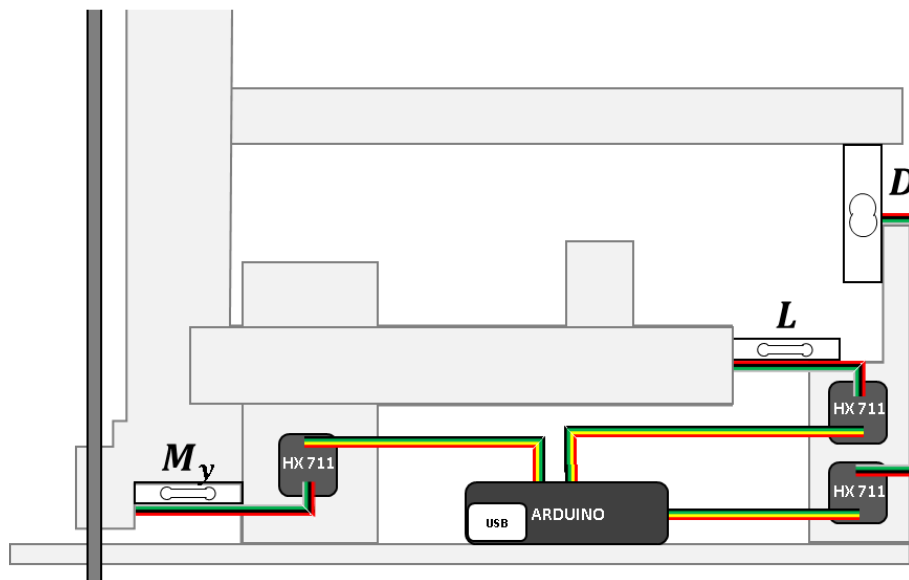


Figura 32: Vista frontal de las conexiones eléctricas.

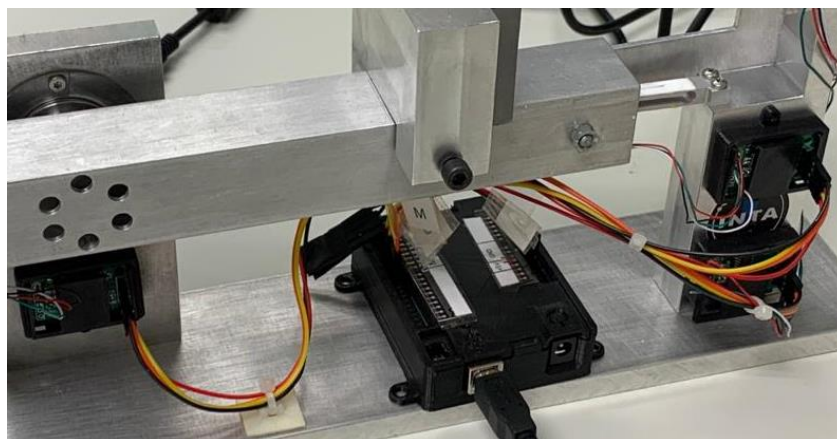


Figura 33: Tarjeta Arduino y módulos HX711 ubicados en el interior de las cajas protectoras fabricadas con material aditivo (cajas negras).

Para proteger los componentes eléctricos y evitar que se dañen con el funcionamiento de la balanza, se han diseñado y fabricado con material aditivo unas cajas protectoras para los módulos HX711 y la tarjeta Arduino (ver Figura 33). Dichas cajas protectoras se han ubicado sobre la balanza en

posiciones tal que no interfieran con las células de carga y, por tanto, afecten de manera negativa en la toma de medidas durante los ensayos.

4.3.4. Proceso de calibración

Una vez detallado el proceso de diseño de la balanza externa, su fabricación y conexiones eléctricas, en esta sección se procede a explicar el proceso de calibración. Dicho proceso consiste en aplicar unas cargas conocidas a la balanza y relacionarlas con las señales de salidas de las células de carga, obteniendo una matriz de calibración [82].

El prototipo de balanza externa de 3 componentes consiste en una estructura metálica con 3 células de carga de flexión. Dichas células de carga son pequeñas estructuras metálicas compuestas por 4 galgas extensométricas conectadas mediante un puente de Wheatstone. La medida de fuerzas en la balanza se realiza en base a la deformación a flexión de las células de carga. Así, cuando se aplica una fuerza sobre la célula de carga, ésta se deforma, y se genera una señal de salida en función de dicha deformación. Por tanto, es necesario realizar una calibración que relacione las cargas aplicadas con las señales de salida de los puentes de Wheatstone.

A continuación, se va a explicar el proceso seguido en la calibración. Para ello, se necesita diseñar y fabricar un rig de calibración, que permitirá la adquisición de las cargas conocidas. El proceso de calibración se realiza fuerza del túnel para facilitar el montaje y la aplicación de cargas. Se detallarán las cargas aplicadas, la adquisición de las señales eléctricas, y la obtención de la matriz de calibración.

1. Rig de calibración

El rig o banco de calibración consiste en un conjunto de piezas metálicas ubicadas alrededor de la balanza para aplicar cargas conocidas mediante pesas. Todas las piezas se han mecanizado en el Taller de Aerodinámica Experimental de INTA.

El material utilizado ha sido aluminio para reducir el peso total del rig de calibración y evitar así, sobrecargar la balanza durante el proceso de

calibración. El rig de calibración es simétrico respecto al eje de simetría del modelo, para aplicar cargas simétricas a ambos lados del modelo evitando un posible desalineamiento de la balanza durante la calibración.



Figura 34: Piezas mecanizadas en aluminio que componen el rig de calibración (x2 piezas circulares (izquierda), x2 piezas cuadradas (centro) y x6 poleas (derecha)).

Las piezas mecanizadas que componen el cuerpo de calibración se muestran en la Figura 34. Se ha mecanizado un total de 2 piezas circulares (izquierda), 2 piezas cuadradas (centro) y 6 poleas (derecha). Las piezas circulares se mecanizan con 2 ejes, uno a cada lado (cómo se observa en la Figura 35), para unirse por un lado al eje de la balanza y por el otro a la pieza metálica cuadrada. En estas piezas circulares se aplican cargas para generar momento de cabeceo. Su diámetro de 4 cm se ha obtenido a partir del momento de cabeceo máximo esperado.



Figura 35: Diferentes vistas del rig de calibración.

Por su parte, las piezas cuadradas de sección $4 \times 4 \text{ cm}^2$ se mecanizan con un agujero en su interior para alojar un rodamiento de bolas. Además, se realizan 4 orificios, uno en cada cara de la pieza, alineados con el eje de simetría de la

balanza, para facilitar la unión de los cables (Figura 35). Estas piezas cuadradas permiten aplicar cargas en las direcciones $\pm X$ y $\pm Z$.

Para ensamblar todo el conjunto, primero se colocan las 2 piezas circulares, una a cada lado del eje de simetría de la balanza, y a continuación se colocan las 2 piezas cuadradas, tal y cómo se muestra en la Figura 35. La separación de este conjunto de piezas con la balanza se ha determinado a partir de la distancia mínima, pero suficiente para que las pesas no interfieran con los componentes de la balanza durante el proceso de calibración.

Por otro lado, ha sido necesario diseñar y fabricar una estructura metálica que sirve de soporte para el correcto posicionamiento de las pesas durante la calibración. Dicho soporte está compuesto por guías metálicas con distintos tamaños, como se aprecia en la Figura 36.



Figura 36: Soporte para posicionar las poleas durante la calibración.

La estructura metálica presenta varias escuadras permitiendo el correcto alineamiento de las pesas durante proceso de calibración, que se explicará a continuación. Además, tal y como se muestra en la Figura 36, el soporte metálico se coloca exteriormente a la balanza.

2. Proceso de calibración

El prototipo de balanza externa se ha diseñado con el objetivo de medir 3 componentes, es decir, 2 fuerzas (fuerza de sustentación, L en dirección Z , y resistencia aerodinámica, D en dirección X), y un momento (cabeceo, M_y). Por lo tanto, durante el proceso de calibración hay que aplicar cargas en 3 direcciones diferentes. Las cargas que se aplican son cargas puras (en una única dirección) y cargas combinadas (en 2 direcciones). Antes de comenzar la calibración, es necesario identificar los puntos donde se van a aplicar las cargas. En la Figura 37 se muestra un esquema del rig de calibración y la dirección de las componentes aerodinámicas en función de los ejes de la balanza.

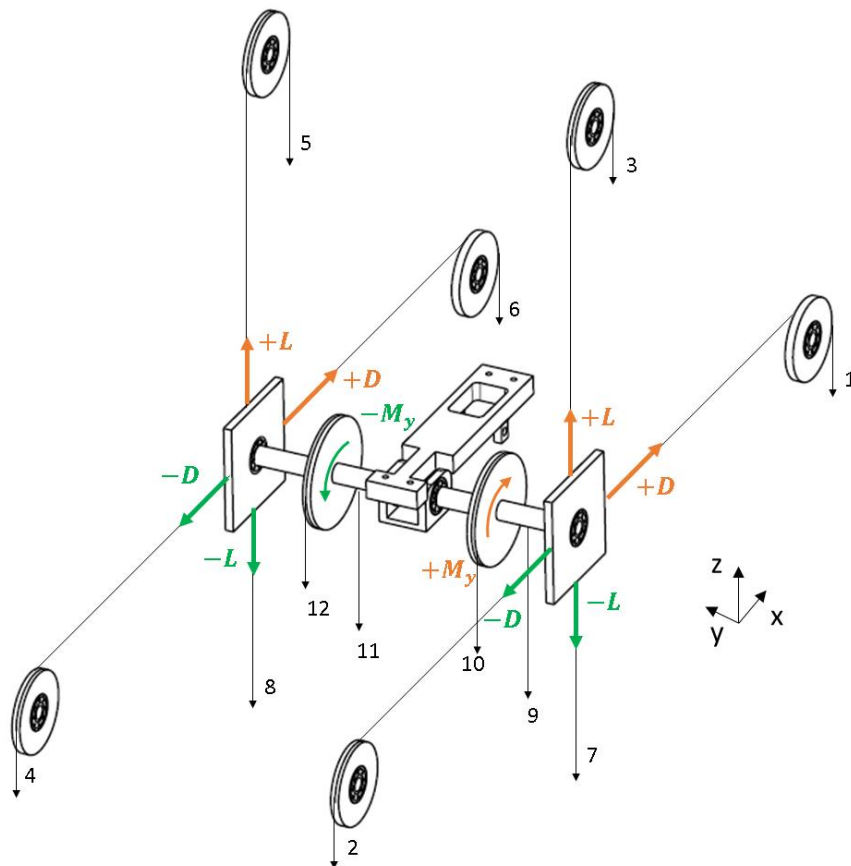


Figura 37: Esquema del rig de calibración y dirección de fuerzas y momento.

Como el rig de calibración es simétrico, los puntos de carga se duplican disponiendo de un total de 12 puntos de carga (marcados con flechas negras en la Figura 37). Es por ello que ha sido necesario diseñar y fabricar 12 soportes de pesas específicos para esta calibración. Dichos soportes se han mecanizado en aluminio en el Taller de Aerodinámica Experimental del INTA. Los soportes se diseñan en función del diámetro de las pesas y se fabrican en aluminio para minimizar su peso durante la calibración.

En cada caso de carga se utilizan pesas sujetas a un soporte y unidas con un hilo al cuerpo de calibración (Figura 38). En algunos casos, antes de unir el hilo al cuerpo de calibración, éste pasará por poleas para obtener la dirección de carga deseada. En la Figura 38 se muestra un ejemplo de aplicación de carga combinada (fuerza de resistencia positiva, $+D$ y fuerza de sustentación positiva, $+L$). Los 12 soportes se mantienen fijos durante el proceso de calibración, por lo que así, se podrán simular las cargas puras y combinadas, de fuerzas y momento dependiendo del soporte de pesas utilizado.

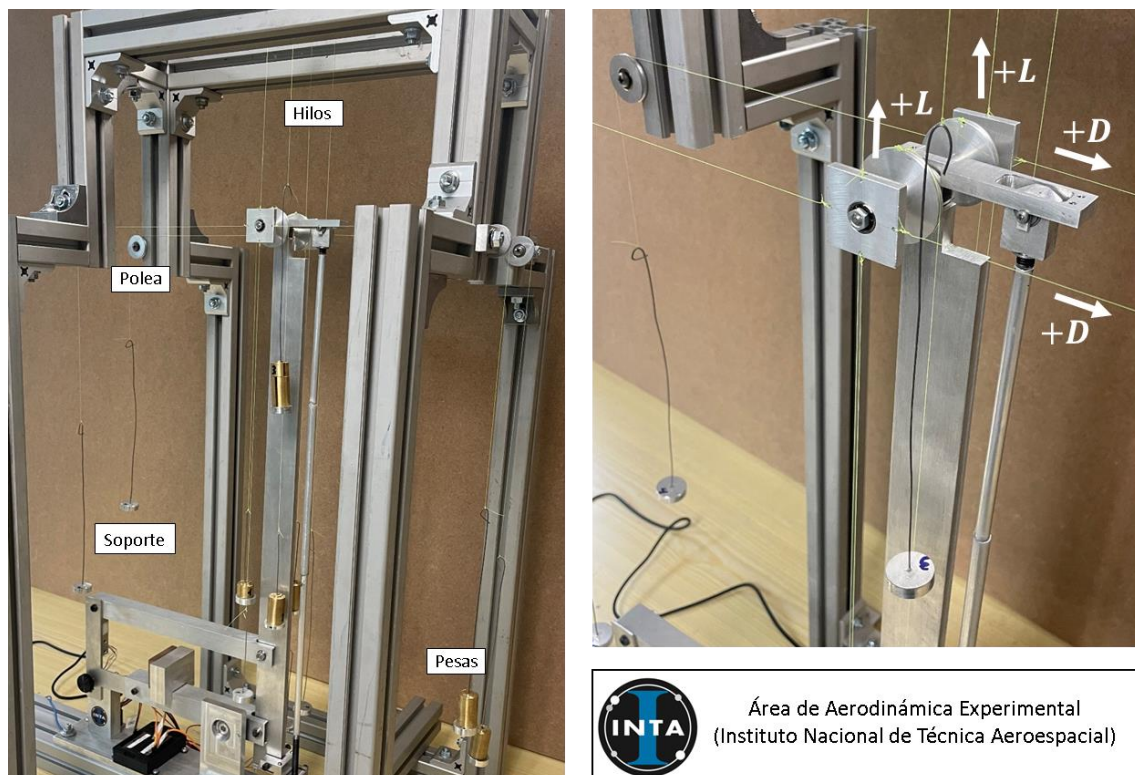


Figura 38: Procedimiento de aplicación de cargas. En la izquierda se muestran distintos componentes de la calibración, y en la derecha un ejemplo de aplicación de cargas.

En la aplicación de cada carga debe vigilarse que el cuerpo de calibración esté correctamente nivelado, de forma que se asegure una correcta aplicación de la carga deseada. La nivelación se verifica con un nivel de burbuja.

3. Matriz de cargas aplicadas durante la calibración

Una vez se han identificado los puntos de carga para medir cada componente, se deben elegir las cargas a aplicar en el proceso de calibración. En dicha calibración se selecciona una carga máxima (F_{max}) y 2 cargas intermedias, siendo una igual a $\frac{1}{3}F_{max}$ y otra igual a $\frac{2}{3}F_{max}$. De este modo, en cada caso de carga se van a tener 7 puntos de medida, correspondiendo a la fase de carga ($0, \frac{1}{3}F_{max}, \frac{2}{3}F_{max}$ y F_{max}) y a la fase de descarga ($\frac{2}{3}F_{max}, \frac{1}{3}F_{max}$ y 0), lo cual se realiza para detectar posibles efectos de histéresis.

Debido a que las fuerzas esperadas en los ensayos con la balanza van a ser diferentes en función de la dirección de aplicación, las cargas que se aplican en la dirección de sustentación (eje Z) van a ser mayores que las cargas aplicadas en la dirección de la resistencia aerodinámica (eje X). Para evaluar las fuerzas y el momento se necesitan pesas de 35 g y de 77 g, por lo que ha sido necesario diseñar y fabricar un total de 20 pesas específicamente para esta calibración. Así, se ha mecanizado en latón 10 pesas de 77 g y 10 pesas de 35 g en el Taller de Aerodinámica Experimental (Figura 39).



Figura 39: Pesas utilizadas durante la calibración.

Dado que la mecanización en latón se ha realizado en el Taller de Aerodinámica Experimental, y no son pesas comerciales, es imprescindible

obtener el peso real de cada una de las pesas. En la Tabla 2 se muestran los pesos reales, obtenidos con una balanza de precisión (Balanza analítica Ohaus Adventurer AX).

Tabla 2: Pesos reales de las pesas utilizadas en la calibración.

Nomenclatura	Pesas de 35 g	Nomenclatura	Pesas de 77 g
p1	35.368	P1	77.271
p2	35.881	P2	77.672
p3	34.629	P3	78.325
p4	35.365	P4	77.363
p5	34.008	P5	77.453
p6	34.163	P6	77.191
p7	35.155	P7	78.083
p8	35.204	P8	77.682
p9	34.374	P9	77.981
p10	34.986	P10	77.177

A continuación, se detallan los estados de carga aplicados durante el proceso de calibración.

▪ **Fuerzas puras**

Cuando se aplican cargas sobre los puntos 3 y 5 (Figura 40), la balanza se somete a una fuerza pura en la dirección $+Z$, es decir, se genera una fuerza de sustentación positiva (flechas naranjas en Figura 40). Por el contrario, al aplicar cargas sobre los puntos 7 y 8, la carga pura se genera en dirección $-Z$ (flechas verdes), generando sustentación negativa. La generación de fuerzas puras en el eje Z requiere utilizar pesas de 77 g, a cada lado de la balanza. Así, los 7 puntos de medida en el caso de sustentación pura en sentido positivo corresponden a la fase de carga: $0, \frac{1}{3}L_{max}, \frac{2}{3}L_{max}$, y L_{max} ; y a la fase de descarga: $\frac{2}{3}L_{max}, \frac{1}{3}L_{max}$ y 0 .

Para generar una fuerza pura en dirección $\pm X$, se sigue el mismo procedimiento que en el caso anterior, pero ahora se requieren pesas de 35 g. De este modo, aplicando una carga en dirección $+X$, la balanza se somete a una fuerza pura de resistencia aerodinámica positiva según los ejes de la balanza (flechas naranjas en Figura 40), y por el contrario, si la carga se aplica en dirección $-X$, la fuerza pura de resistencia aerodinámica es negativa (flechas verdes). Los 7 puntos de medida, en este caso, corresponden a la fase de carga: $0, \frac{1}{3}D_{max}, \frac{2}{3}D_{max}$, y D_{max} ; y a la fase de descarga: $\frac{2}{3}D_{max}, \frac{1}{3}D_{max}$ y 0 . En

la Figura 33 se muestran los ejemplos de carga pura para el caso de sustentación pura (izquierda) y resistencia aerodinámica pura (derecha) con valores de cargas teóricos.

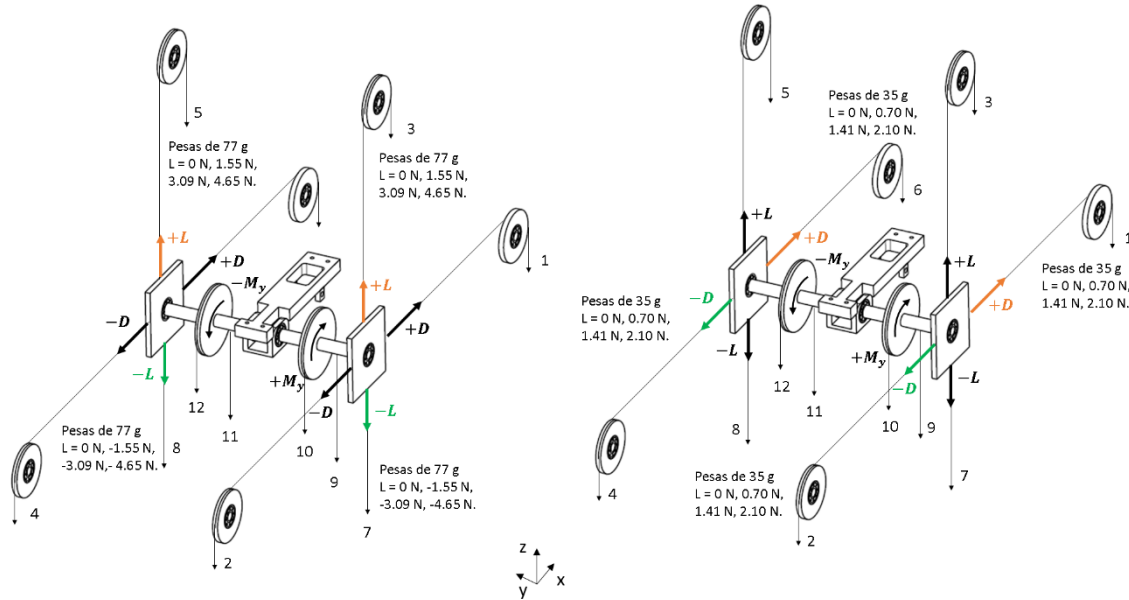


Figura 40: Aplicación de cargas en el caso de fuerzas puras con valores de carga teóricos. Fuerza de sustentación pura (izq.) y fuerza de resistencia (der.)

Las Tablas 3 y 4 muestran un ejemplo de aplicación de las cargas para el caso de fuerza de sustentación en dirección $+Z$, es decir, se genera una fuerza positiva según los ejes de la balanza, y para el caso de la resistencia aerodinámica en dirección $-X$, se genera una fuerza negativa según los ejes de la balanza, respectivamente.

Tabla 3: Fase de carga y descarga para generar fuerza de sustentación pura $+L$.

Estado de carga	P. 3 (+L)	P. 5 (+L)	P. 7 (-L)	P. 8 (-L)	L (N)	D (N)	M_y (Nm)
0	0	0	0	0	0	0	0
$+1/3L_{max}$	P4 (77 g)	P5 (77 g)	0	0	1.54	0	0
$+2/3L_{max}$	P4+P6 (77 g)	P5+P10 (77 g)	0	0	3.09	0	0
$+L_{max}$	P4+P6+P2 (77 g)	P5+P10+P8 (77 g)	0	0	4.64	0	0
$+2/3L_{max}$	P4+P6 (77 g)	P5+P10 (77 g)	0	0	3.09	0	0
$+1/3L_{max}$	P4 (77 g)	P5 (77 g)	0	0	1.54	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0

Tabla 4: Fase de carga y descarga para generar fuerza de resistencia pura $-D$.

Estado de carga	P. 2 (-D)	P. 4 (-D)	P. 1 (+D)	P. 6 (+D)	L (N)	D (N)	M_y (Nm)
0	0	0	0	0	0	0	0
$-1/3D_{max}$	p7 (35 g)	p8 (35 g)	0	0	0	-0.70	0
$-2/3D_{max}$	p7+p1 (35 g)	p8+p4 (35 g)	0	0	0	-1.41	0
$-D_{max}$	p7+p1+p3 (35 g)	p8+p4+p9 (35 g)	0	0	0	-2.10	0
$-2/3D_{max}$	p7+p1 (35 g)	p8+p4 (35 g)	0	0	0	-1.41	0
$-1/3D_{max}$	p7 (35 g)	p8 (35 g)	0	0	0	-0.70	0
0	0	0	0	0	0	0	0

▪ Momento puro

Para generar un momento de cabeceo puro, se aplican cargas en los puntos 9, 10, 11 y 12 de los discos de tal modo que se genere un momento positivo o negativo según las cargas aplicadas. Además, es necesario aplicar carga en los puntos 3 y 5 para generar fuerza en dirección $+Z$, y compensarla con las cargas aplicadas en los discos, anulando la sustentación y generando únicamente momento de cabeceo.

En la Figura 41 se muestra un ejemplo de aplicación de carga correspondiente al caso de $2/3 M_{y\max}$. En los puntos 9 y 11 se colocan una pesa de 77 g y una pesa de 35 g, y en los puntos 10 y 12 de los discos se coloca una pesa de 35 g y. Ahora bien, en los puntos 3 y 5 necesariamente se tienen que añadir en cada uno de ellos, una pesa de 77 g y dos pesas de 35 g, anulando la sustentación y generando un momento de cabeceo correspondiente a $2/3$ del valor máximo. El radio del disco es $R = 2 \text{ cm}$, por lo que utilizando la ecuación de momento de la Figura 41 con los valores reales de las pesas utilizadas, se obtiene el valor real a ese estado de carga $2/3 M_{y\max} \approx 0.03 \text{ N} \cdot \text{m}$.

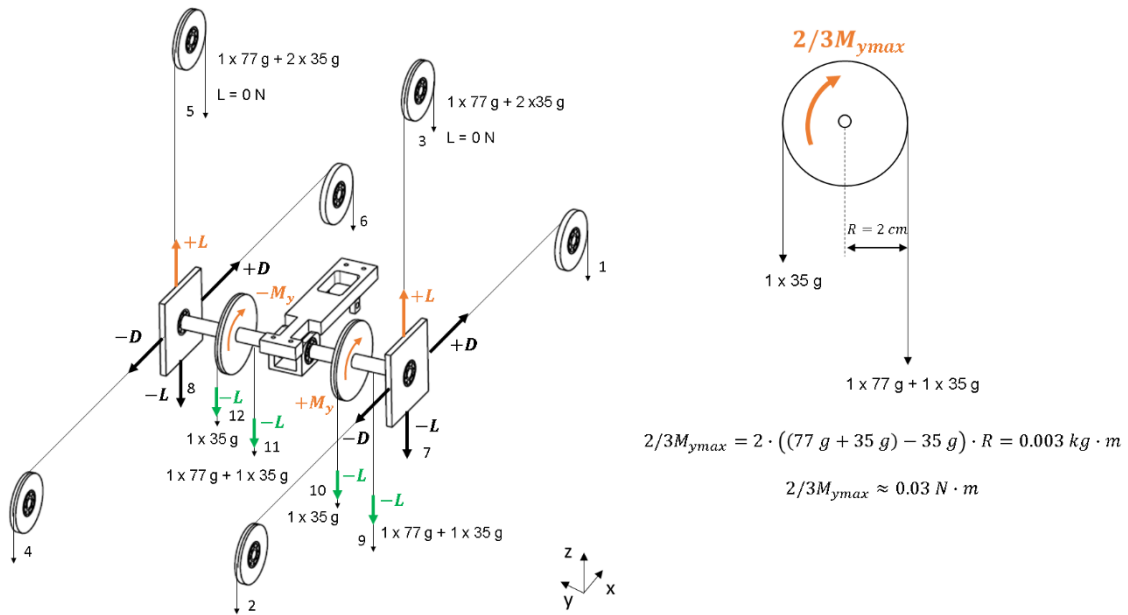


Figura 41: Aplicación de cargas para generar un momento de cabeceo puro ($2/3 M_{y\max}$) con valores teóricos.

En la Tabla 5 se muestra un ejemplo de aplicación de cargas correspondiente a la fase de carga y descarga para generar un momento puro $+M_y$. Se muestran los puntos de aplicación de las cargas, las pesas utilizadas en cada

caso y los valores reales en *Newtons* para las fuerzas y en *Newtons* por metro para el momento de cabeceo.

Tabla 5: Fase de carga y descarga para generar momento de cabeceo puro $+M_y$.

Estado de carga	P. 3 (+L)	P. 5 (+L)	P. 9	P. 10	P. 11	P. 12	L (N)	D (N)	M_y (Nm)
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$+1/3 M_{ymax}$	P6 (77 g) + p1 (35 g)	P10 (77 g) + p4 (35 g)	P4 (77 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	-0.0007	0	0.016
$+2/3 M_{ymax}$	P6 (77 g) + p1+p6 (35 g)	P10 (77 g) + p4+p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9 (35 g)	p8 (35 g)	-0.009	0	0.037
$+M_{ymax}$	P6 (77 g) + p1+p6 (35 g)	P10 (77 g) + p4+p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3+p10 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9+p2 (35 g)	p8 (35 g)	-0.704	0	0.044
$+2/3 M_{ymax}$	P6 (77 g) + p1+p6 (35 g)	P10 (77 g) + p4+p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9 (35 g)	p8 (35 g)	-0.008	0	0.037
$+1/3 M_{ymax}$	P6 (77 g) + p1 (35 g)	P10 (77 g) + p4 (35 g)	P4 (77 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	-0.0007	0	0.016
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

▪ Fuerza de sustentación combinada con fuerza de resistencia aerodinámica

Para generar una fuerza de sustentación combinada con una fuerza de resistencia se utilizan los puntos de carga correspondientes a la fuerza de sustentación pura (3, 5, 7 y 8) y a la fuerza de resistencia pura (1, 6, 2 y 4). De este modo, se combinan las fuerzas aplicadas en las direcciones $\pm Z$ y $\pm X$.

En la Tabla 6 se muestra un ejemplo aplicación de cargas correspondiente a la fase de carga y descarga para genera una fuerza de resistencia aerodinámica positiva, en dirección $+X$, combinada con una fuerza de sustentación constante y en dirección positiva $+Z$ ($L = +\frac{2}{3} L_{max}$)

Tabla 6: Fase de carga y descarga para generar sustentación combinada con resistencia $+2/3 L_{max}$ y $+D$.

Estado de carga	P. 1 (+D)	P. 3 (+L)	P. 5 (+L)	P. 6 (+D)	L (N)	D (N)	M_y (Nm)
0	0	0	0	0	0	0	0
$+2/3 L_{max}$ $+1/3 D_{max}$	p7 (35 g)	P4 (77 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	1.54	0.70	0
$+2/3 L_{max}$ $+2/3 D_{max}$	p7+p1 (35 g)	P4 (77 g)	P5 (77 g)	p8+p4 (35 g)	1.54	1.41	0
$+2/3 L_{max}$ $+D_{max}$	p7+p1+p3 (35 g)	P4 (77 g)	P5 (77 g)	p8+p4+p9 (35 g)	1.54	2.10	0
$+2/3 L_{max}$ $+2/3 D_{max}$	p7+p1 (35 g)	P4 (77 g)	P5 (77 g)	p8+p4 (35 g)	1.54	1.41	0
$+2/3 L_{max}$ $+1/3 D_{max}$	p7 (35 g)	P4 (77 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	1.54	0.70	0
0	0	0	0	0	0	0	0

▪ Fuerza de sustentación combinada con momento de cabeceo

En la Tabla 7 se muestra un ejemplo de la aplicación de una carga combinada de fuerza de sustentación en dirección $+Z$ (positivo según ejes de balanza), y

momento de cabeceo positivo según ejes de balanza. En este ejemplo se ha aplicado una carga máxima en dirección $+Z$ (L_{max}) constante durante la fase de carga y descarga, y se ha variado la carga aplicada para generar un momento de cabeceo positivo ($+M_y$). En la Tabla, se muestran los puntos de aplicación de las cargas, las pesas utilizadas en cada uno de ellos y los valores reales de fuerzas en *Newtons*, y momento de cabeceo en *Newtons* por metro.

Tabla 7: Fase de carga y descarga para generar sustentación combinada con momento de cabeceo $+L_{max}$ y $+M_y$.

Estado de carga	P. 3 (+L)	P. 5 (+L)	P. 9	P. 10	P. 11	P. 12	L (N)	D (N)	M _y (Nm)
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$+L_{max}$ $+1/3 M_{y_{max}}$	P2+P7+P1+P6 (77 g) + p1 (35 g)	P8+P9+P3+P10 (77 g) + p4 (35 g)	P4 (77 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	4.66	0	0.016
$+L_{max}$ $+2/3 M_{y_{max}}$	P2+P7+P1+P6 (77 g) + p1+p6 (35 g)	P8+P9+P3+P10 (77 g) + p4 + p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9 (35 g)	p8 (35 g)	4.66	0	0.037
$+L_{max} + M_{y_{max}}$	P2+P7+P1+P6 (77 g) + p1+p6 (35 g)	P8+P9+P3+P10 (77 g) + p4 + p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3+p10 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9+p2 (35 g)	p8 (35 g)	3.95	0	0.044
$+L_{max}$ $+2/3 M_{y_{max}}$	P2+P7+P1+P6 (77 g) + p1+p6 (35 g)	P8+P9+P3+P10 (77 g) + p4 + p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9 (35 g)	p8 (35 g)	4.66	0	0.037
$+L_{max}$ $+1/3 M_{y_{max}}$	P2+P7+P1+P6 (77 g) + p1 (35 g)	P8+P9+P3+P10 (77 g) + p4 (35 g)	P4 (77 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	4.66	0	0.016
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

▪ **Fuerza de resistencia aerodinámica combinada con momento de cabeceo**

En este caso, se aplica una carga de resistencia aerodinámica combinada con un momento de cabeceo.

En la Tabla 8 se muestra un ejemplo de aplicación de cargas para la fase de carga y descarga de un momento de cabeceo positivo ($+M_y$), combinado con una fuerza de resistencia constante en dirección negativa $-X$.

Tabla 8: Estado de carga de resistencia aerodinámica combinada con momento de cabeceo $-1/3 D_{max}$ y $+M_y$.

Estado de carga	P. 2 (-D)	P. 3 (+L)	P. 4 (-D)	P. 5 (+L)	P. 9	P. 10	P. 11	P. 12	L (N)	D (N)	M _y (Nm)
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$-1/3 D_{max}$ $+1/3 M_{y_{max}}$	p7 (35 g)	P6 (77 g) + p1 (35 g)	p8 (35 g)	P10 (77 g) + p4 (35 g)	P4 (77 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	-0.0007	-1.56	0.016
$-1/3 D_{max}$ $+2/3 M_{y_{max}}$	p7 (35 g)	P6 (77 g) + p1 + p6 (35 g)	p8 (35 g)	P10 (77 g) + p4 + p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9 (35 g)	p8 (35 g)	-0.0090	-1.56	0.037
$-1/3 D_{max}$ $+ M_{y_{max}}$	p7 (35 g)	P6 (77 g) + p1 + p6 (35 g)	p8 (35 g)	P10 (77 g) + p4+p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3+p10 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9+p2 (35 g)	p8 (35 g)	-0.71.77	-1.56	0.044
$-1/3 D_{max}$ $+1/3 M_{y_{max}}$	p7 (35 g)	P6 (77 g) + p1 + p6 (35 g)	p8 (35 g)	P10 (77 g) + p4+p5 (35 g)	P4 (77 g) + p3 (35 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g) + p9 (35 g)	p8 (35 g)	-0.0090	-1.56	0.037
$-1/3 D_{max}$ $+2/3 M_{y_{max}}$	p7 (35 g)	P6 (77 g) + p1 (35 g)	p8 (35 g)	P10 (77 g) + p4 (35 g)	P4 (77 g)	p7 (35 g)	P5 (77 g)	p8 (35 g)	-0.0007	-1.56	0.016
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

4. Adquisición de señales

La balanza se compone de 3 células de carga compuestas, cada una de ellas, por 4 galgas extensométricas unidas por un puente de Wheatstone. Por tanto, los 3 puentes de Wheatstone proporcionarán 3 señales eléctricas de salida cuyos voltajes serán ($U_1, U_2, y U_3$) (ver Figura 42). Las señales se muestran en bits.

-2135490	4138557	1782337
-2135452	4138145	1782173
-2135371	4137735	1781978
-2135316	4137851	1782054
-2135316	4138837	1782106
-2135217	4139808	1782162
↓	↓	↓
U_1	U_2	U_3

Figura 42: Adquisición de señales de salida de las 3 células de carga.

La lectura de dichas señales eléctricas se realiza mediante módulos HX711 (A/D converter) conectados al microcontrolador Arduino, que a su vez éste se alimenta por una tensión de 5V proporcionada por el USB del ordenador. La adquisición de las señales eléctricas se realiza en un ordenador con ayuda del sistema de adquisición de datos Arduino. En cada caso de aplicación de carga, se almacena un registro de las 3 señales eléctricas en un fichero .txt, durante un tiempo de registro de 10 segundos, con una frecuencia de muestreo de 10 Hz, obteniéndose 100 medidas equiespaciadas en el tiempo. Una vez obtenidos los ficheros correspondientes a los 200 casos de carga, se realiza el proceso matemático para la obtención de la matriz de calibración, que se explicará en el siguiente apartado.

La resolución del conversor A/D HX711 es igual a $2^{24} = 16.777.216$, que necesariamente debe ser mayor que el error de la célula de carga. En este caso, siguiendo especificaciones del fabricante, se considera que las células de carga tienen un error igual a $\epsilon = 0.05\% = 0.0005 = 5 \cdot 10^{-4}$, siendo bastante menor a la resolución del conversor, y por lo tanto se verifica la adquisición de las señales de la balanza.

