



**Universidad  
Zaragoza**

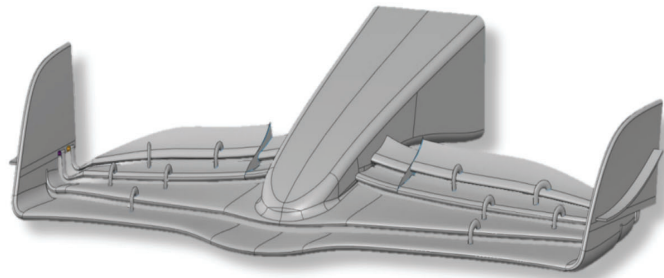
## TRABAJO FIN DE MÁSTER

Título del trabajo:

Diseño y cálculo aeroelástico de un alerón delantero de Fórmula Uno

English title:

Design and aeroelastic analysis of a Formula One front wing



Autor

Rubén Martínez Angoy

Director/es

Mario Morales Hernández

Jesús Cuartero Salafranca

Titulación del autor

Máster en Ingeniería Mecánica

ESCUELA DE INGENIERÍA Y ARQUITECTURA



## RESUMEN

Este proyecto aborda el diseño y cálculo de un alerón delantero flexible para un vehículo de Fórmula 1. El objetivo principal es desarrollar un alerón que, a través de una deformación controlada inducida por las fuerzas aerodinámicas a diferentes velocidades, reduzca la resistencia al avance (drag) sin sacrificar la integridad estructural ni el downforce necesario para un rendimiento competitivo. El proceso incluye la optimización aerodinámica partiendo de un diseño estándar conforme a la normativa de la FIA (Federación Internacional de Automovilismo), la selección de perfiles alares adecuados, y el estudio de la interacción entre los flaps. Posteriormente, se realiza una optimización topológica del número de capas de composite para lograr la deformación deseada bajo carga, culminando con un análisis de interacción fluido-estructura (FSI) para evaluar el comportamiento dinámico del alerón bajo condiciones de funcionamiento reales.

## AGRADECIMIENTOS

Quiero agradecer a todas las personas que me han acompañado en este proceso. A mi familia, por su apoyo constante y por estar siempre presente. A mis amigos, por su compañerismo y disposición para ayudar cuando ha sido necesario. A mi novia, por acompañarme en el día a día y motivarme a seguir adelante. Y finalmente, quiero agradecer a mis tutores, Mario y Jesús, por su orientación, su tiempo dedicado y sus conocimientos y aportaciones, que han sido clave para la realización de este trabajo.

# Índice

Nomenclatura y símbolos	13
<b>1. INTRODUCCIÓN</b>	<b>17</b>
<b>2. NORMATIVA</b>	<b>19</b>
<b>3. DESARROLLO DEL MODELO GEOMÉTRICO</b>	<b>21</b>
3.1. ELECCIÓN DE PERFILES . . . . .	21
3.2. VOLÚMENES SEGÚN NORMATIVA . . . . .	22
3.3. INTERACCIÓN ENTRE FLAPS . . . . .	22
3.3.1. Estudio CFD de la interacción entre flaps . . . . .	23
3.3.2. Interpretación física por flap y por configuración . . . . .	24
3.3.3. Análisis de sensibilidad del gap (G) . . . . .	25
<b>4. MATERIALES</b>	<b>27</b>
4.1. SÓLIDOS . . . . .	27
4.2. FLUIDOS . . . . .	28
<b>5. DESCRIPCIÓN Y CONVERGENCIA DE MALLA CFD</b>	<b>29</b>
5.1. MALLA DE ANÁLISIS FLUIDODINÁMICOS . . . . .	29
<b>6. OPTIMIZACIÓN TOPOLOGICA DEL COMPOSITE</b>	<b>32</b>
6.1. DESCRIPCIÓN DEL MODELO . . . . .	32
6.2. CONDICIONES DE CONTORNO . . . . .	33
6.3. RESTRICCIONES DE DISEÑO . . . . .	34
6.4. RESULTADOS MODELO OPTIMIZADO . . . . .	35
<b>7. ANÁLISIS FLUIDO - ESTRUCTURA (FSI)</b>	<b>38</b>
7.1. ANÁLISIS FSI TRANSITORIO . . . . .	39
7.1.1. MODELO FLUIDODINÁMICO . . . . .	39
7.1.2. MODELO ESTRUCTURAL . . . . .	41
7.1.3. RESULTADOS . . . . .	42
7.2. ANÁLISIS FSI CUASIESTÁTICO . . . . .	43
7.2.1. PLANTEAMIENTO . . . . .	43
7.2.2. RESULTADOS . . . . .	45
<b>8. CONCLUSIONES</b>	<b>48</b>
<b>9. BIBLIOGRAFÍA</b>	<b>49</b>
<b>ANEXO A - DESCRIPCIÓN DEL CÁLCULO</b>	<b>50</b>
A.1. ANÁLISIS ESTRUCTURAL . . . . .	50
A.2. ANÁLISIS FLUIDODINÁMICO . . . . .	51
A.3. INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA . . . . .	52
<b>ANEXO B - RESULTADOS OPTIMIZACIÓN TOPOLOGICA DEL COMPOSITE</b>	<b>53</b>
B.1. DESCRIPCIÓN DEL MODELO . . . . .	53
B.2. CONDICIONES DE CONTORNO . . . . .	54

B.3. RESTRICCIONES DE DISEÑO . . . . .	55
B.4. RESULTADOS MODELO OPTIMIZADO . . . . .	59
<b>ANEXO C - INTERACCIÓN ENTRE FLAPS</b>	<b>61</b>
C.1. ANÁLISIS DISTRIBUCIONES DE FLAPS . . . . .	63
C.2. RESULTADOS CONFIGURACIONES DE SEPARACIONES EN LOS FLAPS . . . . .	67
C.2.1. CONFIGURACIÓN 1 ( <i>Flaps Próximos</i> ) . . . . .	67
C.2.2. CONFIGURACIÓN 2 ( <i>Flaps Separados</i> ) . . . . .	69
C.2.3. CONFIGURACIÓN 3 ( <i>Flaps inferiores separados, centrales separados y superiores próximos</i> ) . . . . .	71
C.2.4. CONFIGURACIÓN 4 ( <i>Flaps inferiores separados, centrales próximos y superiores próximos</i> ) . . . . .	73
C.2.5. CONFIGURACIÓN 5 ( <i>Flaps inferiores próximos, centrales separados y superiores separados</i> ) . . . . .	74
C.2.6. CONFIGURACIÓN 6 ( <i>Flaps inferiores próximos, centrales juntos y superiores separados</i> ) . . . . .	76
C.3. ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD DEL GAP ENTRE FLAPS . . . . .	77
C.4. RESULTADOS POSICIONES DE FLAPS FINALES . . . . .	78
C.4.1. CONFIGURACIÓN G=1.5 % y R=2 % . . . . .	78
C.4.2. CONFIGURACIÓN G=2 % y R=2 % . . . . .	80
C.4.3. CONFIGURACIÓN G=2.2 % y R=2 % . . . . .	81
C.4.4. CONFIGURACIÓN G=3 % y R=2 % . . . . .	83
<b>ANEXO D - ANÁLISIS FSI TRANSITORIO</b>	<b>85</b>
D.1. PARTE FLUIDODINÁMICA . . . . .	86
D.1.1. MALLADO INICIAL . . . . .	86
D.1.2. AJUSTE DEL MODELO CFD . . . . .	90
D.1.3. AJUSTE DE LA MALLA DINAMICA . . . . .	95
D.2. PARTE ESTRUCTURAL . . . . .	101
D.2.1. MALLADO . . . . .	101
D.2.2. MODELADO DEL COMPOSITE . . . . .	102
D.2.3. CONDICIONES DE CONTORNO . . . . .	106
D.2.4. CASOS DE CARGA . . . . .	107
D.3. AJUSTE DEL SYSTEM COUPLING . . . . .	108
D.4. RESULTADOS . . . . .	110
<b>ANEXO E - ANÁLISIS FSI CUASISTÁTICO</b>	<b>113</b>
E.1. PLANTEAMIENTO . . . . .	114
E.2. RESULTADOS . . . . .	122
E.3. ANÁLISIS ESTRUCTURAL . . . . .	129
<b>ANEXO F - TEST ESTRUCTURALES DE LA FIA</b>	<b>131</b>
<b>ANEXO G - EVALUACIÓN DEL IMPACTO DEL ALERÓN DELANTERO FLEXIBLE SOBRE EL TIEMPO POR VUELTA</b>	<b>134</b>
G.1. HIPÓTESIS Y DATOS DE PARTIDA . . . . .	134
G.2. MODELO DE RESISTENCIA AERODINÁMICA . . . . .	135
G.3. EFECTO SOBRE EL DRAG TOTAL Y LA VELOCIDAD MAXIMA . . . . .	136
G.4. DINÁMICA LONGITUDINAL EN RECTA . . . . .	137

G.5. COMPARACIÓN TIEMPO POR VUELTA EN DIFERENTES CIRCUITOS . . . . .	139
---	-----

## Índice de figuras

1.	Vectores de velocidad en un Formula 1 . . . . .	17
2.	Prueba de flexibilidad de la FIA en bancada. Fuente: Giorgio Piola. . . . .	19
3.	Dimensiones relativas al volumen que especifica la normativa [11]. . . . .	20
4.	Geometría del alerón con flaps identificados. . . . .	21
5.	Perfiles aerodinámicos NACA usados en el alerón. . . . .	21
6.	Dimensiones generales del alerón. . . . .	22
7.	Condiciones de contorno del análisis de optimización. . . . .	23
8.	Materiales del alerón . . . . .	27
9.	Comparación entre mallas tetraédricas (lift) . . . . .	30
10.	Comparación entre mallas tetraédricas (drag) . . . . .	30
11.	Comparación entre mallas poliédricas (lift) . . . . .	31
12.	Comparación entre mallas poliédricas (drag) . . . . .	31
13.	Comparación entre mallas (lift) . . . . .	31
14.	Comparación entre mallas (drag) . . . . .	31
15.	Diagrama de optimización FEM . . . . .	32
16.	Espesores iniciales para la optimización. . . . .	32
17.	Condiciones de contorno del análisis de optimización. . . . .	33
18.	Distribución de espesores en el laminado del composite del alerón. . . . .	35
19.	Vistas del modelo optimizado. . . . .	36
20.	Regiones de espesores de composite simplificadas . . . . .	37
21.	Vista isométrica de la malla . . . . .	39
22.	Condición de contorno transitoria de velocidad de entrada . . . . .	40
23.	Zonas de aplicación de BCs . . . . .	40
24.	Modelo de laminado optimizado . . . . .	41
25.	Vista malla estructural . . . . .	41
26.	Zonas de aplicación de las BCs estructurales . . . . .	41
27.	Áreas de aplicación de cargas FSI. . . . .	42
28.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas totales. . . . .	42
29.	Geometría deformada a 350 km/h-Iteración 1. . . . .	44
30.	Resultados cargas aerodinámicas - Geometría sin deformar a 350 km/h. . . . .	44
31.	Convergencia de carga aerodinámica en los flaps . . . . .	44
32.	Geometrías deformadas resultantes del proceso de iteración - 350 km/h . . . . .	45
33.	Cargas aerodinámicas resultantes . . . . .	46
34.	Cargas aerodinámicas resultantes totales . . . . .	46
35.	Esquema de funcionamiento de un análisis FSI. . . . .	52
36.	Diagrama de optimización FEM . . . . .	53
37.	Espesores iniciales para la optimización. . . . .	53
38.	Condiciones de contorno del análisis de optimización. . . . .	54
39.	Restricción de desplazamiento para la optimización. . . . .	56
40.	Condición para minimizar el peso en la optimización. . . . .	56
41.	Restricción de límite de Tsai-Wu para la optimización. . . . .	56
42.	Gráficas de convergencia de la función objetivo que minimiza el peso del composite del alerón. . . . .	57
43.	Convergencia de porcentaje de error cometido por no cumplirse el objetivo de Tsai-Wu. . . . .	57
44.	Porcentaje de mejora en cada iteración de la optimización. . . . .	58
45.	Distribución de espesores en el laminado del composite del alerón. . . . .	59

47.	Regiones de espesores de composite simplificadas . . . . .	60
48.	Condiciones de contorno del análisis de optimización. . . . .	61
49.	Definición de $R$ (overlap) y $G$ (gap) entre flaps consecutivos. . . . .	62
50.	Comparación de velocidades de flujo bajo el segundo flap. . . . .	65
51.	Comparación de velocidades de flujo bajo el tercer flap. . . . .	65
52.	Turbulencia producida con los flaps 3 y 4 próximos (caso 1) y separados (caso 6). . . . .	66
53.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps próximos. . . . .	67
54.	Distribución de presiones en configuración de flaps próximos. . . . .	68
55.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps próximos. . . . .	68
56.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps separados. . . . .	69
57.	Distribución de presiones en configuración de flaps separados. . . . .	70
58.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps separados. . . . .	70
59.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps inferiores separados y superiores próximos. . . . .	71
60.	Distribución de presiones en configuración de flaps inferiores separados y superiores próximos. . . . .	72
61.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps inferiores separados y superiores próximos. . . . .	72
62.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps inferiores próximos y superiores separados. . . . .	74
63.	Distribución de presiones en configuración de flaps inferiores próximos y superiores separados. . . . .	74
64.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps inferiores próximos y superiores separados. . . . .	75
65.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración $G=1.5\%$ y $R=2\%$ . . . . .	78
66.	Distribución de presiones en configuración $G=1.5\%$ y $R=2\%$ . . . . .	79
67.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración $G=1.5\%$ y $R=2\%$ . . . . .	79
68.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración $G=2\%$ y $R=2\%$ . . . . .	80
69.	Distribución de presiones en configuración $G=2\%$ y $R=2\%$ . . . . .	80
70.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración $G=2\%$ y $R=2\%$ . . . . .	81
71.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración $G=2.2\%$ y $R=2\%$ . . . . .	81
72.	Distribución de presiones en configuración $G=2.2\%$ y $R=2\%$ . . . . .	82
73.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración $G=2.2\%$ y $R=2\%$ . . . . .	82
74.	Distribución de energía cinética turbulenta en configuración $G=3\%$ y $R=2\%$ . . . . .	83
75.	Distribución de presiones en configuración $G=3\%$ y $R=2\%$ . . . . .	83
76.	Líneas de flujo (velocidad) en configuración $G=3\%$ y $R=2\%$ . . . . .	84
77.	Indicativos de calidad de malla. . . . .	87
78.	Vista 1 isométrica de la malla . . . . .	87
79.	Vista 2 isométrica de la malla . . . . .	88
80.	Vista 3 isométrica de la malla . . . . .	88
81.	Vista de corte de la malla . . . . .	89
82.	Ajustes del solver . . . . .	90
83.	Ecuaciones físicas y modelos matemáticos de Fluent . . . . .	91
84.	Propiedades del fluido (aire) . . . . .	91
85.	Condición de contorno transitoria de velocidad de entrada . . . . .	92
86.	Ajustes de acoplamiento entre presión y velocidad . . . . .	94
87.	Discretización espacial y formulación transitoria del cálculo. . . . .	94
88.	Métodos de suavizado de malla . . . . .	98

