



**Universidad  
Zaragoza**

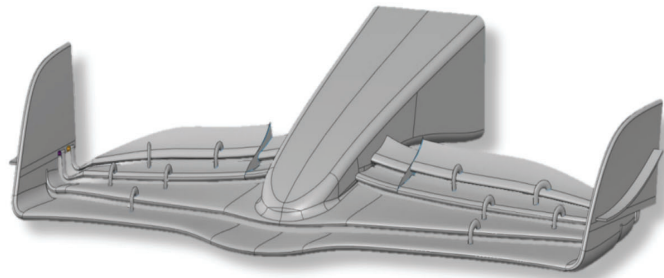
## TRABAJO FIN DE MÁSTER

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



# 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 CUASIESTÁTICO</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	



## ANEXO A - DESCRIPCIÓN DEL CÁLCULO

### A.1. ANÁLISIS ESTRUCTURAL

El criterio de Tsai-Wu es uno de los métodos más utilizados para predecir la falla en materiales compuestos laminados, ya que permite considerar la anisotropía inherente de estos materiales y la interacción entre diferentes modos de carga. Este criterio se basa en una función de falla polinómica que relaciona las tensiones aplicadas con las resistencias del material en distintas direcciones.

El cálculo de tensiones en un laminado compuesto comienza con la determinación de las tensiones principales en cada lámina, utilizando la teoría clásica de laminados. Estas tensiones, generalmente expresadas en el sistema de coordenadas de la fibra (longitudinal, transversal y de corte), se obtienen a partir de las cargas externas y de las propiedades elásticas de cada lámina. [5]

Una vez conocidas las tensiones, el criterio de Tsai-Wu se expresa mediante una ecuación general de la forma:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \leq 1 \quad (4)$$

donde  $\sigma_1$  y  $\sigma_2$  son las tensiones normales en las direcciones longitudinal y transversal de la fibra,  $\tau_{12}$  es la tensión de corte, y los coeficientes  $F_i$  y  $F_{ij}$  se calculan a partir de las resistencias últimas del material en tracción, compresión y corte.

Los coeficientes se determinan de la siguiente manera:

$$F_1 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \quad (5)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \quad (6)$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_T X_C} \quad (7)$$

$$F_{22} = \frac{1}{Y_T Y_C} \quad (8)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2} \quad (9)$$

$F_{12}$  se suele obtener experimentalmente o se aproxima como  $-0,5\sqrt{F_{11}F_{22}}$ .

Donde  $X_T$  y  $X_C$  son las resistencias a tracción y compresión en la dirección de la fibra,  $Y_T$  y  $Y_C$  en la dirección transversal, y  $S$  la resistencia al corte. El resultado de la ecuación de Tsai-Wu indica si la combinación de tensiones en la lámina es segura ( $\leq 1$ ) o si se ha alcanzado el límite de falla ( $> 1$ ). Este enfoque permite evaluar la seguridad de cada lámina del laminado bajo cargas complejas, considerando tanto la magnitud como la interacción de las tensiones.

En resumen, el cálculo según Tsai-Wu implica: determinar las tensiones en cada lámina, calcular los coeficientes a partir de las propiedades del material, y evaluar la ecuación de falla para predecir el comportamiento del compuesto bajo carga.

## A.2. ANÁLISIS FLUIDODINÁMICO

La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) es un campo de estudio que emplea métodos numéricos y computacionales para simular y analizar el comportamiento de los fluidos, como líquidos y gases, en sistemas diversos. Las ecuaciones diferenciales fundamentales en las que se basa el estudio de la mecánica de fluidos se presentan a continuación. [3]

### Ecuación de conservación de masa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (10)$$

### Ecuación de conservación del momento:

$$\frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \bar{\tau} + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (11)$$

### Ecuaciones de Navier–Stokes:

$$\rho \left( \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} \right) = -\nabla P + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{v} \quad (12)$$

Para la modelización de la turbulencia del flujo, en este cálculo se ha implementado el modelo  $k$ - $\omega$  SST (Shear Stress Transport), ampliamente reconocido por su capacidad para predecir con mayor precisión la separación de la capa límite y el comportamiento de la turbulencia en flujos con gradientes de presión adversos. Este modelo utiliza dos variables principales para caracterizar la turbulencia: la energía cinética turbulenta ( $k$ ), que representa la cantidad de energía contenida en los movimientos turbulentos, y la frecuencia específica de disipación ( $\omega$ ), que describe la velocidad a la que la energía turbulenta se disipa. Gracias a su formulación híbrida, el modelo  $k$ - $\omega$  SST combina las ventajas de los modelos  $k$ - $\omega$  y  $k$ - $\varepsilon$ , proporcionando resultados más fiables tanto cerca de las paredes como en el flujo libre.

### Ecuación de transporte para $k$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \sigma_k \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (13)$$

### Ecuación de transporte para $\omega$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \sigma_\omega \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (14)$$

La convergencia se logra con una baja relación residual de las variables y una solución estabilizada de las mismas.

### A.3. INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

El System Coupling en ANSYS permite la interacción bidireccional entre diferentes módulos de simulación, facilitando el análisis multifísico de problemas complejos. En particular, la integración entre ANSYS Fluent (Dinámica de Fluidos Computacional, CFD) y ANSYS Transient Structural (análisis estructural transitorio) es fundamental para estudiar fenómenos donde existe una fuerte interacción entre el flujo de fluidos y la respuesta estructural, como en casos de interacción fluido-estructura (FSI).

En este tipo de acoplamiento, ANSYS Fluent resuelve el comportamiento del fluido, calculando variables como la presión y las fuerzas ejercidas sobre las superficies de la estructura. Simultáneamente, ANSYS Transient Structural evalúa la respuesta de la estructura ante estas cargas, determinando desplazamientos, tensiones y deformaciones. El System Coupling coordina el intercambio de información entre ambos módulos en cada paso de tiempo de la simulación.

El proceso de acoplamiento se desarrolla de la siguiente manera: en cada incremento temporal, Fluent calcula las cargas de presión y las transfiere a Transient Structural, que a su vez determina la deformación estructural y actualiza la posición de la malla en la interfaz de acoplamiento. Esta nueva configuración se comunica de vuelta a Fluent, que ajusta la malla del dominio fluido y recalcula el flujo en función de la geometría deformada. Este intercambio iterativo se repite en cada paso de tiempo, asegurando la coherencia física entre el comportamiento del fluido y la estructura.

El uso de System Coupling permite capturar de manera precisa los efectos dinámicos y no lineales de la interacción fluido-estructura, siendo especialmente útil en aplicaciones como el análisis de vibraciones inducidas por el flujo, aeroelasticidad, válvulas, turbomáquinas y dispositivos biomédicos, entre otros.

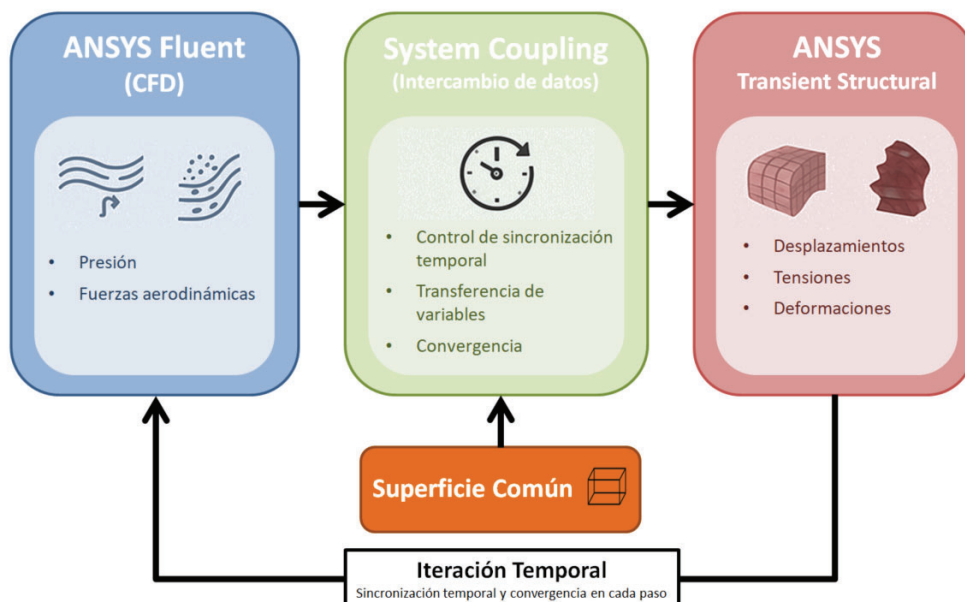


Figura 35: Esquema de funcionamiento de un análisis FSI.

## ANEXO B - RESULTADOS 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, detallaremos el proceso de optimización topológica en alerones, mostrando cómo esta técnica revoluciona el diseño de alto rendimiento.

En la figura 36 se muestra un diagrama que siguen los programas FEM para la optimización.

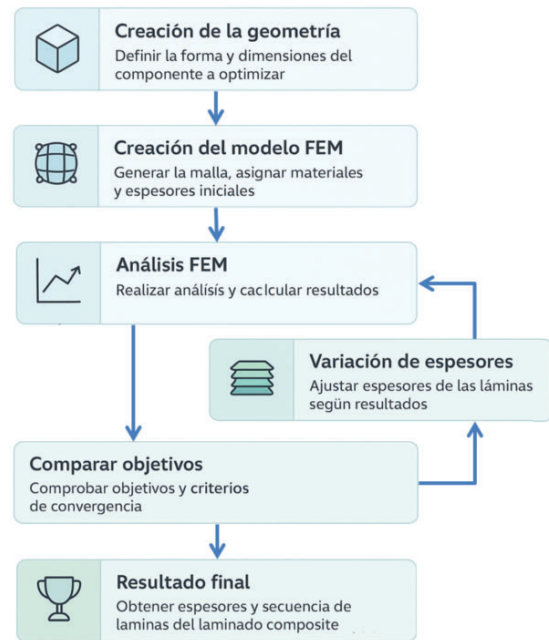


Figura 36: Diagrama de optimización FEM

### B.1. DESCRIPCIÓN DEL MODELO

La distribución inicial de los laminados del composite se muestra en la figura 37. Esta distribución de espesores supone el punto inicial para la optimización.

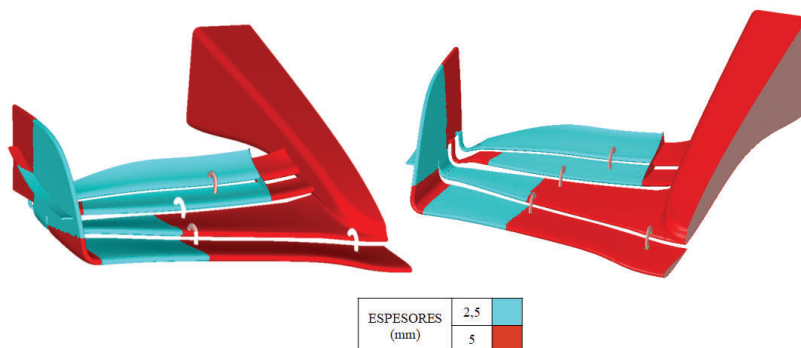


Figura 37: Espesores iniciales para la optimización.

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.

## B.2. CONDICIONES DE CONTORNO

La siguiente figura 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 monoplace 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. Tras obtener las cargas reales mediante el cálculo FSI, se volverá a realizar el proceso de optimización para ajustar completamente el diseño.

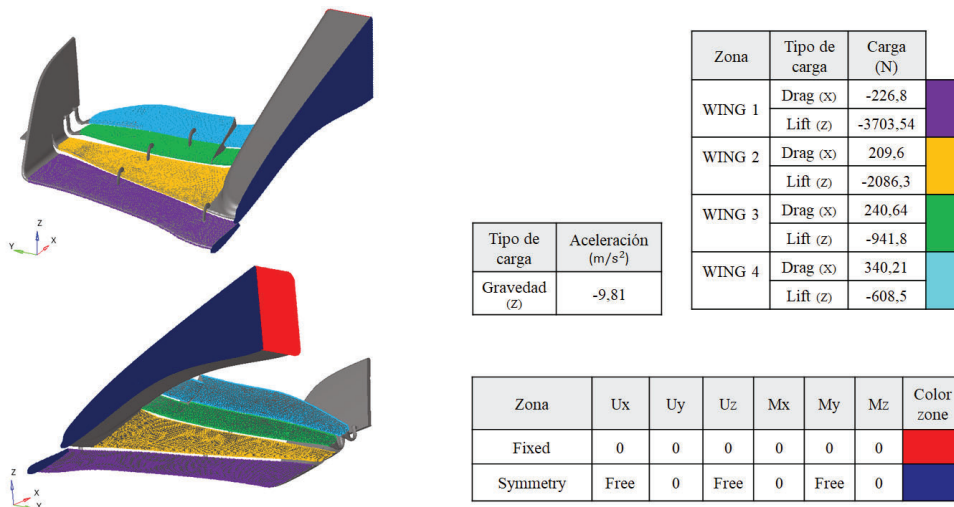


Figura 38: Condiciones de contorno del análisis de optimización.

### B.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 estructural del composite del alerón se han definido tres condiciones:

- Desplazamiento:** Se ha definido que el desplazamiento máximo en la punta del flap superior en dirección Z (vertical) esté entre 33 y 35 mm, ya que es el punto en el que la parte deformable de los flaps se alinean con la parte fija de los mismos.

```

Solver Keyword: DRESP1
Name: resp_dis
ID: 3
Include: [Main Model]
Response Type: static displacement
Property: PROP_TOTAL
List Of Nodes: 1 Nodes
Region Identifier:
:
: do3
COORD: 
DREPORT: 
    
```

Tarjeta DRESP1 para definir respuesta de diseño

```

Solver Keyword: DCONSTR
Name: const_dist
ID: 2
Include: [Main Model]
Response: (3) resp_dis
List of Loadsteps: 1 Loadsteps
Lower Options
Lower Options: Lower bound
Lower Bound: -35.0
Upper Options
Upper Options: Upper bound
Upper Bound: -33.0
PROB:
    
```

Tarjeta DCONSTR para definir restricción de diseño

Figura 39: Restricción de desplazamiento para la optimización.

- Masa:** Se ha establecido una condición objetivo de minimizar la masa del modelo.

```

Solver Keyword: DESOBJ(MIN)
Name: objective
ID: 1
Include: [Main Model]
Objective Type: Minimize
Response Id: (5) Mass
    
```

Figura 40: Condición para minimizar el peso en la optimización.