El conversor A/D HX711 amplifica la señal de salida analógica de la célula de carga con una ganancia igual a 128. A modo de ejemplo, si se tiene una señal de salida de 20 mV , el conversor A/D HX711 amplificará la señal a $20 \text{ mV} \cdot 128 = 2.56 \text{ V}$. Posteriormente, se digitalizarán las señales, de modo que se expresarán en bits.

5. Matriz de calibración

Las fuerzas que actúan sobre la balanza externa de 3 componentes se pueden expresar en función de los voltajes de salida de las 3 células de carga mediante la siguiente expresión polinómica de 2º orden:

$$F_i = \sum_{j=1}^N A_{ij} U_j + \sum_{j=k}^N \sum_{k=1}^N A_{ijk} U_j U_k + R_i \quad (34)$$

Donde F_i es la fuerza o momento de la balanza en la posición “i” dentro de la matriz de fuerzas y momentos, U_j son los voltajes de salida de las células de carga ($j = 1,2,3$). El término A_{ijk} corresponde a los componentes de la matriz de calibración, y R_i se define como residuo de la calibración o error en el ajuste. El índice superior del sumatorio es $N = 3$, ya que únicamente se tienen 3 señales de salida de las células de carga.

A continuación, se detalla el desarrollo genérico de una componente de fuerza o momento, resultado de una combinación de las 3 señales de voltaje de salida registrados en el sistema de adquisición (Figura 43). Por lo tanto, la expresión (1) se desglosa en términos de 1ª orden (términos lineales) y de hasta 2º orden (términos cuadráticos y cruzados) [86 - 87].

$$F_i = \underbrace{A_{i1} U_1 + A_{i2} U_2 + A_{i3} U_3}_{\text{Términos lineales}} + \underbrace{A_{i11} U_1^2 + A_{i22} U_2^2 + A_{i33} U_3^2}_{\text{Términos cuadráticos}} + \underbrace{A_{i21} U_2 U_1 + A_{i31} U_3 U_1 + A_{i32} U_3 U_2}_{\text{Términos cruzados}} + \underbrace{R_i}_{\text{Residuo}}$$

Figura 43: Desglose de la expresión de 2º orden de las fuerzas de la balanza.

Normalmente, las fuerzas y momentos que actúan en la balanza vienen dados por la siguiente expresión, en forma matricial:

$$[F] = [A][U] + [R] \quad (35)$$

Donde $[F]$ es la matriz de fuerzas y momentos, $[A]$ es la matriz de calibración a obtener, $[U]$ es la matriz de voltajes de salida de las 3 células de carga, y por último $[R]$ es la matriz de residuos.

A continuación, se muestra la estructura de los términos matriciales correspondientes a cada matriz, junto con las dimensiones de cada una de ellas, teniendo en cuenta que el número de casos de carga es $n = 200$. La matriz $[F]$ se define tal que:

$$[F] = \begin{pmatrix} F_{x,1} & F_{x,2} & \cdots & F_{x,n} \\ F_{z,1} & F_{z,2} & \cdots & F_{z,n} \\ M_{y,1} & M_{y,2} & \cdots & M_{y,n} \end{pmatrix} \quad (36)$$

$[3 \times n]$

Tiene una dimensión de $3 \times n$ debido a que la balanza únicamente mide la fuerza en dirección X (F_x), la fuerza en dirección Z (F_z), y el momento en el eje Y (M_y). La matriz $[F]$ tiene unidades de gramos (g) para las fuerzas y de gramos por metro ($g \cdot m$) para el momento, a efectos de la calibración, aunque las fuerzas deberán ser convertidas a *Newtons* (N) y el momento a ($N \cdot m$), como corresponden al SI de unidades.

Por otro lado, la matriz de calibración $[A]$ y la matriz de señales de salida $[U]$ tienen una dimensión distinta en función del método matemático utilizado. De este modo, si únicamente se utilizan los términos lineales, la matriz de señales $[U]$ tendría una dimensión de $3 \times n$, tal que:

$$[U] = \begin{pmatrix} U_{1,1} & U_{1,2} & U_{1,3} & U_{1,4} & \cdots & U_{1,n} \\ U_{2,1} & U_{2,2} & U_{2,3} & U_{2,4} & \cdots & U_{2,n} \\ U_{3,1} & U_{3,2} & U_{3,3} & U_{3,4} & \cdots & U_{3,n} \end{pmatrix} \quad (37)$$

$[3 \times n]$

Mientras que la matriz $[A]$ tendría una dimensión de 3×3 ,

$$[A] = \begin{pmatrix} A_{1,1} & A_{1,2} & A_{1,3} \\ A_{2,1} & A_{2,2} & A_{2,3} \\ A_{3,1} & A_{3,2} & A_{3,3} \end{pmatrix} \quad (38)$$

$[3 \times 3]$

Si ahora se resuelve la expresión de 2º orden de las fuerzas de la balanza utilizando los términos lineales y cuadráticos, la matriz de señales de salida $[U]$ cambiaría su dimensión a $6 \times n$, donde los términos correspondientes a las

3 primeras filas serían los términos lineales y las 3 siguientes filas corresponderían a los términos cuadráticos, tal que:

$$[U] = \begin{pmatrix} U_{1,1} & U_{1,2} & U_{1,3} & U_{1,4} & \dots & U_{1,n} \\ U_{2,1} & U_{2,2} & U_{2,3} & U_{2,4} & \dots & U_{2,n} \\ U_{3,1} & U_{3,2} & U_{3,3} & U_{3,4} & \dots & U_{3,n} \\ U_{1,1}^2 & U_{1,2}^2 & U_{1,3}^2 & U_{1,4}^2 & \dots & U_{1,n}^2 \\ U_{2,1}^2 & U_{2,2}^2 & U_{2,3}^2 & U_{2,4}^2 & \dots & U_{2,n}^2 \\ U_{3,1}^2 & U_{3,2}^2 & U_{3,3}^2 & U_{3,4}^2 & \dots & U_{3,n}^2 \end{pmatrix} \quad (39)$$

$[6 \times n]$

Mientras que la matriz $[A]$ tendría una dimensión de 3×6 ,

$$[A] = \begin{pmatrix} A_{1,1} & A_{1,2} & A_{1,3} & A_{1,4} & A_{1,5} & A_{1,6} \\ A_{2,1} & A_{2,2} & A_{2,3} & A_{2,4} & A_{2,5} & A_{2,6} \\ A_{3,1} & A_{3,2} & A_{3,3} & A_{3,4} & A_{3,5} & A_{3,6} \end{pmatrix} \quad (40)$$

$[3 \times 6]$

Finalmente, utilizando todos los términos, lineales, cuadráticos y cruzados para resolver la ecuación de 2º orden de las fuerzas de la balanza, la matriz de señales de salida $[U]$ tendría una dimensión de $9 \times n$, donde las 9 filas se organizan de tal modo que los términos lineales se encuentren en las 3 primeras filas, los términos cuadráticos en las 3 siguientes filas, y por último los términos cruzados en las últimas 3 filas, tal que:

$$[U] = \begin{pmatrix} U_{1,1} & U_{1,2} & U_{1,3} & U_{1,4} & \dots & U_{1,n} \\ U_{2,1} & U_{2,2} & U_{2,3} & U_{2,4} & \dots & U_{2,n} \\ U_{3,1} & U_{3,2} & U_{3,3} & U_{3,4} & \dots & U_{3,n} \\ U_{1,1}^2 & U_{1,2}^2 & U_{1,3}^2 & U_{1,4}^2 & \dots & U_{1,n}^2 \\ U_{2,1}^2 & U_{2,2}^2 & U_{2,3}^2 & U_{2,4}^2 & \dots & U_{2,n}^2 \\ U_{3,1}^2 & U_{3,2}^2 & U_{3,3}^2 & U_{3,4}^2 & \dots & U_{3,n}^2 \\ U_{1,1}U_{2,1} & & & & \dots & U_{1,n}U_{2,n} \\ U_{2,1}U_{3,1} & & & & \dots & U_{2,n}U_{3,n} \\ U_{1,1}U_{3,1} & & & & \dots & U_{1,n}U_{3,n} \end{pmatrix} \quad (41)$$

$[9 \times n]$

Mientras que la matriz de calibración $[A]$ tendría una dimensión de $3 \times n$,

$$[A] = \begin{pmatrix} A_{1,1} & A_{1,2} & A_{1,3} & A_{1,4} & A_{1,5} & A_{1,6} & A_{1,7} & A_{1,8} & A_{1,9} \\ A_{2,1} & A_{2,2} & A_{2,3} & A_{2,4} & A_{2,5} & A_{2,6} & A_{2,7} & A_{2,8} & A_{2,9} \\ A_{3,1} & A_{3,2} & A_{3,3} & A_{3,4} & A_{3,5} & A_{3,6} & A_{3,7} & A_{3,8} & A_{3,9} \end{pmatrix} \quad (42)$$

$[3 \times 9]$

Por último, la matriz de residuos $[R]$, se define en la siguiente expresión con una dimensión de $[3 \times n]$.

$$[R] = \begin{pmatrix} R_{1,1} & R_{1,2} & R_{1,3} & R_{1,4} & \dots & R_{1,n} \\ R_{2,1} & R_{2,2} & R_{2,3} & R_{2,4} & \dots & R_{2,n} \\ R_{3,1} & R_{3,2} & R_{3,3} & R_{3,4} & \dots & R_{3,n} \end{pmatrix} \quad (43)$$

$[3 \times n]$

Una vez definidas las dimensiones que presenta cada matriz, en la Figura 44, a modo de ejemplo se muestra la construcción de matrices $[F]$ y $[U]$ para el caso de aplicación de una carga pura de sustentación en dirección +Z.

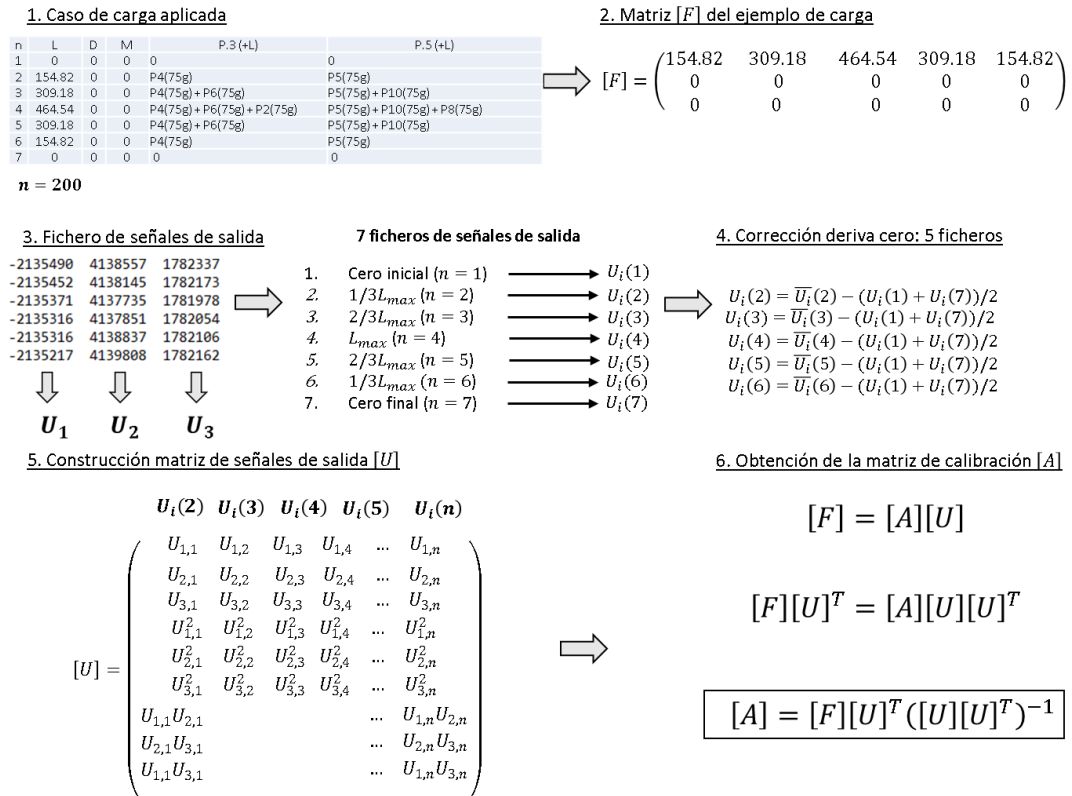


Figura 44: Construcción de matrices de fuerzas $[F]$ y de señales de salida $[U]$.

En primer lugar, se muestra una tabla con los valores de cargas reales aplicadas en cada punto de aplicación y las pesas utilizadas en cada caso. Las señales de salida para construir la matriz $[U]$ se obtienen a partir de los valores medios ($\bar{U}_i$) de cada columna de los ficheros .txt del sistema de adquisición de datos. Todos los valores deben ser corregidos con la deriva de cero, por lo que en cada caso de medida se ha tomado el cero inicial y el cero final. Se puede realizar de este modo dado que el tiempo en cada caso de medida de la fase de carga y descarga es el mismo. En este ejemplo de carga, el fichero 1 corresponde al cero inicial y el fichero 7 al cero final. Por lo que, el resto de ficheros, correspondientes a los estados de carga y de descarga, se modifican restando la media de los ceros, y así se obtiene un total de 5 ficheros por cada caso de medida.

En la Figura 44 se muestran las primeras columnas de la matriz $[F]$, y el proceso de construcción de la matriz de señales de salida $[U]$.

El cálculo matemático para la obtención de la matriz de calibración se muestra a continuación. En primer lugar, el término de residuo de calibración se desprecia, para obtener un estimador de la matriz de fuerzas $[\hat{F}]$:

$$[\hat{F}] = [A][U] \quad (44)$$

de modo que la matriz de residuos vendrá dada por

$$[R] = [F] - [\hat{F}] \quad (45)$$

La matriz de calibración $[A]$ se obtiene fácilmente a partir de una regresión lineal múltiple (lineal en los parámetros y no lineal en las variables) resolviéndose por el método de mínimos cuadrados en forma matricial. Esto se traduce en encontrar una matriz para la cual el error cuadrático sea mínimo, por lo que multiplicando por $[U]^T$ a ambos lados de la ecuación (7), se tiene:

$$[\hat{F}][U]^T = [A][U][U]^T \quad (46)$$

Ahora, despejando la matriz de calibración, $[A]$, queda:

$$[A] = [\hat{F}][U]^T([U][U]^T)^{-1} \quad (47)$$

Donde T indica la matriz transpuesta y -1 la matriz inversa.

6. Comparativa modelos matemáticos

La matriz de calibración $[A]$ se ha obtenido utilizando los 3 modelos matemáticos explicados en el apartado anterior. Resolviendo la ecuación de las fuerzas de la balanza con los términos lineales, se obtiene la matriz de calibración $[A]$ con una dimensión de 3×3 (Figura 45).

$$[A] = \begin{pmatrix} -5.4057e-04 & -1.2143e-07 & -3.5091e-06 \\ 2.4245e-06 & -8.9144e-05 & -8.9428e-06 \\ -1.6816e-08 & -5.3770e-08 & 5.7050e-06 \end{pmatrix}$$

$[3 \times 3]$

Figura 45: Matriz de calibración obtenida con el método matemático con términos lineales.

Ahora, utilizando los términos lineales y cuadráticos se tiene la siguiente matriz de calibración $[A]$ con una dimensión de 3×6 (Figura 46).

$$[A] = \begin{pmatrix} -5.5352e-04 & 2.0385e-06 & -4.5075e-06 & 8.4067e-12 & 8.0554e-13 & 3.0354e-11 \\ 3.8129e-06 & -8.8958e-05 & -8.8301e-06 & -8.5166e-13 & 1.4837e-13 & -4.6031e-12 \\ 1.2199e-08 & -6.1334e-08 & 5.7085e-06 & -1.4024e-14 & -2.6977e-15 & -1.1895e-13 \end{pmatrix}$$

$[3 \times 6]$

Figura 46: Matriz de calibración obtenida con el método matemático con términos lineales y cuadráticos.

Y por último, utilizando los términos lineales, cuadráticos y cruzados, se tiene la siguiente matriz de calibración $[A]$ con una dimensión de 3×9 (Figura 47).

$$[A] = \begin{pmatrix} -5.5368e-04 & 2.3419e-06 & -4.4698e-06 & 8.6248e-12 & 8.3163e-13 & 2.9993e-11 & -4.2785e-12 & 8.5061e-14 & 8.1610e-14 \\ 3.9290e-06 & -8.8929e-05 & -8.7734e-06 & -9.2803e-13 & 1.5185e-13 & -4.5517e-12 & 7.4921e-14 & 1.3719e-13 & 2.0549e-13 \\ 1.3212e-08 & -5.9233e-08 & 5.7331e-06 & -1.7469e-14 & -2.6492e-15 & -8.9319e-14 & 5.6065e-15 & -2.7317e-15 & 1.3910e-14 \end{pmatrix}$$

$[3 \times 9]$

Figura 47: Matriz de calibración obtenida con el método matemático con términos lineales, cuadráticos y cruzados.

A continuación, se representan los residuos obtenidos con los modelos matemáticos explicados en el apartado anterior con el fin de conocer los errores del ajuste de cada uno de ellos. Los residuos se adimensionalizan con

el fondo de escala (FS) que será distinto dependiendo de la componente medida. Así, para la componente de sustentación el fondo de escala es igual a $FS_L = 600\text{ g}$, para la resistencia aerodinámica es $FS_D = 200\text{ g}$ y para el momento de cabeceo es $FS_{M_y} = 8\text{ g} \cdot \text{m}$. De este modo, el residuo de sustentación adimensional será el residuo de sustentación dividido entre su fondo de escala $R_L(\%FS) = \frac{R_L}{FS_L} \times 100$; el residuo de resistencia aerodinámica adimensional será el residuo de resistencia dividido entre su fondo de escala $R_D(\%FS) = \frac{R_D}{FS_D} \times 100$; y finalmente el residuo de momento de cabeceo adimensional será el residuo de momento de cabeceo dividido entre su fondo de escala $R_{M_y}(\%FS) = \frac{R_{M_y}}{FS_{M_y}} \times 100$.

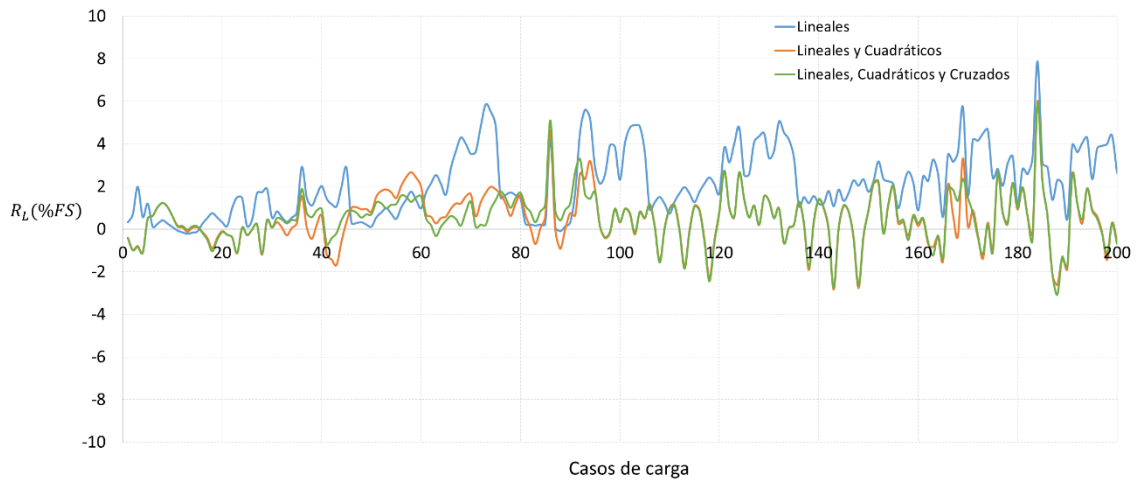


Figura 48: Residuo de sustentación adimensional.

En la Figura 48 se muestran los residuos de la componente de sustentación obtenidos con los 3 modelos matemáticos en porcentaje del fondo de escala.

La curva azul representa los residuos obtenidos con los términos lineales, la curva naranja con los términos lineales y cuadráticos y por último, la curva gris con los términos, lineales, cuadráticos y cruzados. Se observa que el error del ajuste de los 3 modelos es muy pequeño, siendo el máximo residuo inferior al 4 % del fondo de escala para el modelo lineal, e inferior al 3 % del fondo de escala para los modelos restantes. Además, puede observarse que en casi todos los casos de carga el residuo obtenido mediante el método lineal es mayor a los otros dos métodos, por lo que dicho método parece ser candidato de descarte como método utilizado para la obtención de la matriz de calibración.

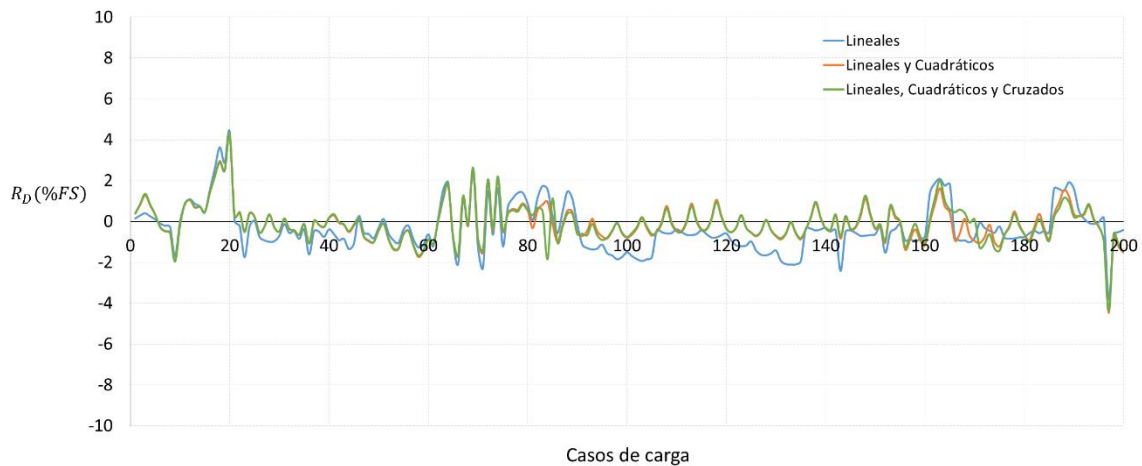


Figura 49: Residuo de resistencia aerodinámica adimensional.

En la Figura 49 se muestran los residuos de la componente de resistencia aerodinámica obtenidos con los 3 modelos matemáticos en porcentaje del fondo de escala. En este caso se observa que el error del ajuste de los 3 modelos para la componente de resistencia es incluso menor que en el caso anterior. El error del ajuste es inferior al 2 % del fondo de escala para todos los modelos matemáticos. Al igual que en el anterior caso, el método con términos lineales presenta un residuo mayor en la gran mayoría de casos de carga. Entre los otros dos métodos no existe una clara diferencia, ya que ambos presentan valores de residuo bastante similares en todos los casos de carga.

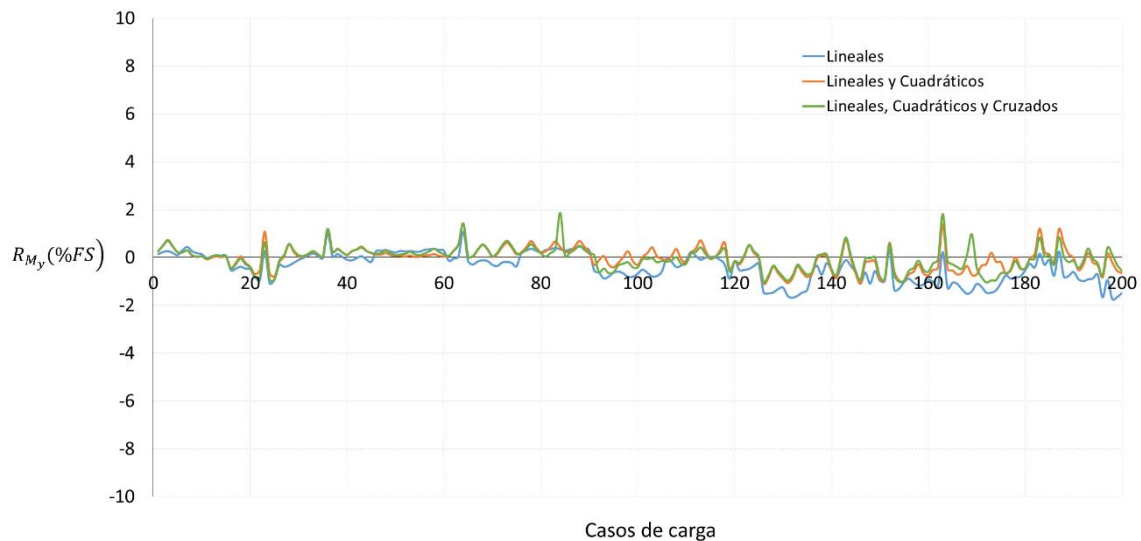


Figura 50: Residuo de momento de cabeceo adimensional.

En la Figura 50 se muestran los residuos de la componente de momento de cabeceo obtenidos con los 3 modelos matemáticos en porcentaje del fondo de escala.

En este caso se observa que el error del ajuste también es muy pequeño en todos los modelos siendo inferior al 2 % del fondo de escala para todos ellos. Al igual que en los anteriores casos, el residuo obtenido con el modelo lineal presenta un valor mayor en la mayoría de los casos de carga.

Además, en esta componente se aprecia cómo en una gran parte de casos de carga, el residuo obtenido con el modelo lineal y cuadrático es mayor al método matemático utilizando todos los términos (lineales, cuadráticos y cruzados).

Para la estimación de la desviación típica σ del ajuste de cada modelo matemático, se utiliza un estimador de la varianza σ^2 , que suele denominarse como s^2 (Eq.48) de modo que s^2 viene dado por la expresión siguiente, que representa el error cuadrático medio:

$$s^2 = \frac{1}{n-p} [R]^T \cdot [R] \quad y \quad s = \sqrt{s} \quad (48)$$

donde el producto matricial $[R]^T \cdot [R]$ constituye a la suma de errores al cuadrado *SSE* (*Sum of Squared Errors*, $SSE = [R]^T \cdot [R]$), y la cantidad $n - p$ representa el n° de grados de libertad, cuando p es el n° de parámetros estimados que dependerá de cada modelo, coincidiendo con las columnas de la matriz de calibración $[A]$, por lo que en el modelo lineal, $p = 3$.

La Tabla 9 muestra los valores medios ($\overline{R_{F_i}}(\%FS)$) y la desviación típica ($s_{F_i}(\%FS)$) de los residuos de cada componente medida con la balanza (F_i) adimensionalizados con el fondo de escala (FS) correspondiente a cada una de ella, y obtenidos mediante los 3 modelos matemáticos (sólo con términos lineales; con términos lineales y cuadráticos; y con todos los términos).

Tabla 9: Valores medios y desviación típica de residuos adimensionalizados con FS.

Componente F_i	Valor medio R adim $\overline{R_{F_i}}(\%FS)$			Desviación típica $s_{F_i}(\%FS)$		
	Lineal	Lineal- cuadrático	Lineal- cuadrático- cruzado	Lineal	Lineal- cuadrático	Lineal- cuadrático- cruzado
L	2.137	0.502	0.518	2.637	1.326	1.272
D	-0.338	-0.096	-0.124	1.194	0.930	1.158
M_y	-0.404	-0.026	0.018	0.722	0.474	0.723

A la vista de los resultados, el modelo matemático lineal se descarta al presentar los valores más altos de residuo medio (error medio) y con desviación típica más alta. Los otros dos modelos muestran valores muy similares de residuo, pero el de residuo menor, correspondiente a la componente de sustentación se ha obtenido con el modelo completo de 2º orden utilizando todos los términos, por lo que dicho modelo será el seleccionado para la obtención de la matriz de calibración.

4.3.5. Verificación del proceso de calibración

Una vez conocida la matriz de calibración $[A]$, se requiere una verificación del proceso. Para ello, se resuelve el problema de manera inversa, es decir, conocidas las matrices $[A]$ y $[U]$, se obtiene la matriz $[\hat{F}]$ de fuerzas medidas con la balanza (Eq.49):

$$[\hat{F}] = [A][U] \quad (49)$$

Se realizan dos verificaciones de la calibración. En primer lugar, se realiza una verificación inicial a partir de las mismas señales de salida durante la calibración, y así se puede obtener el residuo de la calibración para comprobar que es un valor muy pequeño. A continuación, se realiza una segunda verificación aplicando unas cargas conocidas diferentes a las aplicadas durante la calibración

1. Verificación con las cargas de calibración

En este apartado se representan los datos de fuerzas y momentos reales, es decir, la matriz de fuerzas $[F]$ con las cargas aplicadas y conocidas durante el proceso de calibración (datos en azul), y los valores de fuerzas y momentos medidos con la balanza (datos en rojo), es decir, valores calculados a partir de las señales de salida de todos los puntos de calibración $[U]$ y la matriz de calibración $[A]$ con la expresión.

En la Figura 51 se muestran los valores de la fuerza de sustentación, en la gráfica de la Figura 52, los valores de la fuerza de resistencia aerodinámica, y en la Figura 53 los valores del momento de cabeceo.

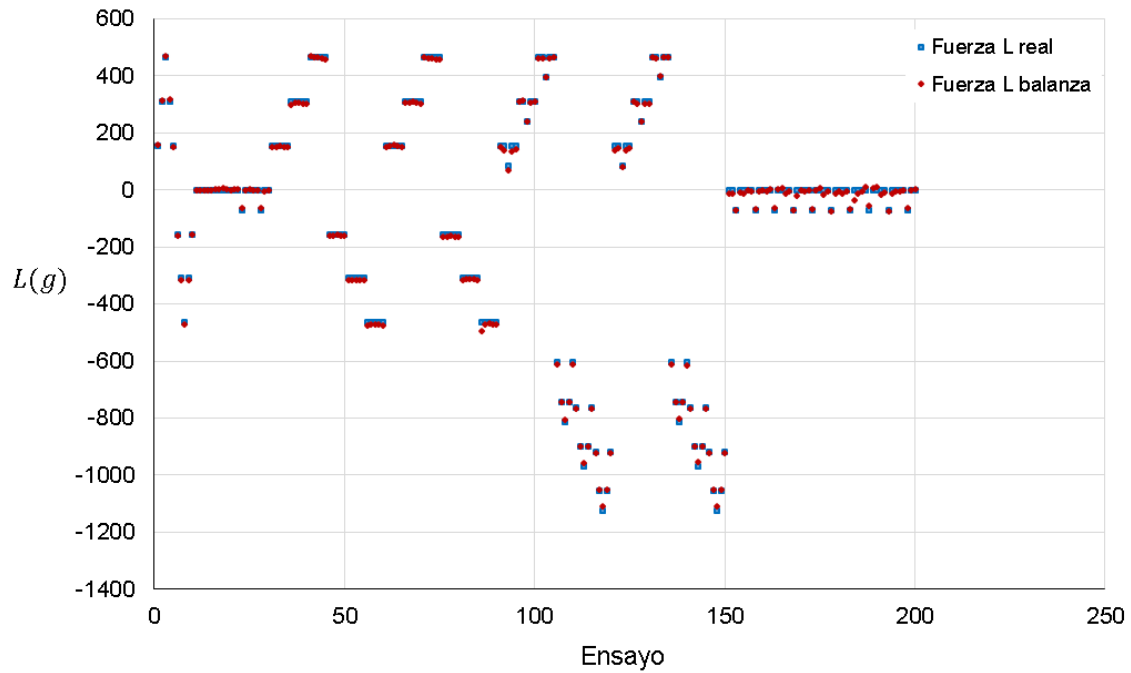


Figura 51: Fuerza de sustentación real y medida con la balanza.

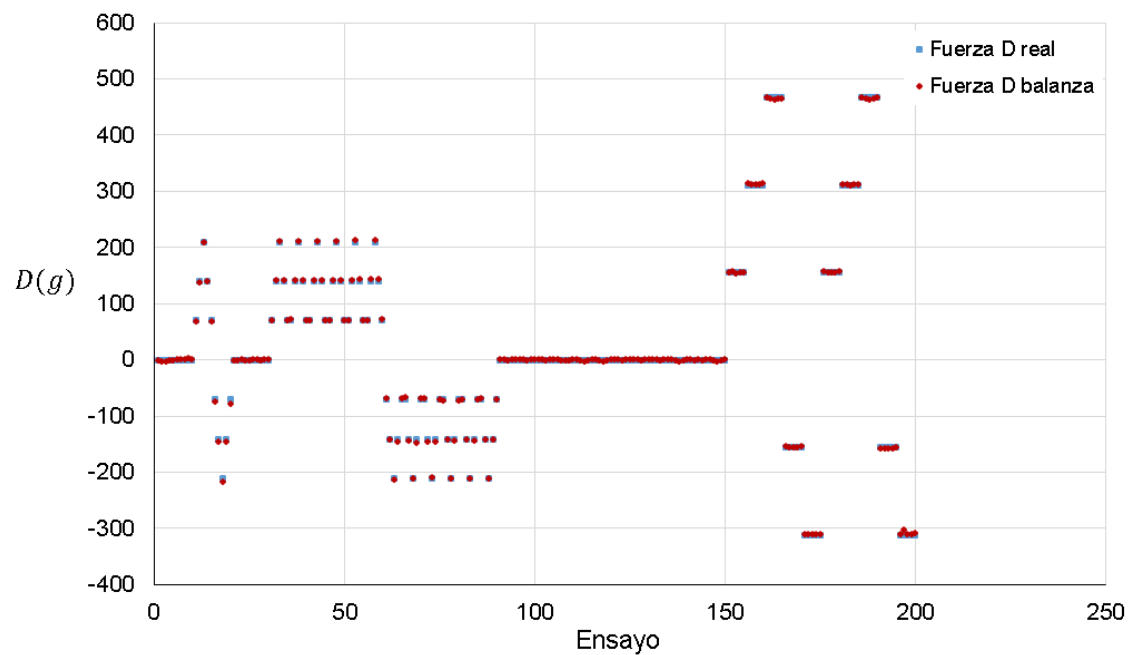


Figura 52: Fuerza de resistencia aerodinámica real y medida con balanza.

Se observa que los valores reales (azules) son prácticamente coincidentes con los valores medidos por la balanza para las 3 componentes (sustentación, resistencia y momento). De este modo, se puede concluir que la matriz de calibración $[A]$ obtenida es válida para futuros ensayos.

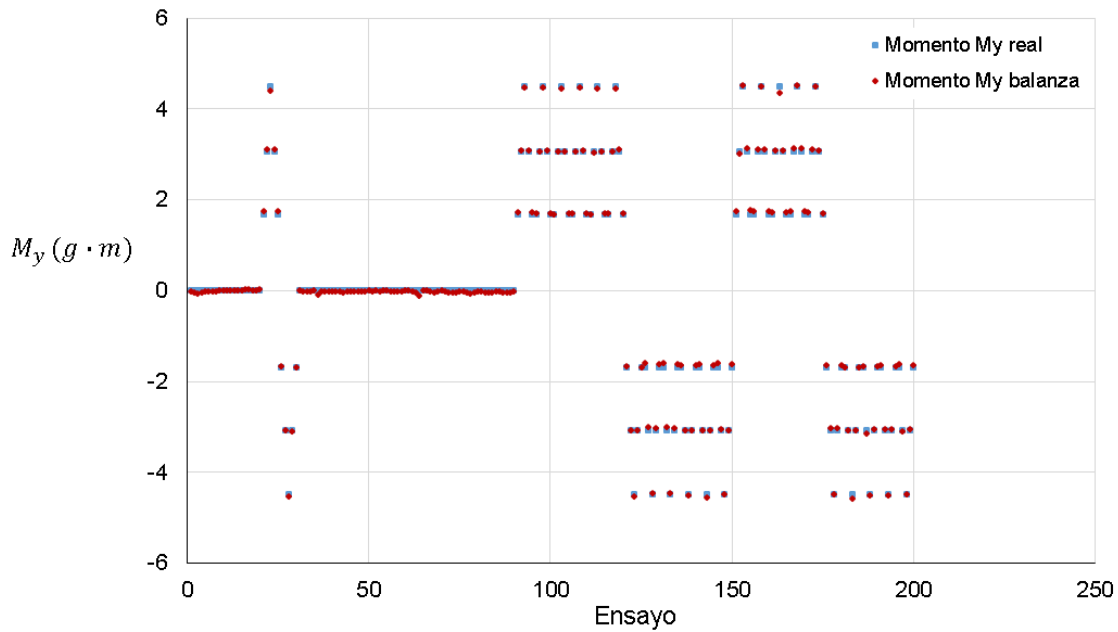


Figura 53: Momento de cabeceo real y medido con la balanza.