89.	Parámetros de remallado de malla . . . . .	99
90.	Zonas de malla dinámica . . . . .	100
91.	Vista de detalle de la malla estructural . . . . .	101
92.	Configuración de laminado de espesor 3.5mm . . . . .	103
93.	Posición y orientación de las rosettes . . . . .	104
94.	Configuración de Oriented selection set para zona de laminado de espesor 10 mm . . . . .	104
95.	Configuración del Modeling group para zona de laminado de espesor 8 mm . . . . .	105
96.	Zonas de aplicación de las condiciones de contorno . . . . .	106
97.	Áreas de aplicación de cargas FSI. . . . .	107
98.	Zonas de transmisión de información en el cálculo FSI. . . . .	108
99.	Conexión de zonas FSI entre los dos solvers . . . . .	109
100.	Ajustes generales del cálculo. . . . .	109
101.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas totales. . . . .	110
102.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 1. . . . .	110
103.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 2. . . . .	111
104.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 3. . . . .	111
105.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 31. . . . .	111
106.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 4. . . . .	112
107.	Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 41. . . . .	112
108.	Esquema de proceso de análisis cuasiestático. . . . .	114
109.	Geometría deformada a 350 km/h - Iteración 1. . . . .	115
110.	Geometría deformada a 350 km/h - Iteración 2. . . . .	116
111.	Comparación entre deformadas de diferentes iteraciones - Vista 1 . . . . .	117
112.	Comparación entre deformadas de diferentes iteraciones - Vista 2 . . . . .	118
113.	Comparación entre deformadas de diferentes iteraciones - Vista 3 . . . . .	118
114.	Convergencia de carga aerodinámica en los flaps - 350 km/h . . . . .	119
115.	Convergencia de carga aerodinámica en el alerón - 350 km/h . . . . .	119
116.	Convergencia de carga aerodinámica en los flaps - 250 km/h . . . . .	120
117.	Convergencia de carga aerodinámica en el alerón - 250 km/h . . . . .	120
118.	Convergencia de carga aerodinámica en los flaps - 150 km/h . . . . .	121
119.	Convergencia de carga aerodinámica en el alerón - 150 km/h . . . . .	121
120.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 1 . . . . .	122
121.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 1. . . . .	122
122.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 2 . . . . .	123
123.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 2. . . . .	123
124.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3 . . . . .	124
125.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3. . . . .	124
126.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3-1 . . . . .	125
127.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3-1. . . . .	125
128.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4 . . . . .	126
129.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4. . . . .	126
130.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4-1 . . . . .	127
131.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4-1. . . . .	127
132.	Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Endplate . . . . .	128
133.	Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Endplate. . . . .	128
134.	Resultados Criterio de Tsai-Wu - Composite - Cargas a 350 km/h. . . . .	129
135.	Resultados Tensiones de Von Misses - Soportes - Cargas a 350 km/h. . . . .	130
136.	Setup prueba de flexibilidad . . . . .	131

---

137. Resultados Test de flexibilidad de la FIA. . . . .	131
138. Setup prueba de impacto . . . . .	132
139. Setup prueba de resistencia . . . . .	132
140. Resultados Test de impacto de la FIA. . . . .	133
141. Resultados Test de resistencia de la FIA. . . . .	133

## Índice de tablas

1.	Propiedades mecánicas de los materiales del análisis . . . . .	27
2.	Propiedades del fluido . . . . .	28
3.	Desplazamientos restringidos . . . . .	41
4.	Descripción de los casos de separación entre los flaps. . . . .	63
5.	Comparación de cargas aerodinámicas producidas por los diferentes flaps del alerón en diferentes configuraciones. . . . .	63
6.	Comparación de casos con diferentes separaciones entre los flaps del alerón. . . . .	64
7.	Comparativa entre casos y mejora apreciada. . . . .	64
8.	Diferencia de coeficientes de downforce entre la configuración 3 y 4. . . . .	73
9.	Diferencia de coeficientes de Drag entre la configuración 3 y 4. . . . .	73
10.	Diferencia de coeficientes de downforce entre la configuración 5 y 6. . . . .	76
11.	Diferencia de coeficientes de Drag entre la configuración 5 y 6. . . . .	76
12.	Comparación de cargas aerodinámicas producidas por los diferentes flaps del alerón ante diferentes valores de gap. . . . .	77
13.	Comparación de porcentajes de gap de mejor (IZQ) a peor (DCHA) para los diferentes flaps . . . . .	77
14.	Resultados del estudio de optimización del gap entre los flaps y estimación de mejora. . . . .	78
15.	Propiedades mecánicas y límites de fallo del composite . . . . .	102
16.	Propiedades mecánicas del titanio . . . . .	103
17.	Desplazamientos y giros restringidos . . . . .	106
18.	Resultados cargas aerodinámicas - Geometría sin deformar a 350 km/h. . . . .	115
19.	Resultados cargas aerodinámicas - Geometría deformada a 350 km/h - Iteración 1 . . . . .	116

## NOMENCLATURA

### Aerodinámica

$A$	Área de referencia aerodinámica del alerón delantero [m <sup>2</sup> ].
$S$	Área de referencia global del vehículo [m <sup>2</sup> ].
$b$	Envergadura del alerón delantero [m].
$R$	Overlap entre perfiles [m].
$G$	Gap entre perfiles [m].
$c$	Cuerda aerodinámica del perfil [m].
$AR$	Alargamiento del alerón, $AR = \frac{b^2}{S}$ .
$C_L$	Coefficiente de sustentación (o carga vertical) adimensional.
$C_D$	Coefficiente de resistencia aerodinámica adimensional.
$C_M$	Coefficiente de momento aerodinámico adimensional.
$C_p$	Coefficiente de presión, $C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2}$ .
$D$	Fuerza de resistencia aerodinámica ( <i>drag</i> ) [N].
$L$	Fuerza de sustentación (en este contexto, <i>downforce</i> ) [N].
$M$	Momento aerodinámico respecto a un punto de referencia [N·m].
$q$	Presión dinámica, $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ [Pa].
$Re$	Número de Reynolds, $Re = \frac{\rho V c}{\mu}$ [-].
$Ma$	Número de Mach [-].
$V$	Velocidad del flujo libre [m/s].
$\Gamma$	Circulación alrededor del perfil [m <sup>2</sup> /s].
$p$	Presión estática local [Pa].
$p_\infty$	Presión estática del flujo libre [Pa].
$\alpha$	Ángulo de ataque del perfil/alerón [°].
$\beta$	Ángulo de guiñada o incidencia lateral (si procede) [°].
$x, y, z$	Coordenadas del sistema de referencia del alerón/vehículo [m].
$\rho$	Densidad del aire [kg/m <sup>3</sup> ].
$\mu$	Viscosidad dinámica del aire [Pa·s].

**Fluidodinámica**

$u, v, w$	Componentes de la velocidad en las direcciones $x, y, z$ [m/s].
$\kappa$	Energía cinética turbulenta [ $\text{m}^2/\text{s}^2$ ].
$\nu_t$	Viscosidad turbulenta [ $\text{m}^2/\text{s}$ ].
$y^+$	Coordenada adimensional de pared.
$\Phi$	Variable genérica transportada (velocidad, energía, etc.).
$\nabla$	Operador nabla (gradiente).
$\Delta t$	Paso de tiempo en simulaciones transitorias [s].

**Estructural**

$E_{ij}$	Módulo de Young del material [Pa].
$G_{ij}$	Módulo de cortadura [Pa].
$\nu$	Coefficiente de Poisson [-].
$EI$	Rigidez a flexión de la sección [ $\text{N}\cdot\text{m}^2$ ].
$I$	Momento de inercia de la sección [ $\text{m}^4$ ].
$A_s$	Área resistente a cortante [ $\text{m}^2$ ].
$N$	Esfuerzo normal resultante [N].
$V_s$	Fuerza cortante [N].
$M_y, M_z$	Momentos flectores respecto a los ejes $y$ y $z$ [ $\text{N}\cdot\text{m}$ ].
$\sigma$	Tensión normal [Pa].
$\tau$	Tensión cortante [Pa].
$\varepsilon$	Deformación unitaria [-].
$\kappa$	Curvatura de la viga/sección [ $1/\text{m}$ ].
$\delta$	Desplazamiento longitudinal [m].
$w$	Desplazamiento transversal (flecha) [m].
$\phi$	Rotación de la sección [rad].

## Composites

$E_1, E_2$	Módulos de Young en dirección fibra (1) y transversal (2) [Pa].
$G_{12}$	Módulo de cortadura en el plano 1-2 [Pa].
$\nu_{12}, \nu_{21}$	Coefficientes de Poisson del material compuesto [-].
$t_k$	Espesor de la $k$ -ésima capa del laminado [m].
$\theta$	Ángulo de orientación de la capa respecto al eje de referencia [°].
$N_x, N_y, N_{xy}$	Resultantes de membrana por unidad de longitud [N/m].
$M_x, M_y, M_{xy}$	Resultantes de momento por unidad de longitud [N·m/m].
$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_{xy}$	Deformaciones de membrana [-].
$\kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$	Curvaturas y giros por flexión [1/m].
$[A], [B], [D]$	Matrices de rigidez del laminado (membrana, acoplamiento, flexión).
$[\bar{Q}]$	Matriz de rigidez reducida transformada de la lámina.
$\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$	Tensiones en los ejes principales de la lámina [Pa].
$X_t, X_c$	Resistencia a tracción y compresión en dirección 1 [Pa].
$Y_t, Y_c$	Resistencia a tracción y compresión en dirección 2 [Pa].
$S$	Resistencia a cortadura en el plano 1-2 [Pa].
$F_1, F_2, F_{11}, F_{22}, F_{66}, F_{12}$	Coefficientes del criterio de Tsai-Wu.
$FI$	Índice de fallo de Tsai-Wu ( <i>Failure Index</i> ).
$SF$	Factor de seguridad frente a fallo.

## Siglas

FSI	Interacción Fluido - Estructura.
CFD	Fluido Dinámica Computacional.
FEA	Análisis de elementos finitos.
FEM	Método de elementos finitos.
CAD	Diseño asistido por ordenador.
INTRADÓS	Parte del alerón con alta presión (cara inferior).
EXTRADÓS	Parte del alerón con baja presión (cara superior).
F1	Campeonato del Mundo de Fórmula 1.
FIA	Federation Internationale de l'Automobile, organismo regulador de la F1.
DRS	Drag Reduction System, sistema de reducción de resistencia aerodinámica.
Reglamento Técnico	Normativa que define los límites geométricos, de materiales y de comportamiento del alerón delantero y del resto del monoplaza.
FIA	



## 1. INTRODUCCIÓN

En el ámbito de la Fórmula 1, la búsqueda constante de mejoras en el rendimiento del vehículo impulsa la innovación en cada componente. La aerodinámica, en particular, juega un papel fundamental en el carácter del monoplace a la hora de trazar una curva o alcanzar la velocidad punta más alta en una recta. Dentro de este contexto, el presente proyecto se enfoca en el diseño y análisis de un alerón delantero flexible, una solución ingenieril que busca adaptar dinámicamente las características aerodinámicas del vehículo a las condiciones cambiantes de carrera.

El objetivo principal de este proyecto es desarrollar un alerón que, mediante la deformación controlada producida por las fuerzas aerodinámicas, logre un equilibrio óptimo entre la reducción de la resistencia al avance (drag) y el mantenimiento del downforce necesario para un agarre superior, sin perjudicar su integridad estructural. Este enfoque innovador permite al vehículo maximizar su velocidad en rectas sin prescindir de un alto agarre en las curvas, contribuyendo significativamente a la competitividad en la pista.

El proceso de diseño y análisis abarca desde la concepción inicial del alerón, respetando las regulaciones dimensionales de la FIA, hasta la validación de su comportamiento mediante simulaciones avanzadas de interacción fluido-estructura. Se explorarán diversas configuraciones de perfiles alares, se ajustará la interacción entre los diferentes flaps y se realizará una optimización topológica del laminado del composite para lograr la flexibilidad deseada.

Este proyecto representa un esfuerzo por llevar la ingeniería aerodinámica al límite, buscando soluciones que permitan a los vehículos de Fórmula 1 alcanzar un nuevo nivel de rendimiento y eficiencia. A través de la combinación de diseño innovador, análisis riguroso y simulación avanzada, se espera obtener un alerón delantero flexible que pueda marcar la diferencia en la pista. La figura 1 muestra el flujo alrededor del monoplace analizado en un estudio previo [12].

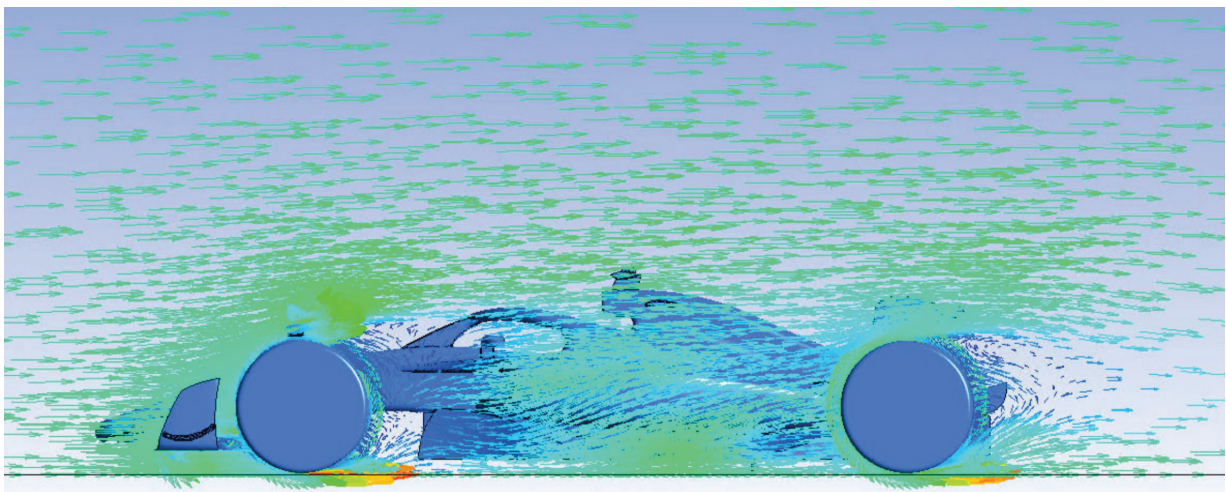


Figura 1: Vectores de velocidad en un Formula 1

Los objetivos específicos de este proyecto son:

1. Diseñar un alerón delantero que cumpla con las regulaciones de la FIA en cuanto a dimensiones y seguridad.
2. Seleccionar perfiles alares óptimos para los diferentes flaps del alerón, buscando un equilibrio entre downforce y resistencia al avance.
3. Optimizar la interacción entre los flaps del alerón para maximizar la eficiencia aerodinámica.
4. Realizar una optimización topológica del número de capas de composite para lograr una deformación controlada del alerón bajo cargas aerodinámicas.
5. Evaluar el comportamiento transitorio del alerón mediante un análisis de iteración fluido-estructura, simulando las condiciones reales de funcionamiento.

El alcance de este proyecto abarca desde el diseño conceptual inicial del alerón hasta la validación de su comportamiento mediante simulaciones avanzadas. Esto incluye:

- Diseño CAD del alerón, considerando las restricciones dimensionales de la FIA.
- Análisis CFD (Computational Fluid Dynamics) para optimizar la configuración aerodinámica.
- Análisis estructural FEA (Finite Element Analysis) para evaluar la integridad y deformación del alerón.
- Optimización topológica del material composite para lograr la flexibilidad deseada.
- Simulación de iteración fluido-estructura para predecir el comportamiento del alerón en condiciones de carrera.