- Índices de Fallo (Tsai-Wu):** Se ha establecido un índice máximo de 1 para asegurar que, además de cumplir los objetivos anteriores, el alerón no compromete su integridad estructural.

```

Solver Keyword: DRESP1
Name: resp_tsa
ID: 1
Include: [Main Model]
Response Type: composite failure
Property: PLYS
List Of Plys: 16 Plys
Exclude Elements: 0 Elements
Region Identifier:
:
: tsai-wu
:
: both
All Plys: 
DREPORT: 
    
```

Tarjeta DRESP1 para definir respuesta de diseño

```

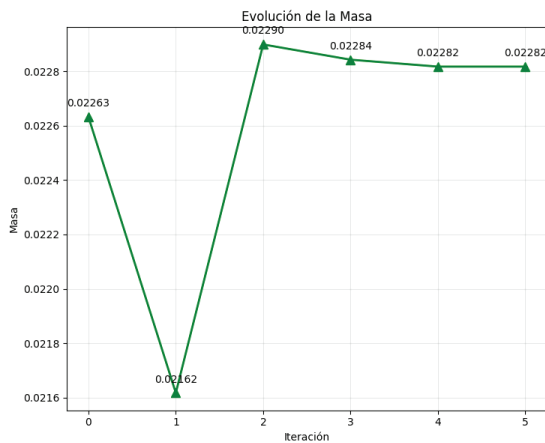
Solver Keyword: DCONSTR
Name: const_tsai_wu
ID: 1
Include: [Main Model]
Response: (1) resp_tsa
List of Loadsteps: 1 Loadsteps
Lower Options
Lower Options: Lower bound
Lower Bound: 0.0
Upper Options
Upper Options: Upper bound
Upper Bound: 1.0
PROB:
    
```

Tarjeta DCONSTR para definir restricción de diseño

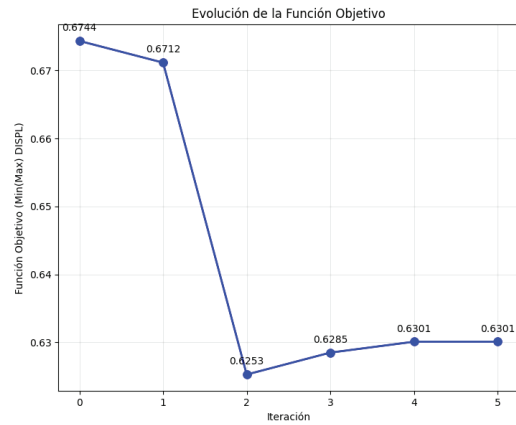
Figura 41: Restricción de límite de Tsai-Wu para la optimización.

A partir de los objetivos definidos, el programa realiza iteraciones buscando la solución más óptima que cumpla todos los requisitos. A veces el programa no consigue cumplir todas las restricciones debido a singularidades del modelo; estos son elementos puntuales que, debido a la distorsión de la malla, generan valores irreales de tensión. Aunque ocurra esto, el método de optimización genera la mejor solución posible aunque alguna de las condiciones no se cumpla.

En las siguientes gráficas se muestra la convergencia a lo largo de las iteraciones del método de optimización. En ellas se observa cómo se alcanza la convergencia con un valor estable.



Convergencia de valor de peso



Convergencia de objetivo de minimizar la masa

Figura 42: Gráficas de convergencia de la función objetivo que minimiza el peso del composite del alerón.

En el caso de la tercera restricción (Tsai-Wu), no se alcanza a cumplir el objetivo por la singularidad que se ha comentado anteriormente. En la gráfica se representa el porcentaje de violación máxima de la variable, es decir, el porcentaje que se pasa del valor que se había definido en la función objetivo. En la figura se muestra cómo, a pesar de no alcanzar un valor dentro del objetivo, la solución sí que converge.

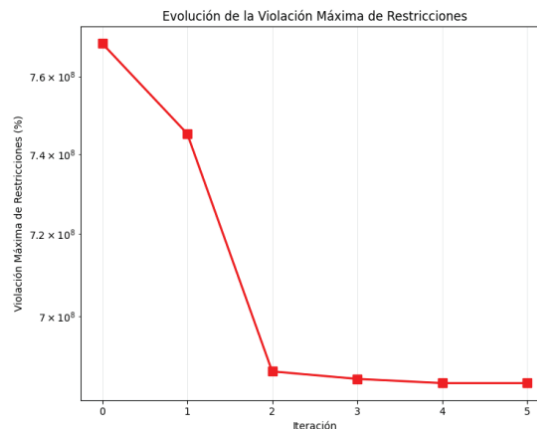


Figura 43: Convergencia de porcentaje de error cometido por no cumplirse el objetivo de Tsai-Wu.

La gráfica 44 muestra el porcentaje de mejora del proceso de optimización en cada iteración. Esta gráfica muestra que en las dos primeras iteraciones se acerca mucho el modelo al objetivo, las dos siguientes empeoran un poco haciendo lo posible para ajustar lo mejor posible todos los objetivos, y la última iteración ya tiene un 0,0% de mejora, lo que significa que la solución está optimizada lo máximo posible.

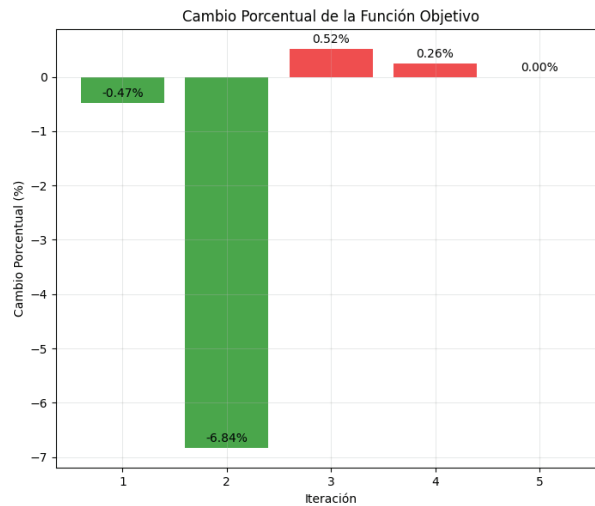


Figura 44: Porcentaje de mejora en cada iteración de la optimización.

#### B.4. RESULTADOS MODELO OPTIMIZADO

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

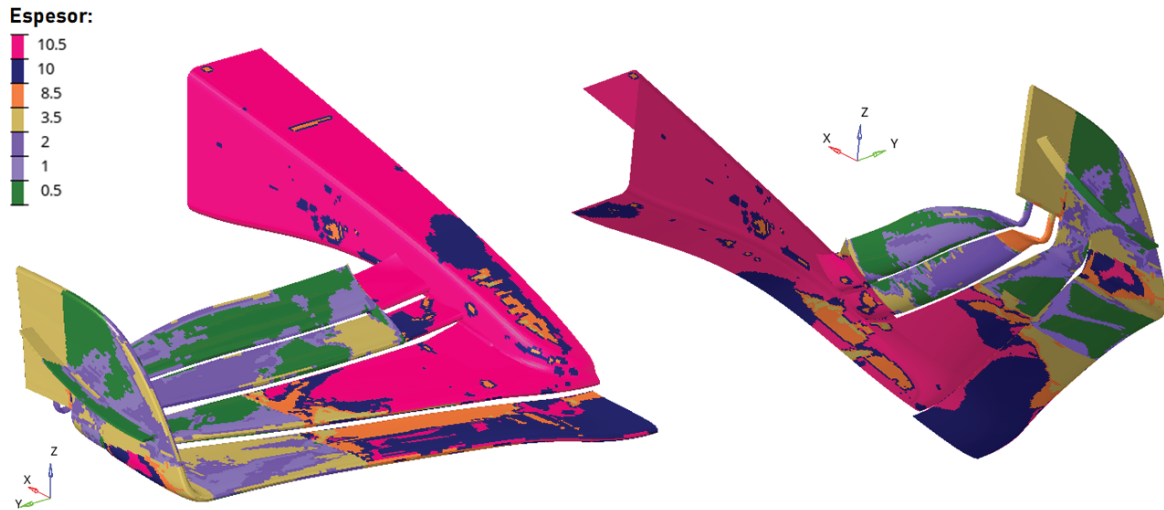
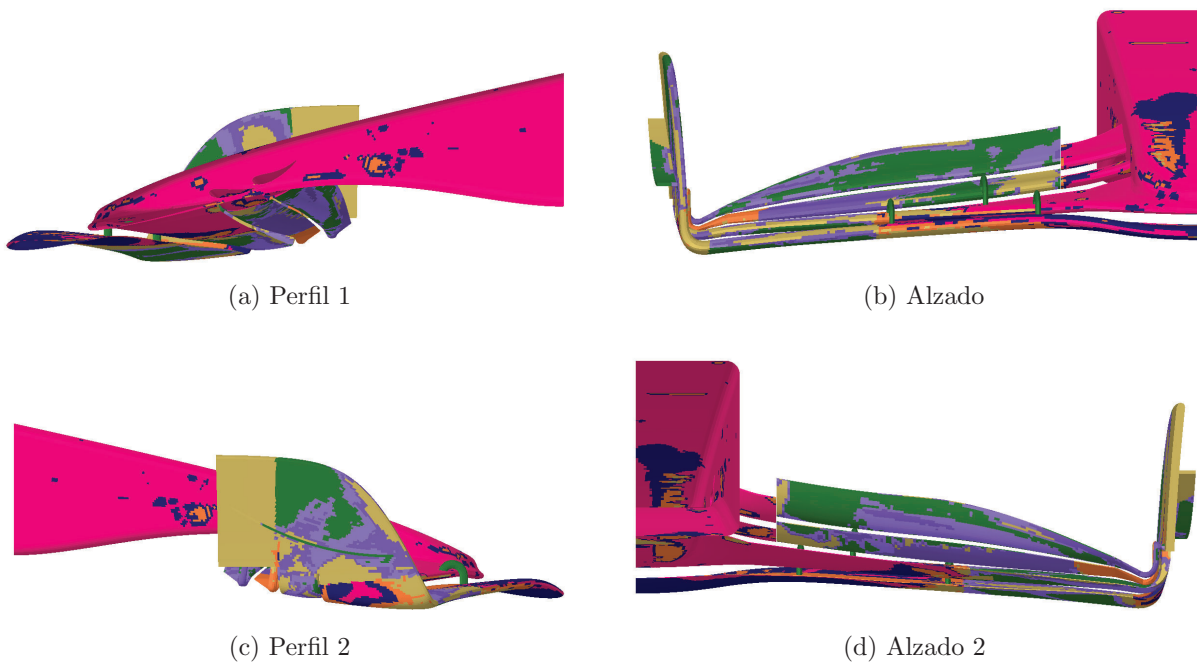


Figura 45: Distribución de espesores en el laminado del composite del alerón.

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



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 47 muestra el modelo simplificado con la distribución de espesores de laminado del composite:

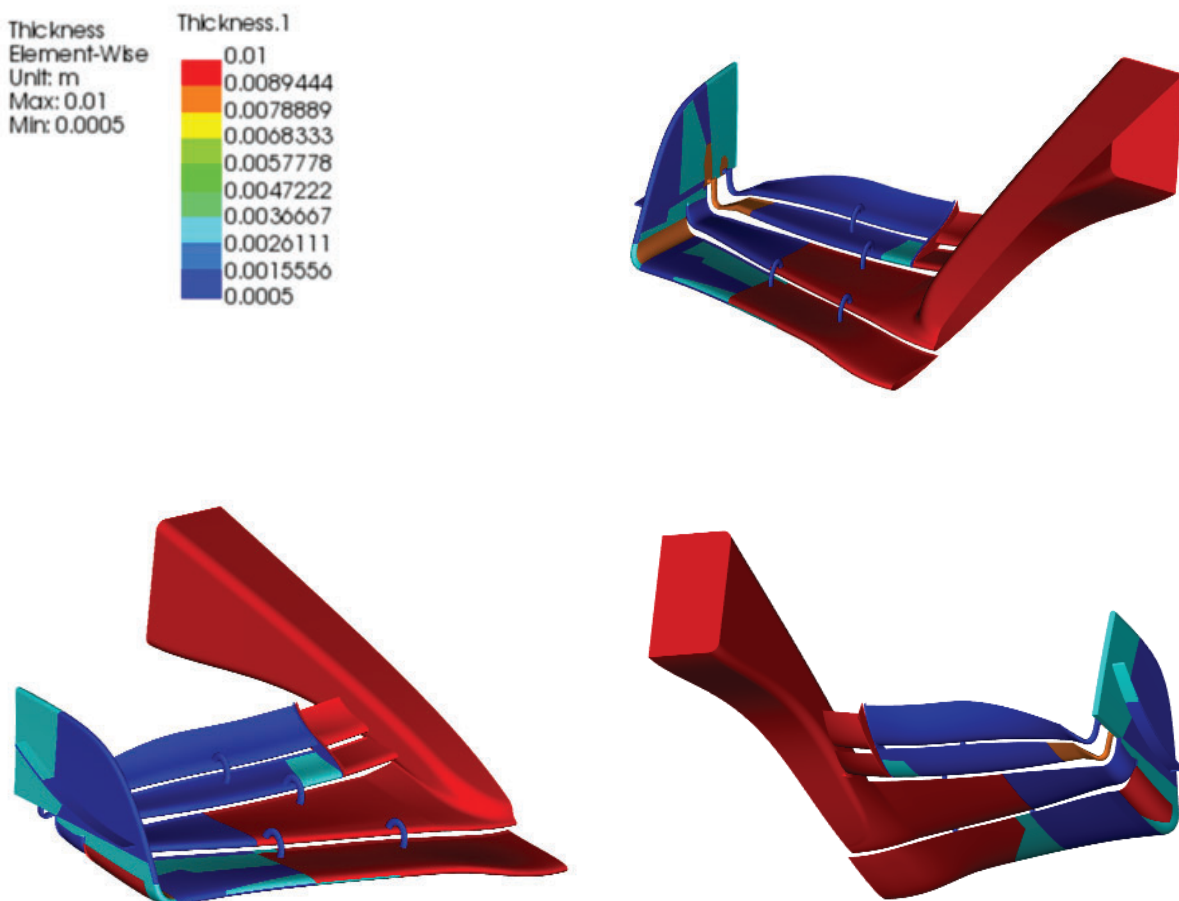


Figura 47: Regiones de espesores de composite simplificadas

## ANEXO C - INTERACCIÓN ENTRE FLAPS

La interacción entre los diferentes flaps es un factor fundamental a la hora de diseñar un alerón. Esto permite una mejora en la eficiencia del mismo (downforce/drag). Cuando se diseña un alerón los tres factores principales para un funcionamiento eficiente son: 1) conseguir el mayor downforce, 2) con la mínima resistencia al avance (drag), 3) que el flujo aguas abajo del alerón no interfiera con otros elementos aerodinámicos del monoplaza. Para conseguir esto sin añadir otros elementos hipersustentadores, se utiliza el diseño de flaps en cascada.

El diseño de flaps en cascada utiliza el flap superior para retrasar el desprendimiento de la capa límite en el flap inferior ante al aumento del ángulo de incidencia, lo que genera una pérdida aerodinámica. Esto se consigue creando un espacio entre los dos flaps, haciendo que el flujo a través de ese hueco se acelere reduciendo la presión, lo que evita ese desprendimiento de capa límite en el borde final del flap. La figura 48 muestra una representación del efecto aerodinámico descrito:

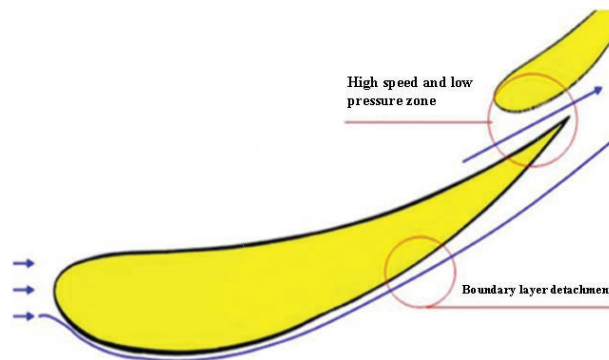


Figura 48: Condiciones de contorno del análisis de optimización.