2. Verificación con cargas distintas a las empleadas en la calibración

Se realiza una segunda verificación con cargas distintas a los puntos de medida de la calibración. Se han seleccionado 5 casos de carga pura y combinada. En las Figuras 54, 55 y 56, los valores de las fuerzas y el momento que constituyen la matriz $[F]$ de valores reales están representados en azul, y los valores medidos con la balanza en rojo.

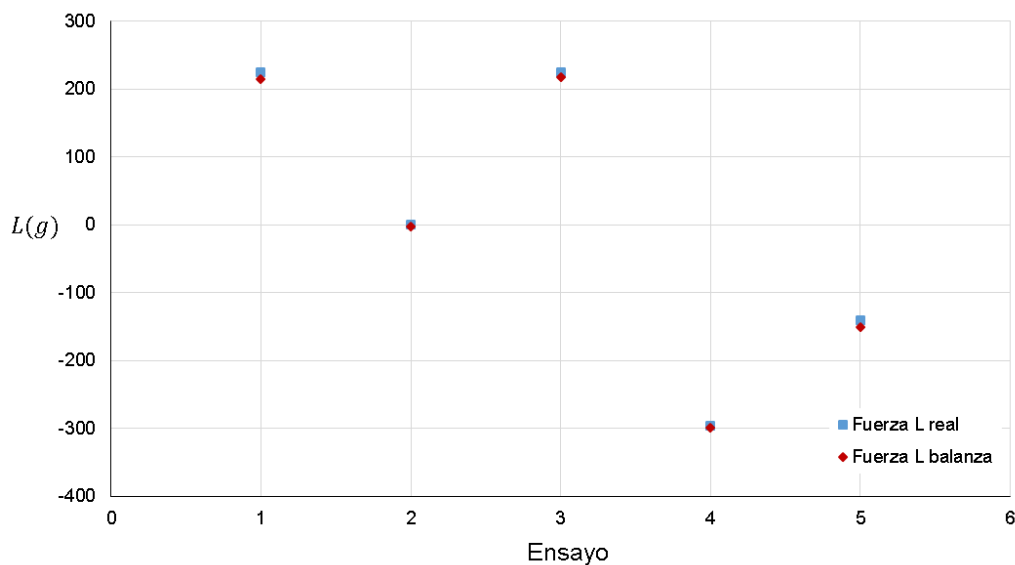


Figura 54: Fuerza de sustentación real y medida con la balanza en gramos.

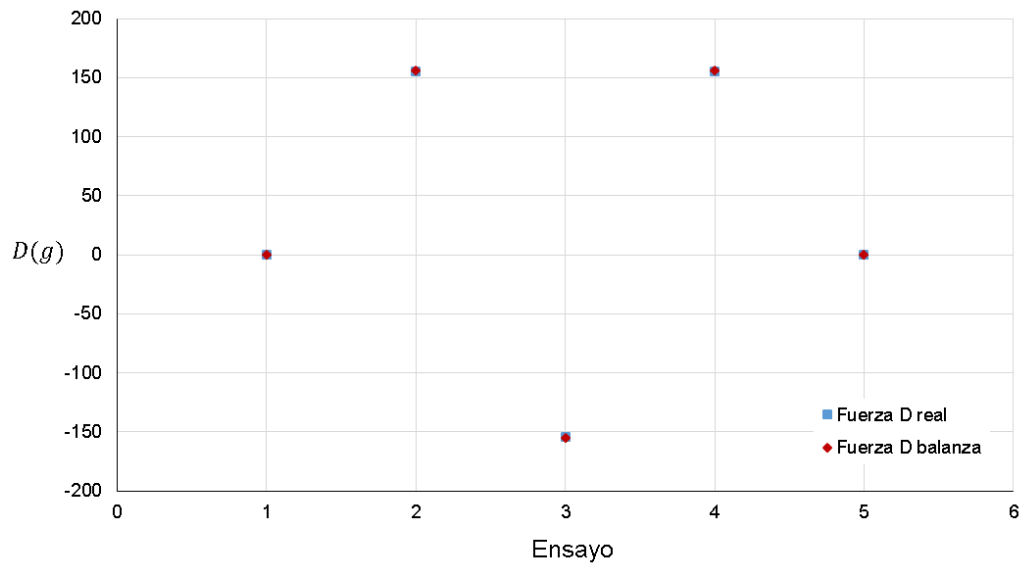


Figura 55: Fuerza de resistencia real y medida con balanza en gramos.

Se observa que los valores reales (azules) son prácticamente coincidentes con los valores medidos por la balanza (rojos) para las componentes de resistencia aerodinámica (Figura 55) y momento de cabeceo (Figura 56). Sin embargo, en la componente de sustentación (Figura 54), se aprecia una pequeña desviación entre la carga real y la medida por la balanza para 3 de los 5 puntos de carga (1, 3 y 5). Dado que esta componente presenta valores bastante altos en comparación con las otras dos, se puede concluir que la desviación se encuentra en el rango permitido de medida, y así la matriz de calibración [A] resulta ser válida para los futuros ensayos en túnel de viento.

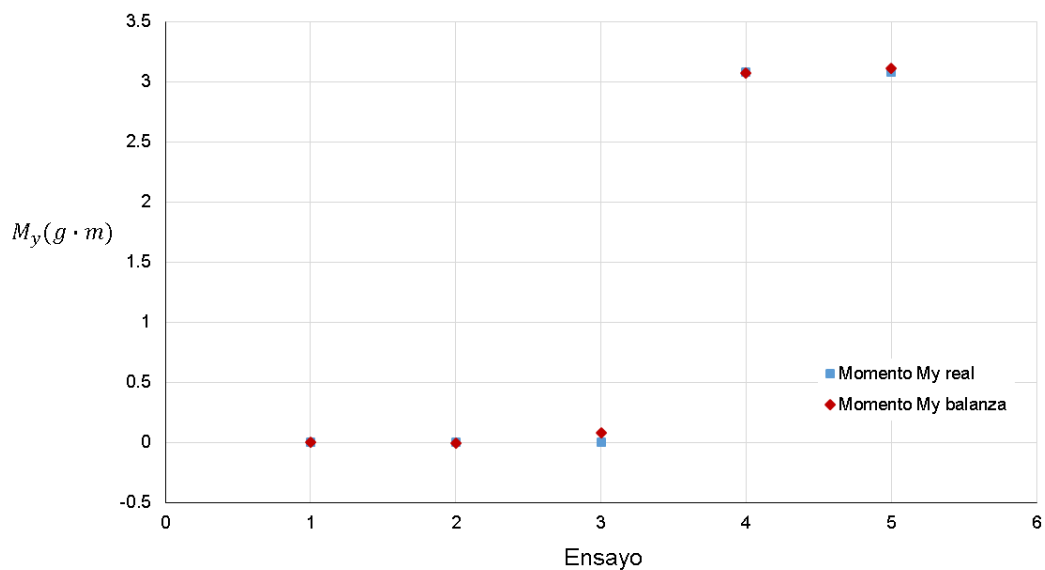


Figura 56: Momento de cabeceo real y medido con balanza en gramos por metro.

En la Tabla 10 se muestran los valores de fuerzas y momento que constituyen la matriz $[F]$ de valores reales, es decir, los 5 casos de cargas seleccionados, los valores de fuerzas y momento medidos con la balanza.

Tabla 10: Verificación con cargas distintas a las de calibración.

N°	Matriz $[F]$ de cargas reales			Matriz $[F]$ de cargas medidas con balanza		
caso	$L(g)$	$D(g)$	$My(g \cdot m)$	$L(g)$	$D(g)$	$My(g \cdot m)$
1	225.175	0	0	215.152	0.407	0.001
2	0	154.816	0	-2.380	156.048	-0.004
3	225.175	-154.368	0	216.895	-154.840	0.077
4	-295.46	154.816	3.0798	-299.313	156.284	3.075
5	-140.644	0	3.0798	-151.302	0.425	3.109

El error absoluto en la medida de cada componente $|\Delta F|$ se ha calculado como:

$$|\Delta F| = |F_{i_real} - F_{i_medida}| \quad (53)$$

Donde i es el número de casos de carga.

El error relativo en (%) se define como:

$$\varepsilon_F(\%) = \frac{|\Delta F|}{|F|} \cdot 100 \quad (54)$$

Habitualmente suele referirse al fondo de escala (FS) de cada componente.

En la Tabla 11, se muestran los errores en la medida de cada componente y los errores adimensionalizados con el fondo de escala correspondiente.

Tabla 11: Error en la medida de cada componente.

N°	$ \Delta L (g)$	$\frac{ \Delta L }{FS_L}(\%)$	$\frac{ \Delta L }{L}(\%)$	$ \Delta D (g)$	$\frac{ \Delta D }{FS_D}(\%)$	$\frac{ \Delta D }{D}(\%)$	$ \Delta My (g)$	$\frac{ \Delta My }{FS_{My}}(\%)$	$\frac{ \Delta My }{My}(\%)$
1	10.023	1.670	4.451	0.407	0.203	---	0.001	0.007	---
2	2.380	0.396		1.232	0.616	0.795	0.004	0.045	---
3	8.280	1.380	3.677	0.472	0.236	0.305	0.077	0.967	---
4	3.853	0.642	1.303	1.468	0.733	0.948	0.005	0.059	0.155
5	10.658	1.776	7.578	0.425	0.212	---	0.029	0.362	0.942

4.4. Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV)

La Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV) es una técnica experimental avanzada de medida de la velocidad del flujo. En esta tesis se

ha utilizado el PIV para caracterizar el flujo alrededor del ala y del estabilizador horizontal del MAV bioinspirado. La Figura 57 muestra un esquema de los componentes PIV junto con el modelo MAV en la plataforma de la cámara de ensayos del túnel.

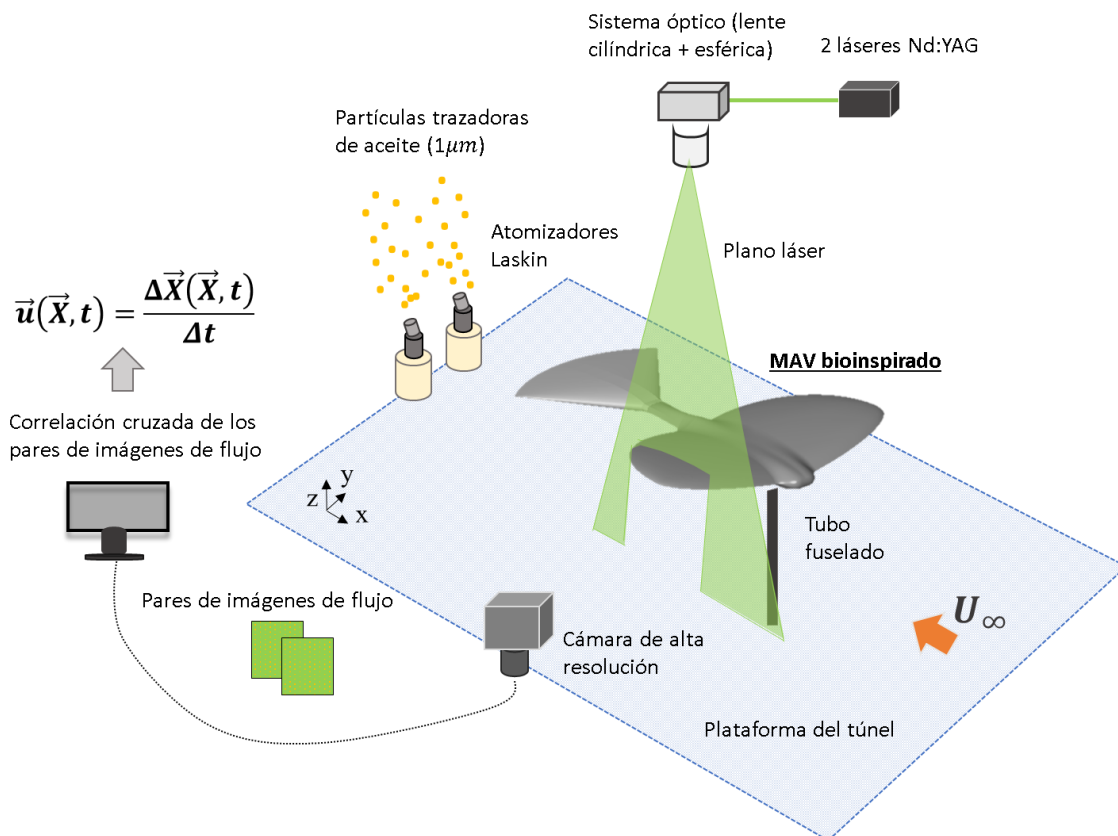


Figura 57: Técnica de Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV).

El PIV es una técnica no intrusiva que mide la velocidad del flujo a partir del análisis de pares de imágenes de flujo [88 - 91]. En el flujo de aire se siembran partículas trazadoras de aceite de oliva generadas mediante atomizadores *Laskin* con 1 μm de diámetro. Se genera un plano de luz láser mediante dos láseres pulsados de *Nd:YAG* (*Neodymium-doped Yttrium Aluminium Garnet*) y un sistema óptico de lentes esféricas y cilíndricas. El plano de láser tiene un espesor aproximadamente de 0.6 mm. La energía del pulso láser es de 190 mJ y el intervalo de tiempo entre los dos láseres es de 25 μs. Las partículas trazadoras se iluminan con el plano láser y la posición de las mismas se registra mediante una cámara de alta resolución CCD (2048 x 2048 píxeles con un objetivo Nikon Nikkor 50 mm 11.4D) en pares de imágenes de flujo. La imagen de flujo se divide en ventanas de interrogación de 32 x 32 píxeles y el desplazamiento medio de las partículas trazadoras en cada par de imágenes

de flujo de ventana se determina mediante una correlación cruzada implementada con una transformada rápida de Fourier (*FFT*). Cada ventana de interrogación presenta un solapamiento del 50% debido al criterio de muestreo de Nyquist. El pico de correlación se ajusta a la precisión subpíxel mediante la curva de Gauss. Además, los vectores espúneos deben eliminarse mediante un filtro de media local basado en ventanas vecinas de 3×3 .

4.5. Prototipo de modelo MAV

El modelo MAV utilizado para los ensayos experimentales en túnel de viento es un modelo a escala real (1:1), dado que la dimensión del mismo no supera el 10 % de la sección de las cámaras de ensayos de los túneles que se van a utilizar [92] (túnel de viento Westenberg para medida de fuerzas con balanza externa y túnel de viento de baja velocidad n°1 para medidas de velocidad con PIV).

El modelo se ha fabricado mediante la técnica de fabricación aditiva por ser una técnica innovadora, de muy bajo coste y con una alta velocidad de producción en comparación con la fabricación convencional en metal o madera [93 - 95]. Además, es una técnica muy eficiente en términos de material, ya que únicamente se utiliza el material aditivo necesario para generar el modelo 3D [96 - 98], y permite la creación de prototipos con configuraciones complejas [99 - 101] como es el caso de la unión entre el ala y fuselaje, y las distintas formas que presentan los estabilizadores horizontales.

Tanto el modelo como las configuraciones de estabilizador horizontal se han fabricado utilizando material plástico PLA (Ácido Poliláctico, en inglés ‘*Polylactic Acid*’) en una impresora 3D de bajo coste en el Departamento de Fabricación Aditiva del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA). En la realización de ensayos aerodinámicos en túnel de viento es muy habitual utilizar el material aditivo PLA dada su facilidad de uso y gran capacidad para generar componentes 3D con buen detalle y precisión [91 - 92].

Para llevar a cabo los ensayos en túnel de viento de una amplia gama de configuraciones de estabilizador horizontal, se ha requerido fabricar cada estabilizador horizontal de manera independiente del modelo MAV inicial.

Por consiguiente, se ha realizado dos diseños distintos en CATIA: uno para el modelo MAV, que incluye un cajeado específico para el ensamblaje con la balanza externa, y otro para cada una de las configuraciones de estabilizador horizontal.

Dado que tanto el modelo MAV como las configuraciones de estabilizador horizontal presentan formas altamente complejas, caracterizadas por la falta de superficies planas, se ha tenido que llevar a cabo su fabricación dividiendo cada componente en dos mitades a lo largo del eje de simetría del modelo. De esta manera se genera una superficie plana sobre la cual se deposita material fundido capa a capa en dirección vertical (perpendicular a la mesa de impresión en la Figura 58). Así, todas las capas de material quedan alineadas con la corriente libre del túnel, evitando en gran medida que se genere rugosidad sobre la superficie de los modelos. En la Figura 58 se muestra una mitad completa del modelo MAV sobre la superficie plana de la mesa de impresión (en la izquierda), y una mitad completa de la configuración de estabilizador horizontal (*HRF – tail*).

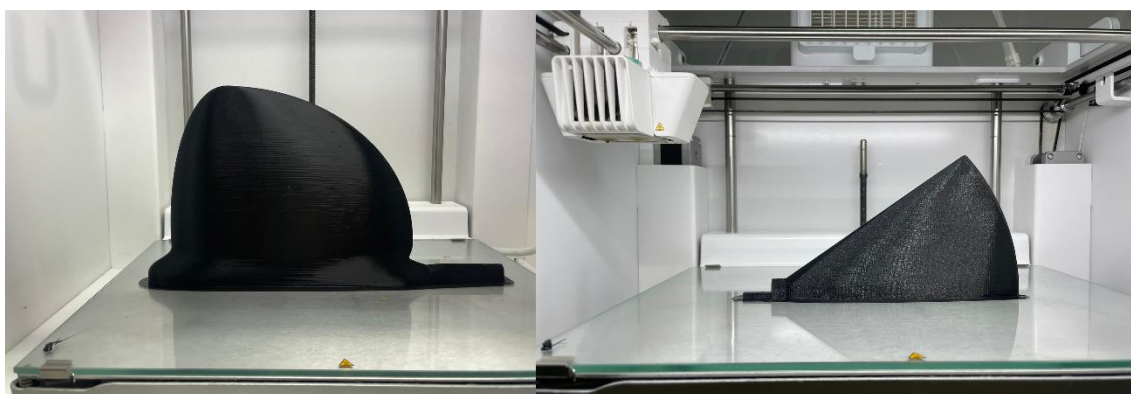


Figura 58: Semi-modelo MAV (izquierda) y semi-estabilizador horizontal (derecha) sobre la mesa de impresión.

Después de imprimir las dos mitades de cada componente, se ha realizado un proceso de ensamblaje utilizando pegamento de ciano-acrilato para unir las partes. Además, como parte del proceso de preparación, se realizó un meticuloso lijado de la superficie completa del modelo para minimizar la rugosidad superficial y evitar un desprendimiento temprano de la corriente de flujo durante los ensayos aerodinámicos. Este proceso de acabado asegura la integridad del modelo MAV y proporciona resultados más precisos en los ensayos en el túnel de viento.



Figura 59: Detalle de la unión del modelo MAV y la balanza externa.

En la Figura 59 se muestra el cajeado del modelo para alojar el conjunto de piezas metálicas, necesario para la unión del mismo a la balanza externa (el ensamblaje se explicó en el apartado 4.3.1, “diseño del prototipo de balanza externa”).

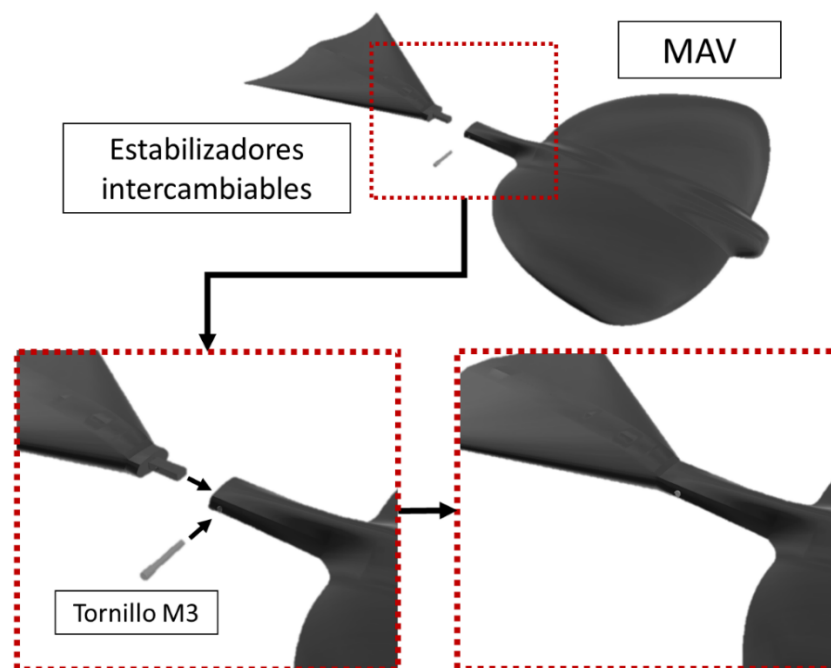


Figura 60: Unión entre el estabilizador horizontal y el modelo MAV.

Como se acaba de ver, para facilitar la realización de los ensayos en túnel de viento, el modelo MAV se ha fabricado independiente de cada estabilizador horizontal, por lo que la unión de ambos se realiza con un tornillo de M3, cómo se muestra en la Figura 60. De este modo, se facilita el montaje de cada

estabilizador horizontal en el modelo MAV, reduciendo el tiempo de ensayos entre cada estabilizador.

Se ha fabricado un total de cinco configuraciones de estabilizador horizontal para ensayarlas en túnel de viento.

En la Figura 61 se muestran los estabilizadores horizontales fabricados con impresora 3D en INTA (*HFK*, *HRF*, *HN*, *HW* y *HSF* – *tails*).



Figura 61: Configuraciones propuestas de estabilizadores horizontales.

4.6. Descripción de los ensayos aerodinámicos en túnel de viento

En este apartado se van a describir los ensayos aerodinámicos llevados a cabo en el túnel de viento para la medida de fuerzas y de velocidad del vehículo con los distintos estabilizadores horizontales.

4.6.1. Ensayos de medida de fuerzas con balanza externa

La medida de fuerzas se ha llevado a cabo en el túnel de viento Westenberg de circuito abierto y cámara de ensayos cerrada.

El modelo MAV se une a la balanza externa a través del conjunto de piezas metálicas descrito en el apartado 4.3. Todo este conjunto se coloca sobre una estructura metálica en la cámara de ensayos (Figura 62), de tal modo que el modelo quede alineado con el eje del túnel de viento.

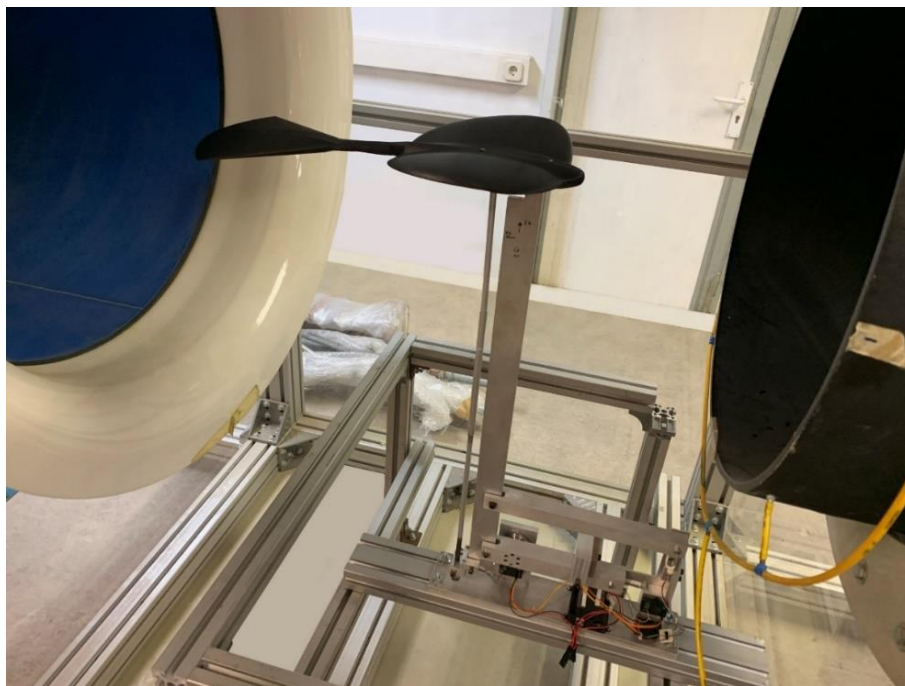


Figura 62: MAV unido a la balanza externa dentro del túnel de viento Westenberg.

Los ensayos aerodinámicos se han realizado con una velocidad de la corriente libre del túnel de $U_{\infty} = 10 \text{ m/s}$, y se ha analizado todo el rango de ángulos de ataque desde $\alpha = -5^{\circ}$ hasta $\alpha = +30^{\circ}$, con un paso de 5° .

Se han realizado medida de fuerzas en el modelo MAV con las 5 configuraciones óptimas de cada estabilizador horizontal, obtenidas mediante el análisis numérico con CFD (descrito en el Capítulo 5).

En la Figura 62 se muestra el modelo MAV con el estabilizador horizontal *HRF – tail* en condición de crucero, unido a la balanza externa dentro de la cámara de ensayos del túnel de viento Westenberg.

Es importante destacar que la barra vertical metálica, unida al modelo, se ha carenado con un tubo fuselado para minimizar posibles perturbaciones del flujo durante los ensayos en túnel. Es por ello, que se ha diseñado y fabricado en impresora 3D un tubo fuselado con perfiles simétricos NACA 0012.

En la Figura 63 se muestra el tubo fuselado utilizado en los ensayos. Además, se han utilizado unas piezas de acople distintas para cada ángulo de ataque, también fabricadas en la impresora 3D con PLA, para carenar la parte superior de la balanza, sin tocar el modelo. Dado que el tubo fuselado debe ser independiente de la balanza exterior, ha sido necesario utilizar una tabla de madera como se muestra en la Figura 63, sobre la cual se apoye el tubo fuselado.

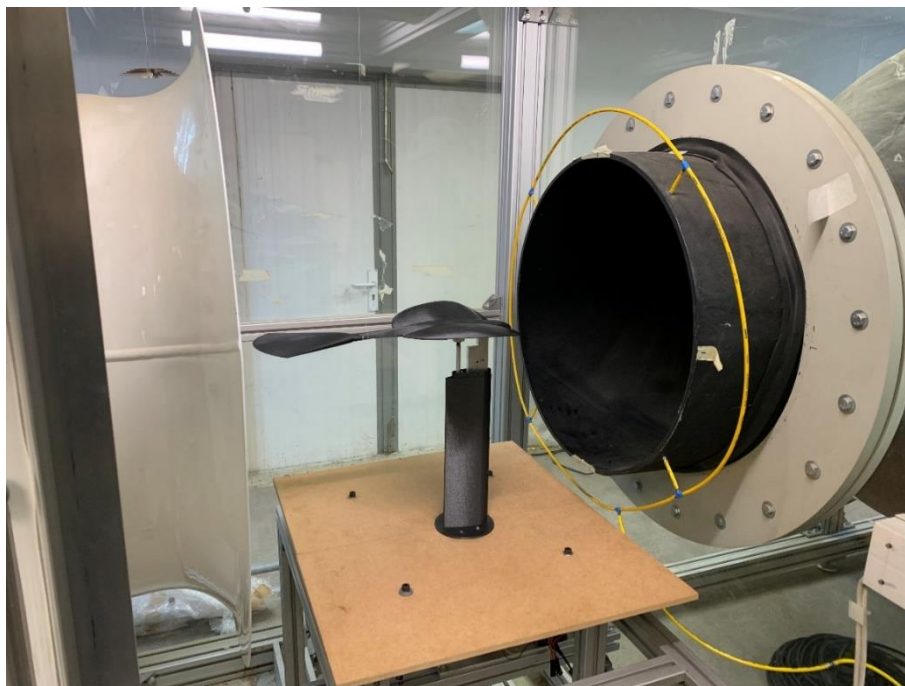


Figura 63: MAV carenado con el tubo fuselado en el túnel de viento Westenberg.

4.6.2. Ensayos de medida de velocidad con PIV

Los ensayos experimentales de medida de velocidad con la técnica de Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV) se han llevado a cabo en el túnel de viento de baja velocidad nº1 del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA).

Se han realizado medidas de velocidad con PIV para caracterizar el flujo alrededor del vehículo con el estabilizador horizontal óptimo, R-HSF, seleccionado de los estudios anteriores. El vehículo con el estabilizador horizontal R-HSF se ha ensayado para todos los ángulos de ataque, desde $\alpha = -5^\circ$ hasta $\alpha = +30^\circ$ con un paso de 5° . Además, se ha ensayado el vehículo con distintos ángulos de incidencia (deflexión) del estabilizador horizontal (δ), es decir, se han obtenido medidas de velocidad con los ángulos de incidencia correspondientes a $\delta = -10^\circ, -5^\circ, +5^\circ$ y $+10^\circ$.

Los ensayos se han realizado con una velocidad de la corriente libre del túnel de $U_\infty = 10 \text{ m/s}$, que se corresponde con un número de Reynolds basado en la cuerda máxima del ala ($c_{rw} = 200 \text{ mm}$) de $Re = \frac{\rho_\infty \cdot U_\infty \cdot c_{rw}}{\mu_\infty} = 1.37 \cdot 10^5$.

Para realizar los ensayos, el vehículo se ha colocado en la plataforma del túnel unido a ella mediante un tubo fuselado diseñado con perfiles NACA 0012, para minimizar posibles perturbaciones del flujo durante los ensayos. Dado que el vehículo y el tubo fuselado se han fabricado en PLA, ha sido necesario lijar la superficie de ambos para evitar posibles rebabas que hubieran quedado durante la fabricación de ellos. Además, se ha utilizado una fina capa de pintura negra sobre la superficie para suavizarla a la vez que se evitan posibles reflejos de láser durante los ensayos, que resulten en mediciones erróneas de velocidad.

En cada ensayo con PIV se han registrado un total de 100 pares de imágenes de flujo dado que es un número de imágenes válido para la caracterización del flujo al presentar un error en las medidas inferior al 1 %.

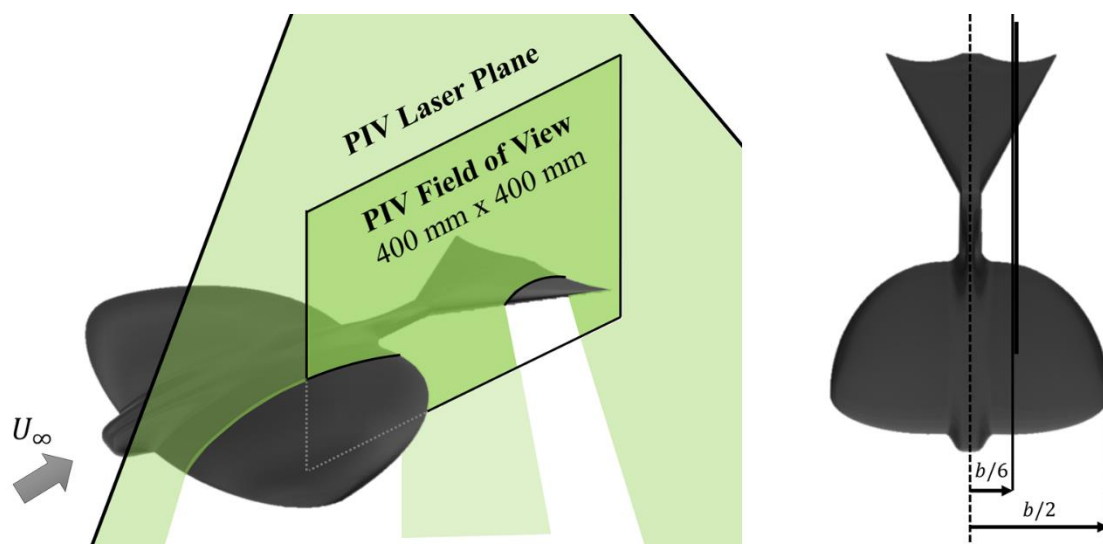


Figura 64: Posición plano láser para la medida de velocidad con PIV en el túnel de viento N°1 de INTA.

Se ha realizado una visualización completa del campo de flujo sobre el estabilizador horizontal y una región del ala del vehículo. Las medidas de velocidad se han obtenido en un plano longitudinal a una distancia igual a $y = \frac{1}{3} \frac{b}{2}$ respecto del eje de simetría del modelo. De este modo, el eje de la cámara CCD se coloca perpendicular a dicho plano, es decir, perpendicular a la corriente del flujo del túnel. El campo de visión de la cámara CCD $400 \times 400 \text{ mm}^2$. En la Figura 64 se muestra un esquema de la posición del plano láser durante los ensayos con PIV en el túnel de viento n°1 de INTA (izquierda), y el modelo MAV con la configuración de estabilizador horizontal *R.HSF – tail*.

5. Estudio numérico del MAV

Una vez definidos los requisitos de diseño para el estabilizador horizontal y la selección de 5 configuraciones, la siguiente etapa consiste en realizar un estudio numérico de la estabilidad y aerodinámica del MAV. En primer lugar, se realiza un análisis de estabilidad con el programa XFLR5 [91] para obtener un MAV estable longitudinalmente, y en segundo lugar se realiza un estudio CFD (*Computational Fluid Dynamics*) para obtener las actuaciones aerodinámicas del MAV.

El análisis numérico de XFLR5 se divide en 2 etapas. En la primera etapa, se realiza un proceso iterativo para obtener la estabilidad longitudinal del MAV, y en la segunda se realiza un análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos del estabilizador horizontal para obtener las configuraciones que proporcionen mayor estabilidad al vehículo (ver Figura 65).

El análisis numérico de CFD se divide en 2 estudios independientes. Se realiza un análisis inicial para verificar que las dimensiones de referencia del estabilizador horizontal obtenidas a partir del primer análisis de XFLR5 proporcionan alta eficiencia aerodinámica al MAV. A continuación, se realiza un estudio final únicamente con las configuraciones de estabilizador horizontal obtenidas del segundo análisis de XFLR5.

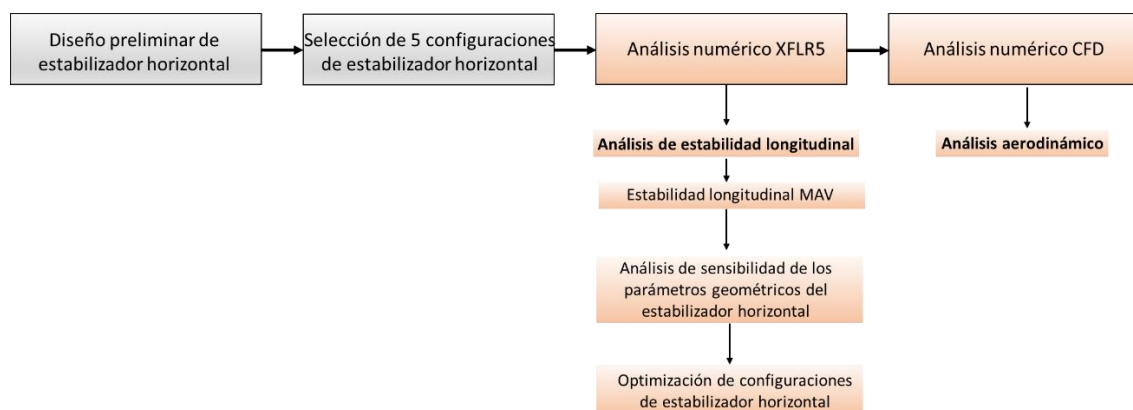


Figura 65: Diagrama de flujo del proceso de cálculo de la estabilidad longitudinal. Las fases naranjas corresponden al estudio numérico descrito en este Capítulo.

5.1. Estudio numérico con XFLR5

Las simulaciones numéricas con XFLR5 se realizan en condición de crucero con una velocidad de $U_{\infty} = 10 \text{ m/s}$, por lo que el valor del número de Reynolds (Re) basado en la cuerda máxima del ala ($c_w = 200 \text{ mm}$) es de $Re = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot c_w}{\mu} = 1.37 \cdot 10^5$ (la densidad del aire es $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, y la viscosidad dinámica es $\mu = 1.78 \cdot 10^{-5} \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$).