El proyecto no incluye la fabricación física ni las pruebas en pista del alerón. Se centra exclusivamente en el diseño, análisis y simulación del mismo.

## 2. NORMATIVA

Este apartado enumera los puntos de la normativa de la FIA [11] que aplican dentro del alcance de este proyecto, tanto los referentes a la geometría como a la flexibilidad del alerón delantero. A continuación, se detallan los requisitos que deben cumplirse:

### Flexibilidad

La flexibilidad de la carrocería del alerón delantero se probará aplicando una carga de  $[0, 0, -1000]$  N en los puntos  $[XF, Y, Z] = [-800, \pm 800, 250]$  o  $[-1000, \pm 800, 250]$ . La carga se aplicará en dirección descendente utilizando un pistón de 50 mm de diámetro sobre un adaptador rectangular que mide 350 mm en la dirección X y 150 mm en la dirección Y. Este adaptador debe ser suministrado por el equipo y debe cumplir con los siguientes requisitos:

1. Tener una superficie superior plana sin huecos.
2. Estar ajustado al coche para aplicar la carga completa a la carrocería en el punto de prueba y no para aumentar la rigidez de las piezas que se están probando.
3. Colocarse con la cara interior a 725 mm de  $Y = 0$ .

En esta prueba, el desplazamiento vertical máximo del pistón no debe exceder los 10 mm si solo se aplica la carga en un extremo, o 15 mm si se aplica en ambos lados. La figura 2 muestra una representación de la prueba de flexibilidad que se detalla en el artículo 3.15 de la normativa de la FIA [11].

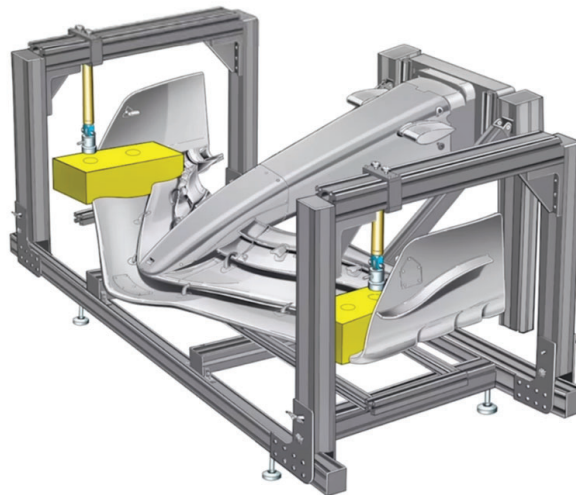


Figura 2: Prueba de flexibilidad de la FIA en bancada. Fuente: Giorgio Piola.

### Pruebas de Impacto y Resistencia

Se deben aplicar simultáneamente dos cargas iguales, cada una equivalente a 3,2 kN verticalmente hacia abajo y 2,2 kN longitudinalmente hacia atrás, a la sección del ala en  $Y = \pm 250$  mm. El vector de carga debe intersectar la superficie superior de la sección del ala entre 75 mm y 200 mm por detrás del borde de ataque del elemento del ala delantera, medido en la dirección X. Las cargas se aplicarán a través de una rótula, utilizando almohadillas rectangulares que midan no más de 100 mm en Y y no más de 200 mm en X, y con la superficie inferior con la forma que coincida con la sección del ala. Se puede utilizar caucho o espuma de 3 mm entre la almohadilla y la estructura de prueba. Las almohadillas deben estar completamente entre 200 mm y 300 mm del plano  $Y = 0$ .

### Geometría

- El volumen de referencia del alerón delantero se extiende desde  $X_F = -1350$  mm hasta  $X_F = -450$  mm (longitud).
- El ancho máximo permitido es hasta  $Y = \pm 900$  mm (ancho total 1800 mm).
- La altura máxima es  $Z = 500$  mm.

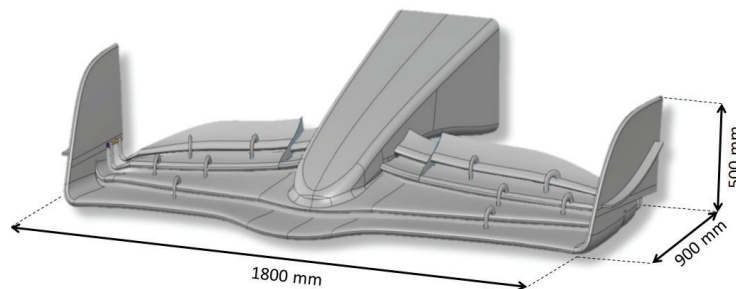


Figura 3: Dimensiones relativas al volumen que especifica la normativa [11].

### 3. DESARROLLO DEL MODELO GEOMÉTRICO

#### 3.1. ELECCIÓN DE PERFILES

La geometría empleada para los cálculos se muestra en la Figura 4:

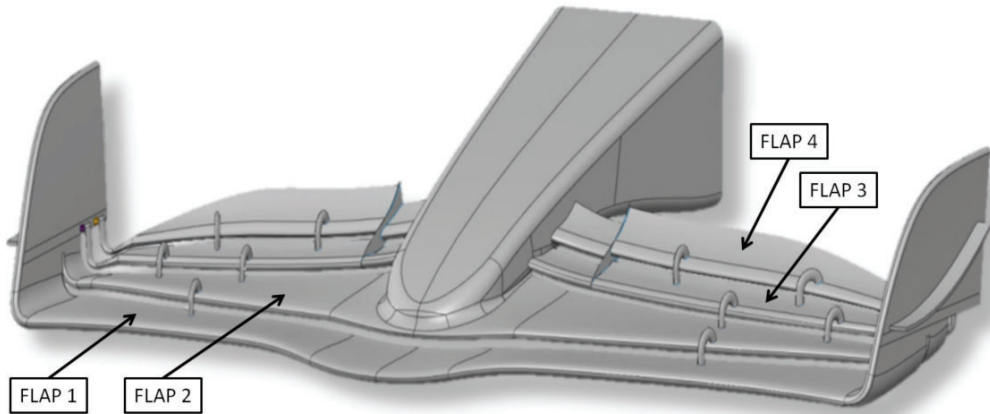


Figura 4: Geometría del alerón con flaps identificados.

Para el diseño de los flaps se han utilizado una serie de perfiles NACA adecuados para generar más o menos lift y drag en la zona que convenga. En los dos primeros flaps desde la parte baja del alerón, se ha optado por unos perfiles NACA 4811 y 5812 respectivamente, los cuales tienen mucha longitud de cuerda y poco espesor, esto les permite generar downforce sin generar mucha resistencia al avance. Por otro lado, en los flaps superiores (3 y 4), se ha optado por perfiles con un mayor espesor, los cuales pueden generar una mayor carga máxima de downforce aunque generen algo más de drag, se han empleado los perfiles NACA 9820 y 9819. En las alas superiores se ha optado por estos perfiles ya que al ser la parte en la que más deformación se debe producir, deben generar la fuerza suficiente para conseguir esa deformación deseada.

Con la combinación de estos cuatro perfiles se ha conseguido un equilibrio óptimo entre generación de carga que pegue el coche al suelo y resistencia al avance.

Las siguientes imágenes muestran los perfiles utilizados:



Figura 5: Perfiles aerodinámicos NACA usados en el alerón.

### 3.2. VOLÚMENES SEGÚN NORMATIVA

Otro factor importante tenido en cuenta para el diseño han sido los volúmenes generales del cuerpo del alerón. Estos han sido especificados en el apartado 2.

Como se muestra en la figura 6, las cotas generales cumplen con los requisitos de la normativa de la FIA, siendo valores menores o iguales a los indicados [11].

Dimensión	Valor del alerón	Valor normativa	¿Cumple?
Longitud	1800 mm	1800 mm	Sí
Altura	338 mm	500 mm	Sí
Ancho	830 mm	900 mm	Sí

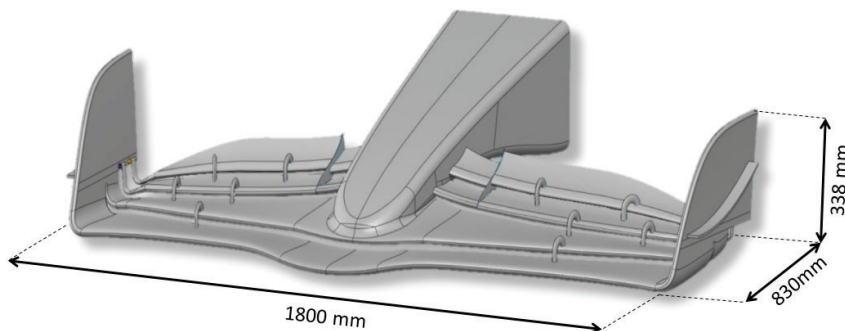


Figura 6: Dimensiones generales del alerón.

### 3.3. INTERACCIÓN ENTRE FLAPS

El análisis de la interacción entre los flaps es un aspecto de diseño importante, que estudia la influencia de la posición relativa entre los diferentes flaps del alerón delantero en el comportamiento aerodinámico global del conjunto, con el objetivo de maximizar el downforce minimizando el drag y controlando la calidad del flujo aguas abajo para no penalizar otros elementos aerodinámicos del monoplaza (por ejemplo, el suelo o las entradas de refrigeración de los pontones). Los cálculos de este apartado se muestran de forma detallada en el Anexo C.

El diseño del alerón delantero se basa en un conjunto de perfiles en cascada, donde el flap superior ayuda a retrasar el desprendimiento de la capa límite en el flap inmediatamente inferior cuando aumenta el ángulo de ataque. Este efecto se consigue mediante un hueco (gap) entre flaps que acelera el flujo a través de él, reduciendo la presión local y evitando el desprendimiento prematuro de la capa límite en el borde de salida del flap inferior (El esquema de la figura 7 muestra este efecto).

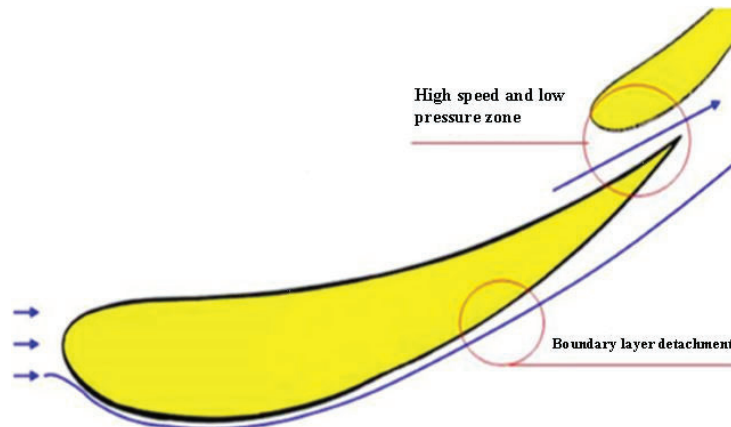


Figura 7: Condiciones de contorno del análisis de optimización.

De este modo, se consigue:

- Trabajar con ángulos de incidencia mayores sin pérdida brusca de sustentación.
- Redirigir la estela turbulenta hacia zonas donde su impacto sea mínimo.
- Ordenar el flujo hacia la parte central y trasera del vehículo.

Para que el efecto cascada sea efectivo, el **overlap**  $R$  y el **gap**  $G$  entre flaps consecutivos no pueden escogerse arbitrariamente. A partir de recomendaciones experimentales de la bibliografía [2], en el Anexo C se adoptan, como punto de partida, las siguientes relaciones geométricas:

- $R$  (*overlap*):  $\approx 2\%$  de la suma de las cuerdas de los dos perfiles.
- $G$  (*gap*):  $\approx 2-3\%$  de la suma de las cuerdas de los dos perfiles.
- Ángulo máximo de solapa entre  $25^\circ$  y  $33^\circ$ .

Tomando las cuerdas de los cuatro perfiles del alerón ( $C_1 = 222,72$  mm,  $C_2 = 205,54$  mm,  $C_3 = 110,77$  mm,  $C_4 = 114,51$  mm), en el Anexo C se calculan los valores teóricos de  $R$  y  $G$  para cada par de flaps (1-2, 2-3 y 3-4), así como los ángulos relativos considerados, que servirán como base para el estudio numérico posterior.

### 3.3.1. Estudio CFD de la interacción entre flaps

A partir de estos valores iniciales, en el Anexo C se realiza un estudio bidimensional mediante CFD para analizar cómo afecta la variación de la separación entre los flaps a las cargas aerodinámicas individuales (en cada ala) y a la carga total del alerón delantero. Se definen seis configuraciones de referencia, en las que se modifican las distancias entre flaps inferiores, centrales y superiores (véase descripción de casos y tablas comparativas en el Anexo C).

La tabla correspondiente del Anexo C recoge, para cada caso, los coeficientes de *lift* (*downforce*) y *drag* de cada flap y del conjunto. A partir de estos resultados se observa que:

- Las configuraciones 1 y 6 proporcionan el mejor compromiso *downforce*/*drag*, presentando mayor carga vertical para una resistencia al avance similar.

- El flap 4 muestra una mejora sensible cuando se introduce una pequeña separación adicional respecto al flap 3, asimismo, la estela del flap 3 se hace menos turbulenta y se acopla de forma más ordenada al contorno del flap 4, incrementando su eficiencia.

En el Anexo C se comparan en detalle las configuraciones 1 y 6. Aunque las mejoras en *lift* y *drag* de los flaps 1, 2 y 3 son pequeñas, el flap 4 presenta un incremento de *lift* del orden del 2,5% en el caso 6, a costa de un aumento moderado de *drag* ( $\approx 1,2\%$ ). Este incremento de resistencia se considera poco relevante, puesto que el flap 4, a alta velocidad, reduce su ángulo de ataque debido a la deformación del alerón, disminuyendo así su contribución al *drag* total (véanse tablas comparativas en el Anexo C).

### 3.3.2. Interpretación física por flap y por configuración

En el Anexo C se analiza, además, el comportamiento aerodinámico óptimo de cada flap en las distintas configuraciones:

- **Flap 1:** su mejora proviene principalmente de una interacción más favorable con el efecto cascada global del conjunto, que le permite trabajar a mayor incidencia y con mejor adherencia del flujo.
- **Flap 2:** obtiene sus mejores prestaciones en la **configuración 4**, donde existe más espacio bajo el flap 2 (por su separación del flap 1) y menos sobre él (por su proximidad al flap 3). Esta distribución hace que el flujo se acelere más por la parte superior que por la inferior, incrementando el gradiente de presión y, por tanto, el downforce (véase comparación de velocidades de flujo en el Anexo C).
- **Flap 3:** se ve favorecido en la **configuración 3**, con mayor separación respecto al flap 2 y menor respecto al flap 4. El mecanismo es análogo al del flap 2: mayor velocidad del flujo en el extradós que en el intradós, con el consiguiente aumento del gradiente de presión y de la carga vertical.
- **Flap 4:** alcanza sus mejores resultados también en la **configuración 3**, gracias a la separación específica entre los flaps 3 y 4. Esto permite que el flujo procedente del flap 3 se organice y se adhiera mejor a la cara inferior del flap 4, reduciendo la turbulencia en la estela del flap 3 (véase figura de turbulencia flaps 3–4 en el Anexo C).