Este efecto aerodinámico permite obtener un perfil con mayor ángulo de incidencia sin verse afectado por un desprendimiento de la capa límite que reduzca su efectividad. Además, al conseguir que la estela de un flap interactúe y se adhiera al siguiente, es posible redirigir el aire turbulento generado por el alerón hacia una zona donde no perjudique a otros elementos aerodinámicos. Por ejemplo, se puede lograr que el desprendimiento se produzca en una zona intermedia donde, aguas abajo, no se encuentre ni el suelo del monoplaza (en vehículos con efecto suelo), ni la entrada de refrigeración de los pontones. De este modo, se obtiene un flujo más ordenado hacia la parte trasera del vehículo.

Para conseguir este efecto, el hueco entre los flaps no puede ser arbitrario, ya que debe crear una zona de baja presión que maximice el efecto deseado. Diversos estudios [2] han concluido que existen tres indicaciones principales para lograr una posición óptima entre los flaps del alerón. Estas pautas constituyen un buen punto de partida, que posteriormente debe verificarse mediante simulaciones CFD. A continuación, se muestran las consideraciones a tener en cuenta para el diseño:

- $R$  (overlap): 2% de la suma de las cuerdas de los dos perfiles.
- $G$  (gap): 2,2% de la suma de las cuerdas de los dos perfiles (rango típico: 2%-3%).
- El ángulo máximo de la solapa debe estar entre 25° y 33°.

Las dimensiones de  $R$  y  $G$  se definen en la siguiente imagen:

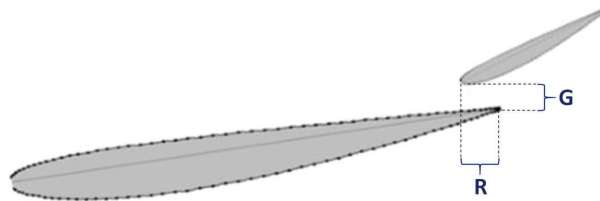


Figura 49: Definición de  $R$  (overlap) y  $G$  (gap) entre flaps consecutivos.

Teniendo en cuenta estas consideraciones, se calculan para cada par de alas del alerón los coeficientes  $R$  y  $G$ , así como el ángulo entre ellos:

$$C_1 = \text{Cuerda ala 1} = 222,72 \text{ mm}$$

$$C_2 = \text{Cuerda ala 2} = 205,54 \text{ mm}$$

$$C_3 = \text{Cuerda ala 3} = 110,77 \text{ mm}$$

$$C_4 = \text{Cuerda ala 4} = 114,51 \text{ mm}$$

#### Cálculo de los flaps 1 y 2:

$$C_1 + C_2 = 428,26 \text{ mm}$$

$$R_{12} = (C_1 + C_2) \cdot 2\% = 8,56 \text{ mm}$$

$$G_{12} = (C_1 + C_2) \cdot 2\% \rightarrow (C_1 + C_2) \cdot 3\% = 8,58 \text{ mm} \rightarrow 12,84 \text{ mm}$$

#### Cálculo de los flaps 2 y 3:

$$C_2 + C_3 = 316,31 \text{ mm}$$

$$R_{23} = (C_2 + C_3) \cdot 2\% = 6,34 \text{ mm}$$

$$G_{23} = (C_2 + C_3) \cdot 2\% \rightarrow (C_2 + C_3) \cdot 3\% = 6,34 \text{ mm} \rightarrow 9,51 \text{ mm}$$

$$\alpha = 25^\circ \rightarrow 33^\circ = 32^\circ$$

#### Cálculo de los flaps 3 y 4:

$$C_3 + C_4 = 225,28 \text{ mm}$$

$$R_{34} = (C_3 + C_4) \cdot 2\% = 4,56 \text{ mm}$$

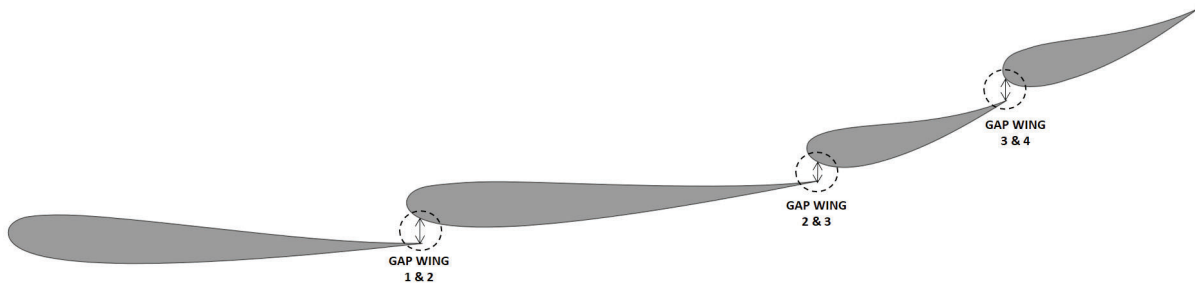
$$G_{34} = (C_3 + C_4) \cdot 2\% \rightarrow (C_3 + C_4) \cdot 3\% = 4,56 \text{ mm} \rightarrow 6,84 \text{ mm}$$

$$\alpha = 25^\circ \rightarrow 33^\circ = 28^\circ$$

### C.1. ANÁLISIS DISTRIBUCIONES DE FLAPS

Partiendo de los cálculos que se acaban de describir en el apartado anterior, se han analizado mediante análisis CFD la interacción entre los diferentes flaps. Antes de optimizar los cálculos teóricos anteriormente hechos, se ha analizado el efecto de la distancia entre flaps contiguos en cada flap.

Para estudiar ese efecto de interacción por proximidad en cada ala se han analizado configuraciones con diferentes combinaciones de distancias de separación entre los flaps. En la tabla 4 se describen los aumentos de distancia entre los flaps de cada uno de los 6 casos más relevantes.



	1 & 2	2 & 3	3 & 4
CASO 1	0	0	0
CASO 2	(+)3	(+)3	(+)3
CASO 3	(+)3	(+)3	0
CASO 4	(+)3	0	0
CASO 5	0	(+)3	(+)3
CASO 6	0	0	(+)3

CASO 1	FLAPS PROXIMOS
CASO 2	FLAPS SEPARADOS
CASO 3	INFERIORES SEPARADOS, CENTRALES SEPARADOS, SUPERIORES PROXIMOS
CASO 4	INFERIORES SEPARADOS, CENTRALES PROXIMOS, SUPERIORES PROXIMOS
CASO 5	INFERIORES PROXIMOS, CENTRALES SEPARADOS, SUPERIORES SEPARADOS
CASO 6	INFERIORES PROXIMOS, CENTRALES PROXIMOS, SUPERIORES SEPARADOS

Tabla 4: Descripción de los casos de separación entre los flaps.

La Tabla 5 presenta los resultados del estudio 2D realizado para obtener las diferentes cargas aerodinámicas en cada flap del alerón en cada una de las configuraciones:

DRAG (Units: N)	CASO 1	CASO 2	CASO 3	CASO 4	CASO 5	CASO 6
Wing 1	-310,30	-299,04	-299,88	-302,32	-306,32	-313,39
Wing 2	124,60	113,37	113,35	114,20	123,63	125,26
Wing 3	178,60	174,25	174,50	179,51	173,10	179,49
Wing 4	115,73	119,05	118,60	115,95	117,68	117,15
TOTAL	108,63	107,63	106,57	107,34	108,09	108,51

LIFT (Units: N)	CASO 1	CASO 2	CASO 3	CASO 4	CASO 5	CASO 6
Wing 1	-2340,18	-2283,48	-2285,81	-2294,6	-2324,88	-2351,56
Wing 2	-1608,02	-1598,42	-1602,31	-1625,8	-1576,19	-1615,61
Wing 3	-666,61	-688,83	-694,37	-668,96	-686,66	-668,23
Wing 4	-296,51	-313,08	-304,61	-295,63	-307,55	-304,044
TOTAL	-4911,32	-4883,81	-4887,10	-4884,99	-4895,28	-4939,44

Tabla 5: Comparación de cargas aerodinámicas producidas por los diferentes flaps del alerón en diferentes configuraciones.

Dada la naturaleza del perfil del flap 4, se percibe un efecto aerodinámico óptimo aplicando una leve separación con el flap 3. En la imagen se observa como al separar una pequeña distancia de 3 mm, la estela del flap 3 produce menos turbulencia y se acopla mejor al contorno del flap 4.

La tabla muestra los resultados obtenidos en cada ala, y la carga total de cada configuración. Analizando los resultados globales, destacan los casos 1 y 6, ya que para una carga de drag similar, presentan un mayor downforce, lo que se traduce en un diseño con un funcionamiento más beneficioso. Para comparar mejor los resultados obtenidos, la siguiente tabla presenta los casos ordenados de mejor a peor funcionamiento. Se destacan los casos 1 y 6 ya que son los que mejores prestaciones presentan.

Wing 1	CASO 6	CASO 1	CASO 5	CASO 4	CASO 3	CASO 2
Wing 2	CASO 4	CASO 6	CASO 1	CASO 3	CASO 2	CASO 5
Wing 3	CASO 3	CASO 2	CASO 5	CASO 4	CASO 6	CASO 1
Wing 4	CASO 2	CASO 5	CASO 3	CASO 6	CASO 1	CASO 4

Wing 1	CASO 6	CASO 1	CASO 5	CASO 4	CASO 3	CASO 2
Wing 2	CASO 3	CASO 2	CASO 4	CASO 5	CASO 1	CASO 6
Wing 3	CASO 5	CASO 2	CASO 3	CASO 1	CASO 6	CASO 4
Wing 4	CASO 1	CASO 4	CASO 6	CASO 5	CASO 3	CASO 2

Tabla 6: Comparación de casos con diferentes separaciones entre los flaps del alerón.

En las siguientes tablas se han comparado los casos 1 y 6, para ver en que partes del alerón es mejor una configuración o la otra. Comparando la carga de lift, el caso 6 presenta mejores prestaciones en todas las alas; en cambio, en el caso de la carga de drag es más variado. Los porcentajes de mejora entre ambos casos en las alas 1, 2 y 3, son muy pequeños, sin embargo en el ala 4 hay un porcentaje de mejora significativo. El porcentaje de mejora en la carga de lift del flap 4 es un 2,48 % mayor en el caso 6. En el caso de la carga de drag el caso 6 tiene un 1,23 % más de carga, pero como el flap 4 a alta velocidad disminuye su ángulo de ataque por la deformación del alerón, este aumento del drag no es tan relevante.

LIFT (Units: N)	Mejor Caso	Diferencia de mejora	Porcentaje de mejora
Wing 1	CASO 6	-11,38	0,48%
Wing 2	CASO 6	-7,59	0,47%
Wing 3	SIMILAR	-1,62	0,24%
Wing 4	CASO 6	-7,534	2,48%

DRAG (Units: N)	Mejor Caso	Diferencia de mejora	Porcentaje de mejora
Wing 1	CASO 6	-3,09	0,99%
Wing 2	SIMILAR	0,66	0,53%
Wing 3	SIMILAR	0,89	0,50%
Wing 4	CASO 1	1,42	1,23%

Tabla 7: Comparativa entre casos y mejora apreciada.

Para entender mejor los efectos positivos en cada parte del alerón, se han analizado los mejores casos de cada uno de los flaps. A continuación se explican los efectos aerodinámicos que producen dicha mejora en cada uno de ellos.

El primer flap obtiene su mejora por una mejor interacción con el efecto cascada entre los flaps del alerón.

El segundo flap obtiene mejores prestaciones en el caso 4, esto se debe a que en esta configuración, hay más espacio debajo por la mayor separación con el flap 1, y un menor espacio arriba por su proximidad con el flap 3, hace que el flujo por la parte superior se acelere más que por la inferior, produciendo así una mayor gradiente de presión que se traduce en un mayor downforce.

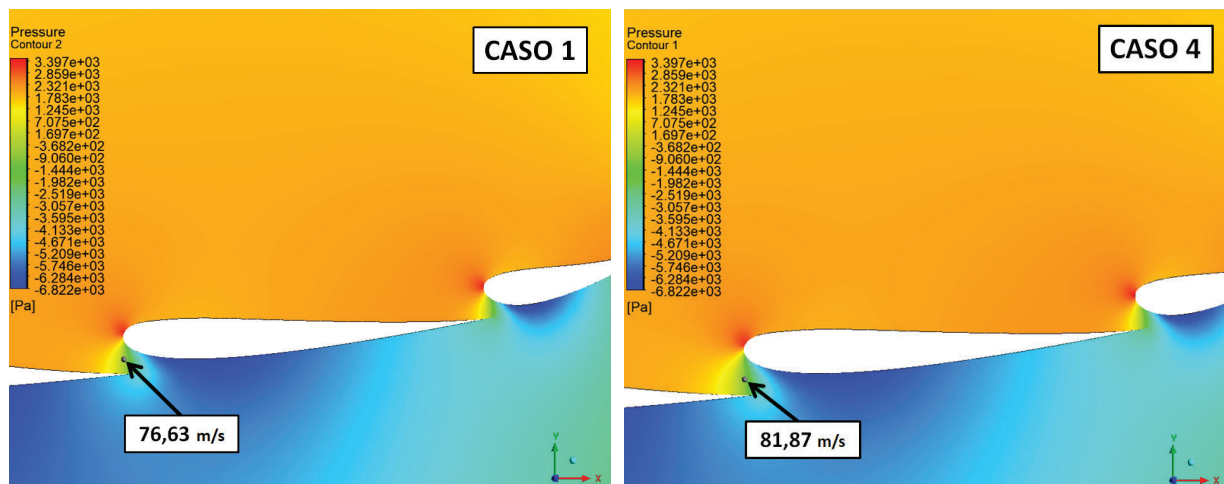


Figura 50: Comparación de velocidades de flujo bajo el segundo flap.

El tercer flap obtiene mejores prestaciones en el caso 3. Esto se debe a que en esta configuración hay más espacio debajo por la mayor separación con el flap 2, y un menor espacio arriba por su proximidad con el flap 4 hace que el flujo por la parte superior se acelere más que por la inferior, produciendo así un mayor gradiente de presión que se traduce en un mayor downforce.