5.1.1. Análisis de estabilidad longitudinal del vehículo

El primer análisis con XFLR5 consiste en obtener la estabilidad longitudinal del vehículo con las 5 configuraciones propuestas de estabilizador horizontal.

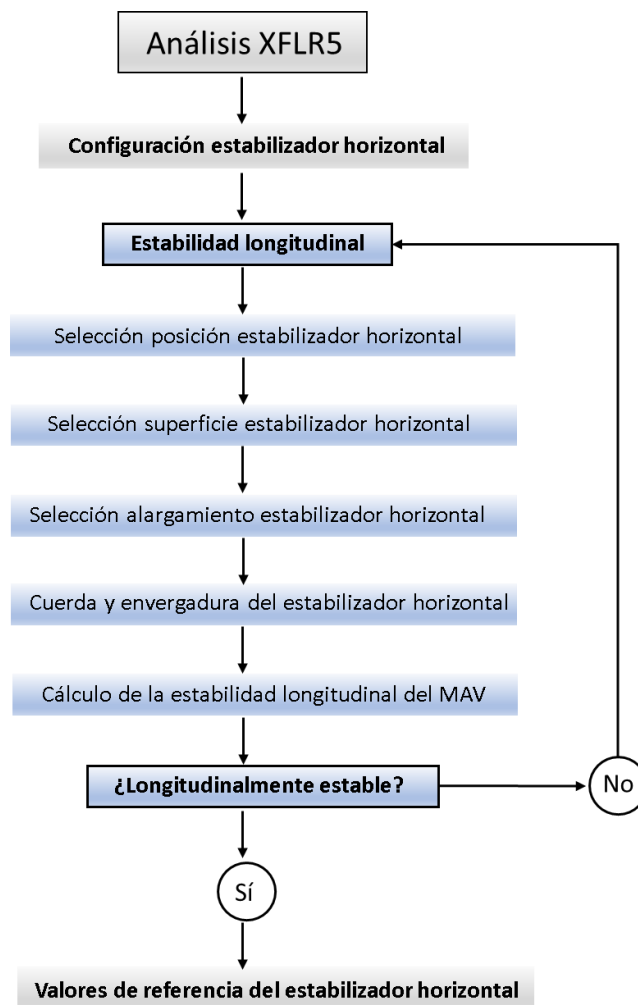


Figura 66: Fases del proceso iterativo de la primera fase de cálculo con XFLR5.

Para ello, se realiza un proceso iterativo hasta obtener la posición longitudinal del estabilizador y los valores de los parámetros geométricos para los cuáles el vehículo es longitudinalmente estable. En la Figura 66 se muestra el diagrama de flujo del primer análisis numérico con XFLR5.

El análisis de estabilidad longitudinal requiere una estimación previa del peso de los distintos componentes del vehículo, aunque su valor varía a medida que avance la fase de diseño del MAV. Los vehículos de este tamaño propulsados eléctricamente tienen aproximadamente una fracción de peso similar de los componentes, es decir, 21 % para la estructura, 21 % para la carga útil, 11 % para el motor, 17 % para la aviónica y 30 % para la batería [17]. Con estos datos, el centro de gravedad (x_{cg}) se sitúa a una distancia longitudinal de 0.055 m del borde de ataque del ala (ver Figura 67).

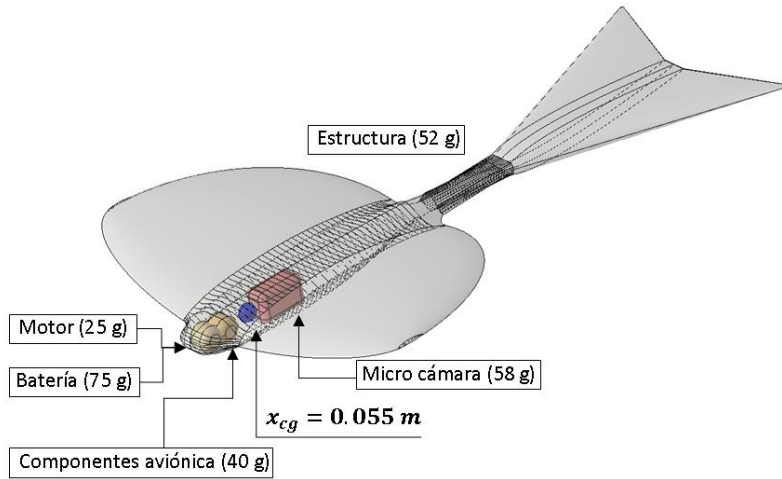


Figura 67: Estimación de los pesos correspondientes a cada componente del vehículo y la posición longitudinal del centro de gravedad x_{cg} con respecto al borde de ataque del ala.

Dado que no se ha encontrado bibliografía de un vehículo similar con dispositivos de control inspirados en colas de aves, los valores iniciales del dimensionamiento del estabilizador horizontal se han recogido de distintas fuentes.

En primer lugar, se han considerado vehículos con dimensiones y pesos similares como en el caso de referencia [x]. En segundo lugar, se consideran datos de aves naturales. Yanghai y et.al [54] obtuvieron los valores de diferentes alargamientos de cola AR_t en ciertas especies de aves recogidas en la Tabla 12:

Tabla 12: Valores de alargamiento de cola de distintas especies [54].

Especies	AR_h
Cernícalo	0.30
Gavilán	0.40
Halcón peregrino	0.60
Milano negro	0.70
Paloma	2.10
Buzard	1.50
Gaviota	1.80
Águila	1.80

De todas estas especies de aves, la más similar al vehículo de estudio en cuanto dimensiones y peso es la paloma. Es por ello que resulta aceptable considerar un valor inicial de alargamiento de estabilizador horizontal en torno a 2.10, siendo inferior al alargamiento del ala ($AR_w = 2.50$). A continuación, la Tabla 13 muestra las características geométricas de las palomas en general y del vehículo MAV de estudio.

Tabla 13: Dimensiones de la paloma y el vehículo MAV de estudio.

Parámetros	Paloma	MAV
Envergadura (mm)	500 – 670	320
Cuerda (mm)	240 – 250	200
Longitud (mm)	290 – 360	300
Longitud cola (mm)	95 – 150	---
Peso (g)	250 – 380	250

En las aves, la relación entre la superficie de cola y la de las alas ($\frac{S_h}{S_w}$) varía mucho en función de varios factores. Durante el vuelo, las aves pueden modificar tanto la forma como el tamaño de alas y cola. En la investigación realizada por los autores Ajanic et. al [52] se diseña un MAV, conocido como *LisHawk*, inspirado en el vuelo de un halcón boreal. Se estudian dos configuraciones del ave en vuelo. En una de ellas el ala y cola están recogidas y la superficie de la cola (S_h) es tan sólo el 11 % respecto de la del ala (S_w), mientras que, en la segunda configuración, el ala y cola están extendidas y la relación de superficies es mayor, siendo en este caso, la superficie de la cola un 27 % respecto la del ala.

Por otro lado, se han obtenido datos de diferentes especies de palomas que muestran una relación entre la superficie de la cola y ala ($\frac{S_h}{S_w}$) entre un 15 % y 50 %.

Con estos datos resulta adecuado elegir un alargamiento inicial de estabilizador horizontal de $AR_h = 2.1$ y una superficie de estabilizador horizontal S_h igual al 30 % de la del ala ($S_h = 0.3S_w$) para comenzar el análisis de estabilidad longitudinal del vehículo. En cuanto a los parámetros resultantes del estabilizador horizontal, la envergadura (b_h) sería aproximadamente del 50% de la del ala ($b_h = 0.5b_w$), mientras que la cuerda en la raíz del ala sería del 60% de la del ala ($c_{rh} = 0.6c_{rw}$).

Además, las colas de ave cuando están abiertas a un ángulo de 120° presentan una alta capacidad de giro, por lo que en este estudio se ha considerado mantener el ángulo de apertura del estabilizador horizontal en torno a $\theta \sim 120^\circ$ en cada una de las configuraciones.

Tabla 14: Valores iniciales de cada configuración de estabilizar horizontal.

Parámetros	<i>HRF</i> -, <i>HSF</i> -, <i>HN</i> - <i>HW</i> - <i>tails</i>	<i>HFK</i> - <i>tail</i>
AR_h	2.10	2.10
S_h	$0.30S_w$	$0.30S_w$
b_h	$0.50b_w$	$0.50b_w$
c_{rh}	$0.60c_w$	$0.40c_w$
Γ_h	0°	0°
δ	0°	0°
θ	120°	$100^\circ - 130^\circ$
¿Estable longitudinalmente?	No	No

Todos los diseños de estabilizador horizontal (*HRF*, *HSF*, *HN* y *HW* - *tails*) tendrán los mismos valores de los parámetros geométricos excepto la configuración *HFK* - *tail*, en la que la cuerda en la raíz (c_{rh}) necesariamente debe ser menor para que se puede cumplir el requisito de diseño de superficie del estabilizador constante ($S_h = 0.3S_w$). En la Tabla 14 se muestran los valores iniciales de los parámetros geométricos de cada configuración de estabilizador horizontal para comenzar la primera fase del análisis.

La posición longitudinal del estabilizador horizontal resulta crucial para el análisis de estabilidad longitudinal del vehículo. La distancia del estabilizador hasta el borde de ataque (x_t) del ala se debe acotar en función a la mínima y máxima distancia permitida. Así, por un lado, la mínima distancia longitudinal se limita a la cuerda máxima del ala, es decir, la distancia longitudinal mínima respecto del borde de ataque del ala es igual a 0.20 m . Por otro lado, la máxima distancia longitudinal se limita a la longitud inicial del vehículo siendo igual a $l = 0.30\text{ m}$. Por lo que la distancia acotada

para colocar el estabilizador horizontal se debe encontrar en $0.2\text{ m} \leq x_t \leq 0.3\text{ m}$ respecto del borde de ataque del ala (Figura 68).

Con los valores iniciales del estabilizador horizontal (Tabla 14) no ha sido posible alcanzar la estabilidad longitudinal del vehículo, por lo que tras realizar el proceso iterativo (definido en la Figura 66) se obtuvieron nuevos valores geométricos del estabilizador horizontal (Tabla 15) y la posición longitudinal del mismo para los cuales el vehículo MAV es longitudinalmente estable.

El estabilizador horizontal se sitúa a una distancia igual a $x_t = 0.28\text{ m}$ desde el borde de ataque del ala (véase la Figura 68).

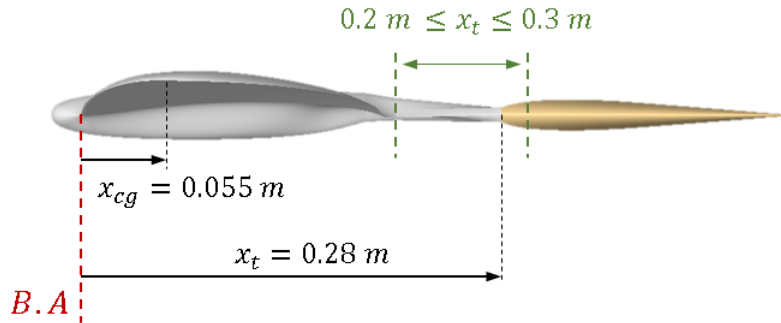


Figura 68: Posición del estabilizador horizontal respecto al borde de ataque del ala.

Los nuevos parámetros geométricos del estabilizador horizontal se definen en la Tabla 15. Todos los estabilizadores muestran los mismos valores excepto para la configuración *HFK – tail*, ya que debe cumplirse la condición de superficie de estabilizador constante. Los datos de esta tabla son el punto de partida para el proceso de optimización, que se explica en el apartado siguiente (5.1.2).

Tabla 15: Nuevos parámetros geométricos de cada estabilizar horizontal.

Parámetros	<i>HRF–, HSF–, HN – HW – tails</i>	<i>HFK – tail</i>
AR_h	2.10	2.10
S_h	$0.45S_w$	$0.45S_w$
b_h	$0.62b_w$	$0.67b_w$
c_{rh}	$0.85c_w$	$0.60c_w$
Γ_h	0°	0°
δ	0°	0°
θ	$100^\circ - 130^\circ$	$100^\circ - 130^\circ$
¿Estable longitudinalmente?	Sí	Sí

5.1.2. Optimización de configuraciones de estabilizador horizontal

El segundo análisis con XFLR5 consiste en un análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos del estabilizador horizontal (envergadura b_h , cuerda en la raíz c_h , alargamiento AR_h , ángulo diedro Γ_h y ángulo de incidencia δ del estabilizador horizontal) para obtener las configuraciones óptimas que proporcionen una mejora en la estabilidad longitudinal del vehículo. Las etapas de este proceso iterativo se describen en la Figura 69.

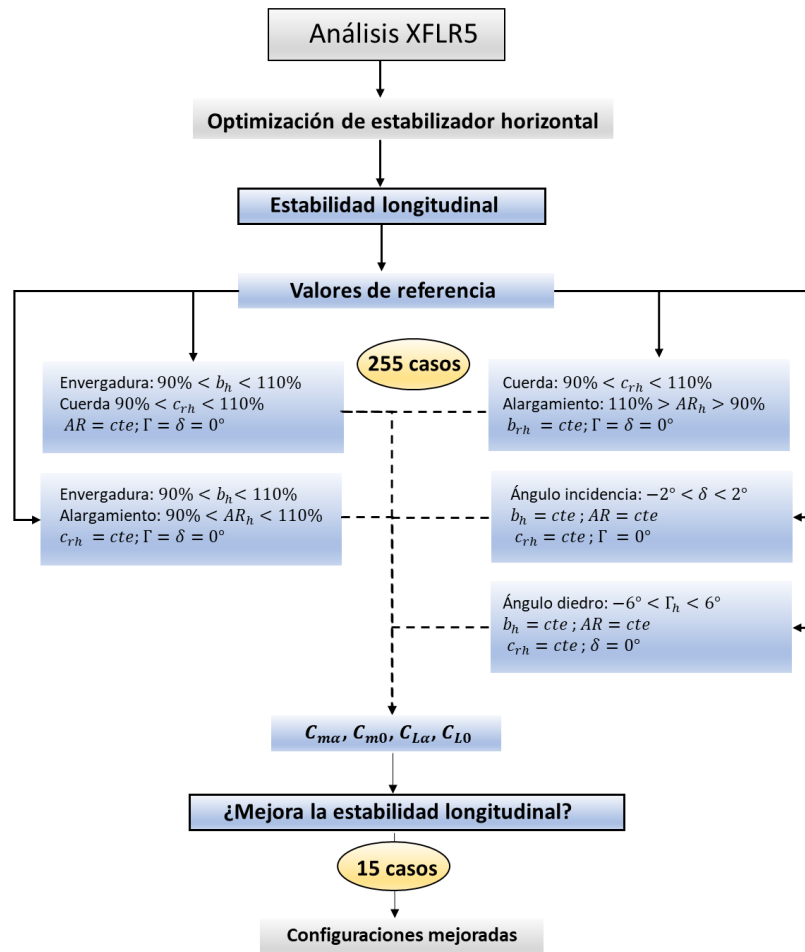


Figura 69: Etapas del proceso de optimización de cada estabilizador con XFLR5.

Con cada configuración de estabilizador horizontal se ha realizado el mismo proceso de cálculo, y se varían los parámetros geométricos de la misma forma. Así, para la envergadura (b_h), cuerda en la raíz (c_h) y alargamiento (AR_h) se ha seleccionado un rango de $\pm 10\%$ con respecto a los valores de referencia. Para el ángulo diedro Γ_h , el rango es de -6° a $+6^\circ$, y para el ángulo de incidencia δ el rango es de -2° a $+2^\circ$. De este modo, se realizan 51

simulaciones numéricas con cada configuración de estabilizador horizontal, por lo que el total de casos simulados en XFLR5 ha sido de 255 con un tiempo computacional de 5 minutos por cada simulación numérica, es decir, $255 \times 5 = 1275 \text{ min}$ que es igual a 21 h y 15 min. De todos estos casos, se van a seleccionar únicamente las configuraciones óptimas, es decir, aquellas que mejoren la estabilidad y aerodinámica del vehículo atendiendo a unos criterios específicos y definidos en la sección 3.2. Así, los casos se reducen a 15 configuraciones, es decir, 3 configuraciones por cada tipo de estabilizador horizontal, y que se definirán en la sección 6.3.

5.2. Estudio numérico con CFD

El estudio con CFD comienza con la fase de preprocesamiento de la configuración geométrica y generación de la malla. Se ha generado un total de 15 configuraciones distintas con CATIA V5.

Una vez generados los modelos, se procede a seleccionar el volumen de control. Las fronteras deben estar suficientemente alejadas del modelo para evitar efectos negativos en la solución numérica, pero relativamente cercanas al modelo para que el tamaño de la malla no exceda de 5 millones de nodos. Las dimensiones del dominio computacional se definen en la Figura 63 en función de la longitud del vehículo ($L = 450 \text{ mm}$).

A continuación, se genera una malla 3D no estructurada con celdas tetraédricas para resolver las ecuaciones de Navier-Stokes. Este tipo de malla resulta ser el más apropiado debido a la compleja geometría que presenta el vehículo bioinspirado. La malla contiene aproximadamente $4 \cdot 10^6$ elementos. Además, se realizó una verificación de la calidad de la malla en los cambios bruscos de tamaño de celdas. El tamaño de las celdas en las regiones más alejadas del modelo es de 0.02 m mientras que en la superficie del modelo es de 0.003 m . El dominio computacional, sus dimensiones y la malla 3D se visualizan en la Figura 70.

La siguiente fase consiste en realizar simulaciones numéricas con el software *Fluent* utilizando el método de volúmenes finitos. El flujo turbulento 3D alrededor del modelo se obtiene mediante la resolución de las ecuaciones de *Navier-Stokes*. Para ello, se necesitan definir las condiciones de contorno,

siendo la velocidad de entrada (*inlet*) de $U_{\infty} = 10 \text{ m/s}$. La condición de simetría (*symmetry*) corresponde a que únicamente se estudia la mitad del modelo para reducir el tiempo y potencia de cálculo. El modelo de turbulencia seleccionado fue el modelo $k-\omega$ con la condición de contorno adecuada ya que este modelo es la mejor opción cuando se trata de flujo incompresible [103]. Cada simulación se inicializa a partir del valor de velocidad de entrada ($U_{\infty} = 10 \text{ m/s}$), y el proceso de iteración se detiene cuando la solución numérica converge. Cada caso ha tardado aproximadamente 4 horas en encontrar la solución numérica.

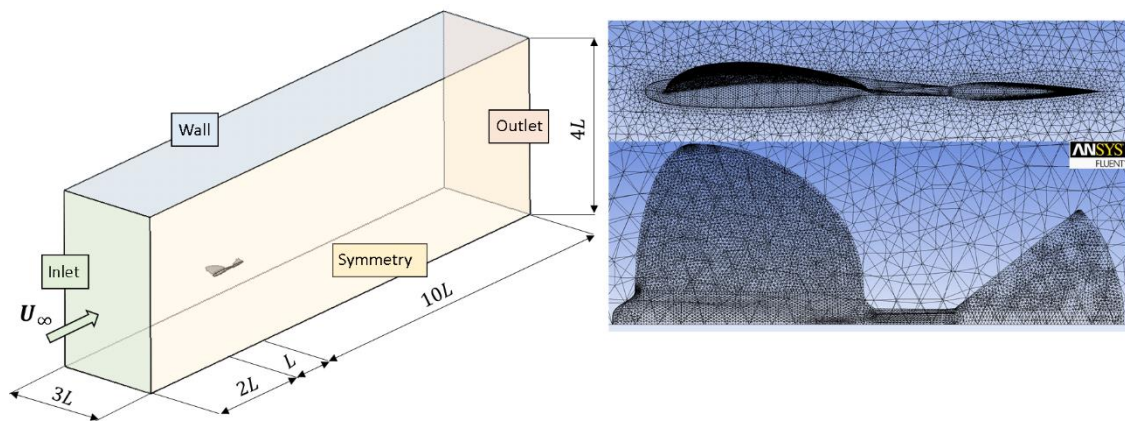


Figura 70: Dominio computacional, dimensiones en función de la longitud del modelo y malla 3D con celdas tetraédricas.

La última fase consiste en el post-procesado de los datos para obtener las actuaciones aerodinámicas (C_L, C_D, E) del vehículo con cada una de las configuraciones de estabilizador horizontal.

6. Análisis de resultados

6.1. Análisis de estabilidad longitudinal del MAV

En esta sección se presentan los resultados numéricos obtenidos con el vehículo MAV y la configuración de estabilizador *HN – tail* por ser la que produce el valor más alto de coeficiente de máxima sustentación c_{Lmax} (Figura 72). El resto de configuraciones de estabilizador horizontal presentan el mismo grado de estabilidad longitudinal al variar los distintos parámetros geométricos del estabilizador, por lo que las conclusiones obtenidas con este análisis son válidas para cada una de las configuraciones de estabilizador horizontal.

La Figura 71 muestra la curva del coeficiente de momento de cabeceo obtenida con el programa XFLR5 para el vehículo MAV con el estabilizador horizontal *HN – tail*, al variar la envergadura, cuerda en la raíz, el alargamiento, el ángulo diedro y el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal.

Cuando la envergadura del estabilizador (b_h) aumenta y la cuerda en la raíz del estabilizador (c_{rh}) permanece constante, el coeficiente de estabilidad longitudinal (C_m) es más negativo, con un aumento de la pendiente, $C_{m\alpha}$. Es por ello que, el valor de este coeficiente cuando $\alpha = 0^\circ$ (C_{m0}) aumenta a medida que aumenta la envergadura del estabilizador, desplazándose las curvas hacia arriba, a lo largo del eje vertical. Este mismo comportamiento se observa en los casos en que aumenta la cuerda en la raíz del estabilizador (c_{rh}), en el caso en que aumenta tanto la envergadura (b_h) como la cuerda en la raíz (c_{rh}), y cuando aumenta el ángulo diedro (Γ_h).

Sin embargo, al aumentar el ángulo de incidencia del estabilizador (δ_h), el comportamiento es al contrario. En este caso, la distancia longitudinal del centro de gravedad (x_{cg}) aumenta, por lo que la distancia entre el centro aerodinámico (*C.A*) y el centro de gravedad (*C.G*) disminuye produciendo una pendiente más positiva, $C_{m\alpha}$. Es obvio que, en este caso, el valor de C_{m0} disminuye a medida que el ángulo de incidencia aumenta, es decir, las curvas se desplazan hacia abajo en el eje vertical.

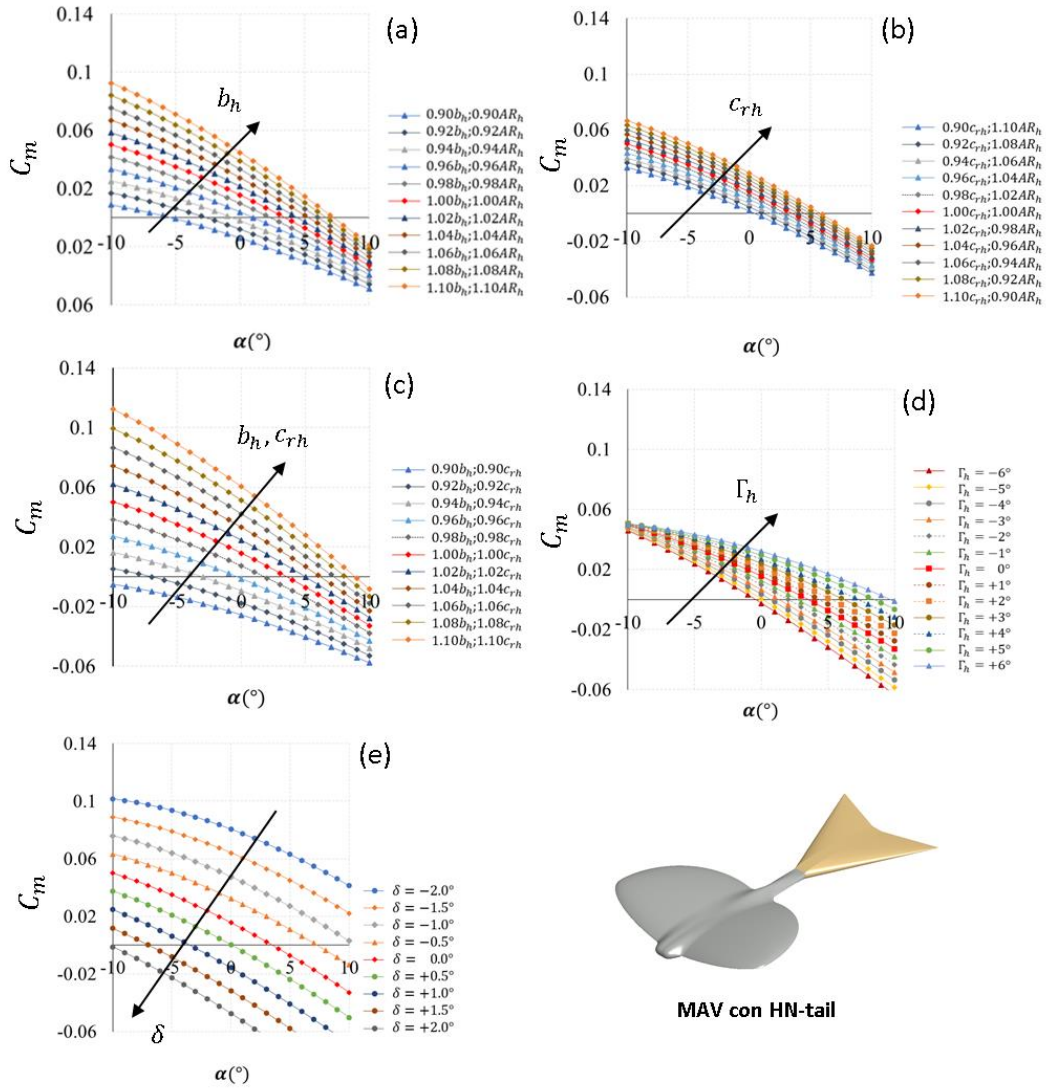


Figura 71: Coeficiente de estabilidad estática longitudinal C_m del MAV con el estabilizador HN variando la envergadura (a), la cuerda en la raíz (b), el alargamiento (c), el ángulo diedro (d) y el ángulo de incidencia (e).

6.1.1. Criterio de selección de las configuraciones de estabilizador horizontal mejoradas

Una vez realizado el análisis de estabilidad estática longitudinal del vehículo MAV con las cinco configuraciones propuestas de estabilizador horizontal, se procede a la selección de las configuraciones mejoradas de cada tipo de estabilizador horizontal.

Es importante destacar que el concepto de “configuraciones mejoradas” serán las que proporcionen mejores resultados teniendo en cuenta los criterios de selección seguidos en este apartado, y por tanto no serán las configuraciones óptimas finales (apartado 6.2.6).

En consecuencia, las configuraciones mejoradas engloban tres configuraciones de cada tipo de estabilizador horizontal, es decir, 15 configuraciones en total.

El criterio de selección de las configuraciones mejoradas considera aspectos tanto aerodinámicos como de estabilidad longitudinal. Así, en primer lugar, se establece el criterio de mínima resistencia aerodinámica en fase de crucero (C_{Dmin}), es decir, serán configuraciones válidas todas aquellas que estén comprendidas en el rango de ángulos de ataque (α) para los que exista mínima resistencia aerodinámica. Para ello, se ha realizado una estimación con CFD de las curvas del coeficiente de sustentación (C_L), y polar ($C_L - C_D$) de las configuraciones de cada estabilizador horizontal con los valores de los parámetros geométricos recogidos en la Tabla 15 (valores de referencia).

La gráfica 65 muestra que el rango de ángulos de ataque en fase de crucero con mínima resistencia aerodinámica está comprendido entre $0^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$. Por lo tanto, todas las configuraciones de estabilizador horizontal en las que la curva C_m corte con el eje de abscisas (eje X) dentro del rango establecido de ángulos de ataque en fase de crucero serán válidas (Figura 71, de estabilidad longitudinal).

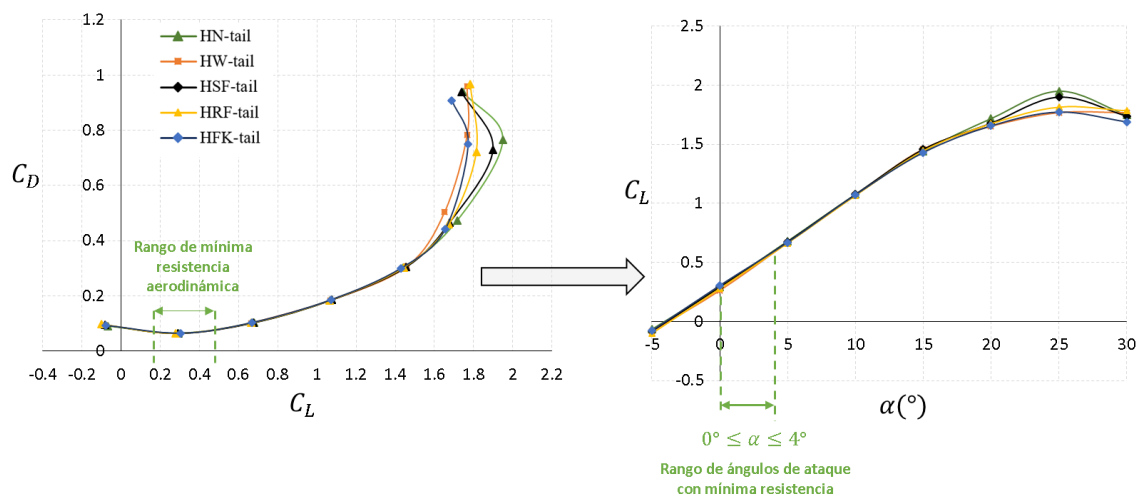
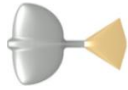
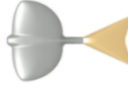
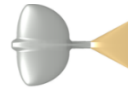


Figura 72: Curva polar (izquierda) y curva de sustentación (derecha).

Cuando existan más de 2 configuraciones dentro del rango válido de ángulos de ataque, el segundo criterio a tener en cuenta será obtener una mayor estabilidad longitudinal, es decir, se seleccionará la configuración con el valor más alto de C_m (ver Figura 71).

Tabla 16: Características geométricas de las mejores configuraciones de estabilizador obtenidas del análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos.

Nomenclatura	Configuraciones	$b_h(mm)$	$c_{rh}(mm)$	AR_h	$\Gamma_h(^{\circ})$	$\delta_h(^{\circ})$
<i>R.HW</i>		200	170	2.10	0	0
<i>C.1.HW</i>		196	170	2.05	-1	0
<i>C.2.HW</i>		200	173.4	2.05	-1	0
<i>R.HN</i>		200	170	2.10	0	0
<i>C.1.HN</i>		196	170	2.05	-1	0
<i>C.2.HN</i>		200	173.4	2.05	-1	0
<i>R.HSF</i>		200	170	2.1	0	0
<i>C.1.HSF</i>		200	170	2.1	3	0
<i>C.2.HSF</i>		200	170	2.1	2	0
<i>R.HRF</i>		200	170	2.1	0	0
<i>C.1.HRF</i>		196	166.6	2.1	-1	0
<i>C.2.HRF</i>		196	166.6	2.1	-2	0
<i>R.HFK</i>		215	121	2.1	0	0
<i>C.1.HFK</i>		215	121	2.1	3	0
<i>C.2.HFK</i>		215	121	2.1	2	0

Por consiguiente, para cada estabilizador horizontal, se han seleccionado tres configuraciones mejoradas con distintos parámetros geométricos. En todas ellas, se ha seleccionado la configuración con los valores de referencia (definidos en la Tabla 15) dado que cumplen con los criterios de selección. Dichas configuraciones se definen por $-R$, y serán configuraciones de referencia para el siguiente estudio en CFD.

La nomenclatura utilizada en cada configuración junto con los valores de los parámetros geométricos de cada estabilizador horizontal se define en la Tabla 16.

6.2. Resultados numéricos computacionales con CFD

En este apartado se van a mostrar los resultados numéricos obtenidos mediante simulaciones CFD-RANS del vehículo MAV con las configuraciones de estabilizador horizontal preseleccionadas (“mejoradas”) en el apartado anterior (15 casos).

6.2.1. Estabilizador horizontal con forma en cuña (*HW-tail*)

En la Figura 73 se muestran las características aerodinámicas del vehículo MAV con el diseño de estabilizador horizontal *HW – tail* en las 3 configuraciones preseleccionadas (*R.C. 1* y *C. 2.HW – tails*). Se puede observar que los valores del coeficiente de sustentación (C_L) son muy similares en todas las configuraciones de cola a ángulos de ataque bajos hasta alcanzar el ángulo de ataque de 25° . En este ángulo, se obtiene el coeficiente de sustentación máximo (C_{Lmax}) para todas las configuraciones de estabilizador horizontal siendo mayor para las configuraciones de estabilizador óptimas (*C.1.* y *C.2.HW – tails*) que para la configuración de estabilizador con valores de referencia (*R.HW – tail*) debido a la disminución del ángulo diedro (Γ_h) y a la variación de la envergadura (b_h) y de la cuerda en la raíz del estabilizador (c_h).

Aunque de estos datos se puede concluir claramente que el coeficiente de sustentación máximo (C_{Lmax}) se obtiene a $\alpha = 25^\circ$, el desprendimiento del flujo podría situarse a unos ángulos anteriores, entre 20° y 25° , ya que las simulaciones se han realizado con un salto de ángulo de ataque de 5° .

Los valores del coeficiente de resistencia aerodinámica (C_D) y eficiencia aerodinámica (E) son muy similares para todas las configuraciones de cola hasta el ángulo de ataque de $\alpha = 15^\circ$. Sin embargo, para ángulos de ataque superiores ($\alpha > 15^\circ$), se produce una disminución de la resistencia aerodinámica en torno al 2.15 % y un aumento de la eficiencia aerodinámica en torno al 2.30 % en las configuraciones óptimas de cola debido a que el

ángulo diedro es $\Gamma_h = -1^\circ$ con ligeras variaciones en la envergadura y la cuerda en la raíz del estabilizador horizontal.

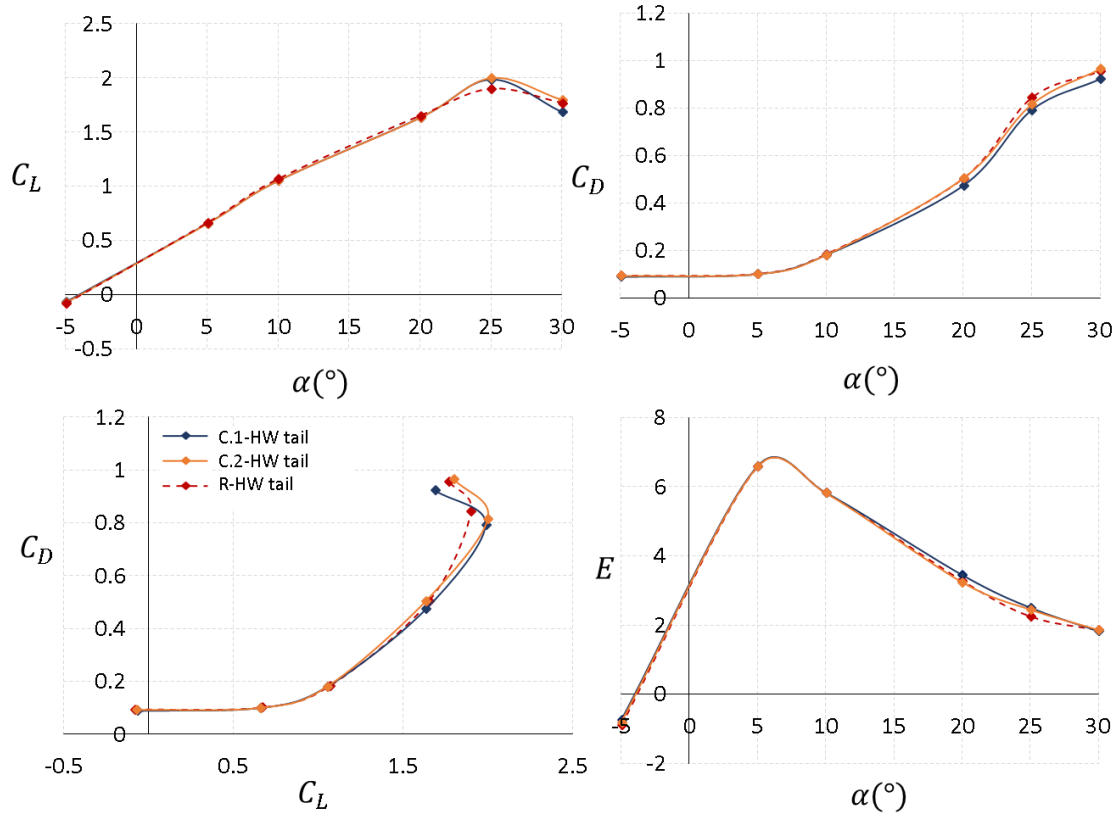


Figura 73: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de *HW – tail*.