El análisis de cada una de las **configuraciones 1–6** del Anexo C permite extraer las siguientes conclusiones cualitativas:

- **Configuración 1 (flaps próximos):** presenta la menor resistencia al avance y una elevada carga aerodinámica. La fuerte interacción entre flaps genera un efecto cascada marcado, retrasando la separación de la capa límite. Las distribuciones de presión y de velocidad muestran diferencias claras entre intradós y extradós y un flujo muy acelerado en los huecos entre flaps.
- **Configuración 2 (flaps muy separados):** los flaps prácticamente no interactúan entre sí y cada uno genera su propia estela independiente. Esto reduce el efecto cascada y se traduce en una caída significativa del *downforce*, mientras que el *drag* se mantiene similar o ligeramente superior a la configuración 1, resultando claramente desfavorable.

- **Configuración 3 (flaps inferiores separados, superiores próximos):** el primer flap, más separado, pierde parte de su efecto favorable (aumenta su turbulencia y su contribución a contrarrestar el *drag*), y el segundo flap deja de beneficiarse plenamente del efecto cascada con el primero. Los flaps 3 y 4 se comportan de forma más próxima a la configuración 1, aunque con un efecto cascada debilitado. Globalmente, mejora respecto a la configuración 2, pero con un rendimiento inferior a las mejores opciones.
- **Configuración 4 (inferiores separados, centrales y superiores próximos):** respecto a la 3, únicamente se modifica la separación entre los flaps 2 y 3. El efecto de esta variación es principalmente un **reparto distinto del *downforce* y el *drag* entre el flap 2 y el 3**, sin apenas cambiar la carga total del alerón (véanse las diferencias de coeficientes en el Anexo C).
- **Configuración 5 (inferiores próximos, superiores separados):** se asemeja más a la configuración 1 en lo relativo a los flaps inferiores, que sí generan un efecto cascada apreciable. Los flaps superiores, al estar más separados, pierden parte de la interacción beneficiosa, con un rendimiento intermedio.
- **Configuración 6 (inferiores próximos, centrales juntos, superiores separados):** es una modificación de la 5, reduciendo la separación entre los flaps 2 y 3. En esta configuración la interacción entre los cuatro flaps resulta especialmente sensible a la distancia entre los flaps centrales. Se identifican dos “grupos” (1–2 y 3–4) cuya interacción mutua se ve fuertemente condicionada por el *gap* central. Al acercar los flaps 2 y 3, los flaps inferiores se benefician más del efecto aguas abajo de los flaps superiores, mejorando el rendimiento global frente a la configuración 5 (véanse las variaciones de cargas en el Anexo C).

A la vista de todos estos resultados, en el Anexo C se concluye que la **configuración más óptima** es la correspondiente a la **Configuración 6**, con el cuarto flap más separado del tercero y los centrales más próximos. Esta disposición proporciona:

- Mayor *downforce* total para una resistencia al avance similar al resto de configuraciones.
- Un reparto de *drag* más favorable: se reduce el *drag* en los flaps inferiores “estáticos” y aumenta en los flaps superiores “dinámicos”, cuyo ángulo de ataque disminuye a alta velocidad debido a la deformación del alerón, atenuando su contribución a la resistencia.

### 3.3.3. Análisis de sensibilidad del gap ( $G$ )

Una vez fijada la distribución óptima relativa entre flaps, en el Anexo C se realiza un **análisis de sensibilidad del gap**  $G$  con el objetivo de refinar el valor recomendado por la bibliografía (2–3% de la cuerda) y encontrar el intervalo más adecuado para este alerón delantero concreto. Para ello se simulan varias configuraciones variando  $G$  entre el 1,5% y el 3% de la cuerda del perfil inferior.

Las tablas correspondientes del Anexo C (resultados 2D por flap y el conjunto) muestran que:

- Los casos con gap del 1,5% y 2% destacan por ofrecer mayor *downforce* con un *drag* similar, por lo que se consideran los más prometedores.
- El ordenamiento de las configuraciones de mejor a peor comportamiento confirma la superioridad relativa de estos dos valores de  $G$ .

La comparación detallada entre los casos de  $G = 1,5\%$  y  $G = 2\%$  pone de manifiesto que:

- En *lift* (*downforce*), el caso con  $G = 2\%$  presenta mejores prestaciones en los flaps 2, 3 y 4, mientras que en el flap 1 las diferencias no son significativas.
- En *drag*, el caso con  $G = 2\%$  mejora en los flaps 2 y 3, mientras que para los flaps 1 y 4 el comportamiento es algo mejor con  $G = 1,5\%$ , aunque con diferencias moderadas.
- El flap 4 vuelve a ser especialmente sensible a este parámetro: con  $G = 2\%$  su *lift* aumenta en torno a un 3%, a costa de un incremento de aproximadamente un 2,25% en *drag*. Este aumento de resistencia vuelve a considerarse poco crítico debido a la reducción de ángulo de ataque de los flaps superiores a alta velocidad.

A la luz de estos resultados, el Anexo C concluye que, dentro del rango estudiado (1,5 - 3%), el **gap óptimo es del 2%**, manteniendo un **overlap**  $R = 2\%$ . El caso con  $G = 2,2\%$  ofrece un *downforce* elevado pero con mayor *drag*, de modo que se descarta como solución final.

En resumen, el Anexo C muestra que el rendimiento del alerón delantero está fuertemente condicionado por la **interacción entre flaps** a través del efecto cascada y por la elección precisa de las separaciones  $R$  y  $G$ . El estudio CFD realizado demuestra que la **Configuración 6** con  $R = 2\%$  y  $G = 2\%$  como la solución que proporciona el mejor compromiso entre carga aerodinámica, resistencia al avance y calidad del flujo aguas abajo.

## 4. MATERIALES

### 4.1. SÓLIDOS

La tabla 1 muestra las propiedades mecánicas del material usado en los análisis [7] [13].

Material	Módulo de young		Módulo de poisson	Densidad	Modulo Cortante	Resistencia a compresión		Resistencia a tracción		Resistencia a cortadura
	$E_{11}$ [GPa]	$E_{22}$ [GPa]	$\nu_{12}$	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$G_{12}=G_{13}=G_{23}$ [GPa]	$X_{11}$ [MPa]	$X_{22}$ [MPa]	$X_{t11}$ [MPa]	$X_{t22}$ [MPa]	S [MPa]
Carbon fibre UD	127	8	0.3	1500	6.1	656	169	1926	29	34

Material	Módulo de Young		Módulo de Poisson	Densidad	Resistencia a compresión	Resistencia a tracción	Resistencia a cortadura
	$E_T$ [MPa]	$E_C$ [MPa]	$\nu_{12}$	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$X_C$ [MPa]	$X_T$ [MPa]	$X_S$ [MPa]
Espuma rígida de Poliuretano	143	123	0.21	110	1.9	2	1.5

Material	Módulo de Young	Módulo de Poisson	Densidad	Limite elástico
	E [GPa]	$\nu_{12}$	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$R_{p0.2}$ [MPa]
Titanio	110	0.33	4430	828

(La espuma rígida de poliuretano ha sido simplificada como un material elástico lineal, ya que su uso en el análisis es solo para transmisión de esfuerzos al composite)

Tabla 1: Propiedades mecánicas de los materiales del análisis

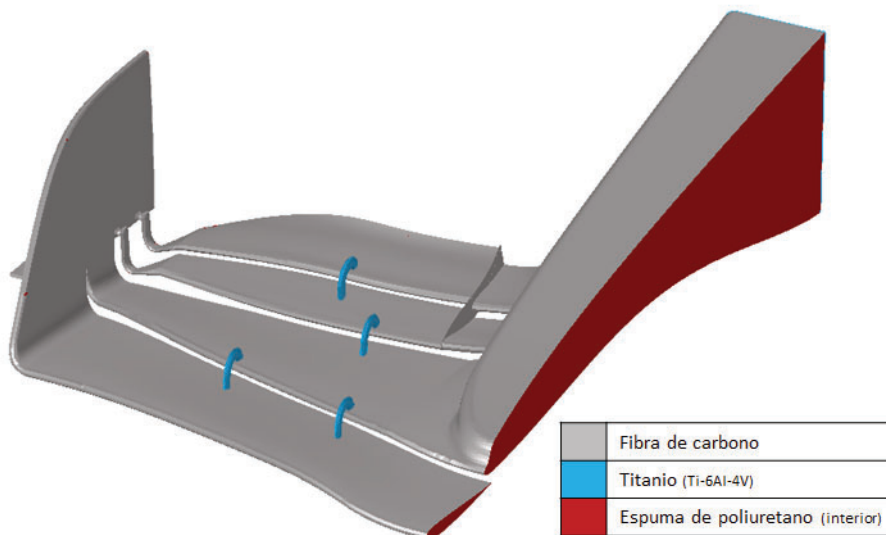


Figura 8: Materiales del alerón

## 4.2. FLUIDOS

La Tabla 2 muestra las propiedades del fluido utilizado en los análisis.

Material	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	Temperatura de referencia [K]	$\mu$ [kg/ms]
Air	1.2	294	1.78e-05

Tabla 2: Propiedades del fluido

La densidad del aire ha sido calculada con la presión de referencia a nivel del mar, a una temperatura de servicio de 21°C:

Presión = 101325 Pa

Densidad = 1,2 kg/m<sup>3</sup> (calculada con la ley de gases ideales  $\rho = \frac{P}{RT}$  y  $R = 287,05$  J/(kg K))

## 5. DESCRIPCIÓN Y CONVERGENCIA DE MALLA CFD

El mallado es el proceso en el que se realiza la discretización del modelo. Se trata de la división del dominio continuo en elementos más pequeños y simples. Este proceso es fundamental para transformar un problema definido por ecuaciones diferenciales parciales (EDP) en un sistema de ecuaciones algebraicas que puede ser resuelto numéricamente.

En el mallado se especifican varios parámetros para refinar bien el modelo, diferenciando las zonas importantes de estudio de las que no son tan relevantes. En un análisis FEA o CFD, cuanto más fina sea la malla (más elementos contenga), con más precisión se puede estudiar cada punto del modelo, pero esto produce un gasto computacional importante, por lo que se debe optimizar lo máximo posible para llegar a un compromiso entre exactitud y convergencia de los resultados, y tiempo de cálculo.

En este apartado, se ha analizado la convergencia de la malla, para asegurar que la malla utilizada en los diferentes análisis de este proyecto es adecuada para conseguir unos resultados precisos y rigurosos. En los siguientes subapartados se indican los resultados del análisis de convergencia de los diferentes tipos de mallas utilizados y los parámetros de las mallas finales empleadas en los análisis.

### 5.1. MALLA DE ANÁLISIS FLUIDODINÁMICOS

Las mallas para los análisis fluidodinámicos tienen características diferentes a otros análisis, en estos la zona que más refinamiento suele necesitar son las paredes, donde el fluido interactúa con las superficies produciendo desprendimientos y turbulencias que son más complejas de caracterizar. Por ello, en las mallas de este análisis la zona más refinada es la de las paredes del alerón, ya que es la zona de estudio donde nos interesa que los resultados sean más precisos.

Para asegurar este nivel de precisión, se ha realizado un estudio de convergencia de malla, en el que se han creado varias mallas variando el nivel de refinamiento, los tipos de elementos y las técnicas de mallado. El grupo de mallas para el estudio recoge cuatro mallas tetraédricas variando el refinamiento del alerón desde un mallado fino que da como resultado una malla de casi 15 millones de elementos, hasta una con un refinamiento más grueso con casi 2 millones de elementos. Además, también se han incluido dentro del grupo de estudio dos mallas poliédricas con inflación aplicada en las paredes para un mejor detalle del desprendimiento de la capa límite en las paredes del alerón. Aquí se plantea el primer reto, ya que al tratarse de un análisis aeroelástico con interacción fluido-estructura, este tipo de análisis tiene una serie de requisitos como es el uso de la malla dinámica, que como se explicará más adelante, no permite el uso de elementos poliédricos ni de inflación en las paredes. Por tanto, para conseguir una malla apta para este análisis, esta debe tener la precisión en las paredes de una malla con inflación, unos valores de calidad de malla al nivel de los de las mallas poliédricas, pero usando solo elementos tetraédricos.

A continuación se muestran los resultados de este estudio de convergencia:

Analizando los valores de lift y drag de las diferentes mallas tetraédricas, se muestra que las mallas 1 y 2 presentan una desviación mayor de valores respecto a las mallas 3 y 4 más refinadas, por lo que existe un porcentaje de error mayor, sobre todo en los flaps 1 y 2 que tienen más superficie aerodinámica. De entre las mallas tetraédricas, la que mejores resultados da respecto al coste computacional es la malla 3 de 6,15 millones de elementos, dado que no presenta mejores resultados que la malla 4 aún teniendo ésta última más del doble de elementos. En las gráficas 9 y 10 se muestran los valores obtenidos en las mallas:

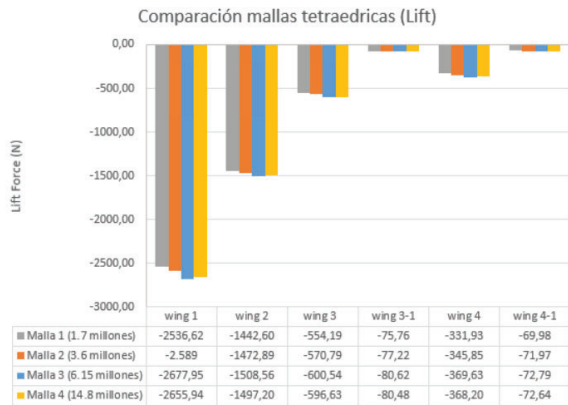


Figura 9: Comparación entre mallas tetraédricas (lift)

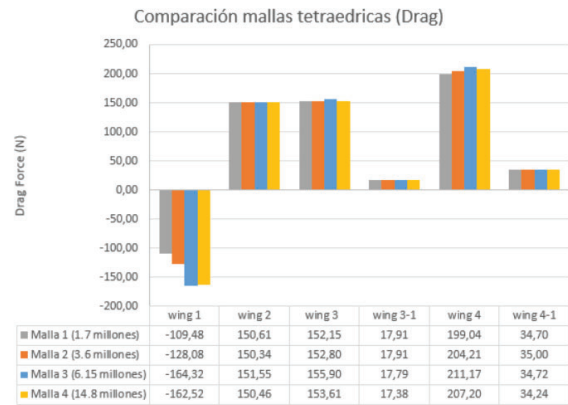


Figura 10: Comparación entre mallas tetraédricas (drag)

Analizando los valores de lift y drag de ambas mallas poliédricas, se muestra que las dos mallas presentan valores muy similares. De esto se deduce que la precisión de los resultados obtenidos depende más del nivel de refinado en las caras del alerón que del refinado general de la malla. Como en estas mallas se ha aplicado inflación en las caras del alerón, el tamaño de elemento y el nivel de refinamiento en esas caras no tienen tanto efecto. Eso se ve reflejado en las gráficas, en las que los resultados de una malla y los de la otra con 3,4 veces más de elementos no varían significativamente. De estos resultados se puede afirmar que las mallas con inflación producen resultados más precisos, por lo que para el análisis FSI se debe conseguir una malla tetraédrica con un nivel de refinamiento similar al de las mallas con inflación. En las gráficas 11 y 12 se muestran los valores obtenidos en ambas mallas:

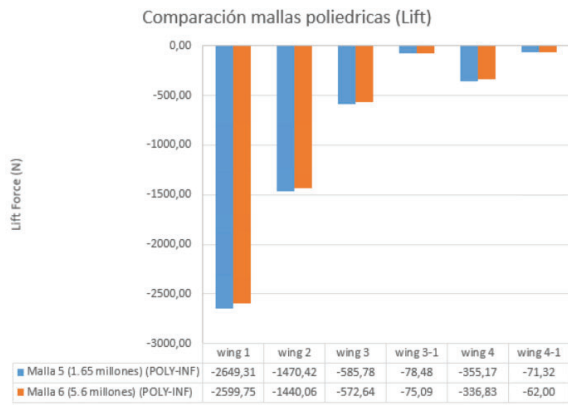


Figura 11: Comparación entre mallas poliédricas (lift)

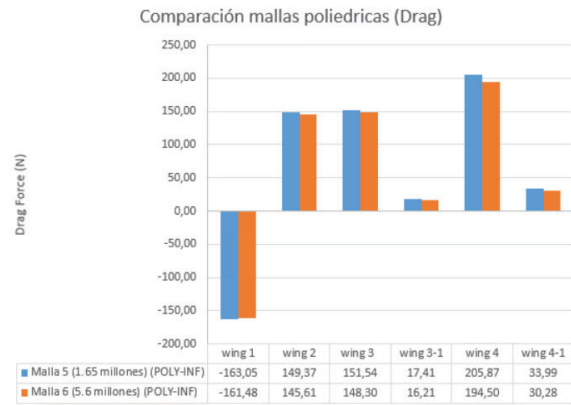


Figura 12: Comparación entre mallas poliédricas (drag)

Por último, se han comparado los resultados de todas mallas en conjunto, para contrastar el nivel de refinamiento en todas las mallas con la precisión obtenida en cada una de ellas.