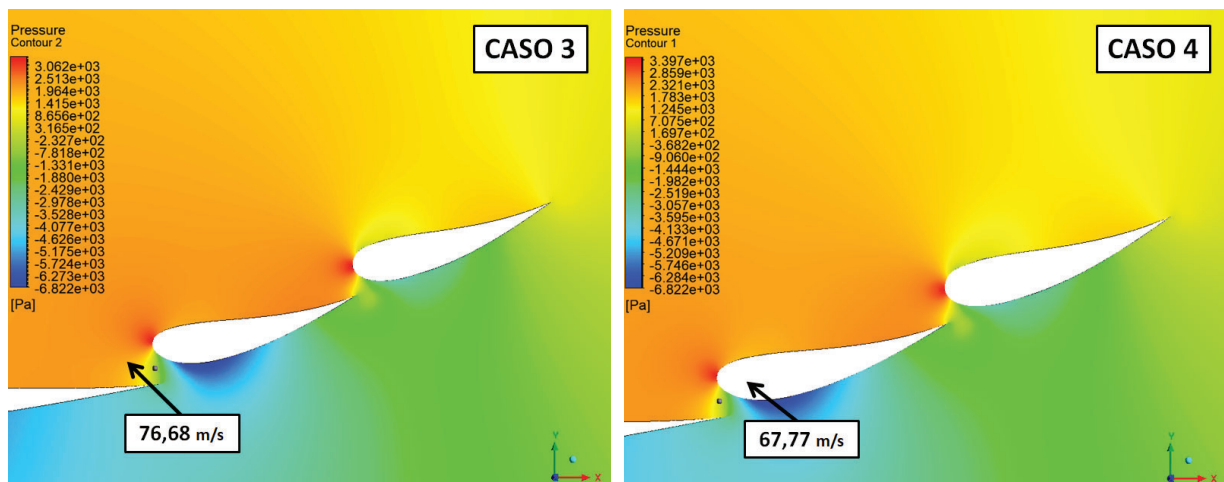


Figura 51: Comparación de velocidades de flujo bajo el tercer flap.

El cuarto flap obtiene mejores prestaciones en el caso 3. Esto se debe a que la separación que se da en esta configuración entre el flap 3 y el 4, hace que el flujo aguas abajo del flap 3 interactúe mejor con el flap 4, adhiriéndose el flujo de forma más ordenada a la parte baja del mismo. En la figura 52 se muestra como se produce una menor turbulencia en la estela del flap 3 por la interacción con la zona de bajas presiones del flap 4.

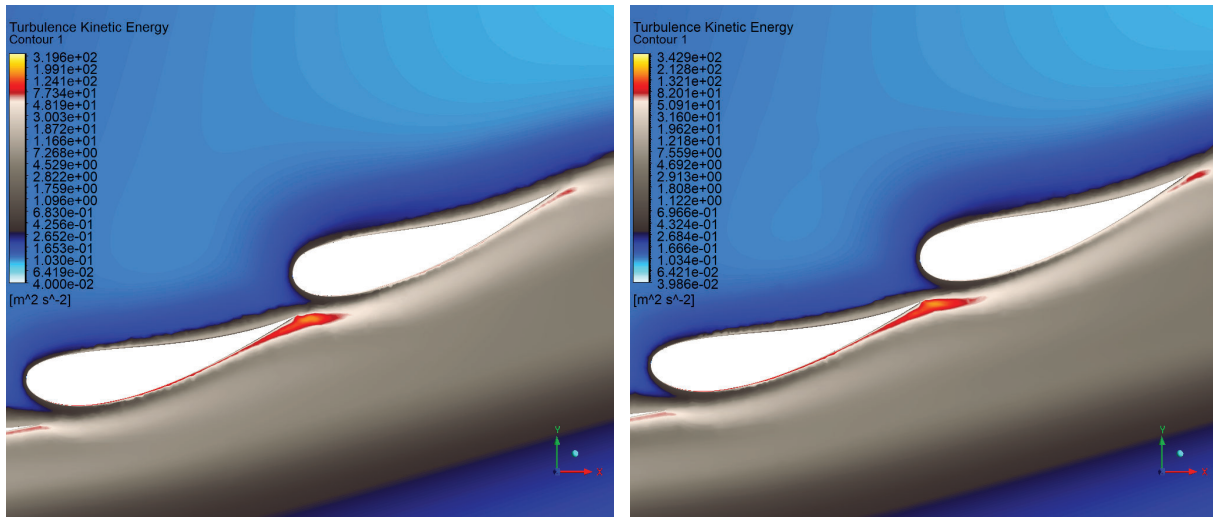


Figura 52: Turbulencia producida con los flaps 3 y 4 próximos (caso 1) y separados (caso 6).

Tras haber analizado en profundidad los efectos que se producen entre los diferentes elementos del alerón, se llega a la conclusión de que el diseño más óptimo es la configuración estudiada en el CASO 6, con el cuarto flap más separado, dado que para un valor similar al resto en cuanto a resistencia al avance, es el que mayor downforce produce. Otra ventaja sobre el CASO 1, la segunda mejor opción, es que en el CASO 6 se produce menos drag en los dos primeros flaps “estáticos” y más en los flaps superiores “dinámicos”. Esto es una ventaja porque ese drag, a velocidad punta, va a disminuir considerablemente gracias a la deformación del alerón que produce esa disminución del ángulo de ataque en los flaps superiores.

## C.2. RESULTADOS CONFIGURACIONES DE SEPARACIONES EN LOS FLAPS

### C.2.1. CONFIGURACIÓN 1 (*Flaps Próximos*)

La primera configuración plantea un diseño con las alas a una distancia más próxima entre ellas. Los resultados de este análisis muestran una resistencia al avance menor al resto de configuraciones y una alta carga aerodinámica. En la imagen 53 se observa como la interacción entre los flaps hace que se genere el efecto cascada, retrasando la separación de la capa límite, y por tanto consiguiendo un efecto aerodinámico más óptimo.

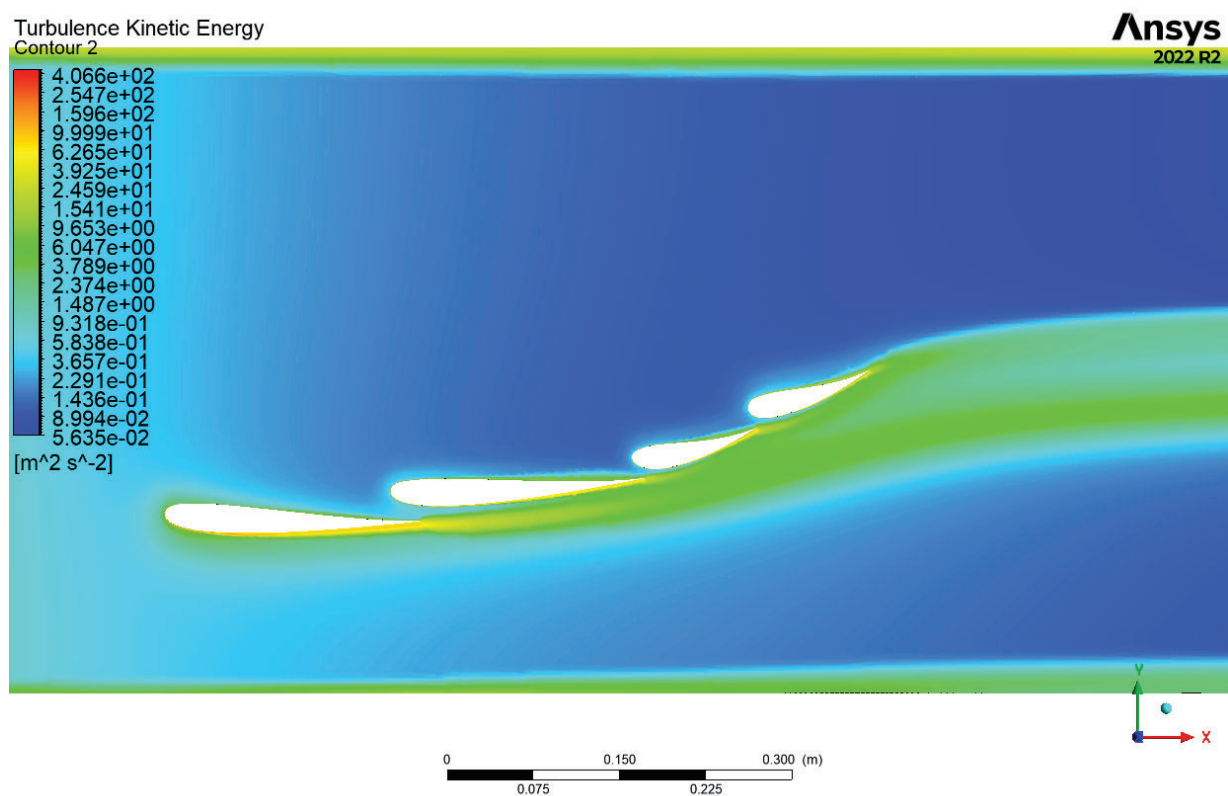


Figura 53: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps próximos.

Las siguientes imágenes muestran la distribución de presiones y las líneas de flujo de velocidad en las proximidades del alerón. En ellas se observan la diferencia de presiones entre ambos lados de los perfiles, y el cambio de velocidad de las líneas de flujo en el momento que interacciona con el alerón.

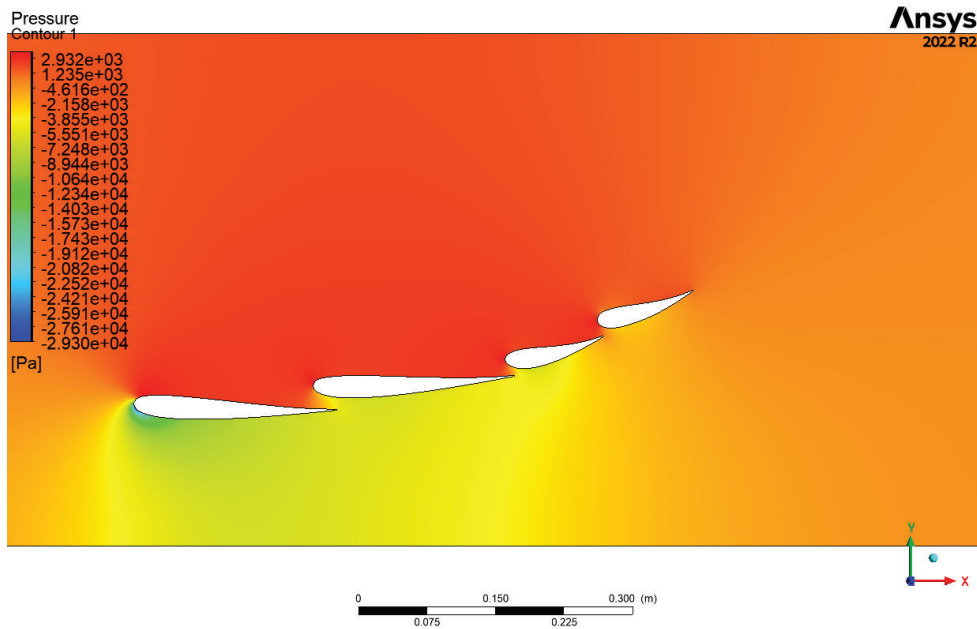


Figura 54: Distribución de presiones en configuración de flaps próximos.

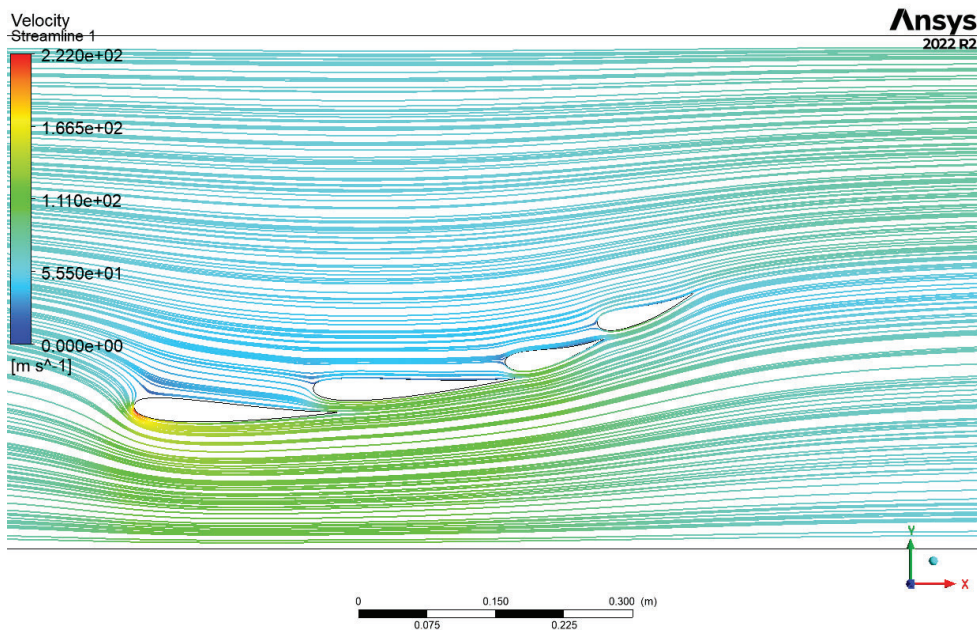


Figura 55: Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps próximos.

### C.2.2. CONFIGURACIÓN 2 (*Flaps Separados*)

La segunda configuración plantea un diseño con las alas a una distancia más separada entre ellas. Los resultados de este análisis muestran una resistencia al avance similar a la primera configuración, aunque levemente mayor, y una carga aerodinámica considerablemente menor. En la imagen 56 se observa como la mayor separación entre los flaps hace que no interactúen entre ellos haciendo que cada flap desprenda una estela por separado, esto hace que el rendimiento aerodinámico disminuya, explicando esa pérdida de carga aerodinámica en esta configuración.

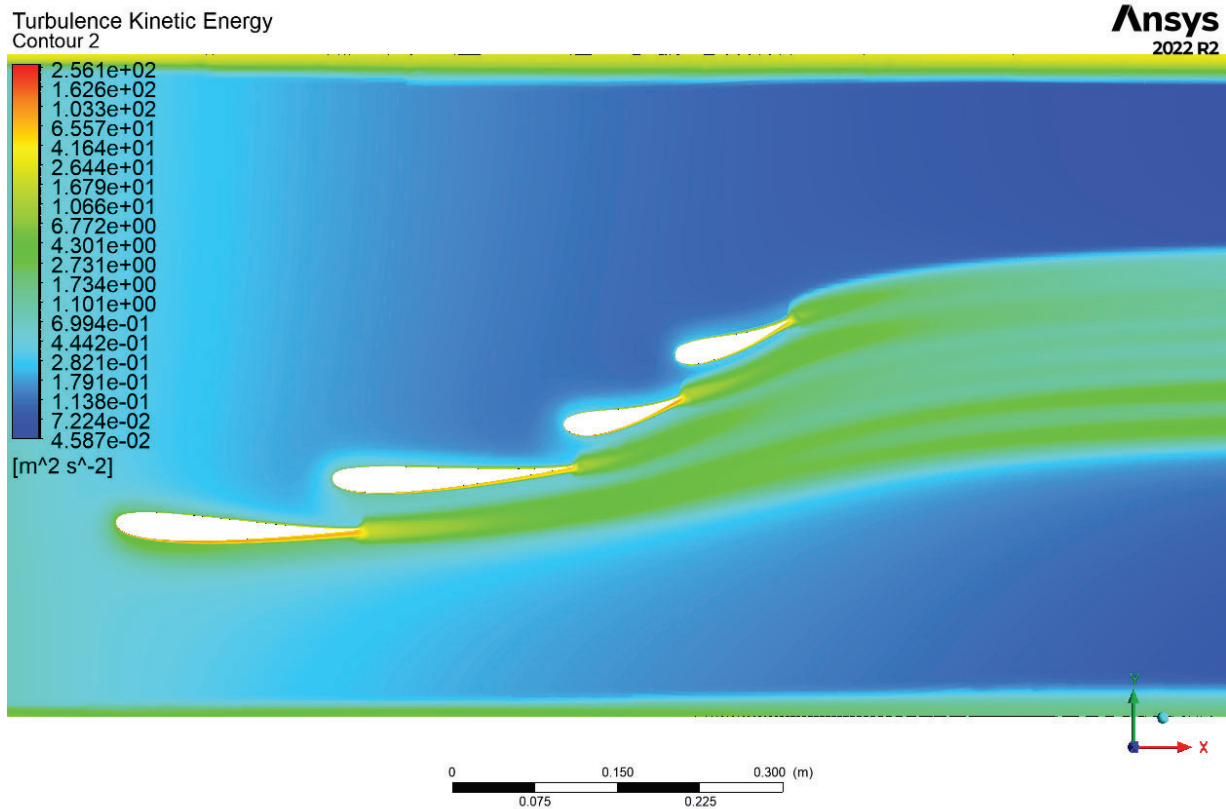


Figura 56: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps separados.