A continuación, en la Tabla 17 se muestran las variaciones en el coeficiente de sustentación máximo (C_{Lmax}), coeficiente de resistencia mínimo (C_{Dmin}) y eficiencia aerodinámica máxima (E_{max}) para la configuración de estabilizador *HW – tail*.

Tabla 17: Variación de los parámetros aerodinámicos con *HW – tail*.

	<i>R – HW</i>	<i>C.1 – HW</i>	<i>C.2 – HW</i>
C_{Lmax}	1.76	↑ 12.42 %	↑ 13.15 %
C_{Dmin}	0.0632	↓ 1.27 %	↓ 1.23 %
E_{max}	6.58	↑ 0.27 %	↓ 0.05 %

La disminución en la envergadura de la configuración *C.1.HW – tail* o el aumento en la cuerda de la raíz del estabilizador *C.2.HW – tail* con respecto a los valores de referencia (*R.HW – tail*), y con ángulo diedro negativo

producen el mismo efecto sobre los parámetros aerodinámicos. Así, en ambas configuraciones de estabilizador se produce una ligera disminución en el valor de C_{Dmin} , un fuerte aumento de C_{Lmax} hasta un 13 % superior, y prácticamente ningún cambio en el valor de eficiencia aerodinámica. Parece que la disminución en la envergadura del estabilizador (*C.1.HW – tail*) puede proporcionar una ligera mejora en la eficiencia aerodinámica del vehículo.

6.2.2. Estabilizador horizontal con forma dentada (*HN – tail*)

En la Figura 74 se muestran las características aerodinámicas del vehículo MAV con el diseño de estabilizador horizontal *HN – tail* en las 3 configuraciones preseleccionadas (*R*, *C.1* y *C.2-HN – tails*).

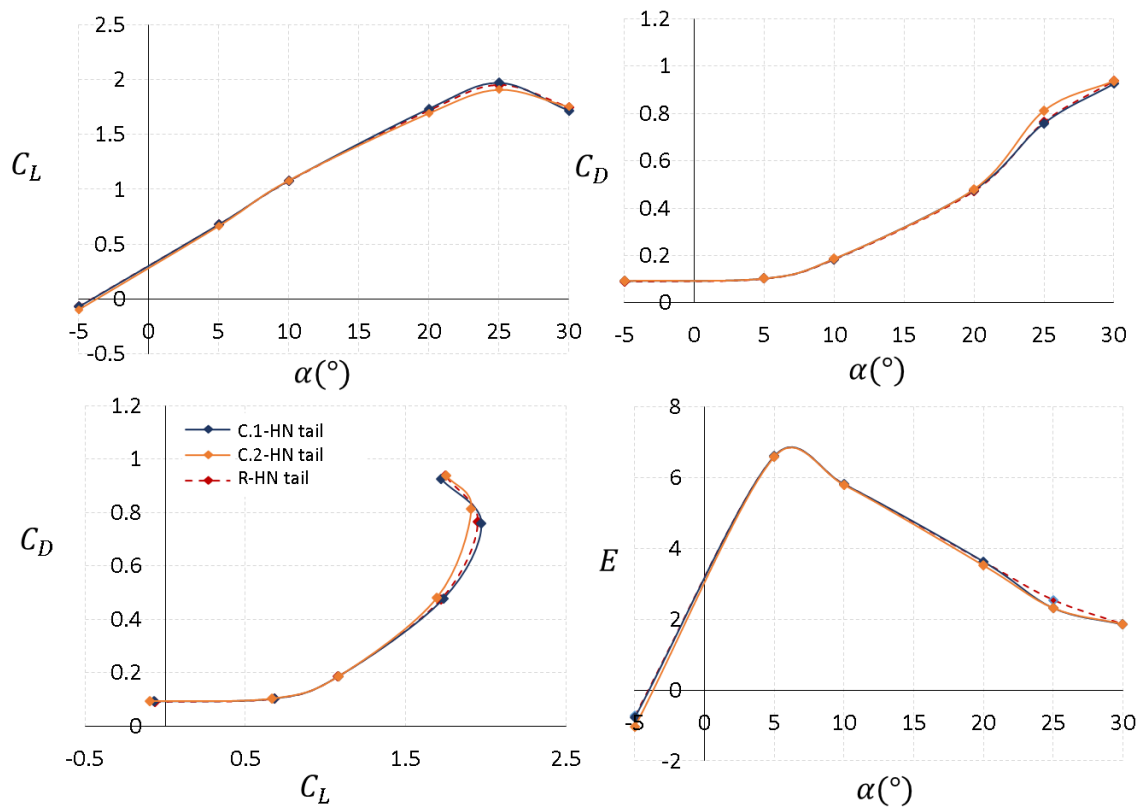


Figura 74: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de *HN – tail*.

La variación de los parámetros geométricos de la cola es igual que en el caso anterior. La configuración *C.1.HN – tail* tiene una disminución del 2 % en la envergadura, y la configuración *C.2.HN – tail* tiene un aumento en la cuerda de la raíz de la cola del 2 %, y ambas tienen un ángulo diedro negativo.

En este diseño de estabilizador, se observa claramente en los gráficos que las variaciones de los parámetros geométricos son menos notables que en el caso anterior (*HW – tail*). Durante todo el rango de ángulos de ataque, los valores del coeficiente de sustentación, resistencia aerodinámica y eficiencia aerodinámica no resultan estar muy afectados por la variación de los parámetros geométricos.

La Tabla 18 muestra un resumen de la variación de los parámetros aerodinámicos entre todas las configuraciones de estabilizador *HN – tail*. En ambos casos no hay prácticamente cambios en E_{max} y C_{Dmin} con respecto al caso de referencia (*R.HN – tail*). Sin embargo, C_{Lmax} se deteriora alrededor de un 2 % cuando la cuerda en la raíz del estabilizador (c_{rh}) aumenta respecto a los valores de referencia. Teniendo en cuenta estos datos, la reducción de la envergadura del estabilizador (b_h) de la configuración *C.1.HN – tail* podría ser la que genera menos resistencia aerodinámica con una pequeña mejora en la eficiencia aerodinámica global del vehículo.

Tabla 18: Variación de los parámetros aerodinámicos con *HN – tail*.

	<i>R.HN</i>	<i>C.1.HN</i>	<i>C.2.HN</i>
C_{Lmax}	1.94	↑ 1.09 %	↓ 2.13 %
C_{Dmin}	0.0645	↓ 0.09 %	↓ 0.08 %
E_{max}	6.59	↑ 0.16 %	↓ 0.11 %

6.2.3. Estabilizador horizontal con forma de abanico cuadrado (*HSF – tail*)

La Figura 75 muestra las características aerodinámicas del vehículo MAV con el diseño de estabilizador horizontal *HSF – tail* en las 3 configuraciones preseleccionadas (*R, C.1* y *C.2*).

En este caso, únicamente varía el ángulo diedro, siendo $\Gamma_h = 3^\circ$ para la configuración *C.1.HSF – tail* y $\Gamma_h = 2^\circ$ para la configuración *C.2.HSF – tail*. Cuando el ángulo diedro aumenta, se produce un incremento en el C_{Lmax} siendo mayor para $\Gamma_h = 3^\circ$. En cuanto a la resistencia, hay una disminución en el valor del coeficiente mínimo de resistencia aerodinámica

(C_{Dmin}) de hasta el 1.80 % para ambas configuraciones de estabilizador horizontal (*C. 1.* y *C. 2. HSF – tails*).

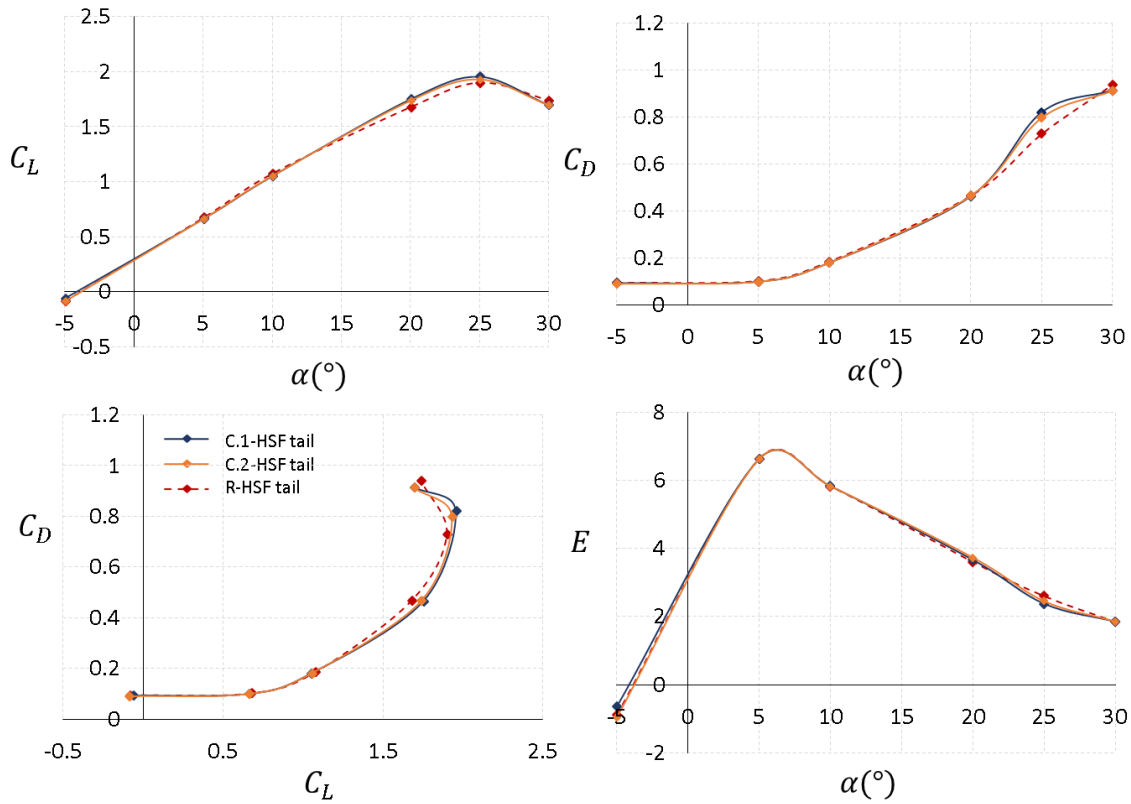


Figura 75: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de *HSF – tail*.

La variación en los parámetros aerodinámicos en este diseño de estabilizador es mínima entre todas las configuraciones. La eficiencia aerodinámica máxima (E_{max}) es prácticamente la misma para todas ellas. Sin embargo, la configuración de estabilizador que proporciona un ligero incremento en la eficiencia es el estabilizador *R. HSF – tail* con un ángulo diedro de $\Gamma_h = 0^\circ$.

La Tabla 19 muestra la variación de los parámetros aerodinámicos entre todas las configuraciones de estabilizador horizontal *HSF – tail*.

Tabla 19: Variación de los parámetros aerodinámicos con *HSF – tail*.

	<i>R. HSF</i>	<i>C. 1. HSF</i>	<i>C. 2. HSF</i>
C_{Lmax}	1.89	↑ 2.91 %	↑ 1.66 %
C_{Dmin}	0.0635	↓ 1.81 %	↓ 1.80 %
E_{max}	6.63	↓ 0.14 %	↓ 0.09 %

6.2.4. Estabilizador horizontal con forma de abanico redondeado (*HRF – tail*)

La Figura 76 muestra las características aerodinámicas del vehículo MAV con el diseño de estabilizador horizontal *HRF – tail* en las 3 configuraciones preseleccionadas (*R, C.1* y *C.2.HRF – tail*).

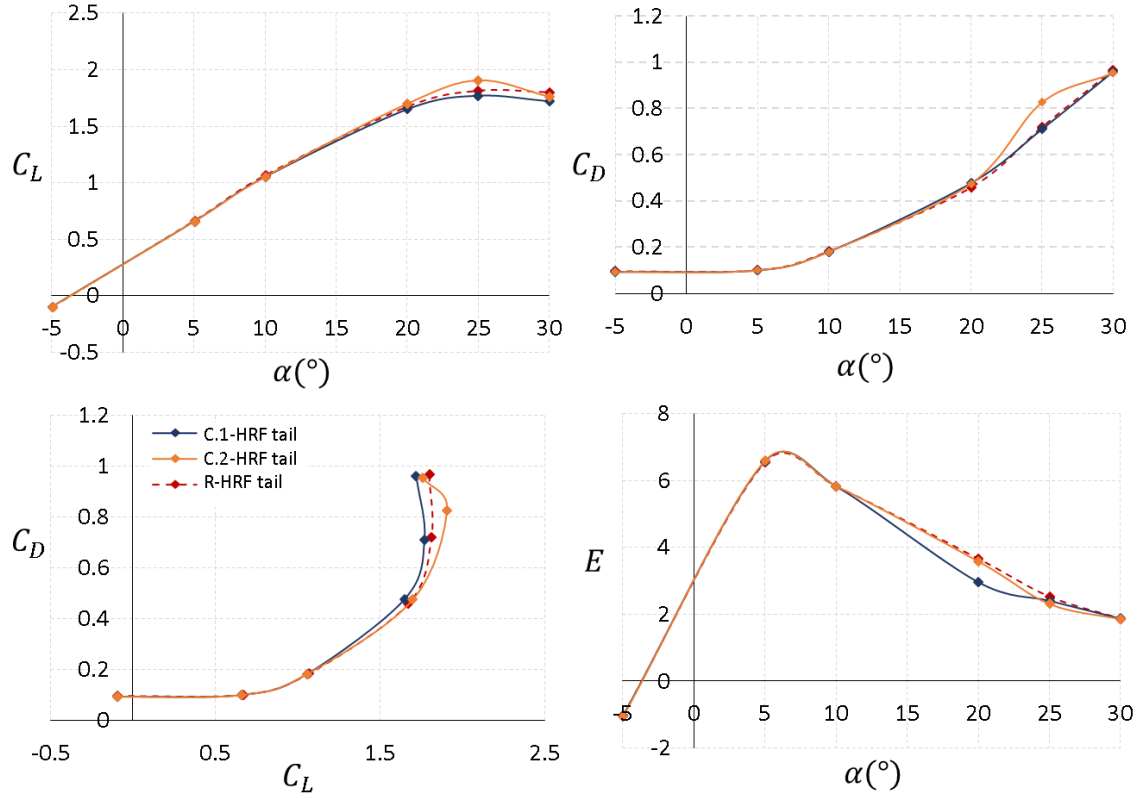


Figura 76: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de *HRF – tail*.

En este caso, las dos configuraciones de estabilizador (*C.1* y *C.2.HRF – tails*) muestran una disminución en la envergadura y cuerda en la raíz del estabilizador del 2 % respecto a las dimensiones de referencia, y con un ángulo diedro negativo igual a $\Gamma_h = -1^{\circ}$ para la configuración *C.1*, y de $\Gamma_h = -2^{\circ}$ para la configuración *C.2*. Los valores de los coeficientes de sustentación y resistencia y eficiencia aerodinámica son muy similares en todas las configuraciones de estabilizador para los ángulos de ataque inferiores a $\alpha < 20^{\circ}$.

En la Tabla 20 se resumen las variaciones de las características aerodinámicas de la configuración de estabilizador *HRF – tail*. El mayor valor

del coeficiente de sustentación máximo (C_{Lmax}) se obtiene para la configuración *C.2.HRF – tail*, es decir, la que tiene el ángulo diedro (Γ_h) más negativo, siendo hasta un 5.11 % superior que la configuración de estabilizador con parámetros de referencia (*R.HRF – tail*).

También se observa que una disminución de la envergadura (b_h) y de la cuerda en la raíz (c_h), así como de los ángulos diedros negativos proporcionan valores más bajos de resistencia aerodinámica durante el vuelo de crucero, obteniéndose el valor más bajo para la configuración de estabilizador *C.2*. Sin embargo, en ambas configuraciones de estabilizador (*C.1* y *C.2*) no hay variaciones notables en la eficiencia aerodinámica.

En conclusión, la configuración de estabilizador que parece que proporciona mayores prestaciones aerodinámicas al vehículo es la configuración de estabilizador con un 2 % menos de envergadura y cuerda en la raíz y con un ángulo diedro de $\Gamma_h = -2^\circ$ (*C.2.HRF – tail*) con un incremento en la eficiencia $\Delta E_{max} \sim 1\%$ respecto a la configuración de referencia.

Tabla 20: Variación de los parámetros aerodinámicos con *HRF – tail*.

	<i>R.HRF</i>	<i>C.1.HRF</i>	<i>C.2.HRF</i>
C_{Lmax}	1.81	↓ 2.40 %	↑ 5.11 %
C_{Dmin}	0.0639	↓ 1.49 %	↓ 1.72 %
E_{max}	6.53	↑ 0.60 %	↑ 0.82 %

6.2.5. Estabilizador horizontal en forma bifurcada (*HFK – tail*)

La Figura 77 muestra las características aerodinámicas del vehículo MAV con el diseño de estabilizador horizontal *HFK – tail* en las 3 configuraciones preseleccionadas (*R, C.1* y *C.2.HFK – tails*).

En este caso, los parámetros geométricos del estabilizador varían como en el caso de la configuración de estabilizador *HSF – tail*. Únicamente varía el ángulo diedro, siendo $\Gamma_h = +3^\circ$ para la configuración *C.1* y $\Gamma_h = +2^\circ$ para la configuración *C.2* mientras que la envergadura y la cuerda en la raíz del estabilizador mantienen el mismo valor que para la configuración de referencia (*R*). Los valores de los coeficientes de sustentación (C_L) y resistencia aerodinámica (C_D), y de la eficiencia máxima (E_{max}) son muy

similares en todas las configuraciones de estabilizador hasta alcanzar el ángulo de ataque de $\alpha = 20^\circ$. Al aumentar el ángulo diedro, el coeficiente máximo de sustentación (C_{Lmax}) puede alcanzar un valor ligeramente superior al de la configuración de referencia para el ángulo de ataque de $\alpha = 25^\circ$.

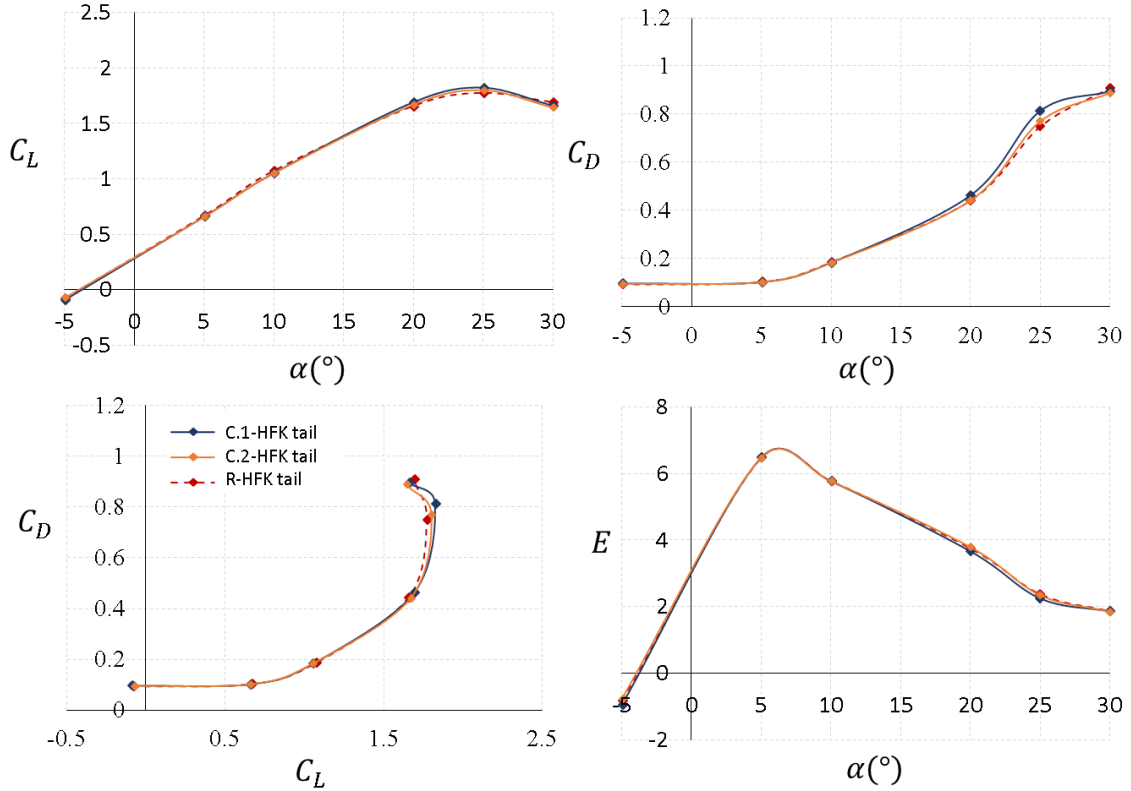


Figura 77: Características aerodinámicas del vehículo MAV con las 3 configuraciones de *HFK – tail*.

La Tabla 21 resume la variación de los parámetros aerodinámicos de C_{Lmax} , C_{Dmin} y E_{max} para la configuración de estabilizador *HFK – tail*. El valor del coeficiente de resistencia mínimo puede reducirse en torno al 1.54 % con respecto a la configuración de referencia al aumentar el ángulo diedro. Además, el aumento del ángulo diedro conduce a un ligero aumento de C_{Lmax} siendo más notable para el caso de $\Gamma_h = 3^\circ$ (*C.1.HFK – tail*). Sin embargo, no hay cambios apreciables en la eficiencia aerodinámica máxima. Por lo tanto, la configuración de estabilizador que podría proporcionar una ligera mejora en las características aerodinámicas del vehículo sería la configuración de $\Gamma_h = 3^\circ$ (*C.1.HFK – tail*).

Tabla 21: Variación de los parámetros aerodinámicos con *HFK – tail*.

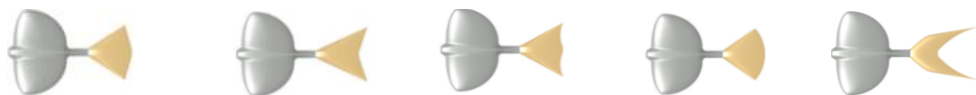
	<i>R. HFK</i>	<i>C. 1. HFK</i>	<i>C. 2. HFK</i>
C_{Lmax}	1.77	↑ 2.87 %	↑ 1.58 %
C_{Dmin}	0.0647	↓ 1.54 %	↓ 1.53 %
E_{max}	6.47	↑ 0.015 %	↓ 0.07 %

6.2.6. Selección de las configuraciones finales óptimas

Después de un análisis exhaustivo de todas las configuraciones de estabilizador horizontal, se procede a realizar una selección final basada en el criterio de máxima eficiencia aerodinámica (E_{max}) durante la fase de crucero. En consecuencia, se opta por elegir una única configuración (configuración óptima) de cada tipo estabilizador horizontal como posible solución para su implementación en el vehículo MAV. La Tabla 22 presenta las 5 configuraciones de estabilizador seleccionadas como configuraciones óptimas, con los parámetros geométricos correspondientes.

Tabla 22: Selección final de las configuraciones de estabilizador horizontal óptimas.

	<i>C. 1. HW</i>	<i>C. 1. HN</i>	<i>R. HSF</i>	<i>C. 1. HRF</i>	<i>C. 1. HFK</i>
C_{Dmin}	0.0624	0.0644	0.0635	0.0629	0.0637
E_{max}	6.59	6.60	6.63	6.57	6.47



De estas configuraciones, se destaca que el estabilizador con forma en abanico cuadrado (*HSF – tail*) sobresale con el valor más alto de eficiencia aerodinámica, alcanzando un valor de $E_{max} = 6.63$. A continuación, en orden descendente de máxima eficiencia aerodinámica, le siguen el estabilizador con forma dentada (*HN – tail*), el estabilizador con forma en cuña (*HW – tail*), el estabilizador con forma en abanico redondeado y, en la última posición, el estabilizador con forma bifurcada (*HFK – tail*), que muestra una eficiencia aerodinámica ligeramente menor, aproximadamente un 2.50 % inferior.

6.3. Medida de fuerzas con balanza externa en túnel de viento

En la Figura 78 se muestra el coeficiente de sustentación (C_L) obtenido con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal, seleccionadas en el apartado anterior (*R-HSF*, *C.1-HW*, *C.1-HRF*, *C.1-HN*, *C.1-HFK-tails*).

En la Figura 78 se observa como en todas las configuraciones de estabilizador horizontal, el coeficiente de sustentación (C_L) aumenta a medida que aumenta el ángulo de ataque hasta alcanzar un valor máximo de sustentación (C_{Lmax}) en $\alpha = 25^\circ$. El incremento de C_L es prácticamente lineal hasta el valor de dicho ángulo de ataque ($\alpha = 25^\circ$), a partir del cual se produce un descenso brusco de la sustentación, correspondiendo con la entrada en pérdida del vehículo, es decir, la pérdida de sustentación necesaria para mantener al vehículo en vuelo.

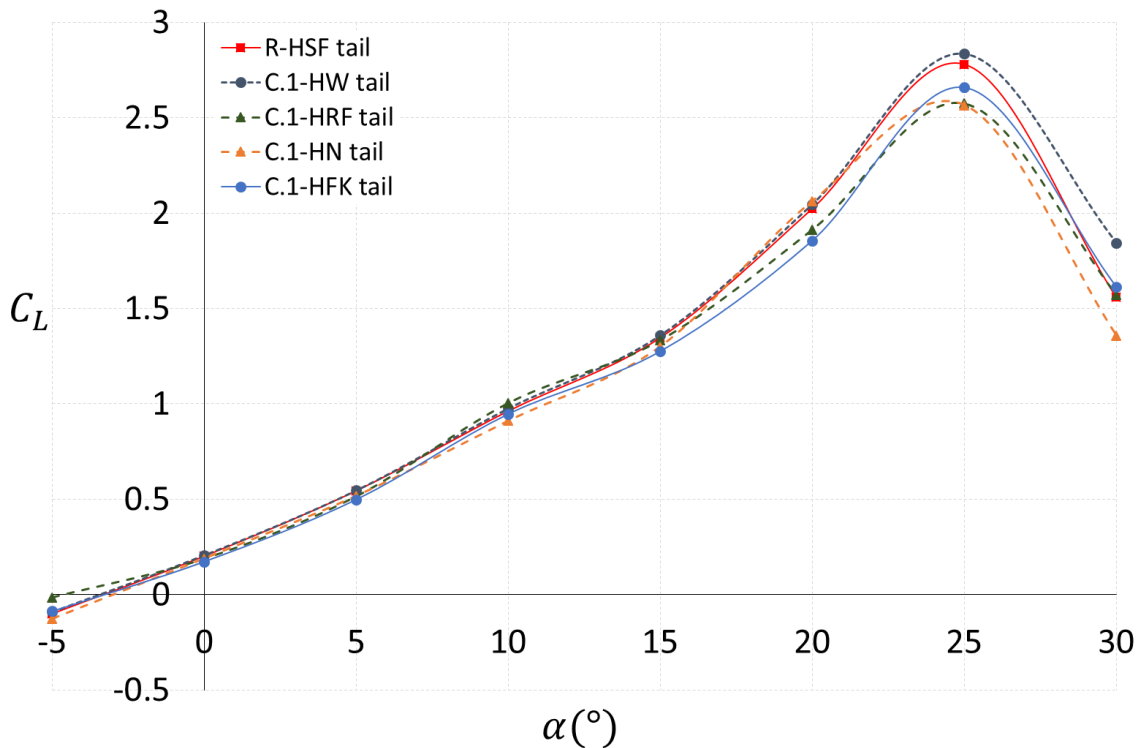


Figura 78: Coeficiente de sustentación (C_L) obtenido con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

Se observa como a bajos ángulos de ataque los valores del coeficiente de sustentación son prácticamente iguales, sin embargo, para altos ángulos de ataque, puede apreciarse una diferencia pequeña entre ellos. El valor máximo

del coeficiente de sustentación se observa para los casos de estabilizador horizontal con forma dentada (C.1-HW-tail) con un valor de $C_{Lmax} = 2.834$, siendo un 1.90 % superior a la forma en abanico cuadrada (R-HSF-tail), siendo un 6.20 % superior a la bifurcada (C.1-HFK-tail), un 9.19 % superior a la forma en abanico redondeada (C.1-HRF-tail), y un 9.48 % superior a la forma en cuña (C.1-HN-tail). Estos datos se resumen en la Tabla 24.

En la Figura 79 se muestra el coeficiente de resistencia aerodinámica (C_D) obtenido con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

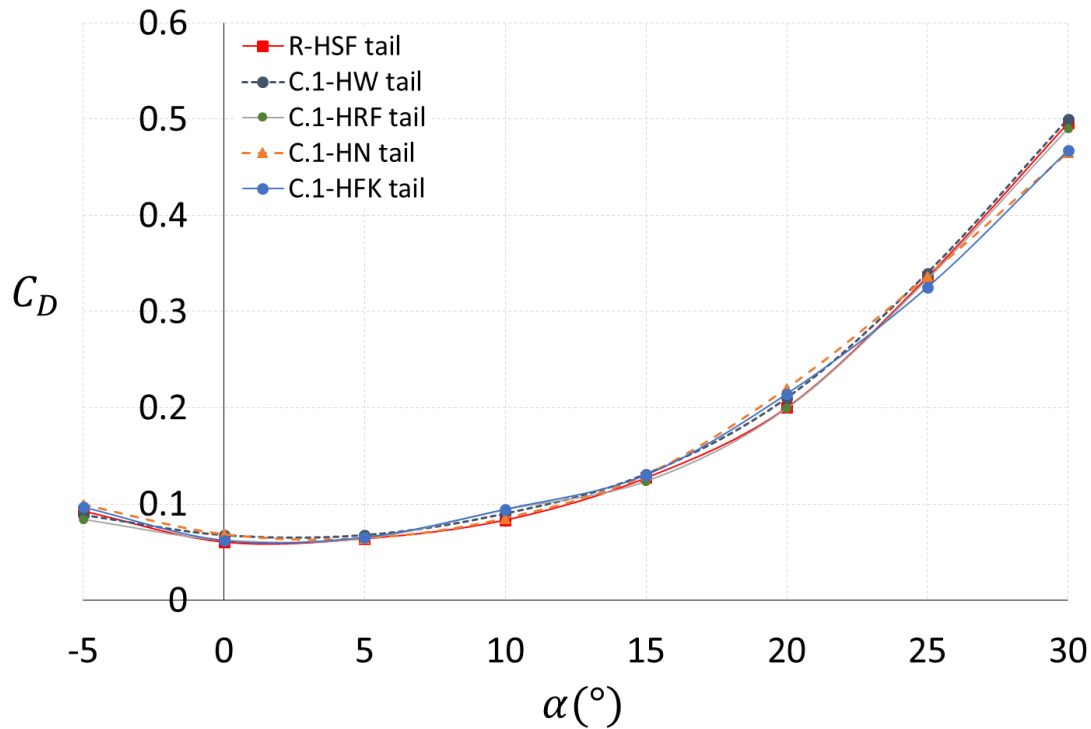


Figura 79: Coeficiente de resistencia aerodinámica (C_D) obtenido con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador.

En todas las configuraciones, los valores del coeficiente de resistencia en todo el rango de ángulos de ataque son prácticamente los mismos, con menores diferencias que en el caso anterior de la sustentación.

Se puede observar que la resistencia aerodinámica aumenta a medida que lo hace el ángulo de ataque hasta obtener valores muy altos en la condición de entrada en pérdida, ($\alpha \geq 25^\circ$). Para valores bajos de ángulo de ataque ($-5^\circ \leq \alpha \leq +5^\circ$), el coeficiente de resistencia aerodinámica presenta un valor típico de estos vehículos, con valores menores a 0.1. El mínimo valor del coeficiente de resistencia (C_{Dmin}) se obtiene durante fase de crucero entre $0^\circ \leq \alpha \leq +5^\circ$.

No obstante, con los datos recogidos en estos ensayos, se ha obtenido un valor mínimo de C_D cuando $\alpha = 0^\circ$.

En la Figura 80 se muestra la curva polar ($C_D - C_L$) obtenida con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

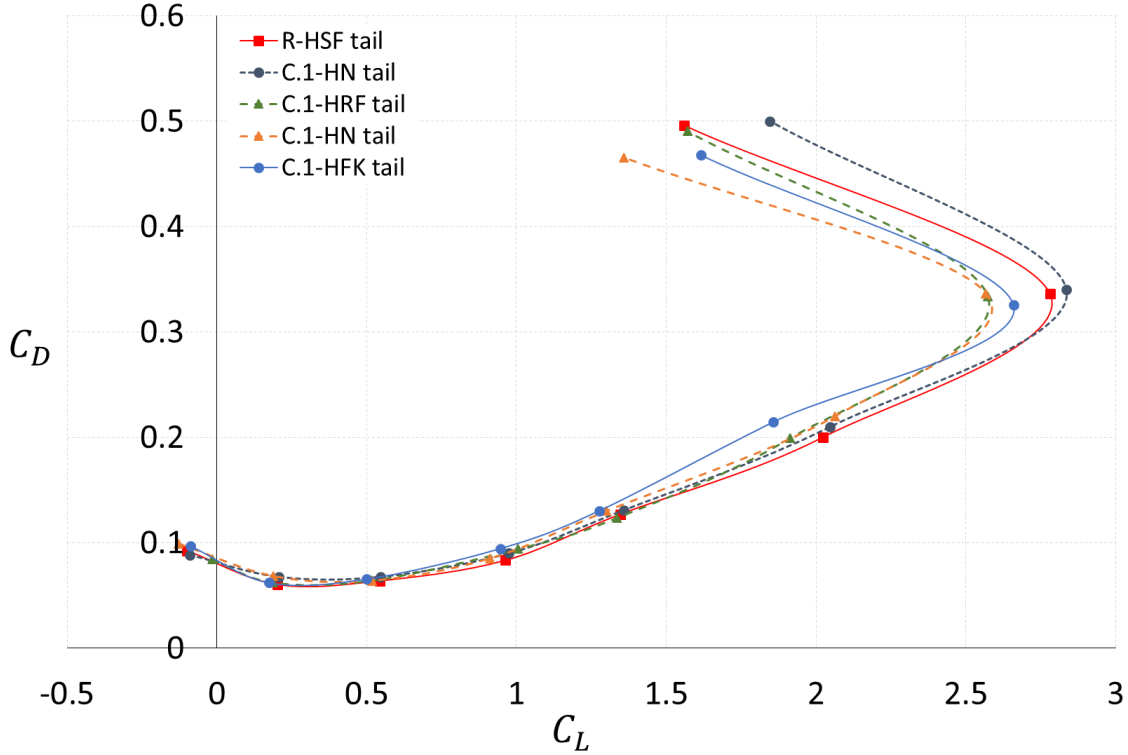


Figura 80: Curva polar ($C_D - C_L$) obtenida con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

La Figura 81 muestra la eficiencia aerodinámica ($\frac{C_L}{C_D}$) obtenida mediante medidas con la balanza externa en el túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

En este caso, se han obtenido valores relativamente distintos entre las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal. No obstante, todas ellas presentan la misma tendencia, es decir, con ángulo de ataque negativo, se ha obtenido un valor negativo de eficiencia aerodinámica. Sin embargo, a medida que el ángulo de ataque aumenta, la eficiencia aerodinámica también aumenta hasta conseguir un máximo cuando el ángulo de ataque es $\alpha = 10^\circ$. En esta condición de vuelo, se consigue el valor más alto de eficiencia aerodinámica con la configuración *R.HSF* ($E_{max} = 11.53$) seguido por orden descendente de las configuraciones *C.1.HW*, *C.1.HN*, *C.1.HRF*, y en último lugar la configuración *C.1.HFK*. A partir de ese ángulo de ataque, la eficiencia

aerodinámica disminuye progresivamente hasta alcanzar la entrada en pérdida, en donde se produce una pérdida brusca de la eficiencia. El tramo más interesante resulta estar en la fase de crucero ($0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$), en la que nuevamente el valor más alto de eficiencia aerodinámica se ha conseguido con la configuración en forma de abanico cuadrada *R.HSF*, por lo que dicha configuración podría ser candidata para su implementación en el vehículo, dado que mejoraría el alcance y autonomía del vehículo.