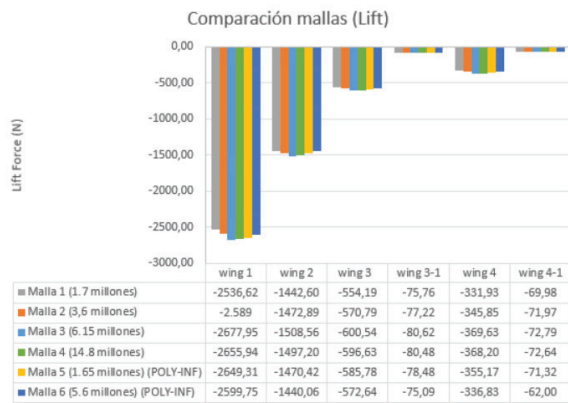


Figura 13: Comparación entre mallas (lift)

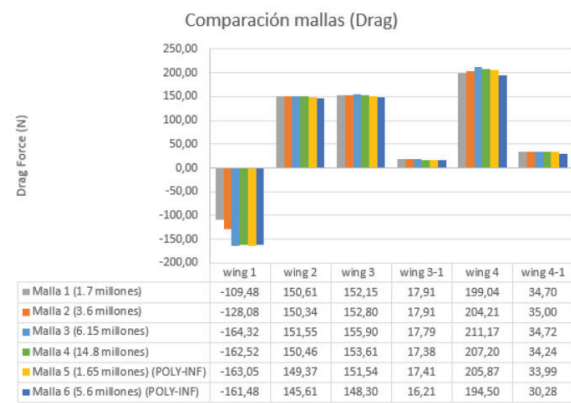


Figura 14: Comparación entre mallas (drag)

Los resultados muestran que las mallas tetraédricas 1 y 2 tienen una precisión en los resultados similar a la de las mallas poliédricas con inflación por tanto son válidas para obtener unos resultados fiables en el análisis. Por otro lado, como se ha mencionado anteriormente, la malla tetraédrica 4 con 14,8 millones de elementos no presenta una mejora significativa respecto a la malla 3 de 6,15 millones de elementos, por lo que la malla ideal para realizar el análisis manteniendo un equilibrio entre coste computacional y precisión es la malla 3.

El anexo D describe todos los parámetros y configuraciones ajustados para la creación de la malla fluidodinámica final utilizada en los análisis de este proyecto.

## 6. OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DEL COMPOSITE

En la Fórmula 1, la optimización de cada componente es crucial. El alerón delantero, indispensable para conseguir alta carga aerodinámica con un buen balance, se beneficia enormemente de la optimización topológica aplicada a los materiales compuestos.

Esta técnica avanzada permite:

- Maximizar la rigidez con el mínimo peso.
- Adaptar la estructura a deformaciones concretas.
- Explorar diseños innovadores.

Mediante simulación FEM, se realizan iteraciones con diferentes distribuciones de material con el objetivo de obtener un diseño óptimo, mejorando el rendimiento, la seguridad y reduciendo costes.

En este apartado, se detalla el proceso de optimización topológica, mostrando cómo esta técnica revolucionaria el diseño de alto rendimiento.

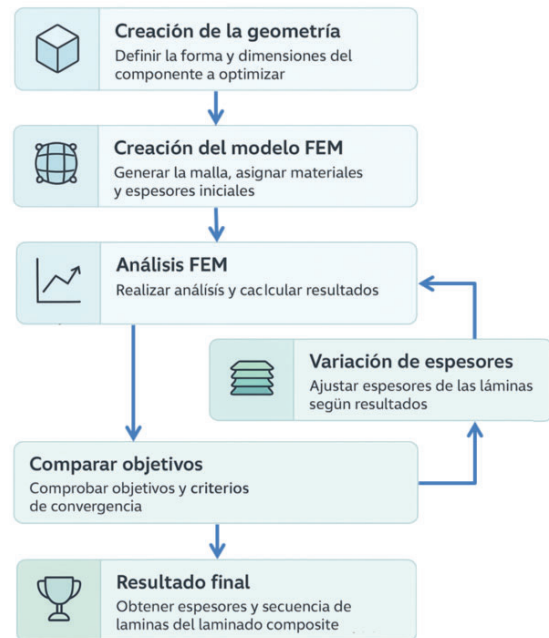


Figura 15: Diagrama de optimización FEM

En la figura 15 se muestra un diagrama que siguen los programas FEM para la optimización.

### 6.1. DESCRIPCIÓN DEL MODELO

La distribución inicial de los laminados del composite se muestra en la figura 16. Esta distribución de espesores supone el punto inicial para la optimización.

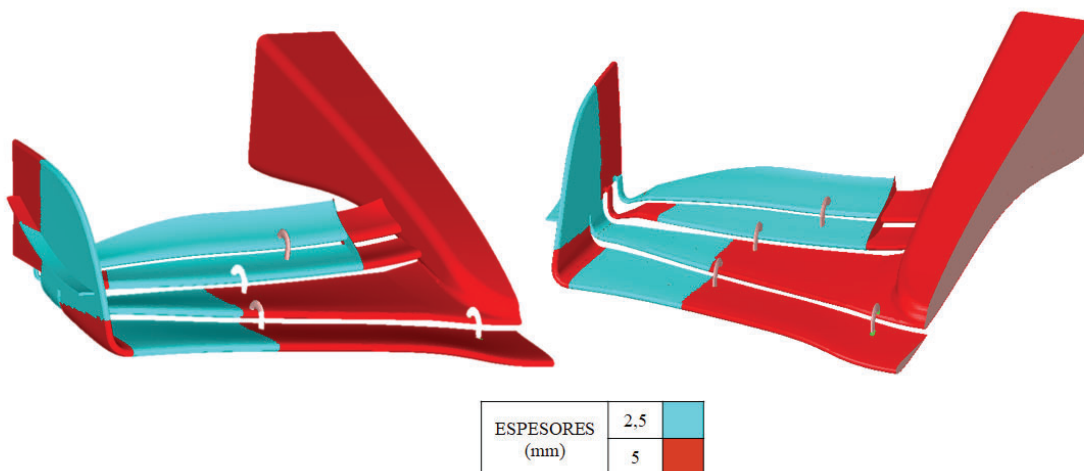


Figura 16: Espesores iniciales para la optimización.

La optimización ha sido desarrollada mediante el método de elementos finitos (FEM). Los programas usados han sido **Hypermesh** para el pre-procesador, **OptiStruct** para el “Solver” e **Hyperperview** para el post-procesador.

El modelo FEM se ha generado utilizando elementos 2D para el composite y 3D para el *foam* del interior del alerón. La longitud característica del borde del elemento es de aproximadamente 5 mm. El modelo FEM se construye utilizando las siguientes entidades NASTRAN:

- **Elementos QUAD4 / TRIA3:** Utilizados para modelar el composite.
- **Elementos HEX8 / PENTA6 / TETRA4:** Utilizados para modelar el *foam* del interior del alerón.

## 6.2. CONDICIONES DE CONTORNO

La figura 17 muestra una vista general del modelo FEM del alerón y las condiciones de contorno aplicadas. En el plano medio del alerón se ha aplicado una condición de contorno, y en la parte que se une con el chasis del monoplaza se han restringido todos los giros y desplazamientos.

Las cargas aplicadas en el modelo para la optimización han sido estimadas mediante un primer cálculo CFD estático, para tener una referencia desde la que partir en el cálculo. Tras obtener las cargas reales mediante el cálculo FSI, se volverá a realizar el proceso de optimización para ajustar completamente el diseño.

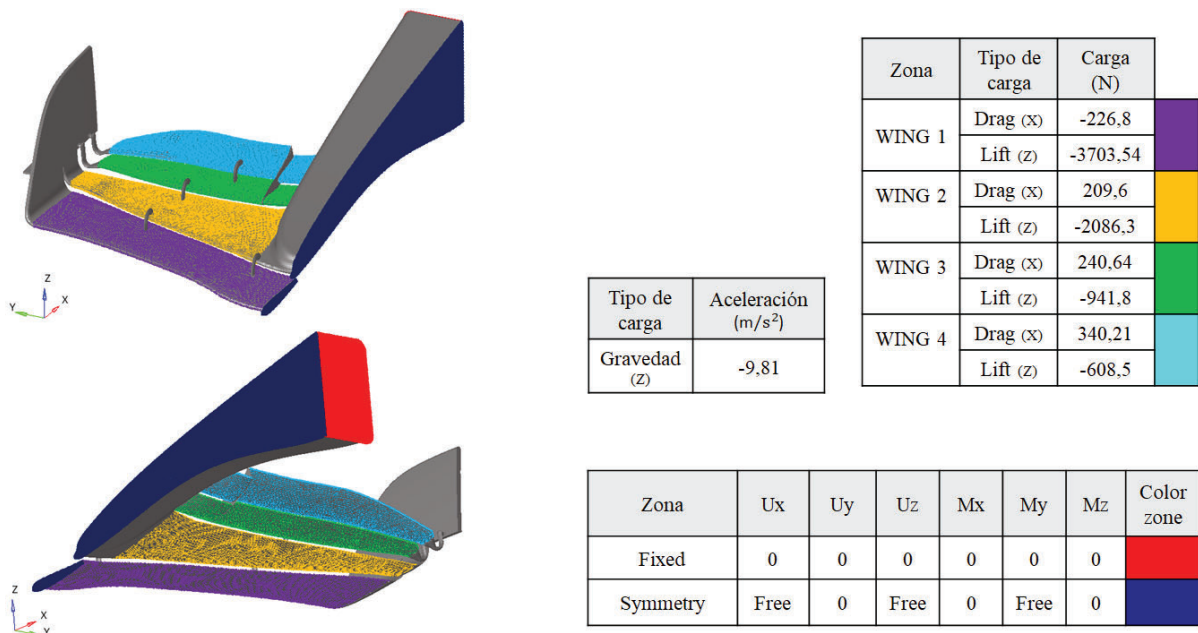


Figura 17: Condiciones de contorno del análisis de optimización.

### 6.3. RESTRICCIONES DE DISEÑO

Mediante *Optimization responses* y *Optimization constraints*, se definen los parámetros que el solver utiliza para evaluar el diseño durante el proceso de optimización. Estas condiciones de diseño son cruciales porque representan el comportamiento del modelo bajo las condiciones de carga y restricciones definidas, y sirven como base para que el algoritmo de optimización tome decisiones sobre cómo modificar las variables de diseño para mejorar el diseño.

Las restricciones de diseño en OptiStruct pueden ser de varios tipos, incluyendo:

- **Peso/Masa:** La masa total de la estructura. Es común minimizar el peso en problemas de optimización estructural.
- **Volumen:** El volumen total del material utilizado.
- **Desplazamientos:** El desplazamiento en nodos específicos o el desplazamiento máximo en toda la estructura.
- **Tensiones:** Las tensiones en elementos específicos o la tensión máxima en toda la estructura.
- **Frecuencias Naturales:** Las frecuencias naturales de vibración de la estructura.
- **Cumplimiento (Compliance):** Una medida de la rigidez de la estructura, que es el inverso de la flexibilidad. Minimizar el cumplimiento equivale a maximizar la rigidez.
- **Índices de Fallo:** Como el índice de Tsai-Wu para materiales compuestos, que indica la proximidad al fallo del material.
- **Fuerzas de Reacción:** Las fuerzas en los puntos de apoyo o en las conexiones.
- **Energía de Deformación:** La energía almacenada en la estructura debido a la deformación.

Para la optimización del composite del alerón se han definido **tres condiciones principales:**

#### 1. Desplazamiento máximo en la punta del flap

Se controla el desplazamiento en dirección vertical (eje Z) en la punta del flap superior, fijando un rango de entre 33 y 35 mm. Este valor no es arbitrario: corresponde al punto en el que la parte deformable del flap se alinea con la parte fija del alerón bajo carga. De este modo, la deformación del alerón se utiliza de forma controlada para mantener el rendimiento aerodinámico en el rango deseado.

Esta condición se implementa mediante una respuesta de desplazamiento (tarjeta DRESP1) y una restricción de diseño (DCONSTR) que acota el valor mínimo y máximo permitido.

#### 2. Minimización de la masa

La **masa total** del laminado se establece como función objetivo a minimizar. El solver busca reducir el peso del alerón modificando el espesor del composite en diferentes regiones, siempre que se cumplan simultáneamente las demás restricciones (desplazamiento objetivo e índice de fallo).

En la práctica, esto se traduce en eliminar material allí donde no aporta rigidez significativa y mantener o incrementar el espesor donde las exigencias estructurales son mayores.

### 3. Índice de fallo Tsai-Wu

Dado que el alerón está fabricado en material compuesto, resulta crítico garantizar que el laminado no alcance el fallo bajo las cargas de diseño. Para ello se utiliza el **criterio de fallo Tsai-Wu**, definiendo un **índice máximo igual a 1**. Si el índice de Tsai-Wu supera la unidad en un elemento, se considera que el material ha alcanzado el umbral de fallo.

Se incluyen de nuevo una respuesta de diseño (Tsai-Wu) y una restricción asociada que limita el valor máximo permitido, obligando al algoritmo a redistribuir material si en alguna región se excede el límite de seguridad.

La configuración de estas condiciones de diseño y la convergencia de ellas en el proceso de optimización se encuentran explicadas con más detalle en el Anexo B de este proyecto. Tal como se describe, las condiciones de diseño convergen adecuadamente para el resultado de diseño esperado, lo que asegura unos buenos resultados en el modelo. El modelo resultante se presenta en el apartado que sigue a continuación.