Las siguientes imágenes muestran la distribución de presiones y las líneas de flujo de velocidad en las proximidades del alerón. En ellas se observan la diferencia de presiones entre ambos lados de los perfiles, y el cambio de velocidad de las líneas de flujo en el momento que interacciona con el alerón.

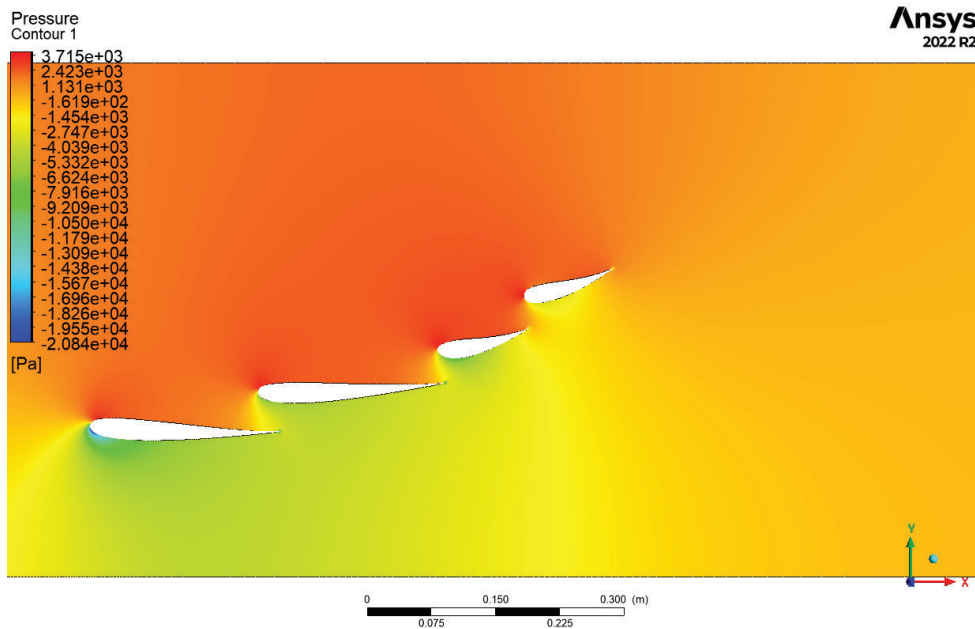


Figura 57: Distribución de presiones en configuración de flaps separados.

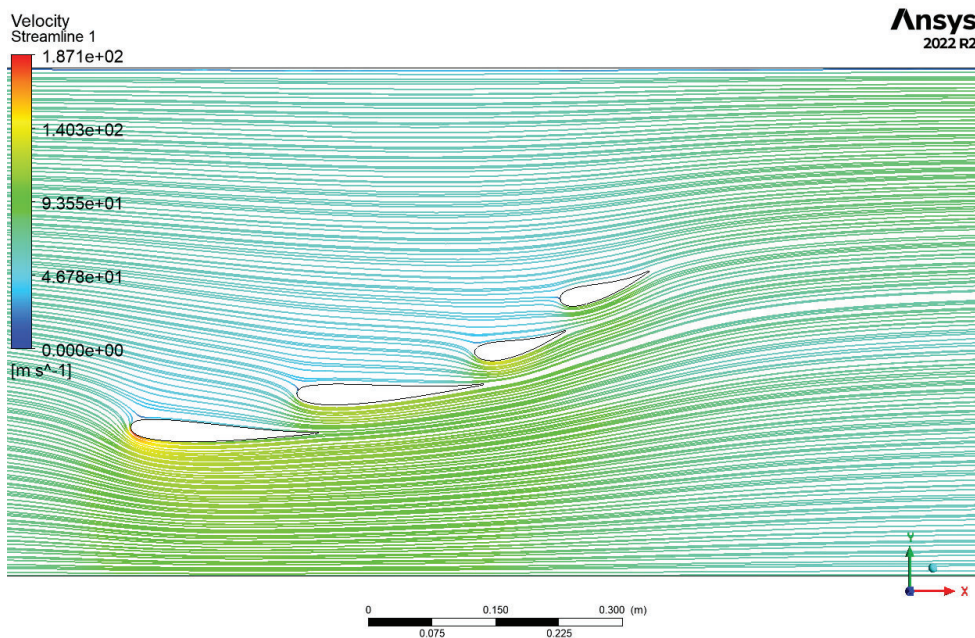


Figura 58: Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps separados.

### C.2.3. CONFIGURACIÓN 3 (*Flaps inferiores separados, centrales separados y superiores próximos*)

La tercera configuración plantea un diseño con las alas inferiores separadas y las alas superiores próximas entre sí. Los resultados de este análisis muestran un efecto diferente en cada uno de los flaps. El primer flap, al estar más separado del segundo comienza separando su estela de la del resto de flaps superiores, lo que penaliza al resto de flaps. Al propio primer flap le penaliza produciendo, además de un mayor drag por la generación de turbulencia, una menor ayuda a contrarrestar la resistencia al avance, ya que debido al ángulo de ataque del primer flap, este generaba una parte de la carga hacia delante (+X) contrarrestando el drag, pero al producirse una menor carga aerodinámica este efecto favorable disminuye. El segundo flap al estar separado del primero, pero próximo al tercero, hace que el efecto cascada no se produzca con tanta intensidad. Por otro lado, al tener un hueco mayor para paso de aire por la parte baja, hace que el flujo se ralentice haciendo que se produzca un menor diferencial de presiones entre la parte superior e inferior del flap dos, produciendo menos carga aerodinámica que en la configuración 1. En el tercer y cuarto flap el efecto es parecido al de la configuración 1 con los flaps próximos, pero con esa disminución del efecto aerodinámico que produce la disminución del efecto cascada. Todos estos efectos se ven reflejados en forma de distribución de energía turbulenta en la figura 59.

El resultado de esta configuración, es un comportamiento general que mejora respecto a la segunda, de alas separadas, pero aun así es una configuración con bajo rendimiento, ya que la resistencia al avance aumenta considerablemente respecto al resto de opciones.

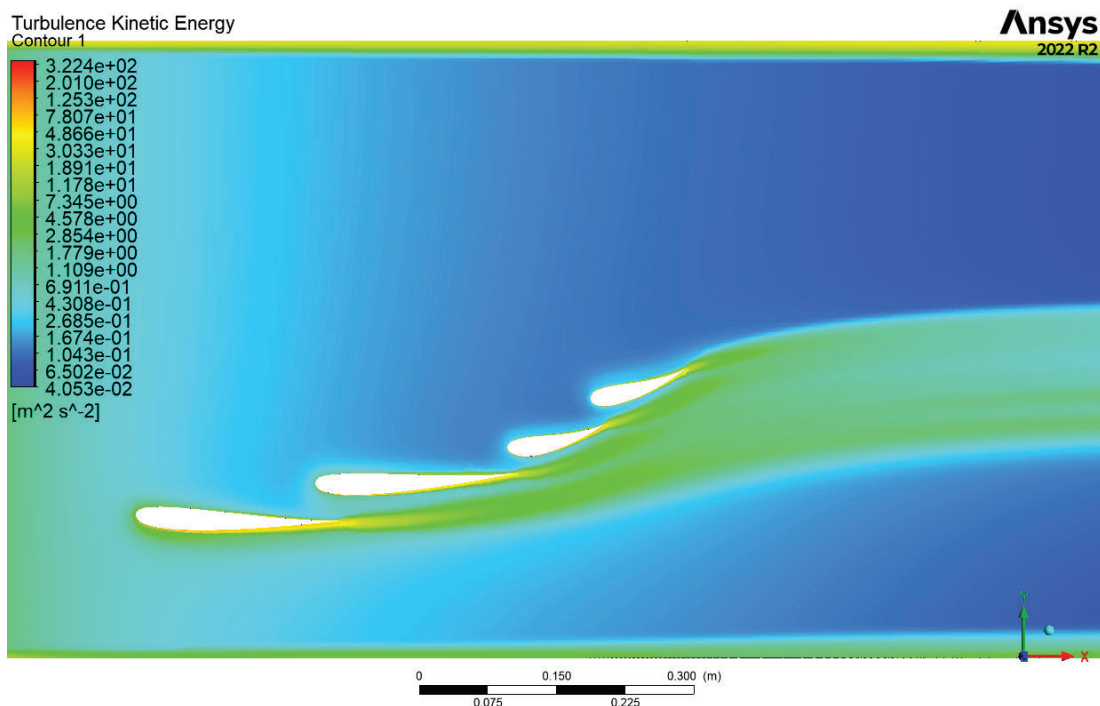


Figura 59: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps inferiores separados y superiores próximos.

Las figuras 60 y 61 muestran la distribución de presiones y las líneas de flujo de velocidad en las proximidades del alerón. En ellas se observan la diferencia de presiones entre ambos lados de los perfiles, y el cambio de velocidad de las líneas de flujo en el momento que interacciona con el alerón.

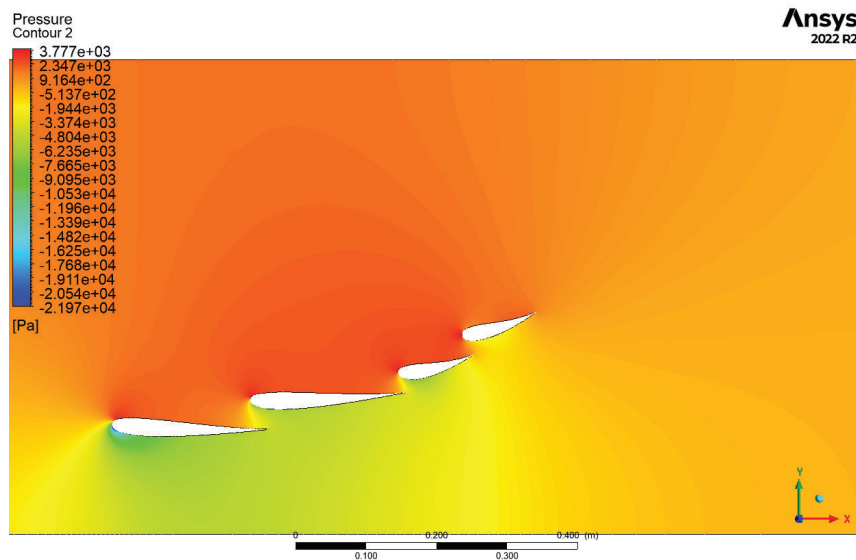


Figura 60: Distribución de presiones en configuración de flaps inferiores separados y superiores próximos.

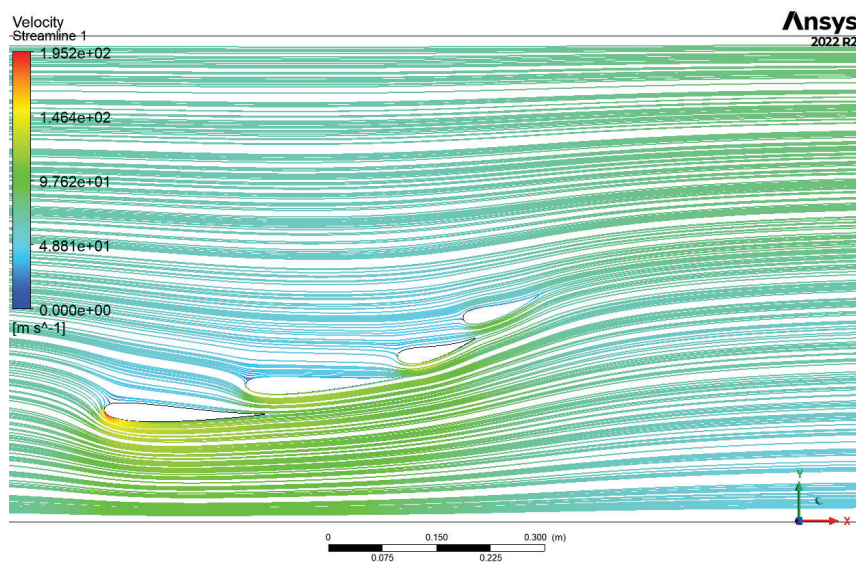


Figura 61: Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps inferiores separados y superiores próximos.

#### C.2.4. CONFIGURACIÓN 4 (*Flaps inferiores separados, centrales próximos y superiores próximos*)

La configuración 4 es una modificación de la configuración 3, en ella se ha dejado una menor separación entre los flaps 2 y 3, para de ese modo estudiar el efecto que produce. Los resultados muestran que esta modificación solo afecta a las cargas producidas por los flaps 2 y 3 de forma local, ya que los flaps 1 y 4 no se ven afectados. El efecto que se observa en esta configuración es menos visual que otras, en este caso el cómputo global de cargas no varía, si no que esa separación entre los flaps 2 y 3 que varía entre la configuración 3 y la 4 solo favorece a un flap lo que le empeora al otro. Este efecto se da porque al estar más próximos el segundo flap se ve beneficiado del efecto aguas abajo que produce el flap 3, pero al separarlos como en el caso 3 el flap 3 recupera un funcionamiento mejor, y el segundo flap ya no se ve beneficiado de esa ayuda. El caso es que tal como muestran las tablas 8 y 9, el cómputo global no varía, sino que solo varía el balance de downforce entre el flap 2 y 3.

	Coef. Downforce		
	Configuración 4	Configuración 3	Variación
Wing 1	-15,34	-15,28	-0,06
Wing 2	-10,87	-10,71	-0,16
Wing 3	-4,47	-4,64	0,17
Wing 4	-1,97	-2,03	0,06
Total	-32,65	-32,66	0,01

Tabla 8: Diferencia de coeficientes de downforce entre la configuración 3 y 4.

	Coef. Drag		
	Configuración 4	Configuración 3	Variación
Wing 1	-2,02	-2,00	-0,02
Wing 2	0,76	0,76	0,00
Wing 3	1,20	1,17	0,03
Wing 4	0,77	0,79	-0,02
Total	0,71	0,71	0,00

Tabla 9: Diferencia de coeficientes de Drag entre la configuración 3 y 4.