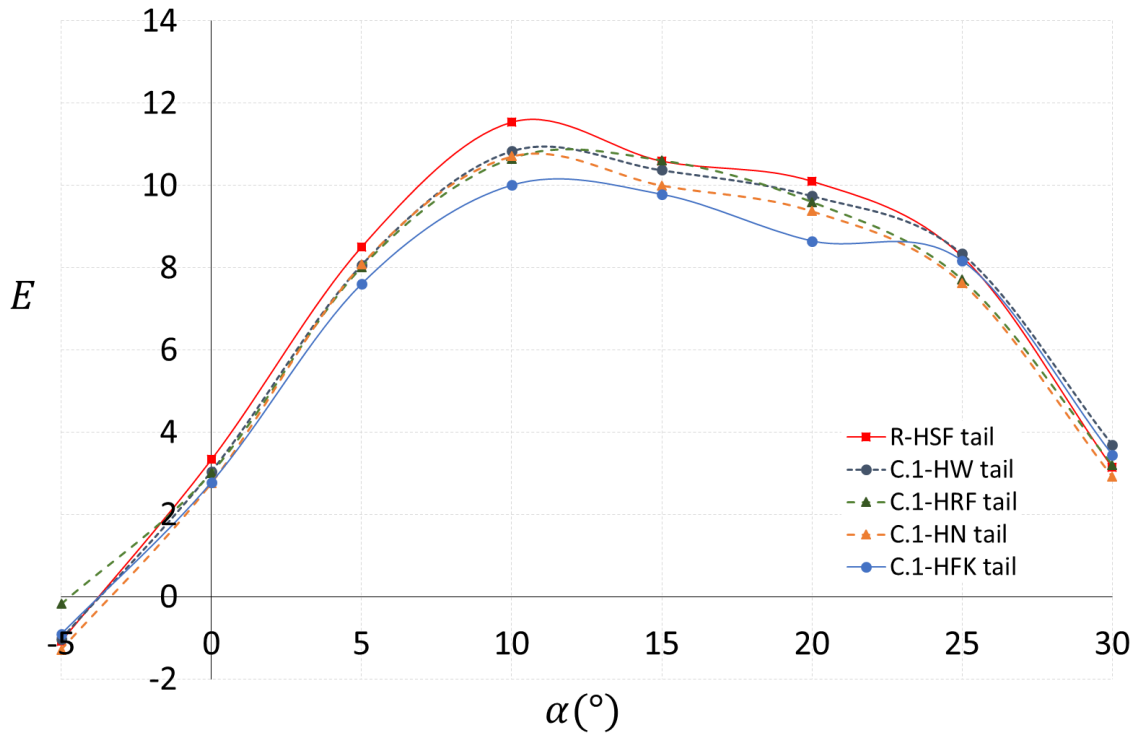


Figura 81: Eficiencia aerodinámica (E) obtenida con balanza externa en túnel de viento con las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

En la Figura 82 se muestra el coeficiente de momento de cabeceo (C_m) obtenido en el punto de referencia O mediante medidas con la balanza externa en el túnel de viento con las cinco configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

Todas las configuraciones de estabilizador horizontal muestran valores muy similares de C_m en todo el rango de ángulos de ataque (α). Se observa que todas las configuraciones de estabilizador horizontal resultan ser estables longitudinalmente, ya que la curva del coeficiente de momento C_m cruza el eje de abscisas (eje X), con pendiente negativa ($C_{m\alpha} < 0$) durante la fase de crucero, es decir en $0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$. En consecuencia, el vehículo es capaz de volar de manera estable y nivelada con un ángulo de ataque relativamente bajo

($0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$) y sin necesitar una fuerza constante en el estabilizador horizontal para mantener su actitud durante el vuelo. Dicho de otro modo, el vehículo tiene un equilibrio natural durante la fase de crucero sin presentar tendencia a bajar o subir de manera constante. Dicho equilibrio natural se ha conseguido al obtener un coeficiente de momento $C_m = 0$ durante la fase de crucero, lo que resulta fundamental en la seguridad y eficiencia del vehículo.

Se puede observar como en todas las configuraciones de estabilizador horizontal, la condición de $C_m = 0$ se consigue en el rango de $3^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$.

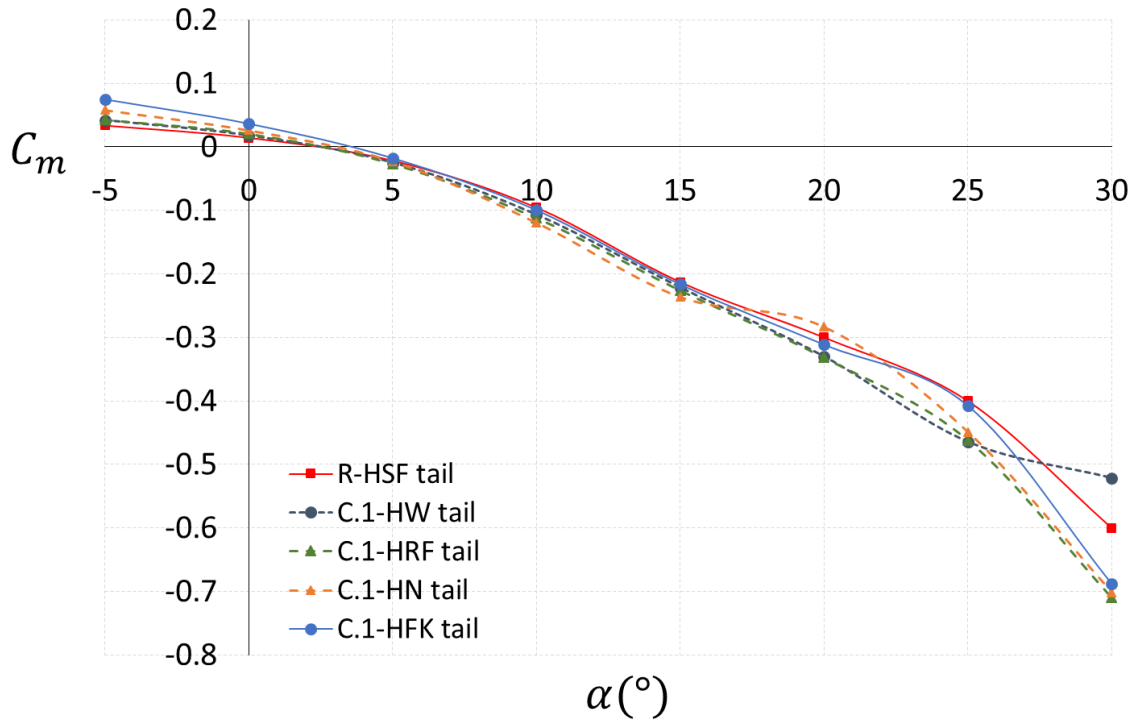


Figura 82: Coeficiente de momento de cabeceo (C_m) respecto O obtenido con balanza las 5 configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

Al conocer la pendiente de la curva del coeficiente de momento de cabeceo respecto del punto de referencia O $\frac{\partial C_{mo}}{\partial \alpha}$, es posible determinar la posición del centro aerodinámico (x_{ac}) del vehículo utilizando la siguiente expresión (Eq.56), análoga a la Eq.28:

$$\frac{x_{ac}}{cma} = \frac{x_o}{cma} - \frac{\left(\frac{\partial C_{mo}}{\partial \alpha}\right)}{\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)} \quad (56)$$

Donde la pendiente del coeficiente de momento respecto del punto de referencia O $\frac{\partial C_{mO}}{\partial \alpha}$ se obtiene de la Figura 82, y la pendiente del coeficiente de sustentación $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$ se obtiene de la Figura 78, quedando:

$$\frac{\left(\frac{\partial C_{mO}}{\partial \alpha}\right)}{\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)} = \frac{-2 \cdot 10^{-2}}{10^{-1}} = -0.2 \quad (57)$$

Por lo que, conociendo el valor de la cuerda aerodinámica media $cma = 0.141 \text{ m}$, y la posición del punto de referencia O ($x_O = 0.050 \text{ m}$) respecto del borde de ataque del ala, sustituyendo todos los valores en la Eq.56, se puede obtener la posición del centro aerodinámico (C.A.) respecto del borde de ataque, siendo $x_{ac} = 0.078 \text{ m}$.

En la Figura 83 se muestra la posición del centro aerodinámico (C.A.) y del punto de referencia (O) donde se han medido los momentos de cabeceo.

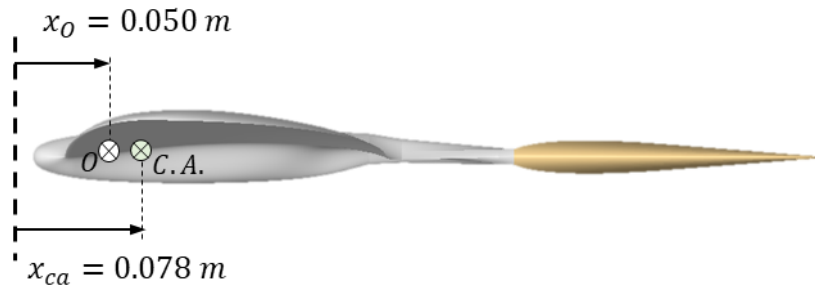


Figura 83: Posición centro aerodinámico (C.A.) del vehículo.

A continuación, la Figura 84 muestra un gráfico de barras, para visualizar en más detalles los valores de los parámetros aerodinámicos C_L , C_D y E en la condición de $\alpha = 0^\circ$, de cada una de las configuraciones óptimas de estabilizador horizontal. La eficiencia aerodinámica se representa dividida entre 10, esto es $\left(\frac{E}{10}\right)$ para un mejor ajuste de la escala de la gráfica.

Se observa de nuevo como la eficiencia aerodinámica para la configuración *R.HSF – tail* presenta el valor más alto siendo el valor de eficiencia alrededor de $E = 3.4$, mientras que las configuraciones en forma en cuña *C.1.HW* y la configuración en forma de abanico redondeado *C.1.HRF* presentan un valor en torno a $E = 3.0$. Las 2 configuraciones restantes, es decir, la configuración en forma dentada *C.1.HN* y en forma bifurcada *C.1.HFK* son las que presentan los valores más bajos de eficiencia aproximadamente $E = 2.7$.

En cuanto al valor del coeficiente de sustentación C_L , aunque la configuración *R.HSF* no es la que presenta el valor más alto, sí que se encuentra dentro de las 2 configuraciones con valores más altos de C_L , siendo sólo superada por la configuración *C.1.HW*.

El valor más bajo del coeficiente de resistencia C_D , se obtiene con la configuración *R.HSF*, mientras que las 2 configuraciones que presentan los valores más altos de C_D son las configuraciones en forma dentada *C.1.HN* y en forma bifurcada *C.1.HFK*.

Con este análisis parece claro que la configuración en forma dentada *C.1.HN* y en forma bifurcada *C.1.HFK* son las que peor comportamiento aerodinámico presentan, por lo que en esta fase se podrían descartar como posible solución a implementarlas en el vehículo.

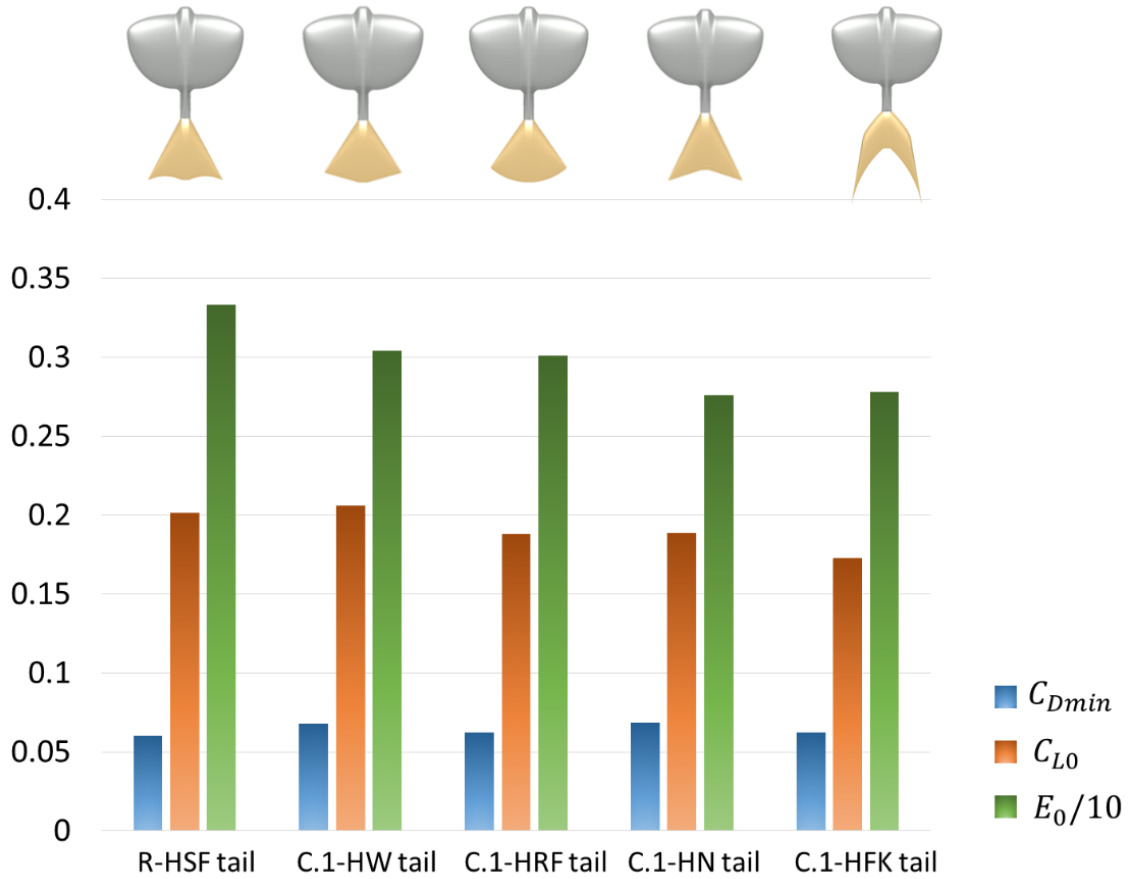


Figura 84: Características aerodinámicas para fase de crucero con ángulo de ataque $\alpha = 0^\circ$ para todas las configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

Antes de descartar por completo las configuraciones de estabilizador horizontal, es necesario realizar un análisis similar de los parámetros aerodinámicos, pero ahora para la condición de ángulo de ataque de $\alpha = 5^\circ$, y

para todas las configuraciones óptimas de estabilizador horizontal (Figura 85).

En este caso, se obtiene la mayor eficiencia aerodinámica con la configuración en forma de abanico cuadrada *R.HSF*, al igual que en la condición anterior, obteniendo en este caso una eficiencia aerodinámica de $E = 8.5$. Mientras que el resto de configuraciones presentan un valor de eficiencia de $E = 8.0$, y la configuración en forma bifurcada presenta el valor más bajo siendo $E = 7.7$.

Al igual que en la condición anterior, en este caso, se consiguen los valores más altos de coeficiente de sustentación C_L con las configuraciones en forma de abanico cuadrada (*R.HSF*) y en forma en cuña (*C.1.HW*).

El valor más bajo de resistencia aerodinámica C_D se consigue nuevamente con la configuración en forma de abanico cuadrada (*R.HSF*). Por lo que, se puede concluir que nuevamente la configuración *R.HSF* presenta los mejores resultados.

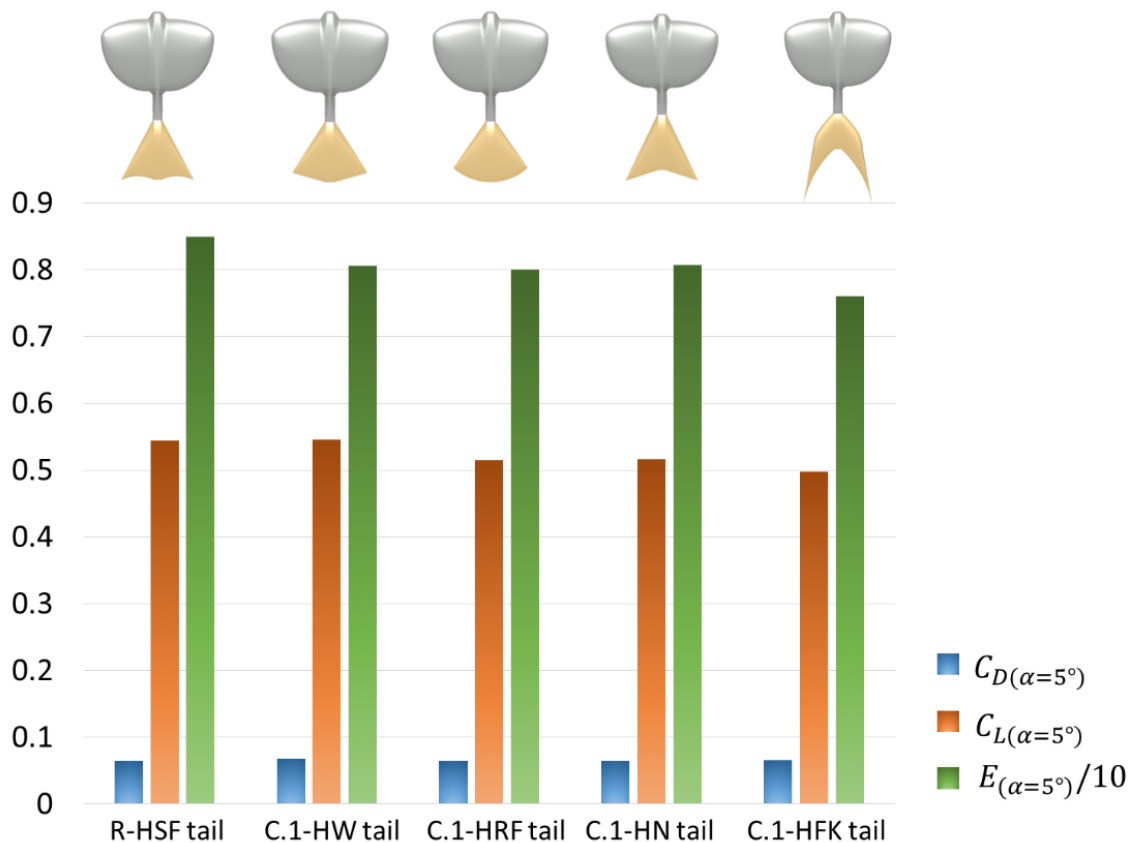


Figura 85: Características aerodinámicas en la fase de crucero con ángulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ para todas las configuraciones óptimas de estabilizador horizontal.

En la Tabla 23 se presentan los parámetros aerodinámicos que se han analizado en las gráficas anteriores. Se muestra únicamente el mejor valor de

cada parámetro aerodinámico y la configuración de estabilizador correspondiente.

Tabla 23: Parámetros aerodinámicos de las mejores configuraciones.

Parámetros aerodinámicos	Valores	Estabilizador horizontal
C_{Lmax}	2.83	<i>C. 1. HW</i>
C_{L0}	0.20	<i>C. 1. HW</i>
C_{Dmin}	0.06	<i>R. HSF</i>
E_{max}	11.53	<i>R. HSF</i>
E_0	3.33	<i>R. HSF</i>

En la Tabla 24 se muestra la variación de los parámetros aerodinámicos de las distintas configuraciones con respecto a los mejores valores de las configuraciones de la Tabla 23. En esta Tabla se muestran los datos de las variaciones para entender con más claridad el aumento o reducción de los distintos parámetros. Con estos datos, se puede concluir que la configuración en forma en abanico cuadrada (*R. HSF*) es la configuración elegida como solución de implementación en el vehículo, y será la única que se analice con Velocimetría por Imágenes de Partículas (apartado 6.4).

Tabla 24: Variación de los parámetros aerodinámicos de distintas configuraciones.

Variación	<i>C. 1. HN</i>	<i>C. 1. HW</i>	<i>R. HSF</i>	<i>C. 1. HRF</i>	<i>C. 1. HFK</i>
ΔC_{Lmax}	↓ 9.48 %	-	↓ 1.90 %	↓ 9.19 %	↓ 6.20 %
ΔC_{L0}	↓ 8.42 %	-	↓ 2.18 %	↓ 8.68 %	↓ 16.16 %
ΔC_{Dmin}	↑ 12.98 %	↑ 12.01 %	-	↑ 3.28 %	↑ 2.74 %
ΔE_{max}	↓ 7.20 %	↓ 6.06 %	-	↓ 7.67 %	↓ 13.27 %
ΔE_0	↓ 17.13 %	↓ 8.73 %	-	↓ 9.61 %	↓ 16.57 %

6.4 Medidas de fuerzas con el estabilizador horizontal óptimo *R. HSF – tail*

Una vez seleccionado el estabilizador horizontal óptimo para su implementación en el vehículo, se procede a realizar un estudio de la deflexión del mismo para determinar la relación precisa entre la deflexión del

estabilizador y las fuerzas aerodinámicas, y la deflexión del estabilizador y el coeficiente de momento del vehículo. Esto es fundamental para obtener información más detallada de la aerodinámica, y garantizar la estabilidad longitudinal y control del vehículo durante el vuelo.

Se han realizado medidas de fuerzas con la balanza externa en el vehículo MAV con el estabilizador horizontal *R - HSF - tail*, a diferentes ángulos de incidencia para analizar cómo afectan las fuerzas aerodinámicas en distintas condiciones. Las medidas de fuerzas con la balanza se han llevado a cabo de la misma manera que en los ensayos previamente explicados.

En concreto, se han ensayado configuraciones con el estabilizador horizontal en una posición fija, en los siguientes ángulos de incidencia: $\delta = -5^\circ, +5^\circ, -10^\circ$ y $+10^\circ$ (Figura 86). En cada caso de ángulo de incidencia, se ha estudiado el rango completo de ángulos de ataque, desde $\alpha = -5^\circ$ hasta $\alpha = +30^\circ$, con un paso de 5° .



Figura 86: Criterio de signos para la deflexión del estabilizador horizontal.

Se ha decidido analizar el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal (δ), ya que entre todos los grados de libertad que presentan las colas de las aves, el ángulo de incidencia de la cola de ave es la que más se asemeja a los modos de actuación de los diseños convencionales de los Vehículos Aéreos No Tripulados [51].

En la Figura 87 se muestra la curva del coeficiente de sustentación (C_L) para todas las configuraciones de estabilizador horizontal *R. HSF - tail*. Se observa como a medida que el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal se hace negativo (estabilizador horizontal hacia arriba), el coeficiente de sustentación disminuye para todo el rango de ángulos de ataque en comparación con el estabilizador horizontal con ángulo de incidencia nulo. Esta conclusión se corrobora con estudios experimentales realizados por Hummel [60], en dónde obtuvo que una cola cuadrada con ángulo de incidencia negativo reducía la fuerza de sustentación para todo el rango de ángulos de ataque. Además, otras investigaciones experimentales en túnel de viento llevadas a cabo por Ajanic [52] con el vehículo MAV *LisHawk*, por Gamble e Inman [56] con un diseño

de cola MFC, y por Parga et al., [55] con un diseño de cola en V, concluyeron una reducción en la fuerza de sustentación al tener una incidencia negativa de la cola. En consecuencia, una modificación en el ángulo de incidencia de la cola de un ave produce un efecto aerodinámico similar al que se observa con un ajuste del ángulo de deflexión del estabilizador horizontal.

Por el contrario, cuando el ángulo de incidencia es positivo, esto es, el estabilizador horizontal se deflexa hacia abajo, el coeficiente de sustentación resulta mayor que en el caso del estabilizador horizontal con ángulo de incidencia nulo. A partir de esta gráfica, se obtiene que los valores más altos de sustentación se han obtenido con el ángulo de incidencia $\delta = +10^\circ$.

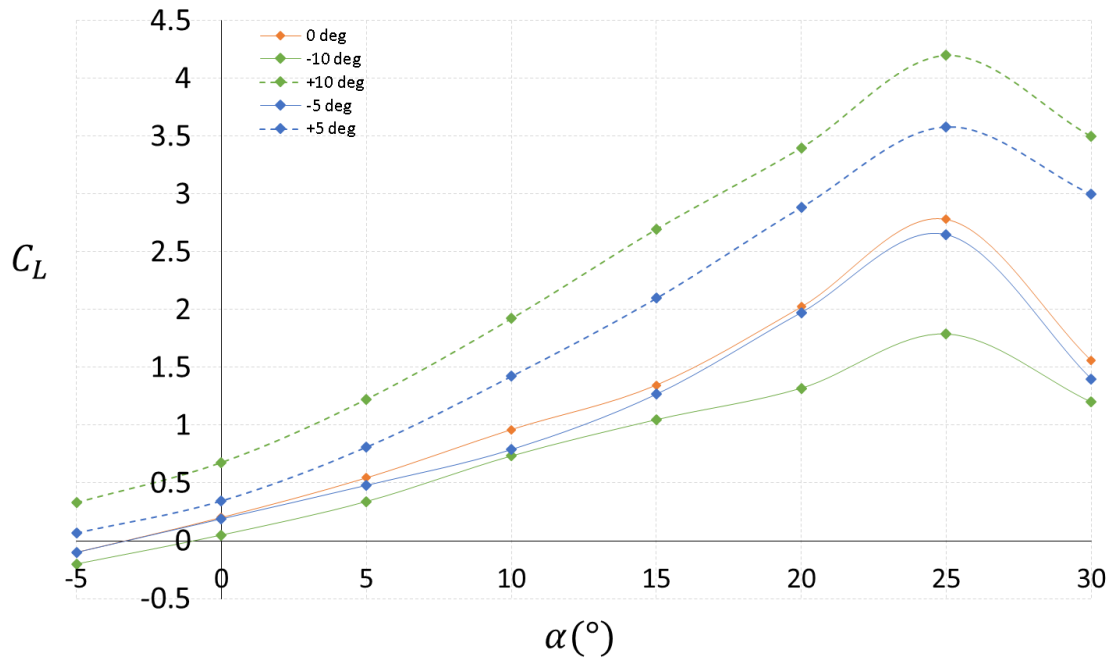


Figura 87: Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal R-HSF para varios ángulos de incidencia.

Al igual que con la fuerza de sustentación, un cambio en la deflexión del estabilizador horizontal afectará a las características de resistencia aerodinámica (C_D). En la Figura 88 se muestra la curva de resistencia aerodinámica obtenida en el vehículo con el estabilizador horizontal *R.HSF* para los distintos ángulos de incidencia (δ).

La variación de resistencia aerodinámica debida a la deflexión del estabilizador horizontal va a depender del ángulo de ataque, de la corriente descendente del ala principal y de las condiciones de vuelo [51]. En este caso, se observa cómo los ángulos de incidencia negativos (hacia arriba) aumentan

el coeficiente de resistencia aerodinámica en comparación al caso de incidencia nula ($\delta = 0^\circ$).

Esta conclusión puede corroborarse con el estudio realizado por Ajanic en [52]. Es importante destacar que la corriente descendente del ala principal modifica el ángulo de ataque local de la cola del ave, por lo que el efecto de la incidencia de la cola va a depender del ángulo de ataque del cuerpo en el que esté instalada.

En contraste, las configuraciones con ángulos de incidencia positivos muestran valores de resistencia aerodinámica inferiores en todo el rango de ángulos de ataque en comparación con estabilizador horizontal que tiene ángulo de incidencia nulo ($\delta = 0^\circ$). En este caso, los valores del coeficiente de resistencia inferiores se han obtenido para el ángulo de incidencia de $\delta = +10^\circ$ en todos los ángulos de ataque.

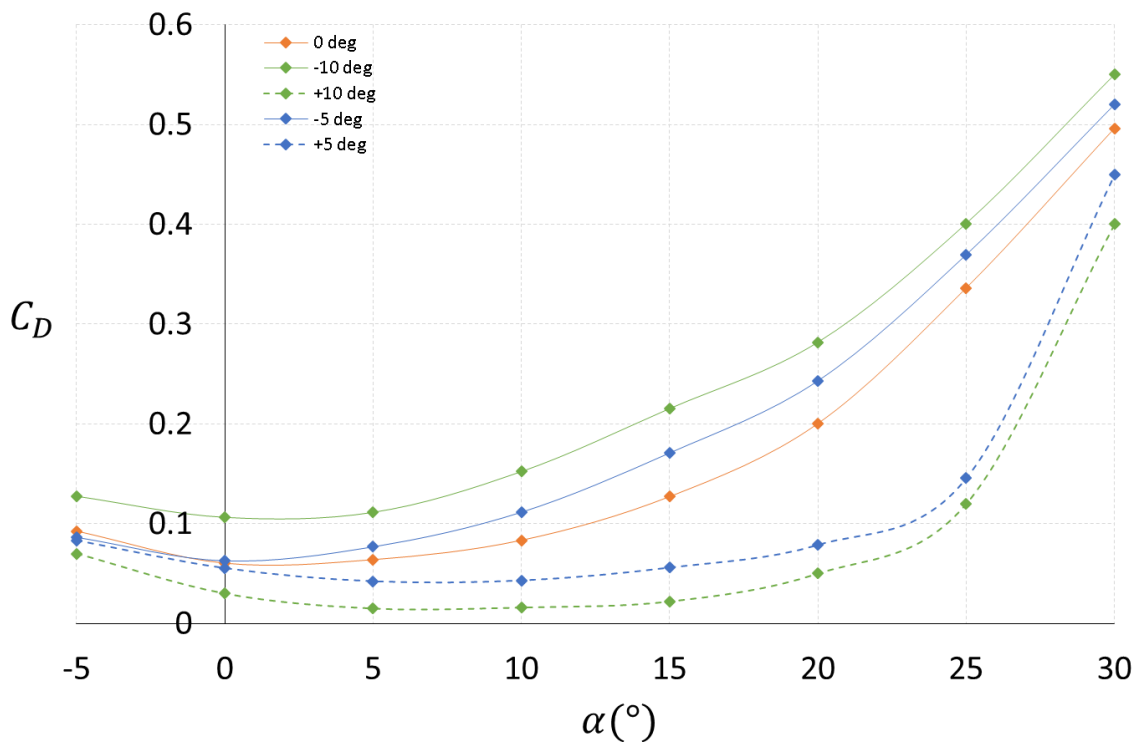


Figura 88: Coeficiente de resistencia aerodinámica del estabilizador horizontal R-HSF para varios ángulos de incidencia.

En la Figura 89 se muestra la curva del coeficiente de momento de cabeceo (C_m) con el estabilizador horizontal *R – HSF – tail* para todos los ángulos de incidencia. Cuando se ajusta la deflexión del estabilizador horizontal, se

observan cambios en el coeficiente de momento. En el estabilizador horizontal con ángulo de incidencia nulo ($\delta = 0^\circ$), la curva del coeficiente de momento cruza el eje de abscisas en torno al ángulo de ataque de $\alpha = 3^\circ$, por lo que se puede asegurar que el vehículo es longitudinalmente estable en esta condición.

La deflexión del estabilizador horizontal debe desplazar la curva del momento de cabeceo ajustando el ángulo de ataque de trimado (ángulo de ataque en el que el coeficiente de momento de cabeceo es nulo, $C_m = 0$) sin cambiar sustancialmente la pendiente del momento de cabeceo [51].

A medida que el ángulo de incidencia se hace negativo, las curvas se desplazan hacia arriba respecto de la curva correspondiente al ángulo de incidencia nulo, incrementándose el coeficiente de momento de cabeceo. Esta conclusión se puede corroborar en la investigación realizada por Hummel en [60] donde descubrió que un ángulo de incidencia negativo de la cola inspirada en las aves producía un desplazamiento hacia arriba de la curva de momento de cabeceo. Lo contrario ocurre cuando el ángulo de incidencia se hace positivo, las curvas se desplazan hacia abajo en la gráfica 89, y los valores del coeficiente de momento de cabeceo se reducen.

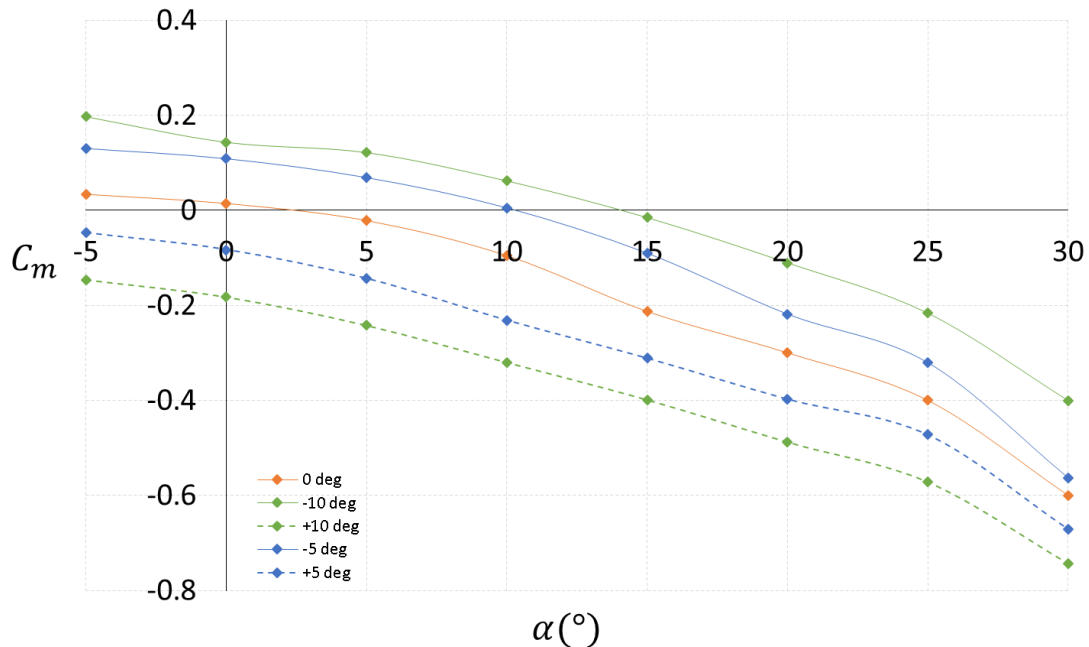


Figura 89: Coeficiente de momento de cabeceo del estabilizador horizontal R-HSF para varios ángulos de incidencia.

6.5. Análisis de los mapas del flujo mediante PIV

En este apartado se presentan los resultados obtenidos mediante la técnica de Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV). Todos los ensayos se han realizado en el túnel de viento de baja velocidad n°1 del Área de Aerodinámica Experimental del INTA.

El análisis del flujo aerodinámico con PIV únicamente se ha realizado con el vehículo y el estabilizador horizontal óptimo, *R.HSF – tail*.

En la Figura 90 se presentan los mapas PIV de velocidad adimensional del vehículo con el estabilizador horizontal *R.HSF – tail*, con ángulo de incidencia nulo, $\delta = 0^\circ$, y para todo el rango de ángulos de ataque. En todos ellos se observa una región sombreada justo debajo del ala y del estabilizador horizontal, en la que no es posible obtener información del flujo, ya que el láser PIV no puede atravesar el modelo, y por lo tanto dicha región será blanca en todos los mapas de velocidad PIV.

Los mapas PIV se representan en velocidad adimensional $\tilde{U}$, es decir, la magnitud de velocidad U se divide entre la velocidad de la corriente libre del túnel U_∞ ($\tilde{U} = \frac{U}{U_\infty}$). La magnitud de la velocidad del flujo U se descompone en $U = \sqrt{u^2 + w^2}$, siendo u y w las componentes locales de la velocidad en los ejes X y Z , respectivamente.

En todo el rango de ángulos de ataque se muestra la región de la corriente libre sin perturbar con velocidad de 10 m/s (región amarilla), y una zona de aceleración justo encima del ala, con velocidades superiores a los 10 m/s . A medida que el ángulo de ataque aumenta, la región de aceleración y los valores de velocidad en esa región aumentan (región anaranjada), superando en hasta un 20 % el valor de la corriente libre del túnel en las regiones correspondientes a los ángulos de ataque entre $15^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$.