## 6.4. RESULTADOS MODELO OPTIMIZADO

Las siguientes imágenes muestran una visión global del modelo topográfico optimizado de las láminas de composites del alerón. En ellas se muestra la distribución por zonas de los diferentes espesores del laminado del composite.

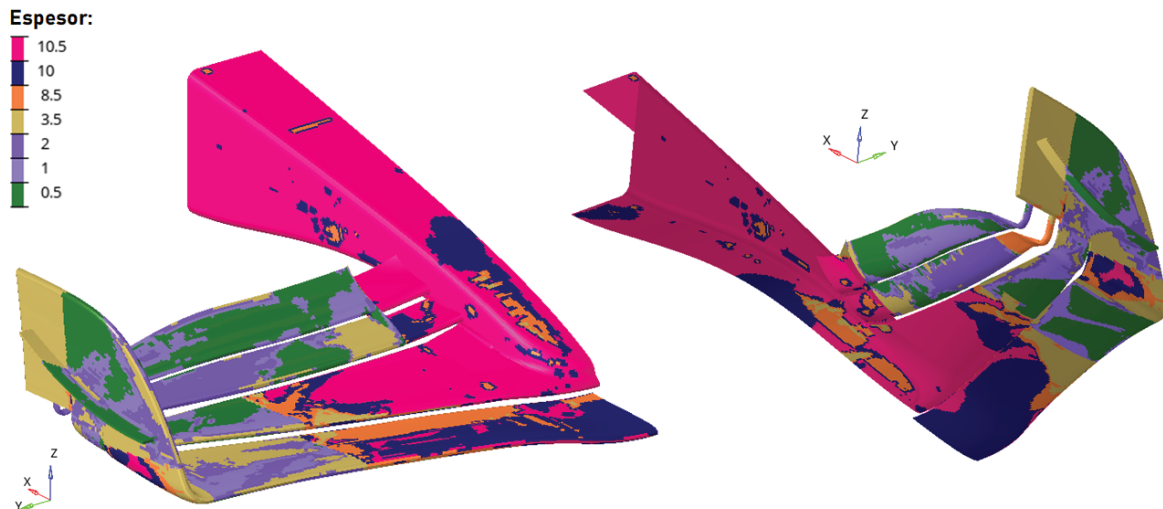


Figura 18: Distribución de espesores en el laminado del composite del alerón.

Para una mejor visualización de todas las zonas del alerón se muestran en la figura 19 las proyecciones ortogonales del alerón:

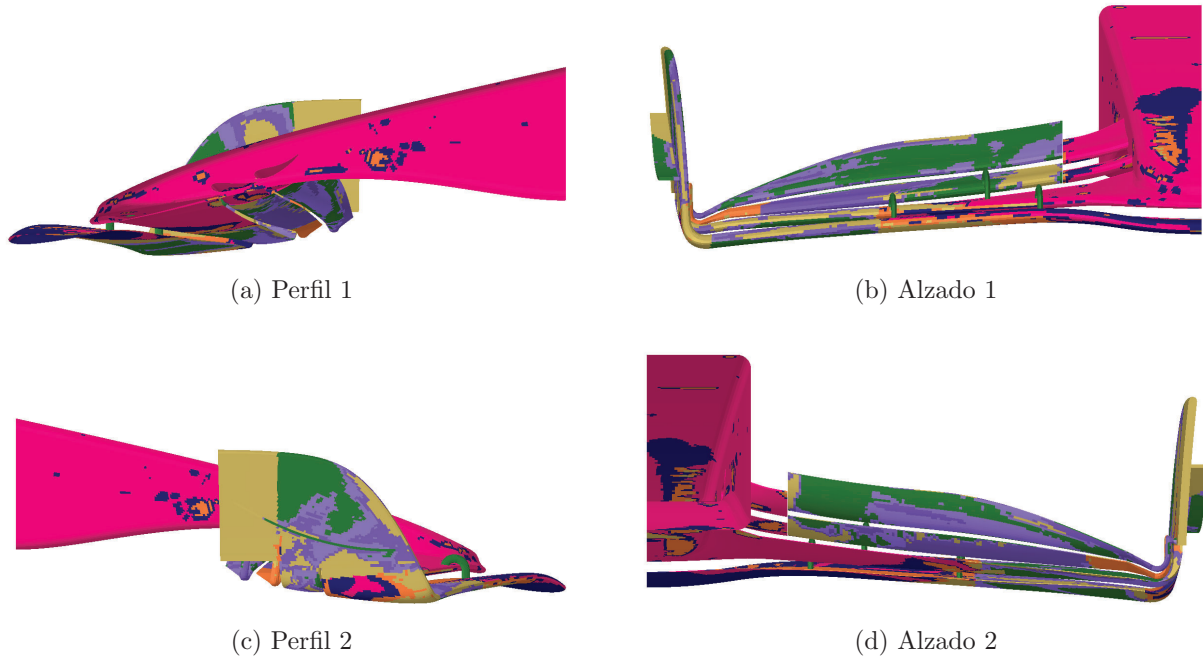


Figura 19: Vistas del modelo optimizado.

La fabricación de laminados de composite con materiales continuos, en lugar de trozos pequeños, es esencial para garantizar la integridad estructural. Los laminados continuos permiten una transmisión de esfuerzos uniforme, maximizando la resistencia y rigidez al evitar discontinuidades que actúan como puntos de concentración de esfuerzo. Esto asegura una mayor durabilidad y fiabilidad, crucial en aplicaciones donde la seguridad es primordial. Además, el control preciso de la orientación de las fibras, posible solo con laminados continuos, permite adaptar las propiedades del material a las necesidades específicas, resultando en un rendimiento superior y predecible.

A raíz de esto, aunque los resultados de la optimización topológica pueden mostrar que lo más eficiente estructuralmente son pequeñas zonas con diferentes espesores de laminado, estas configuraciones no son realizables en la práctica. Por ello, se han simplificado y agrupado las zonas de diferentes espesores, de modo que se puedan fabricar utilizando láminas de composite más largas y continuas, facilitando así el proceso de fabricación y asegurando la calidad estructural del componente.

A continuación la figura 20 muestra el modelo simplificado con la distribución de espesores de laminado del composite:

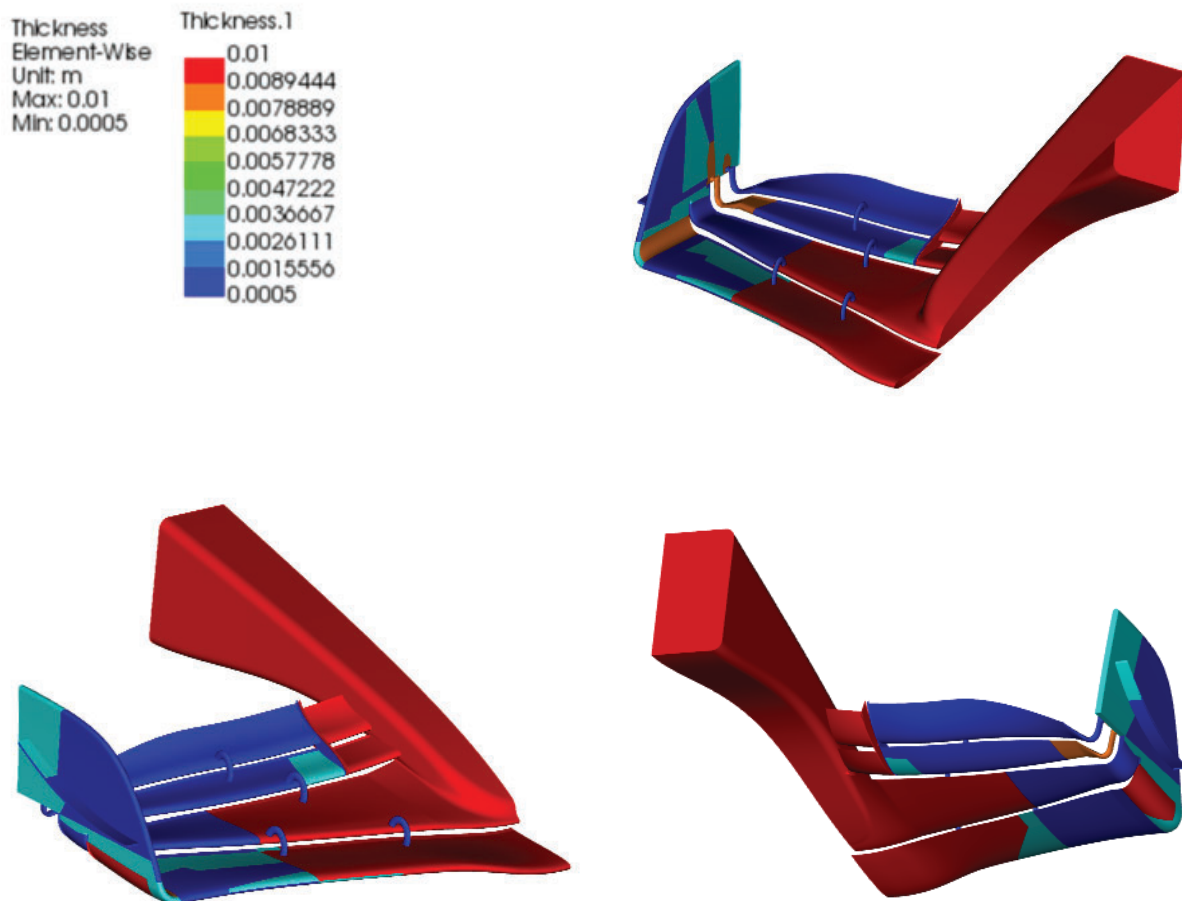


Figura 20: Regiones de espesores de composite simplificadas

## 7. ANÁLISIS FLUIDO - ESTRUCTURA (FSI)

El comportamiento elástico del alerón bajo la variación de cargas aerodinámicas hace que este no siga ningún principio teórico ni práctico que prediga la carga que generará, ya que, esta depende del ángulo de ataque de cada flap, los cuales varían en todo momento según la estructura del propio alerón.

Conociendo esta problemática, se ha llevado a cabo el estudio de interacción fluido-estructura para estudiar en cada instante, la carga producida por el alerón en cada zona, y cómo afecta esa carga en la propia estructura. La carga producida por el alerón no es estática, sino cuasi-estática, esto es debido a que en el momento que se aplica la carga, esa presión inicial comienza a deformar cada flap, disminuyendo sus ángulos de ataque y por lo tanto la carga producida. Esto se traduce en que, desde que se aplica la carga hasta que se estabiliza, el cálculo se debe adaptar, regulando esa deformación que se produce en cada flap. Por ello esta clase de cálculo se realiza de forma iterativa, realizando varias iteraciones y calculando las deformaciones estructurales producidas por las fuerzas aerodinámicas que se han leído en la geometría deformada de la iteración anterior. De esta forma, tras varias iteraciones, se llega a un estado de equilibrio entre cargas y deformaciones para cada instante.

Los cálculos de interacción fluido-estructura son computacionalmente más costosos que un cálculo normal, dado que se debe calcular de forma simultánea dos clases de cálculos: estructural y fluido-dinámico, y acoplarlos entre ellos, realimentándose de uno a otro. La forma más precisa de estudiar el comportamiento aeroelástico del alerón es con un sistema acoplado transitorio, en el que se analice el comportamiento del alerón mientras varía la velocidad gradualmente de cero al valor máximo de velocidad establecido como objetivo, 350 km/h. Como el alerón va deformando su geometría conforme aumenta la velocidad, para este cálculo es necesario configurar una malla dinámica que se vaya adaptando en todo momento a la geometría del alerón.

Tras valorar los recursos computacionales y el coste de la simulación, se ha escogido una solución intermedia entre precisión y coste computacional. Dado que el cálculo FSI transitorio con malla dinámica es computacionalmente muy costoso, se ha procedido a estudiar con esta técnica de análisis el primer rango de bajas velocidades del alerón, de 0 a 60 km/h, donde es más complejo caracterizar sus desplazamientos al ser más pequeños. Y en el resto del rango de velocidades se ha analizado mediante cálculos cuasiestáticos, realizando iteraciones a varias velocidades concretas para terminar de caracterizar esas curvas de carga frente a velocidad que muestra el comportamiento dinámico del alerón.

A continuación se detalla la configuración de los análisis FSI realizados.

## 7.1. ANÁLISIS FSI TRANSITORIO

### 7.1.1. MODELO FLUIDODINÁMICO

El modelo fluido dinámico es una de las dos partes del sistema que acopla comportamiento aerodinámico con el estructural. Para ello, esta parte se debe acoplar a la retroalimentación que produce la parte estructural. El análisis fluidodinámico debe de ser capaz de amoldar la geometría calculada a la que genere como resultado de las deformaciones del cálculo estructural; por ello es necesario que la malla tenga esa capacidad de adaptación. Se ha utilizado una técnica de mallado llamada mallado dinámico. La malla dinámica tiene una función: adaptarse en cada instante de tiempo a las deformaciones calculadas en la parte dinámica. Toda la creación del modelo está desarrollada con detalle en el Anexo D, aunque en este apartado del proyecto se va a explicar las ideas generales del cálculo realizado.

Antes de comenzar a configurar el modelo fluidodinámico se debe crear una malla inicial sobre la geometría generada en el apartado 3.

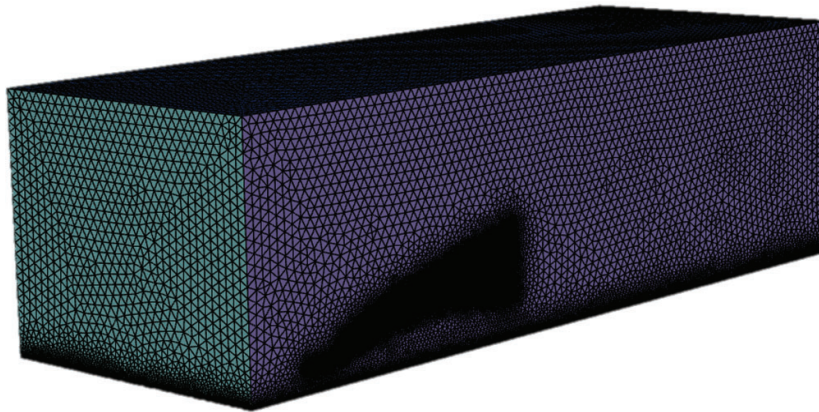


Figura 21: Vista isométrica de la malla

Una vez creada esa malla inicial sobre la que trabajar, se comienza a ajustar todo el modelo. Lo primero que se define son los ajustes generales como la gravedad y otros parámetros necesarios en el cálculo como el solucionador basado en presión para flujos compresibles de baja velocidad en los que la densidad casi no varíe, o el modelo de turbulencia  $k-\omega$  SST que combina lo mejor del  $k-\omega$  en el flujo cercano a las paredes, y el  $k-\epsilon$  en el flujo de la zona alejada a la pared. Posteriormente se han definido las condiciones de contorno, las cuales se describen a continuación:

- **Floor:** Suelo modelado como *moving wall* con la misma rampa de velocidad que la entrada, representando el movimiento relativo del monoplaza respecto al piso.
- **Wall:** Condición de muro en el monoplaza y en las paredes del túnel de viento, donde se aplica el tratamiento viscoso correspondiente al modelo de turbulencia empleado.