### C.2.5. CONFIGURACIÓN 5 (*Flaps inferiores próximos, centrales separados y superiores separados*)

La quinta configuración plantea un diseño con las alas inferiores próximas y las alas superiores separadas entre sí. Los resultados de este análisis muestran un comportamiento más parecido al de la configuración 1, en el que los primeros flaps sí que producen ese efecto cascada. Este efecto se ve reflejado en las figuras 62, 63 y 64.

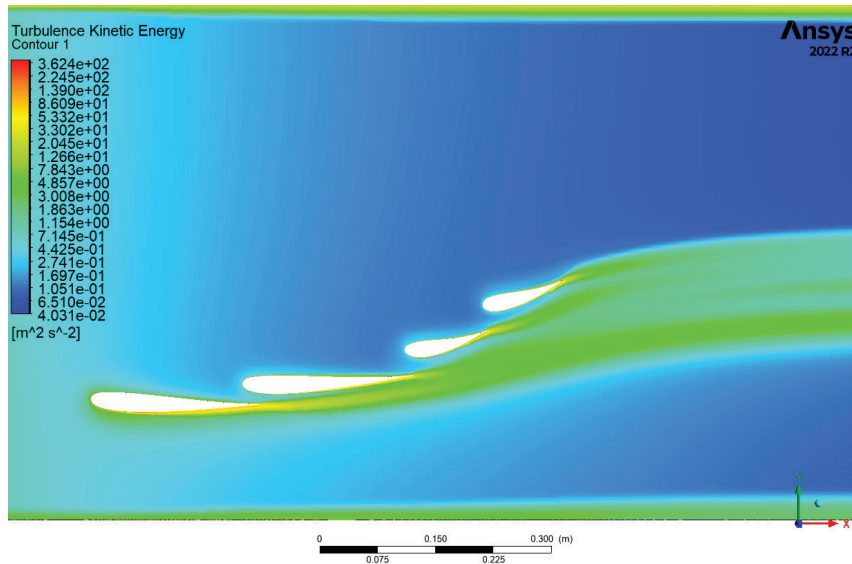


Figura 62: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración de flaps inferiores próximos y superiores separados.

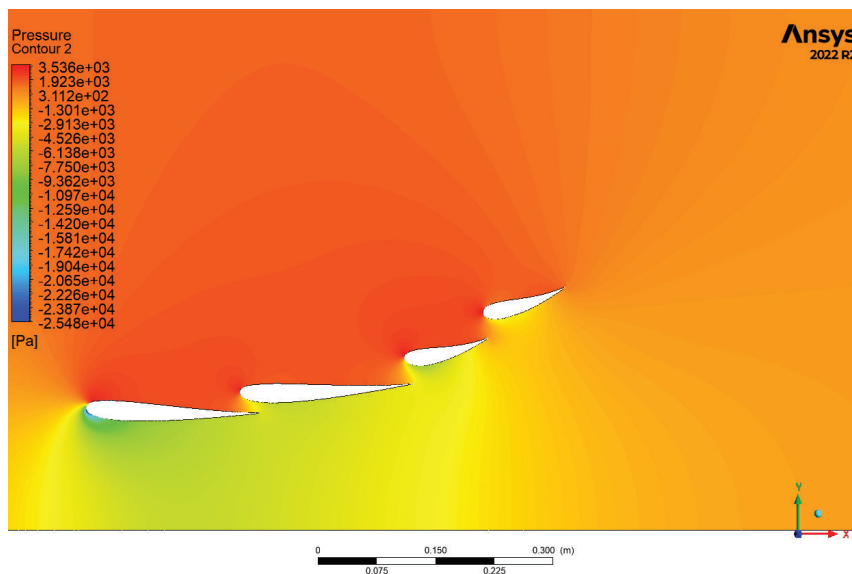


Figura 63: Distribución de presiones en configuración de flaps inferiores próximos y superiores separados.

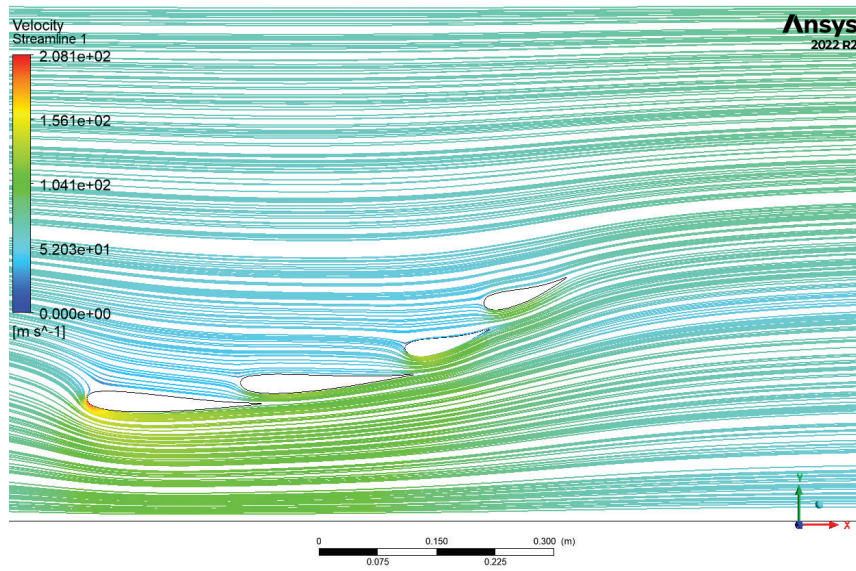


Figura 64: Líneas de flujo (velocidad) en configuración de flaps inferiores próximos y superiores separados.

### C.2.6. CONFIGURACIÓN 6 (*Flaps inferiores próximos, centrales juntos y superiores separados*)

La configuración 6 es una modificación de la configuración 5, en ella se ha dejado una menor separación entre los flaps 2 y 3, para de ese modo estudiar el efecto que produce. Los resultados muestran que en esta configuración, la interacción que se produce entre los cuatro flaps es muy sensible a la distancia entre los flaps centrales (2 y 3). La interacción se produce entre dos grupos, los flaps inferiores (1 y 2), y los superiores (3 y 4). La distancia entre los flaps centrales afecta mucho al comportamiento de estos, ya que al estar juntos, los flaps inferiores se ven beneficiados del efecto que producen aguas abajo los flaps superiores. Este efecto si hay más separación central se reduce, volviendo a aumentar el funcionamiento de los flaps superiores, pero empeorando el de los inferiores dado que ya no se benefician de ese efecto. En conclusión, depende la proximidad unos se ven beneficiados o perjudicados, pero se ha visto que el efecto que se produce en los flaps inferiores al tener una separación más próxima entre los flaps centrales, produce más prestaciones que la configuración 5 con esos flaps mas separados. Las tablas 10 y 11 muestran la variación de cargas en los flaps entre la configuración 5 y la 6.

	Coef. Downforce		
	Configuración 6	Configuración 5	Variación
Wing 1	-15,72	-15,54	-0,18
Wing 2	-10,80	-10,56	-0,24
Wing 3	-4,47	-4,59	0,12
Wing 4	-2,03	-2,05	0,02
Total	-33,02	-32,74	-0,28

Tabla 10: Diferencia de coeficientes de downforce entre la configuración 5 y 6.

	Coef. Drag		
	Configuración 6	Configuración 5	Variación
Wing 1	-2,10	-2,05	-0,05
Wing 2	0,84	0,83	0,01
Wing 3	1,20	1,16	0,04
Wing 4	0,78	0,79	0,00
Total	0,73	0,72	0,01

Tabla 11: Diferencia de coeficientes de Drag entre la configuración 5 y 6.

### C.3. ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD DEL GAP ENTRE FLAPS

Tras encontrar la distribución de los flaps más óptima, se ha realizado otro análisis comparativo para determinar el valor de gap (G) que produzca mejores prestaciones. El método experimental establece que el gap entre los alerones debe de ser de entre un 2% y un 3% de la longitud de cuerda del perfil inferior, este análisis optimiza ese valor. Para ello se han estudiado varios casos con diferentes valores de gap entre 1.5% y 3%.

Las tablas 12 muestran los resultados de los casos más representativos del estudio bidimensional realizado, en el que se determinaron las distintas cargas aerodinámicas sobre cada flap del alerón para cada configuración analizada.

DRAG (Units: N)	G=1,5%	G=2%	G=2,2%	G=3%
Wing 1	-320,83	-316,43	-307,85	-296,70
Wing 2	135,04	127,98	126,81	111,69
Wing 3	181,62	180,18	183,20	174,24
Wing 4	113,53	116,14	122,10	116,40
TOTAL	109,36	107,87	124,26	105,63

LIFT (Units: N)	G=1,5%	G=2%	G=2,2%	G=3%
Wing 1	-2392,5	-2363,21	-2340	-2268,4
Wing 2	-1610,9	-1615,27	-1608,66	-1598,53
Wing 3	-652,39	-665,85	-676,32	-683,25
Wing 4	-287,3	-296,16	-299,46	-302,36
TOTAL	-4943,09	-4940,49	-4924,44	-4852,54

Tabla 12: Comparación de cargas aerodinámicas producidas por los diferentes flaps del alerón ante diferentes valores de gap.

Las tablas 12 muestran los resultados obtenidos en cada ala, y la carga total de cada configuración. Analizando los resultados globales, destacan los casos con el gap del 1.5% y 2%, ya que para una carga de drag similar, presentan un mayor downforce, lo que se traduce en un diseño con un funcionamiento más óptimo. Para comparar mejor los resultados obtenidos, la tabla 13 presenta los casos ordenados de mejor a peor funcionamiento. Se destacan los casos con el gap del 1.5% y 2%, ya que son los que mejores prestaciones presentan.

	Gap (G)			
Wing 1	1,50%	2,00%	2,20%	3,00%
Wing 2	3,00%	2,20%	2,00%	1,50%
Wing 3	3,00%	2,00%	1,50%	2,20%
Wing 4	1,50%	2,00%	3,00%	2,20%

	Gap (G)			
Wing 1	1,50%	2,00%	2,20%	3,00%
Wing 2	2,00%	1,50%	2,20%	3,00%
Wing 3	3,00%	2,20%	2,00%	1,50%
Wing 4	3,00%	2,20%	2,00%	1,50%

Tabla 13: Comparación de porcentajes de gap de mejor (IZQ) a peor (DCHA) para los diferentes flaps

En las siguientes tablas se han comparado los casos con el gap del 1.5% y 2%, para ver que partes del alerón es mejor una configuración o la otra. Comparando los esfuerzos producidos, en la carga de lift el caso con el gap de 2% presenta mejores prestaciones en las alas 2, 3 y 4, en cambio, en el caso de la carga de drag está más equilibrado ya que en las alas 2 y 3 mejora con el gap del 2%, y en las alas 1 y 4 mejora el gap del 1,5%. En la carga de drag, el porcentaje de mejora entre ambos casos en la 3ª ala es muy bajo, sin embargo en el resto de alas hay un porcentaje de mejora significativo. El porcentaje de mejora en la carga de lift en el flap 2 no es significativo, sin embargo los flaps 1, 3 y 4 presentan mayores porcentajes de mejora.

Comparando ambos casos, se llega a la conclusión de que el porcentaje de gap más óptimo entre valores de 1.5 % y 3 %, es de 2 %. El modelo con un gap de 2.2 % presenta un valor alto de downforce, similar al caso de 1.5 %, pero con una resistencia al avance mayor, siendo así la opción más óptima.

El porcentaje de mejora en la carga de lift del flap 4 es casi un 3 % mayor en el caso con un gap del 2 %. Por otra parte en el caso de la carga de drag el caso del gap del 2 % tiene un 2,25 % más de carga, pero como el flap 4 a alta velocidad disminuye su ángulo de ataque por la deformación del alerón, este aumento del drag no es tan relevante. Las tablas 14 muestran los porcentajes de gap con mejores prestaciones para el alerón, y la mejora que producen en comparación a la distribución inicial.

DRAG (Units: N)	Mejor Gap	Diferencia de mejora	Porcentaje de mejora
Wing 1	1,50%	4,40	1,39%
Wing 2	2,00%	7,06	5,52%
Wing 3	2,00%	1,44	0,80%
Wing 4	1,50%	2,61	2,25%

LIFT (Units: N)	Mejor Caso	Diferencia de mejora	Porcentaje de mejora
Wing 1	1,50%	29,29	1,24%
Wing 2	2,00%	4,37	0,27%
Wing 3	2,00%	13,46	2,02%
Wing 4	2,00%	8,86	2,99%

Tabla 14: Resultados del estudio de optimización del gap entre los flaps y estimación de mejora.

### C.4. RESULTADOS POSICIONES DE FLAPS FINALES

A continuación, se presentan las distribuciones de energía cinética turbulenta, presiones y velocidades para cada uno de los valores de gap estudiados en el apartado anterior (C.3) con un valor de overlap fijo de un 2 %.

#### C.4.1. CONFIGURACIÓN G=1.5 % y R=2 %

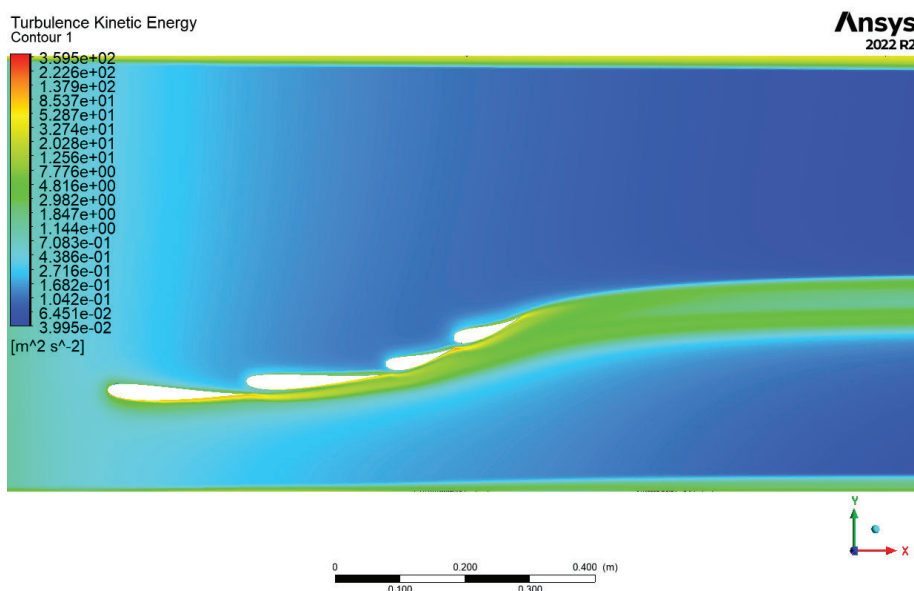


Figura 65: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración G=1.5 % y R=2 %.