Las líneas de corriente indican la dirección del flujo desde la condición de crucero ($0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$) con la corriente completamente adherida a la superficie del ala y estabilizador horizontal hasta la condición de entrada en pérdida ($25^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$) con el flujo totalmente desprendido.

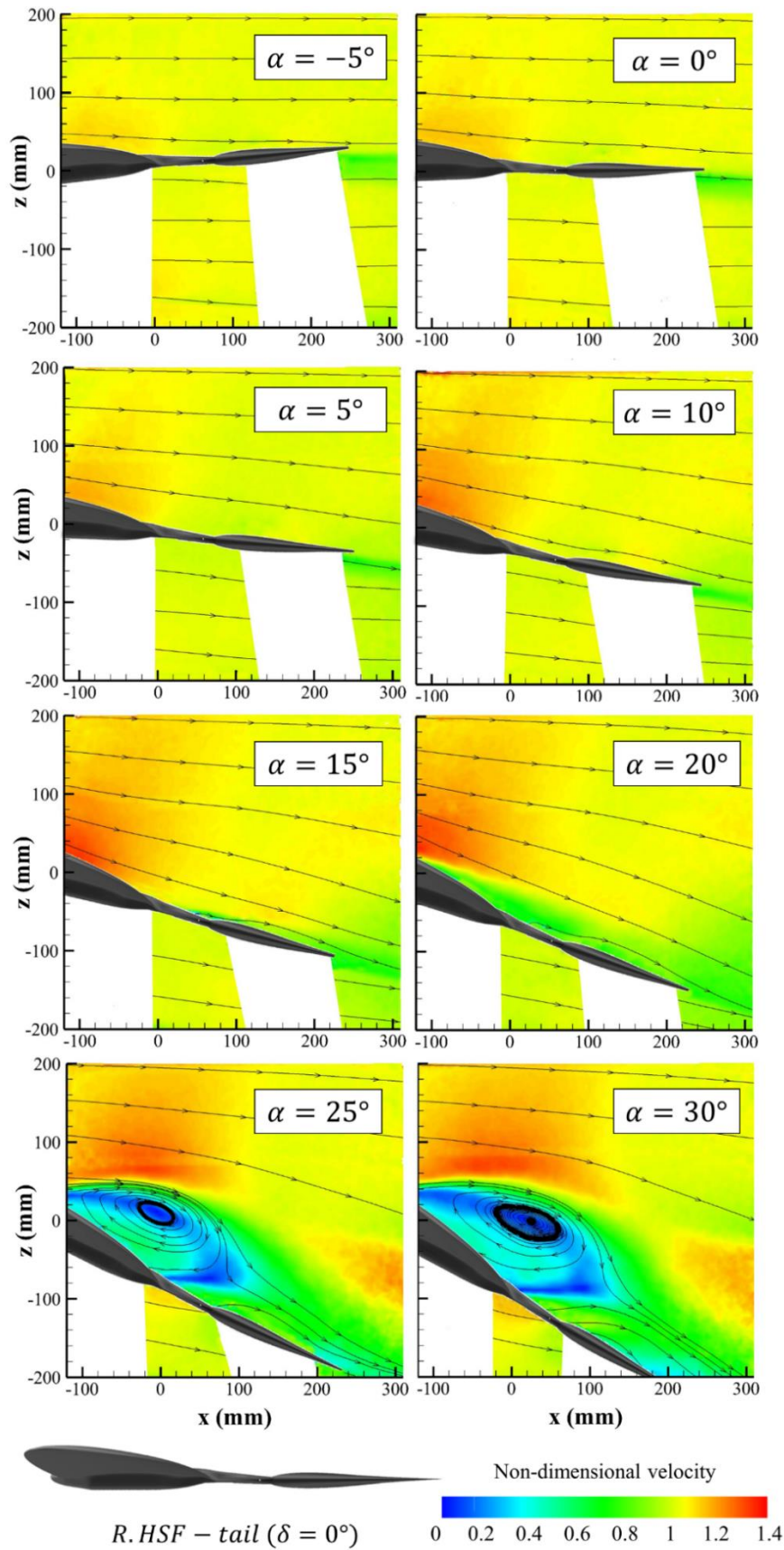


Figura 90: Mapas de velocidad adimensional PIV del MAV con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = 0^\circ$.

Cuando la corriente se encuentra adherida, las líneas de corriente siguen el flujo de manera suave y sin cambios bruscos de dirección. Sin embargo, en la zona de desprendimiento (región azul), las líneas de corriente presentan un patrón circular, en el que se enrollan y cambian la dirección del flujo desvelando el fenómeno característico a altos ángulos de ataque, conocido como burbuja de recirculación. En esta región el flujo es inverso y se caracteriza por presentar velocidades muy bajas, cercanas a cero, donde la corriente de flujo es incapaz de mantenerse adherida a la superficie del ala, por lo que el vehículo pierde completamente la sustentación y no puede volar.

A bajos ángulos de ataque ($\alpha < 20^\circ$), se observa la estela generada por el estabilizador horizontal (región verde) con velocidades aproximadamente un 10 % inferiores a los 10 m/s de la corriente libre del túnel. Para el ángulo de ataque de $\alpha = 20^\circ$, se presenta la estela generada por el ala, de mayor tamaño que la del estabilizador horizontal y con velocidades aproximadamente un 15 % inferiores a los 10 m/s. En este caso, el flujo de la estela del ala y estabilizador horizontal se unen, dando lugar a una única estructura de estela. Para mayores ángulos de ataque ($\alpha > 20^\circ$), la burbuja de recirculación se hace visible en la superficie del ala. Sobre la superficie del estabilizador horizontal existe una región de gran tamaño con bajas velocidades, con valores en velocidad inferiores a 15 – 20 % respecto de la corriente libre del túnel. En resumen, la burbuja de recirculación únicamente se genera sobre la superficie del ala del vehículo.

Una vez analizados los planos de velocidad adimensional del modelo MAV con el estabilizador horizontal (*R.HSF – tail*) con ángulo de incidencia nulo ($\delta = 0^\circ$), se procede a analizar los mapas de velocidad del modelo con distintos ángulos de incidencia del estabilizador horizontal. Para evaluar el flujo alrededor del modelo, se han analizado los cuatro casos de ángulos de incidencia definidos en el apartado 6.3, es decir, ángulos de incidencia: $\delta = -5^\circ, +5^\circ, -10^\circ$ y $+10^\circ$.

Para analizar el flujo, sólo ha sido necesario obtener algunos ángulos de ataque dado que en el caso del estabilizador horizontal con incidencia nula se ha comprobado cómo a bajos ángulos de ataque no se aprecia prácticamente cambios significativos en el patrón de flujo. Es por ello que con cuatro casos de ángulos de ataque ya es suficiente para obtener el análisis de flujo PIV.

Así, se han analizado los casos de ángulos de ataque más representativos, es decir, $\alpha = 0^\circ$, 10° , 20° y 25° .

En las Figuras 91 y 92 se muestran los mapas de velocidad adimensional del modelo con el estabilizador horizontal deflectado hacia abajo (con incidencia positiva) con ángulo de incidencia $\delta = +5^\circ$, y deflectado hacia arriba (con incidencia negativa) con ángulo de incidencia $\delta = -5^\circ$, respectivamente.

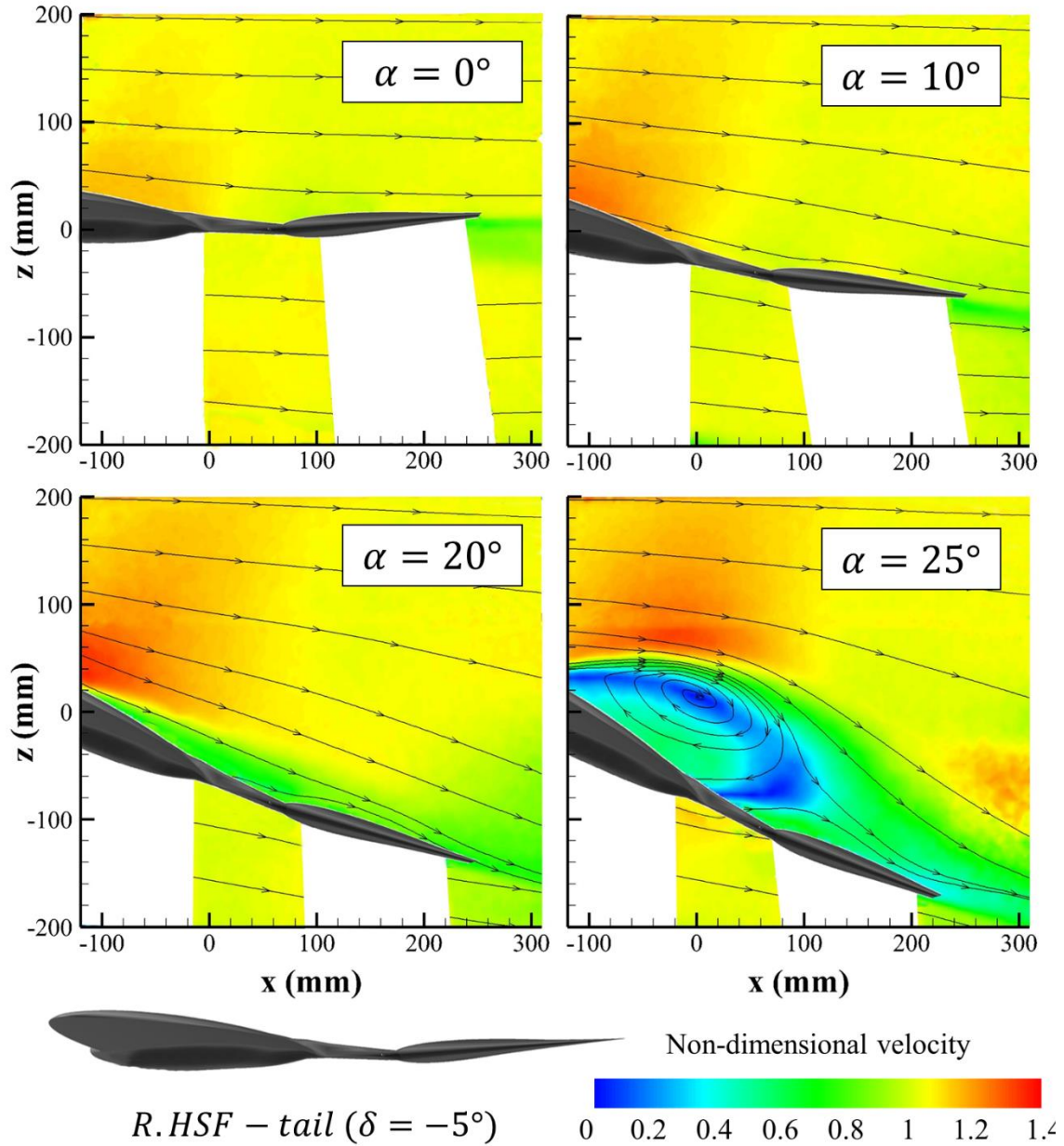


Figura 91: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = -5^\circ$.

En ambas configuraciones de estabilizador horizontal se ha obtenido un patrón de flujo muy similar, es decir, hasta alcanzar la condición de ángulo

de ataque $\alpha = 20^\circ$, el flujo se mantiene adherido sobre la superficie del ala y del estabilizador horizontal. En estos bajos ángulos de ataque no se aprecia la estela generada por el ala. Se puede observar únicamente una región de baja velocidad justo detrás del estabilizador, que se corresponde con la estela generada por el mismo (región verde). Las velocidades de la estela del estabilizador se corresponden con valores muy similares al caso del estabilizador horizontal con incidencia nula.

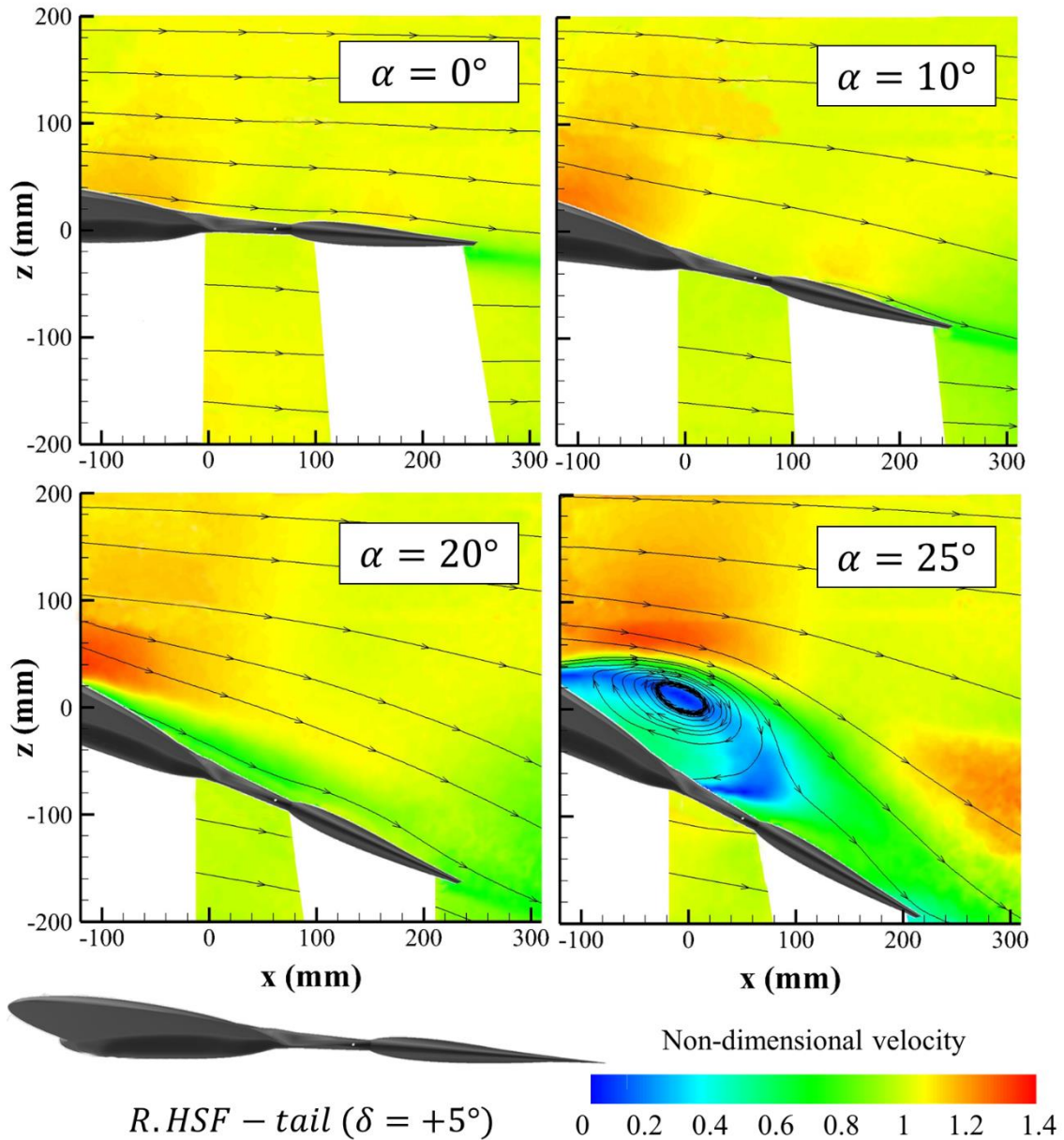


Figura 92: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R.HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = +5^\circ$.

Sin embargo, cuando se alcanza la condición de entrada en pérdida, esto es $\alpha \geq 25^\circ$, se genera un desprendimiento de la corriente de flujo, alcanzando

velocidades en torno a cero. Al igual que en el caso anterior, con incidencia nula del estabilizador horizontal (Figura 90), la burbuja de recirculación aparece para la misma condición de ángulo de ataque, y el tamaño es relativamente similar, con valores de velocidad cercanos a cero en toda la región. Se puede concluir que prácticamente no hay diferencia en el flujo alrededor del modelo cuando el estabilizador horizontal tiene incidencia nula ($\delta = +0^\circ$), o cuando se flexiona 5° respecto de la línea de referencia del modelo (eje X) con incidencia negativa ($\delta = -5^\circ$) o positiva ($\delta = +5^\circ$).

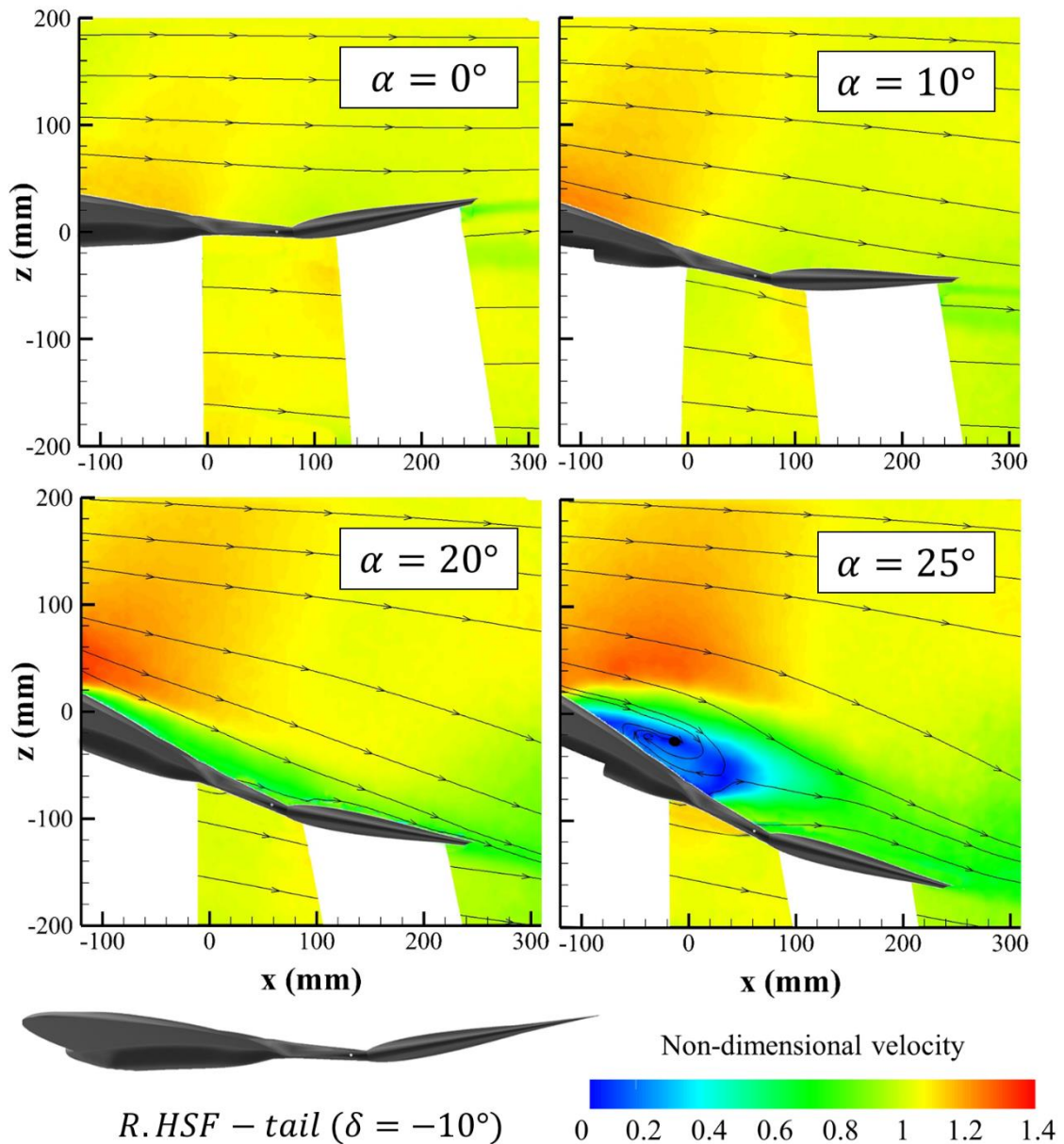


Figura 93: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = -10^\circ$.

La Figuras 93 y 94 muestran los mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal deflectado hacia abajo, es decir, incidencia positiva con ángulo de incidencia $\delta = +10^\circ$, y deflectado hacia arriba, es decir, incidencia negativa con ángulo de incidencia $\delta = -10^\circ$, respectivamente.

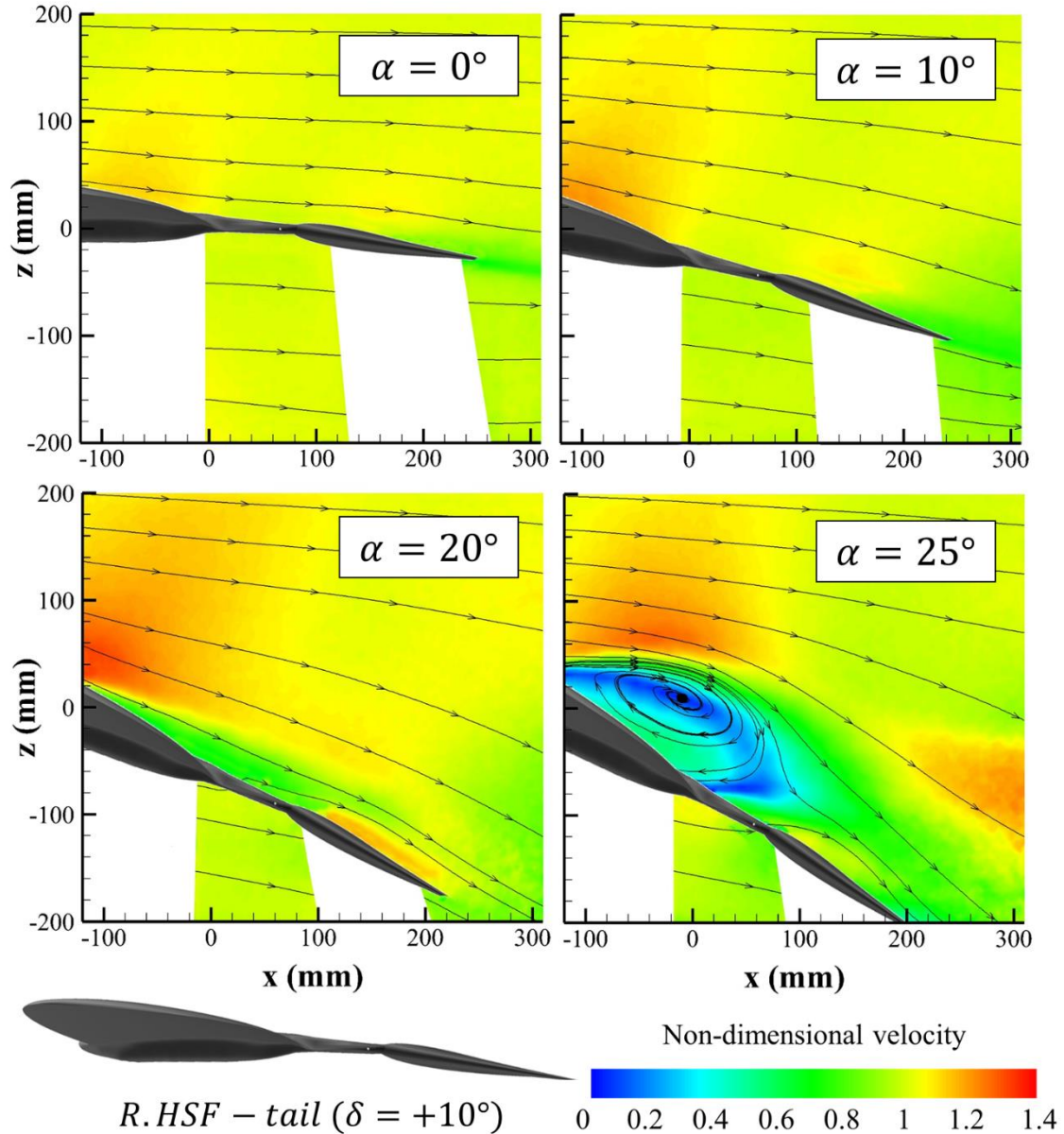


Figura 94: Mapas de velocidad adimensional PIV del modelo con el estabilizador horizontal R-HSF, para el ángulo de incidencia $\delta = +10^\circ$.

Al igual que en los casos anteriores, cuando el estabilizador horizontal tiene incidencia negativa ($\delta = -10^\circ$) o incidencia positiva ($\delta = +10^\circ$), el flujo a bajos ángulos de ataque se mantiene adherido sobre la superficie del ala y estabilizador hasta alcanzar el ángulo de ataque igual a $\alpha = 20^\circ$. En este

ángulo de ataque, se muestra la estela generada por el ala (región verde) con velocidades inferiores a la de la corriente libre, siendo los valores muy similares al caso de incidencia nula (Figura 90).

Es importante destacar que para el ángulo de incidencia positiva de $\delta = +10^\circ$, se genera una región de aceleración de flujo de pequeño tamaño, sobre el estabilizador horizontal (zona anaranjada) para los ángulos de ataque $\alpha = 10^\circ$ y $\alpha = 20^\circ$.

Nuevamente, en ambas configuraciones de estabilizador horizontal se ha obtenido el desprendimiento del flujo para el ángulo de ataque de $\alpha = 25^\circ$. Sin embargo, la burbuja de recirculación obtenida para una incidencia negativa de estabilizador horizontal ($\delta = -10^\circ$) se reduce en tamaño, aproximadamente la mitad de la correspondiente al caso de incidencia positiva ($\delta = +10^\circ$). Por lo que se puede concluir, que la deflexión del estabilizador horizontal hacia arriba, es decir, incidencias negativas con altos grados produce una mejora de las características aerodinámicas al obtener una burbuja de recirculación bastante pequeña en comparación al caso de incidencia nula y deflexiones pequeñas de estabilizador.

6.6. Análisis comparativo de los coeficientes aerodinámicos

En este apartado se va a realizar un análisis comparativo de los coeficientes aerodinámicos medidos con balanza externa en túnel de viento y simulaciones numéricas con CFD únicamente para la configuración óptima del estabilizador horizontal bioinspirado, *HSF – tail*.

La Figura 95 muestra las curvas del coeficiente de sustentación (C_L) para el todo el rango de ángulos de ataque, excepto para los ángulos cercanos a la entrada en pérdida ($\alpha \sim 25^\circ$), ya que la región de mayor interés es la fase de crucero.

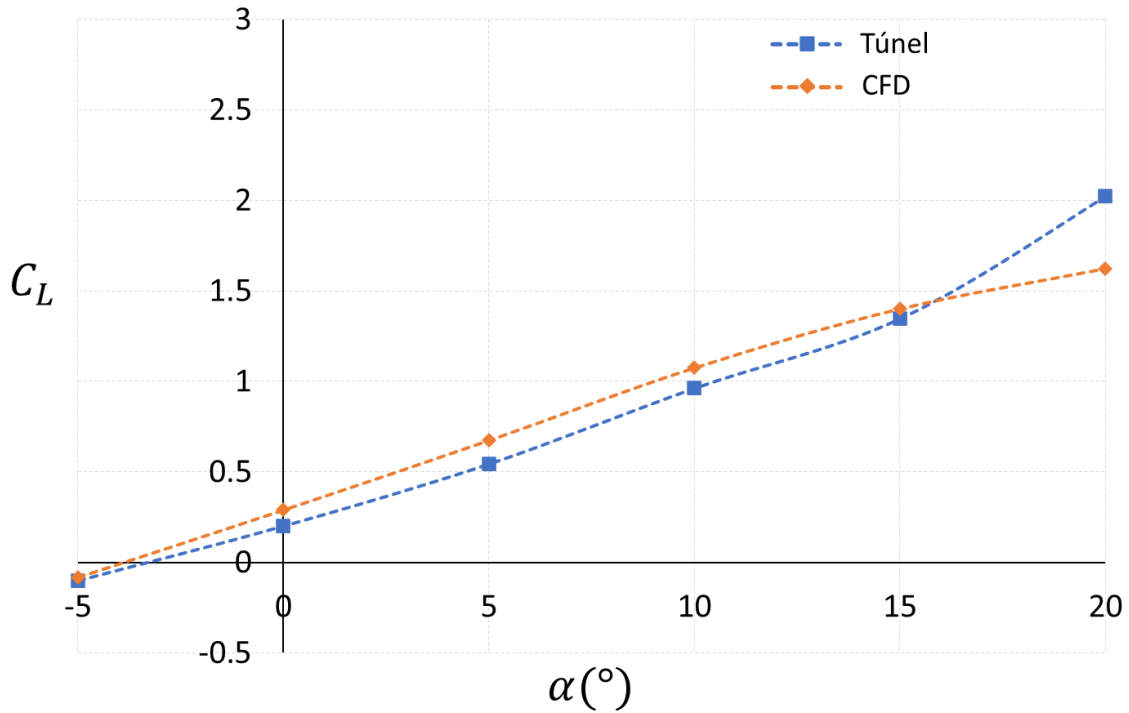


Figura 95: Curvas del coeficiente de sustentación obtenido con balanza externa en túnel de viento y simulaciones CFD de la configuración de estabilizador óptimo, *HSF – tail*.

Se observa que los coeficientes de sustentación obtenidos mediante ambos métodos presentan valores bastante similares hasta alcanzar $\alpha = 20^{\circ}$. En este rango de ángulos de ataque, los coeficientes de sustentación obtenidos numéricamente presentan valores ligeramente mayores a los obtenidos con la balanza externa en el túnel de viento. Como resultado, podría ser que el cálculo numérico con CFD esté sobreestimando dicho coeficiente. Una de las razones podría ser debido al modelo de turbulencia $k - \omega$ SST utilizado en este estudio, o falta de resolución en la malla computacional 3D.

Con los datos extraídos de la Figura 95, se ha obtenido una diferencia relativa máxima del 23.77 % cuando el ángulo de ataque es $\alpha = 5^{\circ}$, y una diferencia relativa mínima del 3.95 % cuando el ángulo de ataque es $\alpha = 15^{\circ}$. Sin embargo, cuando se alcanzan ángulos de ataque que generan desprendimiento de la corriente de flujo sobre el ala del vehículo ($\alpha > 20^{\circ}$), la diferencia relativa entre ambas técnicas crece hasta el 60 %. Este error relativo resulta ser un valor muy elevado para verificar una alta precisión en los coeficientes obtenidos con ambas técnicas. Esta diferencia en valores de C_L cuando el flujo alcanza la condición de entrada en pérdida puede ser, como ya se ha mencionado anteriormente, o bien por el modelo de turbulencia utilizado o bien por falta de resolución en la malla generada. Por lo tanto, el flujo

desprendido no puede simularse numéricamente con un grado alto de resolución.

Ahora bien, se puede afirmar que existe una alta precisión en la medida del coeficiente de sustentación con ambas técnicas cuando los ángulos de ataque son bajos, es decir, $\alpha < 20^\circ$.

La Figura 96 muestra las curvas del coeficiente de resistencia aerodinámica (C_D) para ángulos de ataque bajos ($-5^\circ < \alpha < 5^\circ$), ya que el mayor interés de este trabajo se centra en la fase de crucero.

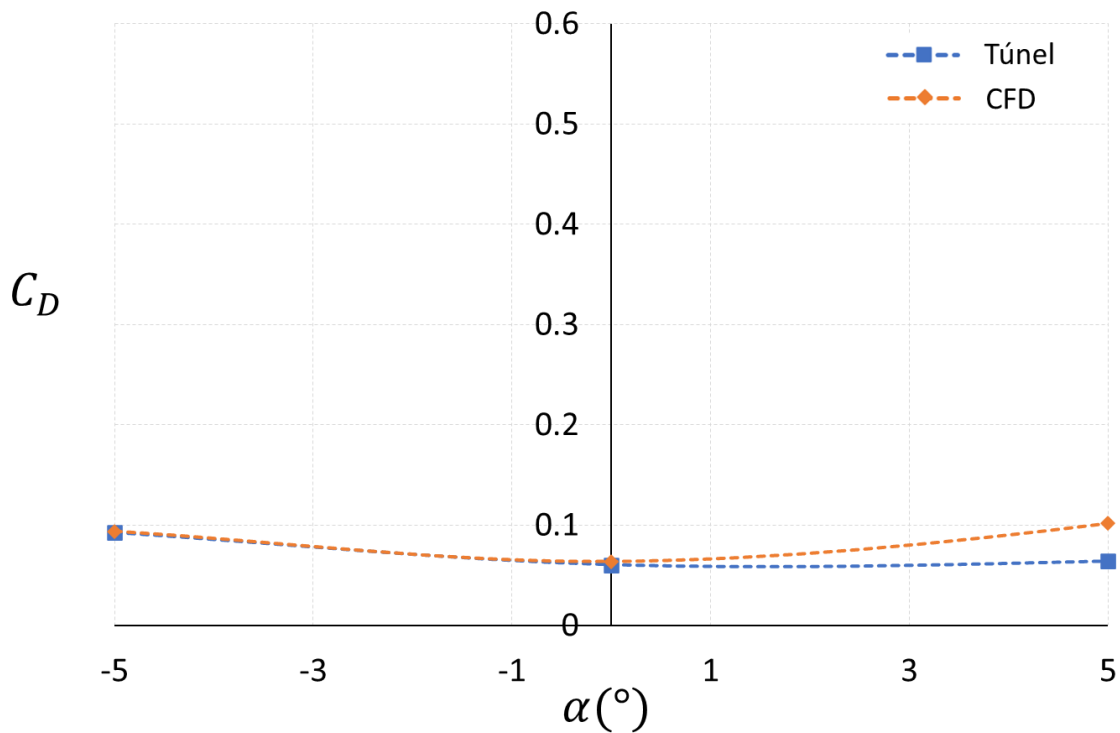


Figura 96: Curvas del coeficiente de resistencia obtenidas con balanza externa en túnel de viento y simulaciones CFD de la configuración de estabilizador óptimo, *HSF – tail*.

Para este rango de ángulos de ataque se ha obtenido una diferencia relativa mínima del 1.20 % cuando el ángulo de ataque es $\alpha = -5^\circ$, y una diferencia relativa del 5.20 % cuando el ángulo de ataque es $\alpha = 0^\circ$. Sin embargo, para ángulos de ataque mayores, la diferencia relativa crece, obteniendo un valor muy elevado, aproximadamente del 40 % cuando el ángulo de ataque es $\alpha = +5^\circ$. Al igual que en el caso del coeficiente de sustentación, para altos valores de ángulos de ataque, las simulaciones numéricas de CFD podrían estar sobreestimando el valor del coeficiente de resistencia (C_D), por lo que una de las causas podría ser el modelo de turbulencia empleado en el cálculo.

La Figura 97 muestra las curvas polares ($C_D - C_L$) obtenidas con la balanza externa en el túnel de viento y simulaciones numéricas de CFD para bajos valores del coeficiente de sustentación.

Al igual que en los casos anteriores, cuando el vehículo se encuentra en la fase de crucero, los valores entre ambas técnicas son bastante similares. Así, en la Figura 97, se observa como los valores bajos del coeficiente de sustentación, hasta $C_L = 0.5$, presentan prácticamente los mismos valores del coeficiente de resistencia con ambas técnicas.

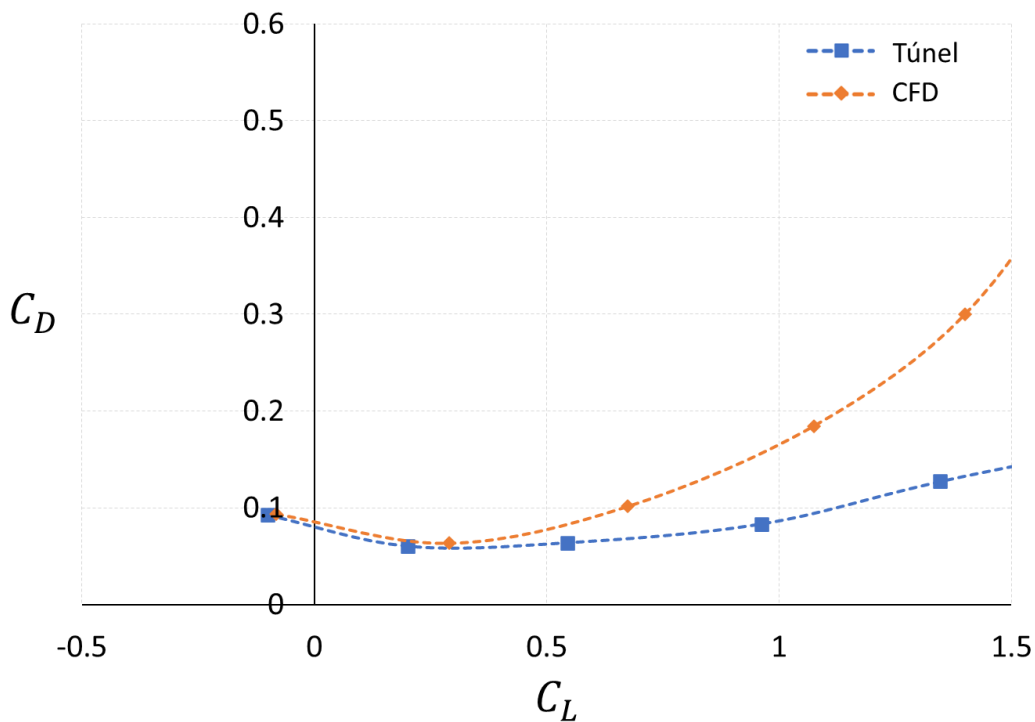


Figura 97: Curvas polares obtenidas con balanza externa en túnel de viento y simulaciones CFD de la configuración de estabilizador óptimo, *HSF – tail*.