- Velocity inlet: Condición de entrada transitoria con rampa lineal de velocidad de 0 a 17 m/s, definida como  $\text{IF}(t < 17 \text{ s}, 0,98 \text{ m/s}^2 \cdot t + 10^{-4} \text{ m/s}, 17 \text{ m/s})$ , evitando velocidad nula inicial y manteniendo un tramo a velocidad constante para analizar la respuesta del sistema.

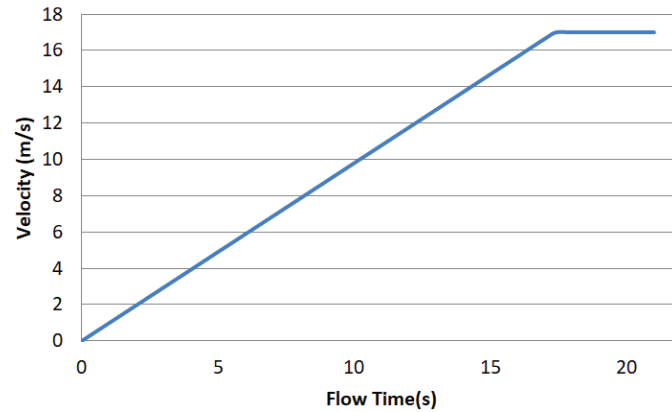


Figura 22: Condición de contorno transitoria de velocidad de entrada

- Pressure outlet: Presión de salida atmosférica, con  $P_{\text{gauge}} = 0 \text{ Pa}$  y  $P_{\text{abs}} = 101325 \text{ Pa}$ .
- Symmetry: En el plano medio se impone condición de simetría, de modo que  $\mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = 0$  y  $\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$ , evitando flujo y gradientes normales de masa, momento y energía.

La figura 23 muestra las zonas de aplicación de las BCs.

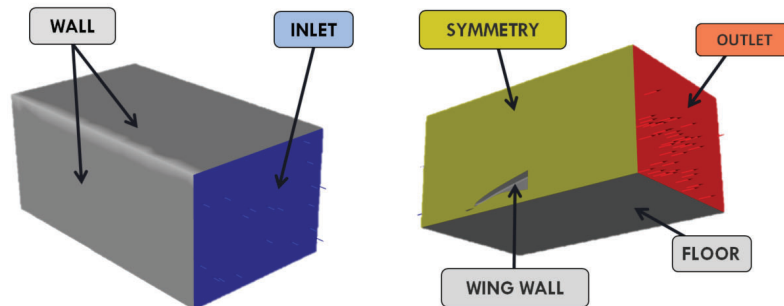


Figura 23: Zonas de aplicación de BCs

Estas condiciones hacen que el modelo sea lo más fiel posible a la realidad. Una vez bien ajustadas las condiciones de contorno, se ajusta la malla dinámica. Para configurar la malla hay que ajustar adecuadamente los parámetros que gobiernan los procesos de smoothing y remeshing. El primero gestiona como se reposicionan los nodos durante el cálculo debido a la deformación de la geometría, y en el caso de no superarse unos valores de calidad de malla establecidos, remeshing realiza un remallado local o general de la malla para reordenarla. En este punto también se definen las superficies que se van a usar en el intercambio de magnitudes físicas.

### 7.1.2. MODELO ESTRUCTURAL

La parte del cálculo estructural es algo menos compleja que la fluidodinámica, debido a que en esta parte la malla no experimenta cambios en la estructura de sus elementos. Al igual que en el apartado anterior, se ha realizado una descripción detallada de todo el proceso de creación del modelo en el Anexo D, pero en esta sección se va a realizar una descripción general de los procesos seguidos.

A partir de la malla creada según el proceso que se describe en el anexo D y con la distribución del laminado del composite creada en el apartado 6, se ha generado el modelo mediante el cual se calcula la geometría deformada que producen las cargas aerodinámicas que produce el alerón.

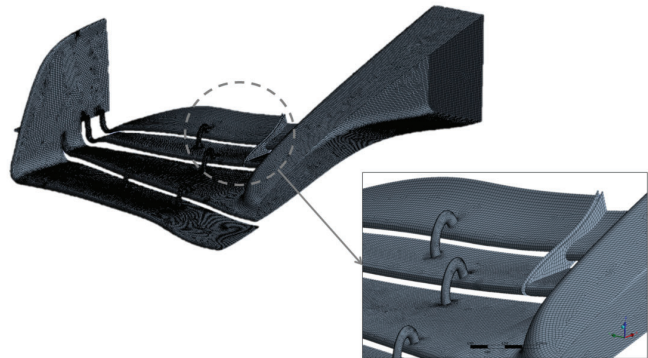
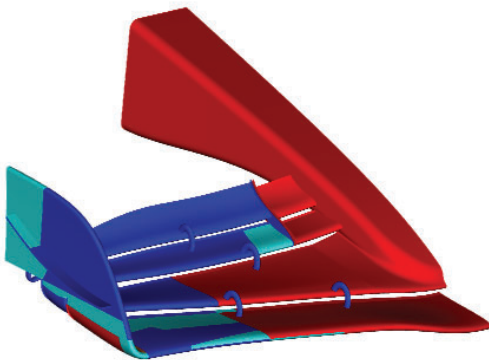


Figura 24: Modelo de laminado optimizado

Figura 25: Vista malla estructural

Para conseguir que el modelo sea lo más fiel a la realidad, se han creado dos condiciones de contorno: se ha restringido completamente los desplazamientos y los giros en la unión del alerón delantero con el resto del chasis del monoplaça, y en el plano medio del alerón se ha aplicado una condición de simetría. La Tabla 3 muestra las zonas de aplicación. La Figura 26 aparecen diferenciadas las zonas de aplicación de ambas condiciones de contorno.

	$U_x$	$U_y$	$U_z$	$M_x$	$M_y$	$M_z$
FIXED	0	0	0	0	0	0
SYMMETRY	Free	0	Free	0	Free	0

Tabla 3: Desplazamientos restringidos

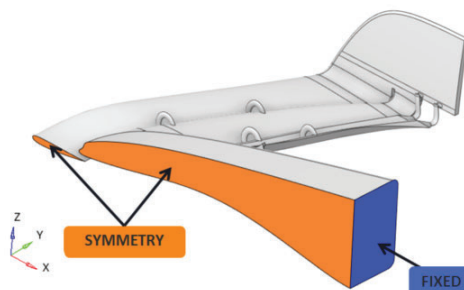


Figura 26: Zonas de aplicación de las BCs estructurales

Tras configurar las condiciones de contorno que restringen ciertos movimientos del modelo, se han definido una serie de cargas para completar el modelo físico. En concreto, se ha considerado la gravedad para tener en cuenta el propio peso de la estructura en el cálculo, y además se han definido las zonas de aplicación de las presiones obtenidas en la parte fluidodinámica. Las partes de aplicación de las presiones se definen como *System coupling*; de esta forma se define en el programa que esas son las zonas que posteriormente el módulo system coupling enlazará con las del modelo fluidodinámico para realizar el cálculo. Estas zonas donde se aplica la presión aparecen destacadas en azul en la figura 27.

$$F_{\text{presión}} \rightarrow F_{\text{aero}} = \int_A p dA \quad (1)$$

$$F_{\text{gravedad}} \rightarrow F_g = \int_V \rho g dV \quad (2)$$

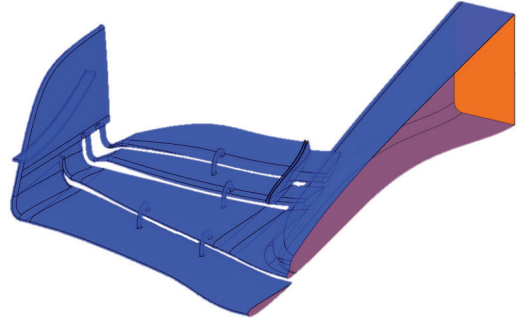


Figura 27: Áreas de aplicación de cargas FSI.

### 7.1.3. RESULTADOS

Los resultados obtenidos de este análisis FSI transitorio son la representación gráfica de la carga aerodinámica que produce el alerón en cada punto de velocidad del monoplaza teniendo en cuenta la deformación del mismo, y como afecta ello a su comportamiento.

Se presentan a continuación las gráficas de resultados obtenidas en el análisis FSI transitorio de 0 a 60 km/h. El análisis se ha realizado aumentando 1 m/s cada segundo, por lo que en las gráficas el eje horizontal corresponde tanto a velocidad (m/s) como a tiempo de simulación (s).

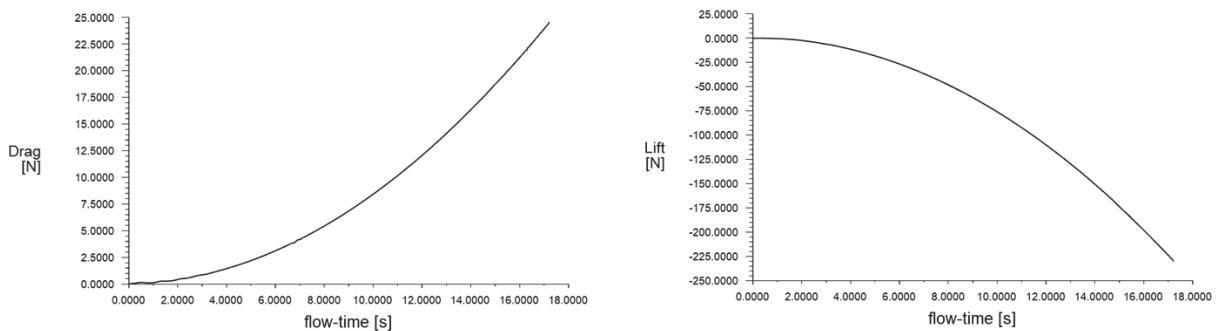


Figura 28: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas totales.

Estos resultados se combinan con los del análisis cuasiestático en el Anexo E donde se presentan conjuntamente los resultados totales de ambos tipos de análisis. El anexo D contiene los resultados completos, incluyendo las mediciones de cada parte del alerón por separado.

## 7.2. ANÁLISIS FSI CUASIESTÁTICO

Este apartado aborda el cálculo cuasiestático del comportamiento aeroelástico del alerón deformable. En este enfoque, se asume que la interacción entre la carga aerodinámica y la respuesta estructural evoluciona lo suficientemente despacio como para considerar despreciables los efectos inerciales y los retardos del flujo; es decir, el sistema transita por una sucesión de estados de equilibrio. Esta hipótesis permite formular el problema como un equilibrio estático entre el momento aerodinámico, que depende del ángulo de ataque efectivo, y la rigidez del alerón, que determina su deformación.

En el caso de estudio, la carga aerodinámica disminuye a medida que el alerón se deforma (reduciendo el ángulo de ataque efectivo), hasta alcanzar un punto de equilibrio estable. La condición de equilibrio se expresa imponiendo la igualdad entre la carga aerodinámica y la rigidez estructural.

Estas condiciones, hacen que no sea necesario emplear los elevados recursos computacionales de un cálculo FSI transitorio, dado que la precisión alcanzable con el enfoque cuasiestático es comparable para los casos analizados. Por tanto, el modelo cuasiestático se propone como la solución más eficiente, reservando el FSI transitorio únicamente para la fase inicial de acoplamiento, en la que el alerón comienza a deformarse y puede existir un transitorio dinámico breve hasta asentarse en su trayectoria de equilibrio.

El modelo empleado para la realización de los cálculos cuasiestáticos se ha configurado siguiendo la misma línea metodológica que los análisis transitorios previamente realizados. De esta forma, se ha garantizado la coherencia entre ambos enfoques y la uniformidad de los resultados obtenidos. En particular, se han mantenido los mismos criterios de generación y refinamiento de malla tanto en el dominio fluido como en el dominio estructural, asegurando una resolución de la malla similar. En cuanto a los solvers utilizados, se han aplicado los mismos ajustes en la simulación, tanto Fluent como en Structural. De este modo, el modelo cuasiestático hereda la robustez y fiabilidad del esquema FSI empleado en los cálculos transitorios, eliminando la componente temporal pero manteniendo el mismo nivel de detalle físico y numérico.

### 7.2.1. PLANTEAMIENTO

El análisis cuasiestático se emplea para obtener el estado de equilibrio del alerón ante variaciones lentas de la velocidad, complementando el estudio transitorio previo hasta 60 km/h. Para caracterizar la curva de carga aerodinámica frente a velocidad se seleccionan varios puntos de estudio adicionales, definiendo el comportamiento aeroelástico del alerón.

El procedimiento consiste en un acoplamiento manual fluido - estructura entre ANSYS Fluent y Static Structural. Para cada punto de velocidad:

1. Se analiza primero la geometría indeformada en Fluent, obteniendo las cargas aerodinámicas iniciales (con elevado downforce debido al máximo ángulo de ataque de los flaps).
2. Estas cargas se aplican en Static Structural para calcular la deformada correspondiente.
3. La geometría deformada se vuelve a analizar en Fluent, obteniendo nuevas cargas aerodinámicas, generalmente menores al reducirse el ángulo de ataque efectivo.
4. Las nuevas cargas se reaplican sobre la geometría inicial en Static Structural, obteniendo una nueva deformada.

Este ciclo se repite hasta que las deformaciones y las cargas convergen. En el punto mostrado en las figuras 29 y 30 en el que el monoplaza experimenta una velocidad de 350 km/h, son necesarias del orden de tres iteraciones: la primera deformada presenta una gran flexión del alerón y notable reducción del ángulo de ataque, mientras que en la segunda y tercera las diferencias se van haciendo cada vez menos significativas, pudiéndose considerar alcanzado el equilibrio estructural.

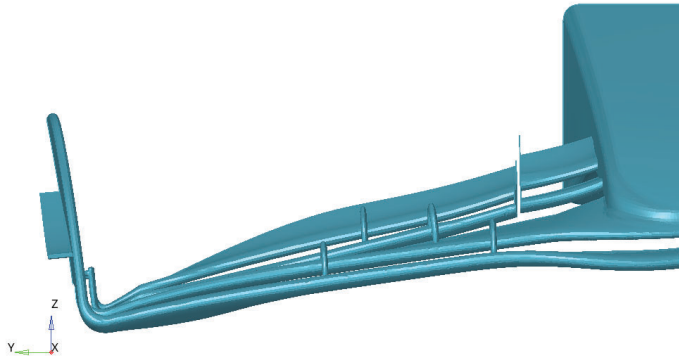


Figura 29: Geometría deformada a 350 km/h-Iteración 1.

NO-DEF	DRAG	LIFT
Wing 1	-220	-3651,6
Wing 2	206,1	-2063,93
Wing 3	213,53	-815,22
Wing 31	24,34	-109,85
Wing 4	289,43	-502,69
Wing 41	47,68	-99,78
Endplate	44,86	-135,19
NARIZ	222,64	-670,98
TOTAL	605,94	-7378,26

Figura 30: Resultados cargas aerodinámicas - Geometría sin deformar a 350 km/h.

Las comparaciones entre geometrías deformadas de distintas iteraciones muestran cómo la variación entre la segunda y la tercera es ya muy pequeña. De forma complementaria, las gráficas de convergencia de drag y downforce, tanto a nivel de flaps como del alerón completo, confirman que las cargas aerodinámicas tienden a un valor estable, garantizando la fiabilidad de los resultados para la caracterización aeroelástica del alerón.