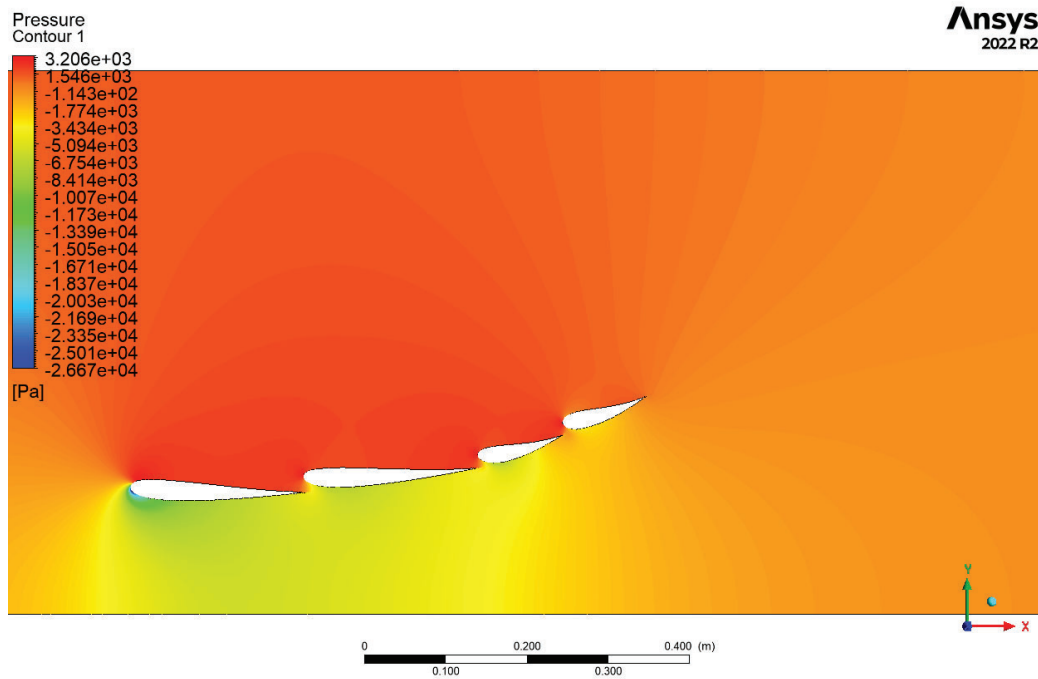


Figura 66: Distribución de presiones en configuración G=1.5 % y R=2 %.

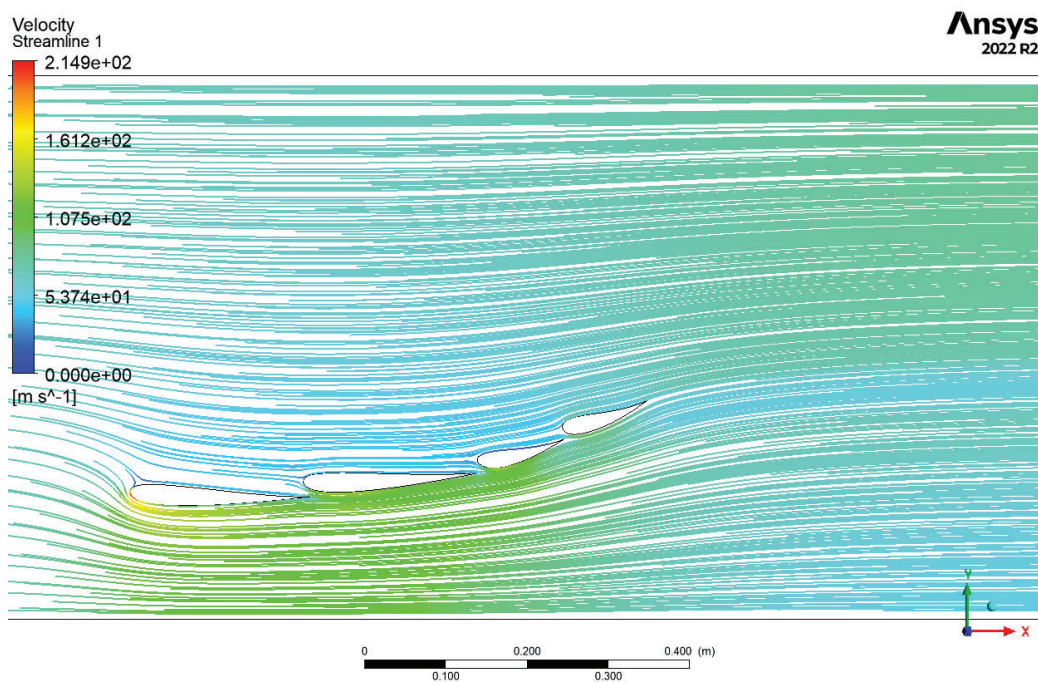


Figura 67: Líneas de flujo (velocidad) en configuración G=1.5 % y R=2 %.

C.4.2. CONFIGURACIÓN G=2% y R=2%

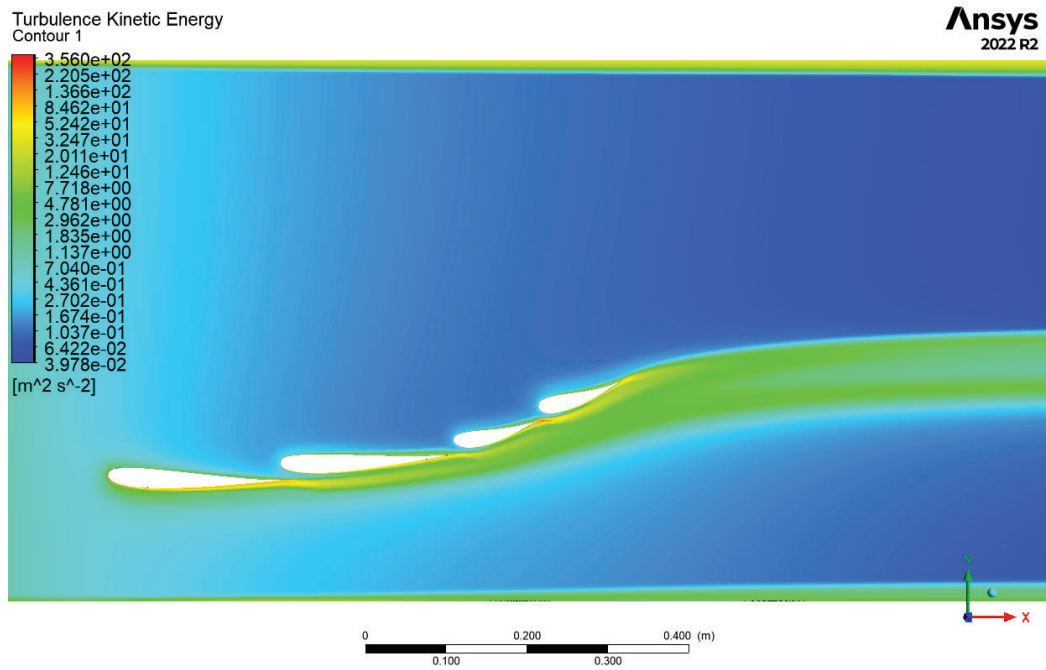


Figura 68: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración G=2% y R=2%.

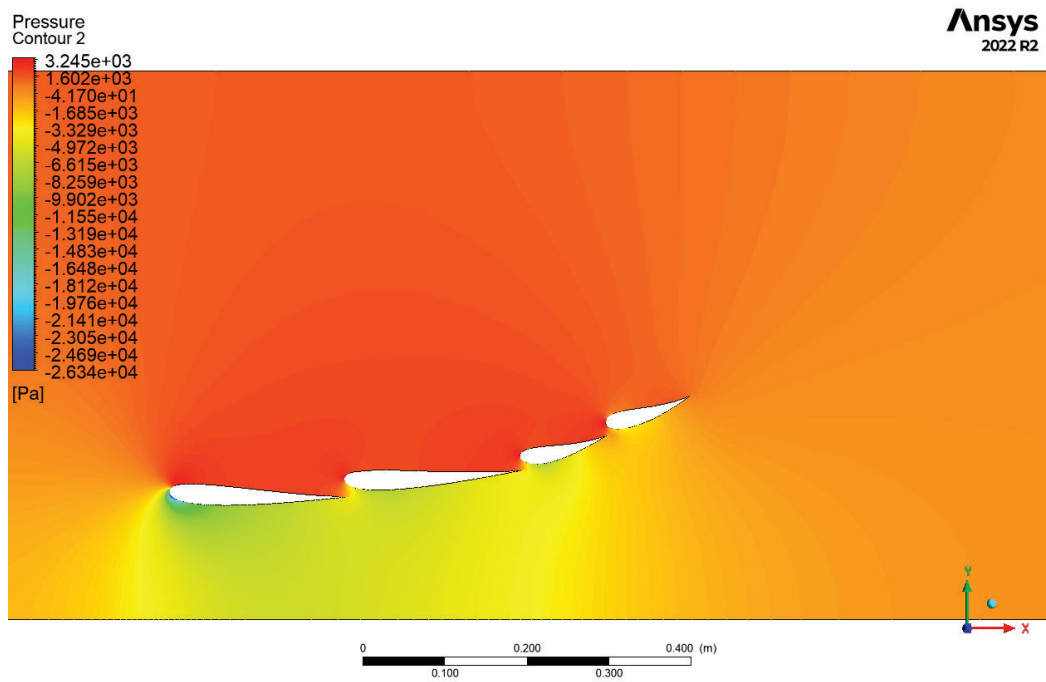


Figura 69: Distribución de presiones en configuración G=2% y R=2%.

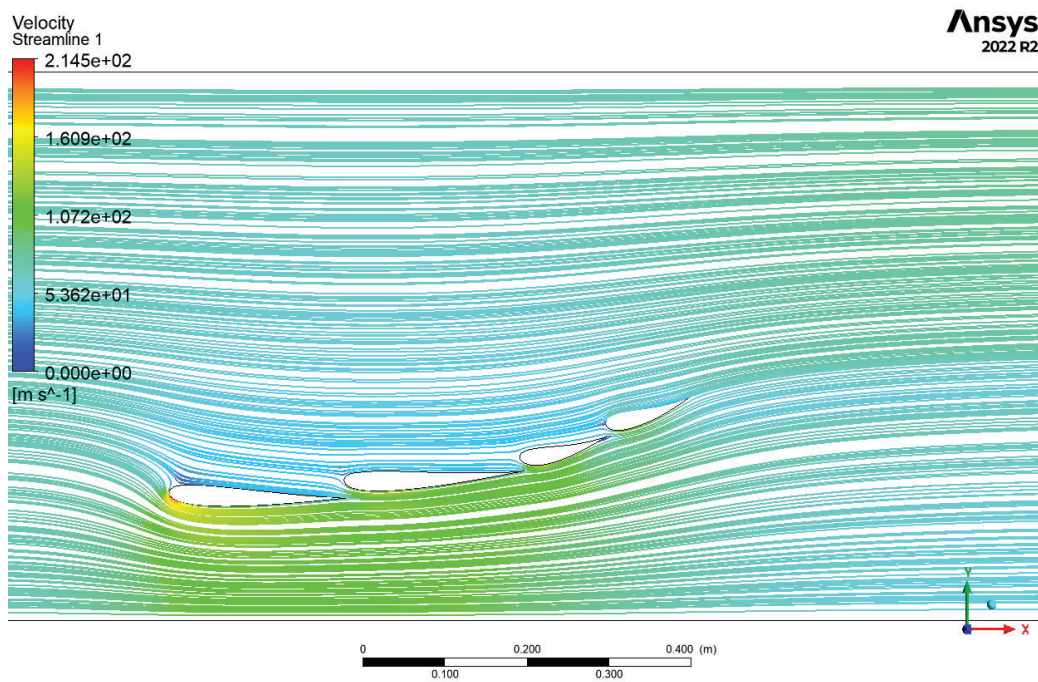


Figura 70: Líneas de flujo (velocidad) en configuración G=2% y R=2%.

### C.4.3. CONFIGURACIÓN G=2.2% y R=2%

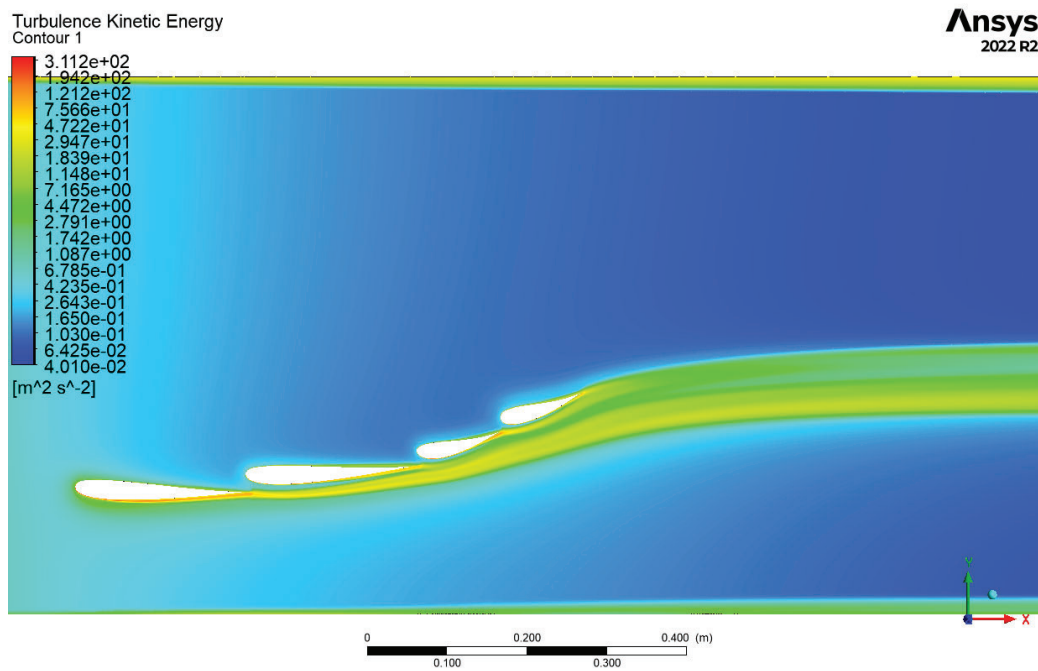


Figura 71: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración G=2.2% y R=2%.