Tras el análisis de resultados presentado, puede concluirse que la diferencia relativa entre el análisis numérico y el experimental de las fuerzas globales que actúan sobre el vehículo, tiene valores aceptables para un rango de ángulos de ataque moderados. Por consiguiente, los resultados ofrecidos por los métodos numéricos constituyen una herramienta muy útil en las fases preliminares del desarrollo del diseño del estabilizador horizontal bioinspirado de un vehículo aéreo de pequeño tamaño, como es el caso de estudio presentado en esta Tesis.

7. Conclusiones

7.1. Conclusiones

Inspirarse en la naturaleza para desarrollar nuevos diseños de Micro Vehículos Aéreos No Tripulados (MAVs) es una tendencia prometedora y cada vez más relevante en el campo de la aviación. Este concepto, conocido como bioinspiración, tiende a buscar soluciones eficientes y adaptativas que la evolución ha perfeccionado a lo largo de millones de años.

En este documento se presenta un análisis numérico y experimental de estabilizadores horizontales inspirados en las colas de ave más típicas. Estos diseños de cola de aves se han seleccionado por su relevancia y eficacia en la aviación natural. Entre las configuraciones de colas de aves analizadas se incluyen colas redondeadas, cuadradas, dentadas, bifurcadas y en forma de cuña y abanico. La investigación se ha llevado a cabo con el objetivo de implementar un estabilizador horizontal inspirado en estas configuraciones en el vehículo MAV desarrollado en colaboración entre el INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial) y la ETSIAE (Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y Espacio).

El enfoque central de este estudio se basa en la mejora de la aerodinámica y estabilidad longitudinal del MAV. El objetivo principal es aumentar la eficiencia aerodinámica del vehículo en la fase de crucero, lo que conlleva un impacto significativo en aspectos fundamentales como el consumo de energía y autonomía. Además, se busca mejorar la estabilidad longitudinal del vehículo, aprovechando las ventajas de las estructuras de colas de aves.

El estudio se divide en dos etapas distintas. En la primera etapa se realiza un estudio preliminar utilizando métodos numéricos (XFLR5 y CFD) para acotar la dimensión del problema. La segunda etapa engloba ensayos experimentales utilizando una balanza externa de 3 componentes (diseñada, fabricada y calibrada específicamente para estos ensayos) para realizar la medida de fuerzas, y una técnica avanzada de medida de la velocidad (PIV) en túnel de viento.

Dentro de la primera etapa, se realiza una descripción de las colas más típicas de aves para el diseño de cinco configuraciones de estabilizador horizontal en base a unos requisitos de diseño previamente establecidos. A continuación, se realiza un estudio paramétrico de la influencia de los parámetros geométricos más relevantes de cola para obtener la estabilidad longitudinal del vehículo utilizando la herramienta XFLR5 (basado en métodos de paneles). Para ello, se simulan un total de 255 configuraciones de cola en XFLR5. Mediante este análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos de estabilizador horizontal, se comprueba que un incremento en la envergadura (b_h), la cuerda en la raíz (c_h) o el ángulo diedro (Γ_h) mejoran directamente la estabilidad longitudinal del vehículo. Por el contrario, un aumento del ángulo de incidencia (δ) del estabilizador empeora su grado de estabilidad longitudinal. A partir de este estudio, se preselecciona un subconjunto de diseños (llamados “mejorados”) de estabilizador horizontal (15 casos) para su posterior análisis aerodinámico mediante una herramienta CFD clásica (*Computational Fluid Dynamics*).

Se realizan simulaciones numéricas CFD-RANS estacionarias de los diseños de estabilizador horizontal preseleccionados para obtener una selección final de los diseños de estabilizador horizontal óptimos (5 casos). En esta comparativa numérica, se obtiene que el estabilizador horizontal que presenta mayores prestaciones en términos de máxima eficiencia aerodinámica (E_{max}), a la vez que mantiene un elevado valor del grado de estabilidad (C_{ma}) longitudinal durante el vuelo de crucero es el estabilizador horizontal en forma de abanico-cuadrado (*R.HSF – tail*).

En la etapa experimental, se diseña, fabrica y calibra una balanza externa de 3 componentes para la medida de fuerzas en túnel de viento sobre el modelo MAV con los diseños de estabilizadores horizontales óptimos.

El diseño 3D de la balanza se realiza con el software CATIA, y la fabricación consiste en un proceso de mecanizado en aluminio. La balanza externa está compuesta por un conjunto de elementos metálicos, e instrumentada con 3 células de carga de flexión con distinto rango de medida para realizar la medida de fuerzas de sustentación y resistencia y de momento de cabeceo. El proceso de calibración consiste en aplicar cargas conocidas en la balanza y relacionarlas con las señales de salida de las células de carga para obtener la matriz de calibración. Por consiguiente, ha sido necesario diseñar y fabricar

un “rig de calibración”, específico para esta balanza, que permita aplicar cargas conocidas en las direcciones necesarias.

Las medidas de fuerzas en túnel de viento han consistido en obtener los coeficientes de sustentación (C_L), resistencia aerodinámica (C_D) y momento de cabeceo (C_m) en un rango amplio de ángulos de ataque, desde -5° hasta 30° con diferentes ángulos de incidencia de las colas ensayadas ($-10^\circ \leq \delta \leq +10^\circ$). Dichas medidas de fuerzas se llevaron a cabo únicamente utilizando los estabilizadores horizontales seleccionados como los diseños óptimos (5 estabilizadores).

Los datos obtenidos mediante la medida de fuerzas en túnel de viento revelan que el estabilizador horizontal que ofrece el valor más elevado de eficiencia aerodinámica en fase de crucero es el estabilizador horizontal en forma de abanico-cuadrado (*R.HSF – tail*). Este resultado coincide de manera consistente con los resultados obtenidos mediante la utilización de métodos numéricos empleados en el estudio preliminar.

A la vista de los resultados, se puede concluir que tanto el estudio preliminar de numérico como el análisis experimental confirman de manera precisa que el estabilizador horizontal *R.HSF – tail* ha alcanzado el estado óptimo de eficiencia aerodinámica para su futura implementación en el demostrador del vehículo.

La mejora de la eficiencia aerodinámica implica ciertos beneficios en el vehículo MAV. Una mayor eficiencia conllevará que el vehículo sea capaz de maximizar su eficiencia aerodinámica mientras minimiza el gasto energético, lo que se traduce en mayor autonomía y alcance de vuelo. En otras palabras, la eficiencia no solamente reduce los costos operativos, sino que también amplía las capacidades operativas del vehículo en términos de autonomía y alcance de las misiones, teniendo en cuenta la gran exigencia producida por la limitación de volumen y peso de estos vehículos.

Tanto los datos numéricos como experimentales muestran que el estabilizador horizontal seleccionado como óptimo, *R.HSF – tail*, dota al MAV de valores apropiados ($C_{m\alpha}$, C_{m0} , α_e) para mejorar la estabilidad longitudinal del vehículo. Esto resulta de gran importancia, ya que el MAV requiere mantener una actitud constante y controlada en su eje longitudinal para mejorar la maniobrabilidad del vuelo y capacidad para realizar tareas críticas (despegue y aterrizaje en espacios reducidos entre otros) de manera precisa.

En la última fase del estudio experimental, se llevaron a cabo medidas de fuerzas con el estabilizador horizontal óptimo (*R.HSF – tail*), variando su ángulo de incidencia (δ). Además, se realizaron medidas de velocidad para caracterizar el flujo aerodinámico sobre el vehículo con PIV. Se analizaron varios ángulos de incidencia: $\delta = -5^\circ, +5^\circ, -10^\circ$ y $+10^\circ$. Los resultados mostraron una reducción del coeficiente de sustentación (C_L), y un aumento de la resistencia aerodinámica (C_D) con incidencias negativas del estabilizador horizontal (deflectado hacia arriba respecto al eje del vehículo). El resultado más significativo se ha obtenido con una incidencia del estabilizador horizontal de $\delta = -10^\circ$, al conseguir una reducción de la burbuja de recirculación de hasta el 50 % respecto del estabilizador horizontal con ángulo de incidencia nulo ($\delta = 0^\circ$), mejorando las características aerodinámicas del vehículo cerca de la condición de entrada en pérdida del vehículo ($\alpha = 25^\circ$). Además, se ha observado un coeficiente de resistencia (C_D) elevado durante todo el rango de ángulos de ataque, lo que podría ser beneficioso en maniobras destinadas a reducir la velocidad del vehículo, como la fase de aterrizaje.

Se puede concluir que un ángulo de incidencia negativo de $\delta = -10^\circ$ en el estabilizador horizontal favorece la aerodinámica del vehículo en ciertas condiciones. Por lo tanto, podría considerarse la posibilidad de utilizar esta configuración durante la maniobra de aterrizaje.

En base a los resultados obtenidos del análisis comparativo de los coeficientes aerodinámicos, se puede concluir que las simulaciones numéricas de CFD llevadas a cabo en este estudio han demostrado ser una herramienta muy valiosa en la validación de los resultados experimentales obtenidos mediante el uso de una balanza externa en el túnel de viento. En concreto, para el rango de ángulos de ataque correspondiente a la fase de crucero, $0^\circ < \alpha < 5^\circ$, se ha verificado una alta precisión en la estimación de los coeficientes aerodinámicos (C_L y C_D). Estos resultados proporcionan fiabilidad en los cálculos CFD como medio eficaz para evaluar el comportamiento aerodinámico del vehículo MAV en fase de crucero.

La notable concordancia entre los datos numéricos y experimentales no solo resalta la capacidad de la herramienta CFD para predecir con alto grado de precisión el flujo alrededor de un MAV en fase de crucero, sino que también valida las medidas de los coeficientes aerodinámicos globales obtenidos con

un nuevo prototipo de balanza externa, específicamente diseñada y fabricada para este vehículo.

Como conclusión final de este estudio, se puede afirmar la posibilidad de implementar un estabilizador horizontal inspirado en las ventajas geométricas de las colas de aves, contribuyendo significativamente a la mejora de la eficiencia aerodinámica y estabilidad longitudinal de un vehículo de tamaño reducido (MAV).

La difusión de los resultados de esta Tesis Doctoral, así como de estudios previos que son relevantes y necesarios para su desarrollo, se ha llevado a cabo a través de publicaciones de distintos artículos científicos en revistas de primer nivel, y en conferencias tanto a nivel nacional como internacional.

7.2. Líneas futuras de investigación

En cuanto a las líneas futuras de investigación vinculadas a esta Tesis Doctoral, a continuación, se presentan algunas perspectivas sugeridas:

1. Estudiar la estabilidad lateral del vehículo.
 - Se podría considerar la posibilidad de implementar un estabilizador vertical inspirado en la naturaleza, lo que se alinea con el enfoque biomimético del vehículo, o bien, el propio estabilizador horizontal podría ser inclinable de forma asimétrica.
 - Para evaluar la estabilidad lateral, es conveniente realizar simulaciones numéricas con CFD, y ensayos en túnel de viento. Los resultados numéricos y experimentales permiten identificar regiones en el diseño del estabilizador vertical que puedan requerir modificaciones para mejorar tanto la eficiencia aerodinámica y estabilidad del vehículo.
2. Implementar un sistema de propulsión.

- Una opción viable es la implementación de una hélice en la parte frontal del vehículo, propulsada por un motor eléctrico.
 - La selección del motor eléctrico adecuado debe basarse en los requisitos de eficiencia del vehículo.
 - Se debe realizar el montaje de la hélice y el motor eléctrico de tal modo que, se integren de manera efectiva en la estructura del vehículo.
3. Estudiar y analizar la interacción de la hélice con la aerodinámica del vehículo.
- Se deben realizar simulaciones numéricas con CFD para investigar cómo la hélice influye en la aerodinámica global del vehículo.
 - Sería conveniente realizar ensayos en túnel de viento para recopilar datos experimentales que validen los resultados numéricos.
 - Con estos datos, se podrá evaluar si la incorporación de la hélice es compatible con la aerodinámica y estabilidad del vehículo.
4. Fabricar un demostrador real con los componentes necesarios para la misión.
- La construcción de un demostrador real representa un paso crucial en el proceso de desarrollo del vehículo MAV bioinspirado.
 - En esta fase se debe seleccionar el material más adecuado para la fabricación del demostrador real en función del peso, resistencia y durabilidad.
 - Asimismo, se deben adquirir los componentes necesarios para la misión, tales como la batería, el motor eléctrico, los

amplificadores, y una micro cámara ligera, de acuerdo con los requisitos de la misión.

5. Instrumentar el vehículo para la realización de ensayos en vuelo.

- En esta fase, se incorpora la instrumentación necesaria para el vuelo, que puede incluir acelerómetros, giróscopos, GPS, y sensores de presión, entre otros, que proporcionen información detallada sobre el funcionamiento del vehículo en tiempo real.

6. Realizar ensayos en vuelo.

- Los ensayos en vuelo representan la fase en la que se pone a prueba el vehículo MAV en condiciones reales de operación.
- Se registran datos utilizando sensores de presión para medir la altitud y la presión atmosférica, giróscopos para medir la orientación del vehículo y acelerómetros para registrar las aceleraciones.
- Los ensayos en vuelo proporcionan datos cruciales sobre la aerodinámica y la estabilidad del vehículo., lo que permite evaluar el funcionamiento del vehículo, y estabilizadores bioinspirados.

Bibliografía

1. Austin R., "Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment" ISBN:978-0-470-05819-0, 2010.
2. AENAhttps://www.aena.es/sites/Satellite?Language=es_ES&c=Venta_Pub_C&cid=1575083457307&pagename=VentaPublicaciones
3. Valavanis K.P., and Vachtsevanos G.J., "Handbook of Unmanned Aerial Vehicles", Springer, 2015.
4. Hassanalian, M., y Abdelkefi, A., "Classifications, applications and design challenges of drones: A review" Progress in Aerospace Sciences, Vol 91, 2017, pp.99-131.
5. Watkins, S., Burry, J., Mohamed, A., Marino, M., Prudden, S., Fisher, A, Kloet, N., Jakobi, T, y Clothier, R., "Ten questions concerning the use of drones in urban environments" Building and Environment, Vol. 167, 2020, DOI:10.1016/j.buildenv.2019.106458.
6. William R. Davis, Jr., Bernard B. Kosicki, Don M. Boroson, y Daniel F. Kostishac "Micro Air Vehicles for Optimal Surveillance", The Lyncon Laboratory Journal, Vol. 9, 1996.
7. Mitchell B. Cruzan, Ben G. Weinstein, Monica R. Grasty, Brendan F. Kohn, Elizabeth C. Hendrickson, Tina M. Arredondo, y Pamela G. Thompson "Small Unmanned Aerial Vehicles (Micro-Uavs, Drones) in Plant Ecology", 2016.
8. Mochammad Ariyanto, Joga D. Setiawan, Teguh Prabowo, Ismoyo Haryanto y Munadi, "Design of a Low-Cost Fixed Wing UAV", IJCAET & ISAMPE 2017.
9. Moschetta, J. L. "The aerodynamics of micro air vehicle: technical challenges and scientific issues," International Journal of Engineering

- Systems Modelling and Simulation, Vol. 6, No. 3/4, 2014, pp.134-148.
ISSN 1755-9758.
10. Makoto Mizoguchi, Yusuke Kajikawa y Hajime Itoh "Aerodynamic Characteristics of Low-Aspect-Ratio Wings with Various Aspect Ratios in Low Reynolds Number Flows" 2016.
 11. Kurtulus D.F., "Introduction to micro air vehicles: concepts, design and applications", Revent developments in unmanned aircraft systems (UAV, including UAV and MAV), chapter 7, 2011. .
 12. Thomas A. Ward, Christopher J. Fearday, Erfan Salami and Norhayati Binti Soin., "A bibliometric review of progress in micro air vehicle research", International Journal of Micro Air Vehicles, Vol. 92, 146-165, 2017. DOI: 10.1177/1756829316670671.
 13. Xu, X., Zhou, Z., Dudley, R., MacKem, S., Chuong, C.M., Erickon, G.M. y Varricchio, D.J., "An integrative approach to understanding bird origins", Science Vol. 346, No. 6215, 2014, DOI:10.1126/science.1253293.
 14. G. Reed, S., Van Atta, R., and J. Detchman, S., "DARPA Technical Accomplishments. An Historical Review of Selected DARPA Projects" Volume 1, 359, 1990.
 15. Hassanalian, M., and Abdelkefi, A., "Design and manufacture of a fixed wing MAV with Zimmerman planform" *AIAA SciTech, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, January 2016. AIAA 2016-1743.
 16. Cosyn P, Vierendeels J., "Design of fixed wing micro air vehicles", *Aeronaut J* 111(1119):315–326, 2007.
 17. Torres G. E. and Mueller, T.J., "Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers", *AIAA Journal* Vol. 42, No. 5, May 2004.

18. Muller "Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles", Development and Operations of UAVs for Military and Civil Applications, ADP010860, 2000.
19. Pelletier, A y Mueller, TJ "Low Reynolds number aerodynamics of low-aspect-ratio, thin/flat/cambered-plate wings". *Journal of Aircraft* 37(5): 825-832.
20. Balmford A., Jones I.L. y Thomas A.L.R., "On avian asymmetry: evidence of natural selection for symmetrical tails and wings in birds" *Proceedings: Biological Sciences*, Vol. 252, No. 135, 1993, pp.245-251, DOI: 10.1098/rspb.1993.0072.
21. Sachs G., "Tail effect on yaw stability in birds" *Journal of Theoretical Biology*, Vol. 249, No. 3, 2007, pp.464-472, DOI: 10.1016/j.jtbi.2007.07.014.
22. Thomas A.R.L., " On the aerodynamics of birds' tails" *Pilosophical Transactions: Biological Sciences*, Vol. 340, No. 1294, pp.361-380, DOI:10.1098/rstb.1993.0079.
23. Meseguer J, Chiappe L.M, Sanz J.L, Ortega F, Sanz-Andrés Á, Pérez-Grande I y Franchini S., "Lift devices in the flight of Archaeopteryx", *Spanish Journal of Palaentology*, Vol.27, No 2, 2012, ISSN 2225-0550, DOI: 10.7203/sjp.27.2.18120.
24. Altshuler, D.L., Bahlman, J. W., Dakin, R., Gaede, A.H., Goller, B., Lentink, D., Segre, P.S. y Skandalis, D.A., "The biophysics of bird flight: Functional relationships integrate aerodynamics, morphology, kinematics, muscles, and sensors" *Canadian Journal of Zoology*, Vol. 93, No. 12, pp.961-975, 2014, DOI: 10.1139/cjz-2015-0103.
25. S.N. Gorb y M. Kniepert,. "Review on bio-inspired flight systems and bionic aerodynamics", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 34(3), 2020, DOI: 10.106/j.cja.2020.03.036

26. C. Harvey, D.J. Inman., "Aerodynamic efficiency of gliding birds vs. comparable UAVs: a review," *Bioinspiration Biomim.* 16, 2020, <http://dx.doi.org/10.1088/1748-3190/abc86a>.
27. Aves Sachs G., "Minimum shear wind strength required for dynamic soaring of albatrosses", *IBIS*, Vol.147, No.1, 2005, pp.1-10, DOI: 10.1111/j.1474-919x.2004.00295.
28. Sibilski, K, Pietrucha J, Zlocka M., "The comparative evaluation of power requirements for fixed, rotatory, and Flapping wings micro air vehicles", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2007.
29. Okulski, M., and Ławryńczuk, M., "A small UAV optimized for efficient long-range and VTOL missions: An experimental tandem-wing Quadplane Drone," *Applied Sciences*, vol. 12, 2022, p. 7059.
30. Hwang, M., Cha, H.-R., and Jung, S. Y., "Practical endurance estimation for minimizing energy consumption of multirotor unmanned aerial vehicles," *Energies*, vol. 11, 2018, p. 2221.
31. M. A. Hossain, F. Hasan, A.F.M.T. Seraz and S.A.Rajib, "Development of design and manufacturing of a fixed wing radio controlled micro air vehicle (MAV)", *MIST Journal GALAXY (DHAKA)* Vol. 3(1). DOI: 10.3329/mist.v3i0.8048.
32. Yang W, Wang L and Song B, "Dove: A biomimetic flapping-wing micro air vehicle", *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 10, 70-84, 2018. DOI: 10.1177/1756829317734837.
33. Zheng Min, Vu Khac Kien y Liew J.Y. Richard "Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change", *The IES Journal Part A: Civil & Structural Engineering*, 2010, pp.188-195, DOI: 10.1080/19373261003607972.

34. Stewart, E. C., Patil, M. J., Canfield, R. A., y Snyder, R. D., "Parametric representation and shape optimization of flapping micro air vehicle wings," *International Journal of Micro Air Vehicles*, 4(3), 2012, pp.179-202.
35. Jones, K. D., Bradshaw, C. J., Papadopoulos, J., y Platzter, M. F., "Bio-inspired design of flapping-wing micro air vehicles". *The Aeronautical Journal*, 109(1098), 2005, pp.385-393.
36. Gerdes, J., Holness, A., Perez-Rosado, A., Roberts, L., Greisinger, A., Barnett, E., Kempny, J., Lingam, D., Yeh, C.H., Bruck, H.A., y Gupta, S.K., " Robo Raven: a flapping-wing air vehicle with highly compliant and independently controlled Wings" *Soft Robotics*, Vol. 1, No.4, 2014, pp-275-288, DOI: 10.1089/soro.2014.0019.
37. Barcala-Montejano, M. A., Rodríguez-Sevillano, A., Bardera-Mora, R., García-Ramírez, J., Leon-Calero, M., and Nova-Trigueros, J. "Development of a morphing wing in a micro air vehicle" *SMART* 2017.
38. Zhaolin Chen "Micro Air Vehicle Design for Aerodynamic Performance and flight Stability" PhD thesis, University of Sheffield, 2014.
39. Hassanalian, M., and Abdelkefi, A., "Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform," *Meccanica*, vol. 52, 2016, pp. 1265–1282.
40. Marek, P. L., "Design, optimization and flight testing of a micro air vehicle" Doctoral dissertation, University of Glasgow, 2008.
41. Flake, J., Frischknecht, B., Hansen, S., Knoebel, N., Ostler, J., que & Tuley, B., "Development of the Stableyes Unmanned Air Vehicle", *8th International Micro Air Vehicle Competition*, The University of Arizona, Tucson, AZ, 2004, pp. 1-10.
42. C. Boller, C. Kuo y M. Qin, "Biologically Inspired Shape Changing Aerodynamic Profiles and Their Effect on Flight Performance of Future

- Aircraft”, *Advances in Science and Technology*, vol. 56, pp. 534-544, 2008.
43. B. Stanford, M. Sytsma, R. Albertani, D. Viieru, W. Shyy y P. Ifju, “Static Aerolastic Model Validation of Membrane Micro Air Vehicle Wings”, *AIAA Journal*, vol. 45, n° 12, pp. 2828-2837, 2007.
44. R. Bardera, A. García-Magariño, E. Barroso y A.A. Rodríguez Sevillano, “Experimental Survey of Aerodynamics Forces in a Biomimetic UAV with Morphing Geometry”, *AIAA Aviation Forum*, Dallas, 2019.
45. R. Bardera, A.A. Rodríguez Sevillano, A. García-Magariño y E. Barroso, “Wake Measurements of a MAV with Morphing Geomtry”, 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Madrid, 2019.
46. E. Barroso, R. Bardera, A.A. Rodriguez-Sevillano, J.C. Matías y J. Muñoz., “Experimental Analysis of the T-Tail Vortex effect in a Biomimetic Micro Air Vehicle”, *AIAA Aviation Forum*, Chicago, 2022.
47. Barroso Barderas, E., Rodríguez-Sevillano A.A., Barderas Mora, R., Crespo Moreno, J., y Matías García J.C., “Design of Non-Conventional Flight Control Systems for Bioinspired Micro Air Vehicles”, *MDPI Drones*, 2022, <http://doi.org/10.3390/drones6090248>.
48. Thomas A.L.R., “The flight of birds that have wings and a tail: variable geometry expands the envelope of flight performance” *Journal of Theoretical Biology*, Vol.138, No.3, 1996, pp.237-245, DOI: 10.1006/jtbi.1996.0217.
49. F. Gill, D. Donsker, P. Rasmussen, *IOC world bird list (v11.1)*, 2021, <http://dx.doi.org/10.14344/IOC.ML.11.1>.

50. Gatesy, S.M. y Dial, K.P., "Tail muscle activity patterns in walking and flying pigeons (*Columbia livia*)" *Journal of Experimental Biology*, Vol. 176, 1993, pp.55-76, DOI: 10.1242/jeb.176.1.55.
51. Harvey C, Gamble L.L, Bolander C.R, Hunsaker D.F, Joo J.J y Inman D.J., "A review of avian-inspired morphing for UAV flight control", *Progress in Aerospace Sciences*, 2022.
52. E. Ajanic, et al. "Bioinspired wing and tail morphing extends drone flight capabilities." *Science Robotics* 5.47 (2020): eabc2897.
53. Zheng, Z. Zhou, P. Sun, Z. Zhang, R. Wang., "A novel control mode of bionic morphing tail based on deep reinforcement learning", 2020, <http://dx.doi.org/10.48550/arXiv.2010.03814>
54. Yanghai Nan, Yi Chen, Yun Li and Don McGlinchey, "Experimental studies for tail shapes for Hummingbird-like Flapping wing Micro Air Vehicle", Special section of uncertainty quantification in robotic applications, *IEEE Access*, Vol.8, 2020.
55. Parga, M.F. Reeder, T. Leveron y K. Blackburn, "Experimental study of a micro air vehicle with a rotatable tail", *J. Aircr.* 44(6), 2007, pp.1761-1768, <http://dx.doi.org/10.2514/1.24192>.
56. L.L. Gamble, D.J. Inman, "A tale of two tails: Developing an avian inspired morphing actuator for yaw control and stability", *Bioinspiration Biomim.* 2018, <http://dx.doi.org/10.1088/1748-3190/aaa51d>.
57. V. Perez-Sanchez, A.E. Gomez-Tamm, E. Savastano, B.C. Arrue, A. Ollero, " Bio-inspired morphing tail for flapping-wings aerial robots using macro fiber composite" *Apl. Sci* 11(7), 2021, <http://dx.doi.org/10.3390/ap11072930>.

58. Chang, E y Lentink, D., "Biohybrid morphing tail aerial robot", Proceedings of 9th Internatinal Symposium on Adaptive Motion of Animals and Machines, 2019.
59. Yuta Murayama, Toshiyuki Nakata y Hao Liu., "Aerodynamic performance of a bird-inspired morphing tail", Journal of Biomechanical Science and Engineering, Vol.18, No.1, 2023.
60. D. Hummel., "Aerodynamic investigations on tails effects in birds", Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 16(3), 1992, pp-159-168.
61. A.L.R. Thomas, G.K. Taylor, "Animal flight dynamics I. Stability in gliding flight" Journal Theoretical Biology 212, 2001, pp.399-424, <http://dx.doi.org/10.1006/jtbi.2001.2387>.
62. E.H. Hankin., "Animal Flight: A record of Observation" Iliffe & Sons Limited, 1913.
63. Guzmán M.M, Ruiz Páez C., Maldonado F.J., Zufferey R., Tormo-Barbero J., Acosta J.Á and Ollero A., "Design and comparison of tails for bird-scale flapping-wing robots", IROS 21.
64. B. Carmichael., "Low Reynolds Number Airfoil Survey", Volume 1, Technical Report NASA-Cr-154803-Vol-1, National Aeronautics and Space Administration, 1981.
65. Maybury, W.J., Rayner, J. M.V, y Couldrick, L.B., "Lift generation by the avian tail", Proceedings of the Royal Society, Biological Sciences, Vol. 268, No 1475, 2001, pp.1443-1448, DOI: 10.1098/rspb.2001.1666.
66. Gatesy, S.M. y Dial, K.P., "From frond to fan: Archaeopteryx and the evolution of short-tailed birds", Evolution, Vol. 50, No. 5, 1996, pp.2037-2048, DOI: 10.1111/j.1558-5646.1996.tb03590.x.

67. Thomas A.L.R., "Why do birds have tails? The tail as a drag reducing flap, and trim control" *Journal of Theoretical Biology*, Vol. 183, No. 3, 1996, DOI:10.1006/jtbi.1996.0218.
68. Williams H.J., Shepard E.L.C., Holton M.D., Alarcon P.A.E., Wilson R.P. and Lambertucci S.A., "Physical limits of flight performance in the heaviest soaring bird" *Proceeding of the National Academy of Sciences of the United States of America*, Vol. 117, No. 30, 2020, pp-17884-17890, DOI: 10.1073/pnas.1907360117.
69. Fitzpatrick, S., "Patterns of morphometric variation in birds' tails: length, shape and variability", *Biol. J. Linn. Soc.* 62, pp.145-162, 1997.
70. J. Song, J.A. Cheney, R.J. Bompfrey, J.R. Usherwood., "Virtual manipulation of tail postures of gliding barn owl (*Tyto alba*) demonstrates drag minimization when gliding", *J.R. Soc. Interface* 19, 187, 2022, <http://dx.doi.org/10.1098/rsif.2021.0710>.
71. Fitzpatrick, S., "Tail length in birds in relation to tail shape: general flight ecology and sexual selection", *J. Evol. Biol.* 12, pp.49-60.
72. J.J. Baumel, "Functional Morphology of the Tail Apparatus of the Pigeon (*Columbia Livia*)", Vol. 110, Springer Berlin, Heidelberg, 1988.
73. Chandan, K., Nagaraja, K. V., and Devi, S., "Efficient study of aerodynamic characteristics over NACA 0012 at 1000 Reynolds number using subparametric transformations in Micro Air Vehicle Application," 2023 Third International Conference on Advances in Electrical, Computing, Communication and Sustainable Technologies (ICAECT), 2023.
74. Kurtulus, D. F., "Aerodynamic loads of small-amplitude pitching NACA 0012 airfoil at Reynolds number of 1000," *AIAA Journal*, vol. 56, 2018, pp. 3328–3331.
75. W.F. Phillips., "Mechanics of Flight", John Wiley & Sons, 2004.

76. Barroso Barderas E, Bardera Mora, R, Rodríguez-Sevillano, A.A., y Matías García, J.C., "Numerical Analysis of Bioinspired Tails in a Fixed-Wing Micro Air Vehicle", MDPI, aerospace, vol 10 (9), 793, <https://doi.org/10.3390/aerospace10090793>
77. J.D. Anderson Jr., "Introduction to Flight" McGraw-Hill Higher Education, 1989.
78. Gudmundsson, S., "Chapter 24 - Longitudinal Stability and Control," General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and procedures, Kidlington, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2022.
79. B.N. Pamadi., "Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes" American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2004.
80. Boa Sorte L, Gabaldo M, Severiano L y Mautone J.E., "Wind tunnel balance" SAE International, 2017.
81. Tavakolpour-Saleh A.R, Setoodeh A.R y Gholamzadeh M., "A novel multi-component strain-gauge external balance for wind tunnel tests: simulation and experiment" Sensors and Actuators, 2016, pp.172-186.
82. Sor S, Bardera R, García-Magariño A, Matías García J.C y Donoso E., "Development and characterization of a low-cost wind tunnel balance for aerodynamic drag measurements", IOP Publishing Eur. J. Phys. 40, 2019, pp.27.
83. Samardzic M, Anastasijevic Z, Marinkovski D, Curcic D y Isakovic L., "External Six-Component Strain Gauge Balance for Low Speed Wind Tunnels" Scientific Technical Review, 2014, Col. 64, No3, pp.40-46.
84. Pieterse, Frederik F., "Design and Development of a three component strain gauge wind tunnel balance", Magister Philosophae in Mechanical Engineering, 2002.

85. S. Amarasinghe., "Arduino and HX711: Weighing Scale with Load Cell", *DIYODE Magazine*, Issue 2, pp. 40-43, 2014.
86. Yen D y Bräuchle F., "Calibration and Uncertainty Analysis for the UC David Wind Tunnel Facility" 2000.
87. J.D, Anderson Jr., "Fundamentals of Aerodynamics", Tata McGraw-Hill Education, 2010.
88. Adrian, R. y J. Westerweel., "Particle Image Velocimetry" Cambridge University Press, 2011.
89. Adrian, R. J. "Particle-imaging techniques for experimental fluid mechanics". *Annual Review of Fluid Mechanics* 1991, pp.261-304.
90. A. K. Prasad, "Particle image velocimetry," *Current Science*, vol. 79, no. 1, pp. 51–60, 2000.
91. Raffel, M., Willert, C. E. y Kompenhans, J. "Particle Image Velocimetry: A Practical Guide." Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1998.
92. Barlow, J. B., Rae, W. H., y Pope, A., "Low-speed wind tunnel testing". John Wiley & Sons, 1990.
93. Gibson, I., Rosen, D. W. and Stucker, B., "Additive Manufacturing Technologies – Rapid Prototyping to Direct Digital Manufacturing", Springer-Verlag, New York, Heidelberg, 2010.
94. Carfagni, M., Fiorineschi, L., Furferi, R., Governi, L., y Rotini, F., "The role of additive technologies in the prototyping issues of design", *Rapid Prototyping Journal*, 2018, pp.1101–1116. DOI: 10.1108/RPJ-02-2017-0021.

95. Chuk, R. N., y Thomson, V. J., "A comparison of rapid prototyping techniques used for wind tunnel model fabrication", *Rapid Prototyping Journal*. Vol. 4, No. 4, 1998, pp. 185–196.
96. Ramirez, A. S., Marcos, M. E. I., Haro, F. B., D'Amato, R., Sant, R., y Porras, J., "Application of FDM technology to reduce aerodynamic drag", *Rapid Prototyping Journal*, 2019, pp.781–791, DOI: 10.1108/RPJ-09-2018-0251.
97. Teo, Z. W., New, T. H., Li, S., Pfeiffer, T., Nagel, B., y Gollnick, V., "Wind tunnel testing of additive manufactured aircraft components", *Rapid Prototyping Journal*. 24/5 (2018) 886–893. DOI: 10.1108/RPJ-06-2016-0103.
98. Chung, H. S., Kim, S. P., y Choi, Y., "Using additive manufactured parametric models for wind tunnel test-based aerodynamic shape optimization", *Rapid Prototyping Journal*, 2021, pp. 131–144. DOI 10.1108/RPJ-09-2019-0237.
99. Dang guo, Y., Zheng- yu, Z., Yan, S., y Wei- jun, Z., "A preliminary design and manufacturing study of hybrid lightweight high- speed wind- tunnel models", *Rapid Prototyping Journal*, 2011, pp. 45–54. DOI: 10.1108/13552541111098626.
100. Dang guo, Y., Yan, S., Zheng- yu, Z., Chao, W., y Wei- jun, Z., "Design and manufacture methods of rapid prototyping wind- tunnel models based on photopolymer- resin", *Rapid Prototyping Journal*, 2013, pp.20–27. DOI: 10.1108/13552541311292691.
101. Kroll, E., y Artzi, D., "Enhancing aerospace engineering students' learning with 3D printing wind tunnel models", *Rapid Prototyping Journal*, 2011, pp.393–402. DOI: 10.1108/13552541111156522.
102. "General description and XFLR5 documentation," XFLR5 Available: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.

103. Khan, S. A., Bashir, M., Ali Baig, M. A., and Ghasi Mehaboob Ali, F. A., “Comparing the effect of different turbulence models on the CFD predictions of NACA0018 airfoil aerodynamics,” *CFD letters*, vol. 12, 2020, pp. 1–10.