Las gráficas de convergencia en cada zona del alerón para cada punto de velocidad se muestran en el Anexo E, aunque la figura 31 muestra un ejemplo de la convergencia del cálculo del alerón a 350 km/h.

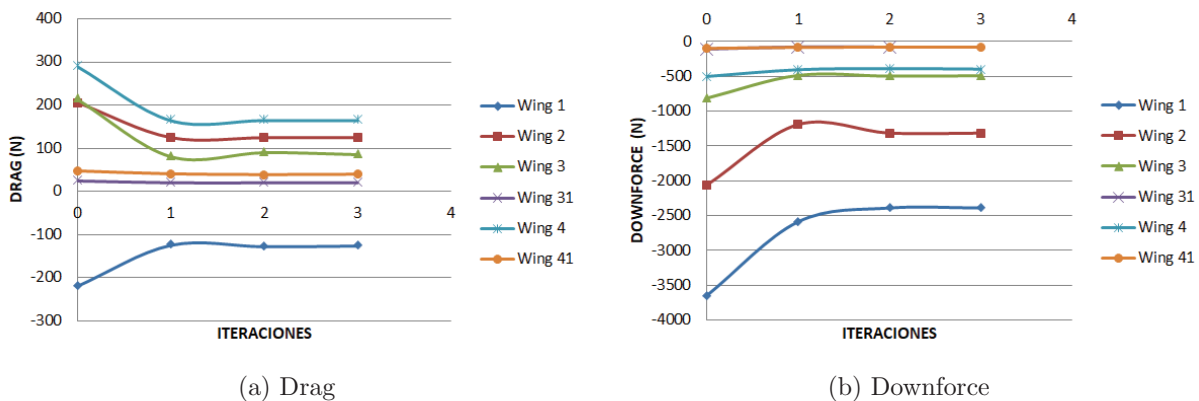


Figura 31: Convergencia de carga aerodinámica en los flaps

Por otro lado las figuras 32a y 32b muestran una vista frontal y lateral de las geometrías deformadas de las diferentes iteraciones superpuestas. En ellas se intuye el proceso de ajuste que se ha ido realizando tras cada iteración. La figura 32c muestra la geometría deformada final resultante del proceso de iteración para una velocidad de 350 km/h.

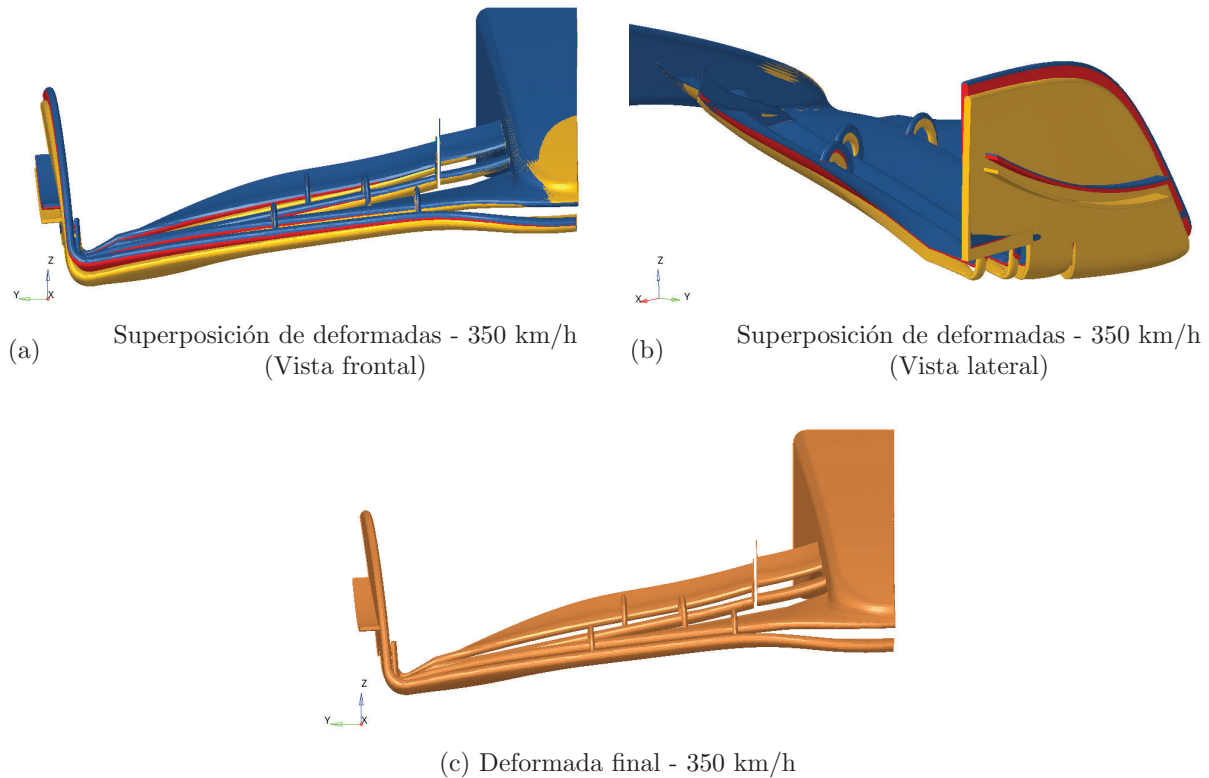


Figura 32: Geometrías deformadas resultantes del proceso de iteración - 350 km/h

### 7.2.2. RESULTADOS

El resultado final de este proyecto se consigue combinando los resultados del análisis transitorio presentados en el anexo D y descritos en el apartado 7.1 con los obtenidos en el análisis cuasiestático descrito en este apartado y más detallado en el anexo E. Los resultados caracterizan al detalle el comportamiento dinámico del alerón, donde se relaciona la carga aerodinámica producida por sus flaps con la velocidad del monoplaza, todo ello teniendo en cuenta la deformación de cada zona del mismo.

Las gráficas de resultados muestran una comparación de ambas cargas aerodinámicas, drag (D) y downforce (L), del modelo deformable que se ha diseñado en este proyecto, frente al comportamiento que tendría un alerón rígido con la misma geometría. La gráfica que muestra el comportamiento del modelo si fuese completamente rígido ha sido modelada de forma teórica con las ecuaciones generales de sustentación y arrastre a partir de las siguientes expresiones.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3)$$

A continuación, la figura 33 muestra los resultados de las cargas obtenidas en el modelo del alerón. Los resultados discretizados por cada zona del alerón se encuentran en el anexo E.

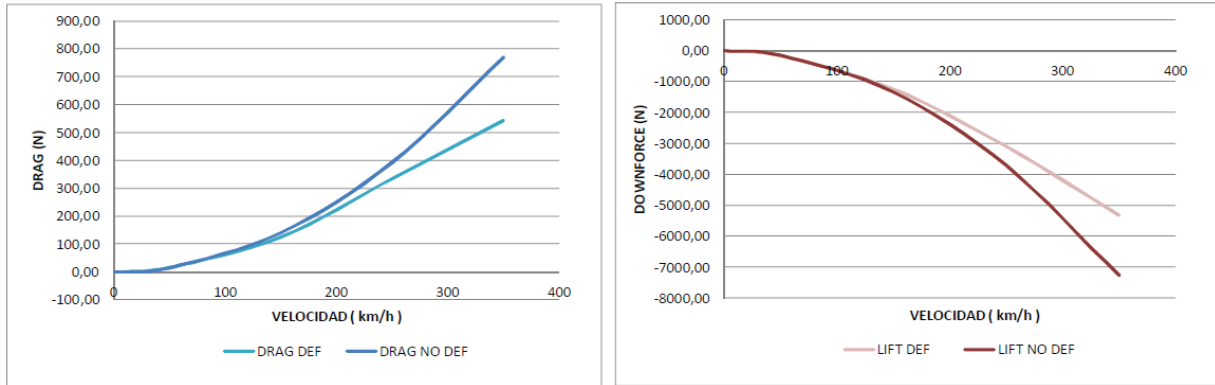


Figura 33: Cargas aerodinámicas resultantes

Cabe destacar que en todo momento se ha trabajado con un modelo simétrico, por lo que las cargas totales mostradas en la figura 33 se corresponden a la generada por medio alerón. Los valores totales se presentan en la figura 34 que se presenta a continuación.

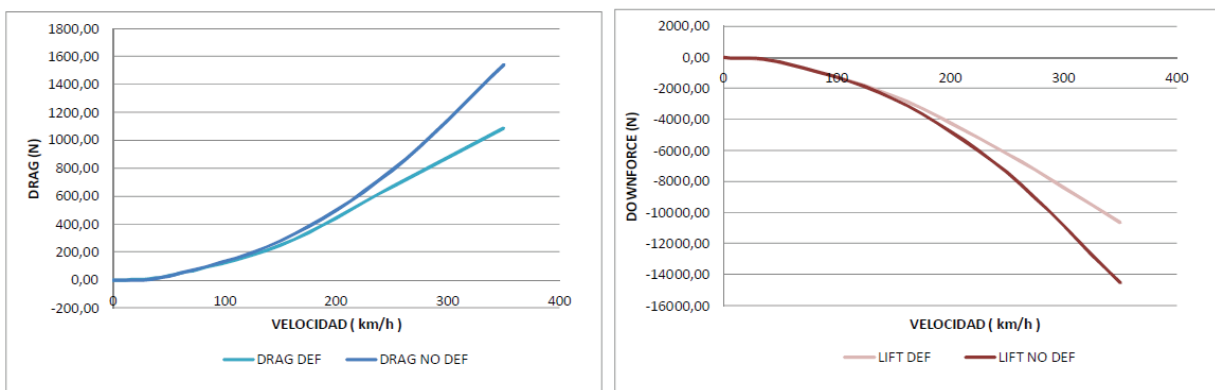


Figura 34: Cargas aerodinámicas resultantes totales

Analizando los resultados obtenidos, se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor en hasta un 30 % a velocidad punta. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 27 %. Esta reducción en el rango de velocidad de más de 200 km/h, solo alcanzado en rectas, no es significativa y no resta prestaciones al monoplace ya que en las rectas no es necesario tanto agarre en el tren delantero (además de reducir las pérdidas por rodadura, aunque esas pérdidas en comparación con el drag son irrelevantes). Este efecto permite aprovechar la ganancia de la disminución del drag en las rectas sin perder adherencia en las curvas.

Más allá del análisis puramente aerodinámico, la consecuencia práctica de esta reducción de drag a alta velocidad es una ganancia directa en prestaciones por vuelta. Tal y como se cuantifica en el Anexo G mediante un modelo longitudinal simplificado, la menor resistencia en las rectas permite alcanzar una mayor velocidad punta y mejorar la capacidad de aceleración a partir de unos 250 km/h, sin penalizar de forma apreciable el comportamiento en curva. El resultado neto es una reducción del tiempo por vuelta que, en función del tipo de circuito y de la proporción de tiempo que el monoplace pasa en este rango de velocidades, puede situarse entre unas pocas décimas y aproximadamente medio segundo por vuelta en trazados de alta velocidad.

## 8. CONCLUSIONES

El objetivo fijado al inicio de este proyecto era desarrollar y diseñar un alerón delantero de Fórmula 1 que permitiese obtener las mayores prestaciones en rectas sin perjudicar al agarre en curvas; todo esto sin perder de vista factores como la integridad estructural del alerón en uso de carrera, ni la legalidad dentro del reglamento de la FIA [11].

Tras un exhaustivo desarrollo, en el que se ha estudiado cada pequeño detalle, desde aspectos generales como la distribución de laminado óptima para el alerón, hasta consideraciones menos relevantes como las posiciones más óptimas entre los flaps, para conseguir el mayor rendimiento posible.

Con el diseño final del alerón, se ha conseguido que a partir de 200 km/h el alerón vaya disminuyendo de manera progresiva su resistencia al avance, llegando a producir un 30 % menos de drag a 350 km/h, permitiendo al monoplaza alcanzar una velocidad máxima un 2.1 % mayor (7.5 km/h más) tal como se ha calculado en el Anexo G. Esta mejora de prestaciones permite al monoplaza una ganancia de tiempo por vuelta considerable, consiguiendo desde 0.15s/vuelta en circuitos de alta carga, hasta 0.5s/vuelta en circuitos de baja carga, lo que lo convierte en un valor diferenciador. El alerón diseñado debido a su carga aerodinámica, sería adecuado para circuitos de carga media-alta, por lo que sería ideal para circuitos como Montmeló en Barcelona, donde este alerón daría una ganancia de 0.35s/vuelta respecto al uso de uno rígido. Todas estas prestaciones han sido conseguidas manteniendo la integridad estructural del alerón, el cual tiene que estar preparado para soportar todas las cargas que genere.

En conclusión, el diseño y análisis aeroelástico del alerón delantero flexible confirman su potencial para optimizar el rendimiento aerodinámico de un monoplaza de Fórmula 1, ofreciendo una ventaja cuantificable en términos de velocidad máxima y tiempo por vuelta. Aunque el modelo utilizado es simplificado y no considera todos los efectos dinámicos y aerodinámicos complejos, los resultados proporcionan una estimación robusta del orden de magnitud del beneficio que esta tecnología podría aportar. Una forma futura de complementar este trabajo sería el prototipado del alerón y la realización de pruebas en pista, con el fin de llevar a cabo un análisis más exhaustivo de fenómenos aerodinámicos complejos que únicamente pueden reproducirse en condiciones reales de rodaje.

## 9. BIBLIOGRAFÍA

### Referencias

- [1] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 6th ed. New York: McGraw-Hill, 2017.
- [2] J. Katz and A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd ed., Cambridge: Cambridge University Press, 2001.
- [3] F. M. White, *Fluid Mechanics*, 8th ed. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2016.
- [4] J. Katz, *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*, 2nd ed. Cambridge, MA: Bentley Publishers, 2016.
- [5] A. Miravete de Marco and S. W. Tsai, *Diseño y análisis de materiales compuestos*. Barcelona, España: Reverte, 1988.
- [6] P. García-Fogeda Núñez and F. Arévalo Lozano, *Introducción a la Aeroelasticidad*. Madrid, España: Garceta, 2015.
- [7] G. Bragagnolo, A. D. Crocombe, S. L. Ogin, A. Sordon, and I. Mohagheghian, “Flexural Behaviour of Foam Cored Sandwich Structures with Through-Thickness Reinforcements,” *J. Compos. Sci.*, vol. 7, no. 3, p. 125, 2023.
- [8] ANSYS Inc., *ANSYS, Release 2022 R1, Help System*. Canonsburg, PA, USA: ANSYS Inc., 2022.
- [9] Altair Engineering Inc., *HyperMesh User’s Guide*. Troy, MI, USA: Altair Engineering Inc., 2023.
- [10] Altair Engineering Inc., *OptiStruct User’s Guide*. Troy, MI, USA: Altair Engineering Inc., 2023.
- [11] Fédération Internationale de l’Automobile (FIA), *2025 Formula One Sporting and Technical Regulations*. Paris, France: FIA, 2025.
- [12] R. Martínez Angoy, *Estudio Aerodinámico y dinámico de un Formula 1*, Estudio realizado en la asignatura Diseño y arquitectura de vehículos, Grado en Ingeniería Mecánica, Universidad de Zaragoza, Zaragoza, España, 2023 (no publicado).
- [13] EN 3312:2012, *Aerospace series – Unalloyed titanium and titanium alloys – Sheet and strip – Technical specification*, European Committee for Standardization (CEN), Brussels, 2012.