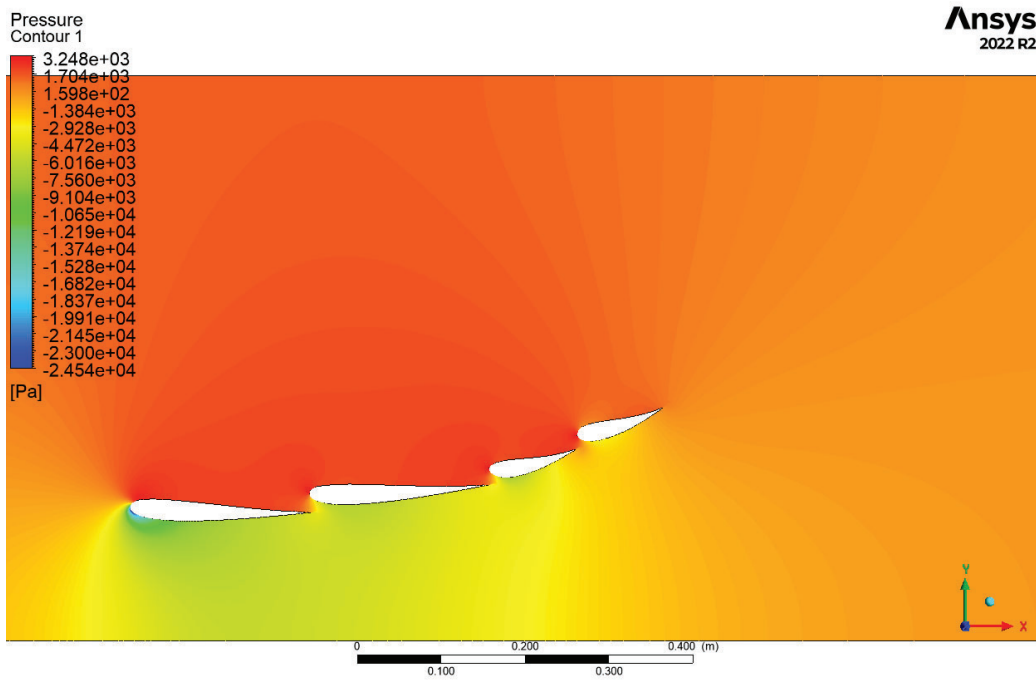


Figura 72: Distribución de presiones en configuración G=2.2 % y R=2 %.

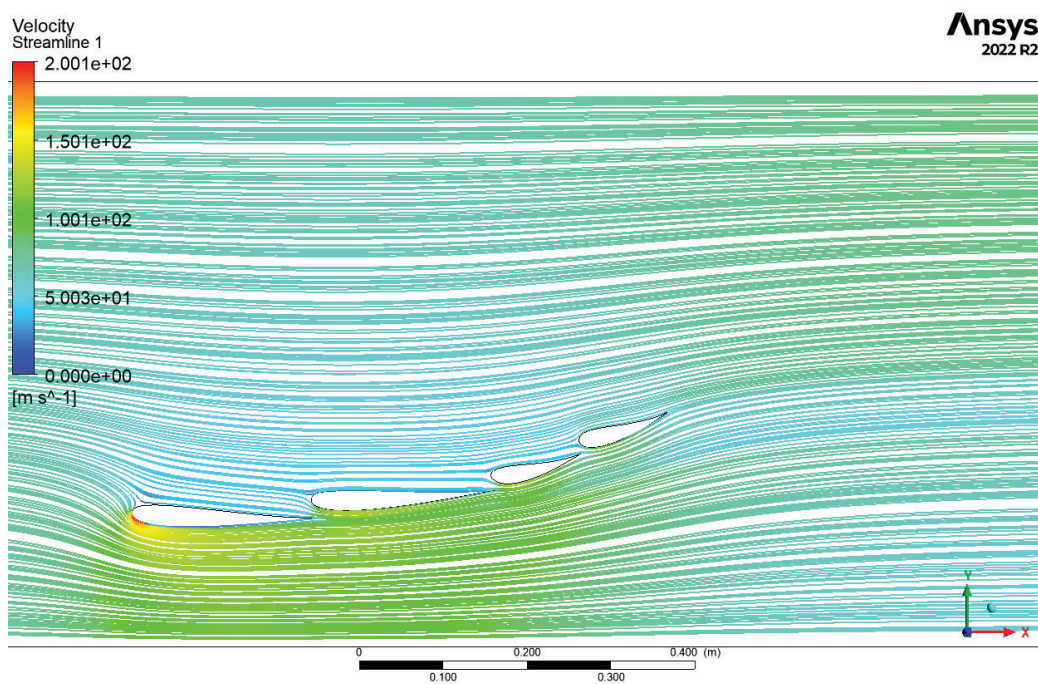


Figura 73: Líneas de flujo (velocidad) en configuración G=2.2 % y R=2 %.

C.4.4. CONFIGURACIÓN G=3 % y R=2 %

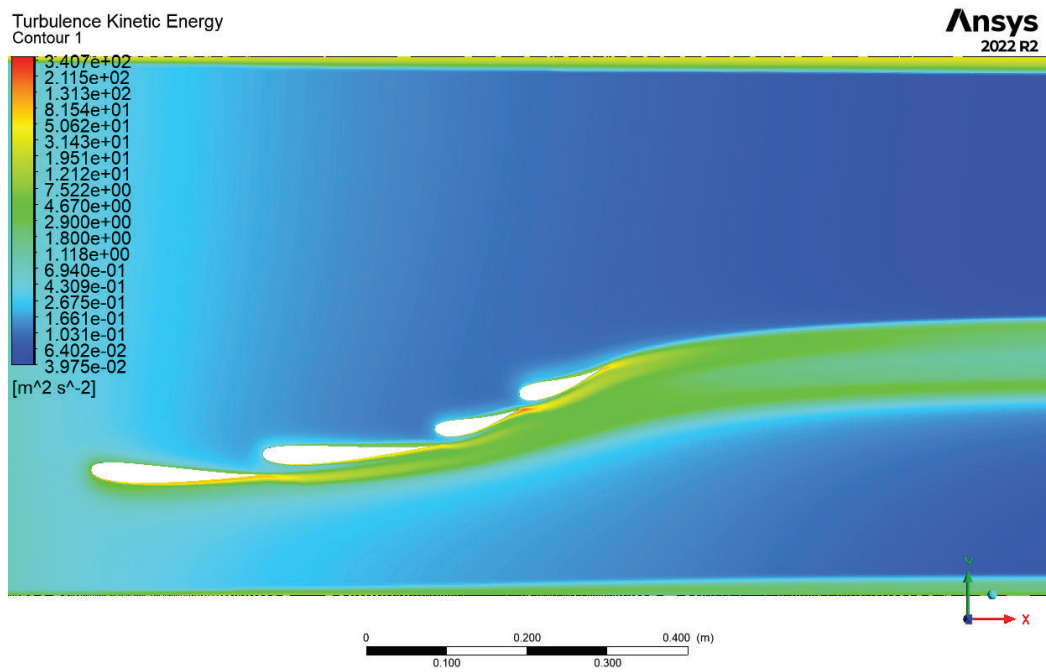


Figura 74: Distribución de energía cinética turbulenta en configuración G=3 % y R=2 %.

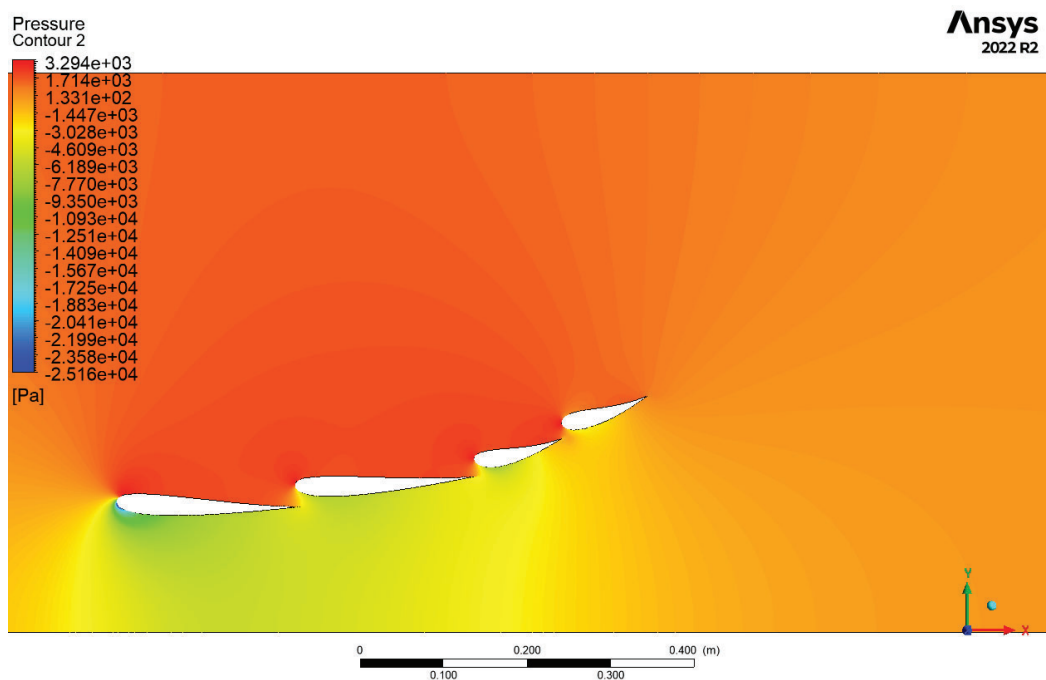


Figura 75: Distribución de presiones en configuración G=3 % y R=2 %.

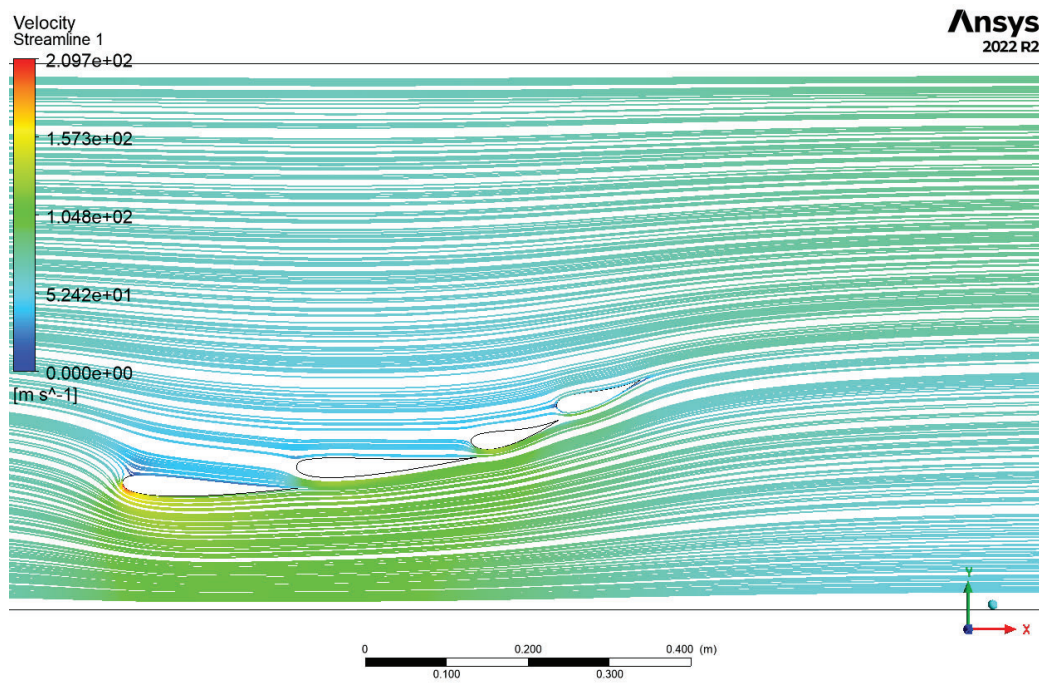


Figura 76: Líneas de flujo (velocidad) en configuración G=3% y R=2%.

## ANEXO D - ANÁLISIS FSI TRANSITORIO

El comportamiento elástico del alerón bajo la variación de cargas aerodinámicas hace que este no siga ninguna fórmula práctica 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, de forma que se realizan varias iteraciones, 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 se 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 de velocidades se han realizado iteraciones a varias velocidades concretas para terminar de caracterizar esas curvas de carga frente a velocidad que muestran el comportamiento dinámico del alerón.

A continuación se detalla la configuración de los distintos cálculos FSI realizados

## D.1. PARTE FLUIDODINÁMICA

Tras la creación de la geometría y la optimización topológica del laminado del composite descritos en los apartados 3 y 6, y desarrollados en los anexos B y C, se procede a la creación del modelo CFD dinámico. Para ello el primer paso es crear una malla inicial sobre la que trabajará la malla dinámica.

### D.1.1. MALLADO INICIAL

El mallado de la geometría se ha llevado a cabo con el módulo Fluent Meshing de Ansys, el más avanzado que tiene Ansys para cálculos CFD. Este módulo trabaja creando el mallado hacia dentro en el sólido, primero crea una malla superficial con elementos triangulares, y luego partiendo de esa malla crea los elementos 3D del interior.

Lo primero que se define después de haber importado la geometría es el dimensionamiento de cuerpos y caras. Esta opción sirve para fijar un determinado tamaño de elemento en un cuerpo o una cara de la malla del modelo. En la geometría se han especificado dos zonas más refinadas, por un lado la zona del suelo a un tamaño de elemento de 10 mm, ya que tiene una gran interacción con el alerón dada su proximidad; y en las caras del alerón, que es la zona de estudio que se va a analizar, tengan un tamaño de elemento de 4 mm. El resto de la malla se ha establecido un tamaño máximo y mínimo de elemento de 50 y 4 milímetros respectivamente.

Lo siguiente es definir la naturaleza de las zonas de la geometría. En este paso hay que definir si la geometría tiene caras compartidas entre sólidos que no se hayan unido previamente, y si la geometría tiene sólidos o es todo volumen fluido, especificando cada una de ellas. En el modelo se ha definido toda la geometría como volumen fluido de aire. Una vez se ha definido la naturaleza de la geometría, hay que especificar el tipo de condiciones de contorno que llevará cada zona de las que hemos definido en el apartado de la creación de la geometría del volumen fluido. Este paso se puede omitir y realizarse en Fluent, así que se explicará en el apartado siguiente con la creación del modelo computacional en Fluent.

En esta malla no se ha definido una zona de inflación en las paredes del alerón debido a que los elementos en las proximidades de las caras con esta técnica tienden a dar problemas con la deformación de la malla dinámica. Para compensar esto se ha refinado con especial atención esa zona de desprendimiento de capa límite, y como se muestra en el apartado 5 la convergencia de la malla es buena, y muestra resultados tan precisos como los que se consiguen con la malla con inflación.

Tras tener configurada la malla, el último paso es definir el tipo de elementos y el tamaño máximo de elemento para la malla 3D, para que, a base de iteraciones, el programa encuentre la estructura de elementos con mayor calidad para la malla. En la malla se ha definido un tamaño máximo de elementos de 60 mm y se ha creado con elementos tetraédricos, ya que aunque los elementos poliédricos permiten llegar a unos valores de ortogonalidad y oblicuidad mejores para asegurar la convergencia de los cálculos, no se adaptan bien en una malla dinámica.

Tras el mallado con el software Fluent Meshing, queda como resultado una malla con los siguientes marcadores de calidad:

```
Mesh Quality:  
Minimum Orthogonal Quality = 1.71379e-01  
Maximum Aspect Ratio = 2.09624e+01
```

Figura 77: Indicativos de calidad de malla.

Como la ortogonalidad mínima de la malla mucho mayor a  $10^{-2}$  la convergencia de la solución deberá ser buena y suficiente para el cálculo. El aspect ratio resultante es un poco alto, pero al ser la geometría tan compleja no se ha conseguido disminuir. Cabe destacar que este valor aspect ratio no ha introducido ninguna gran distorsión apreciable en los resultados.

A continuación, se muestran varias imágenes de la malla resultante desde diferentes ángulos:

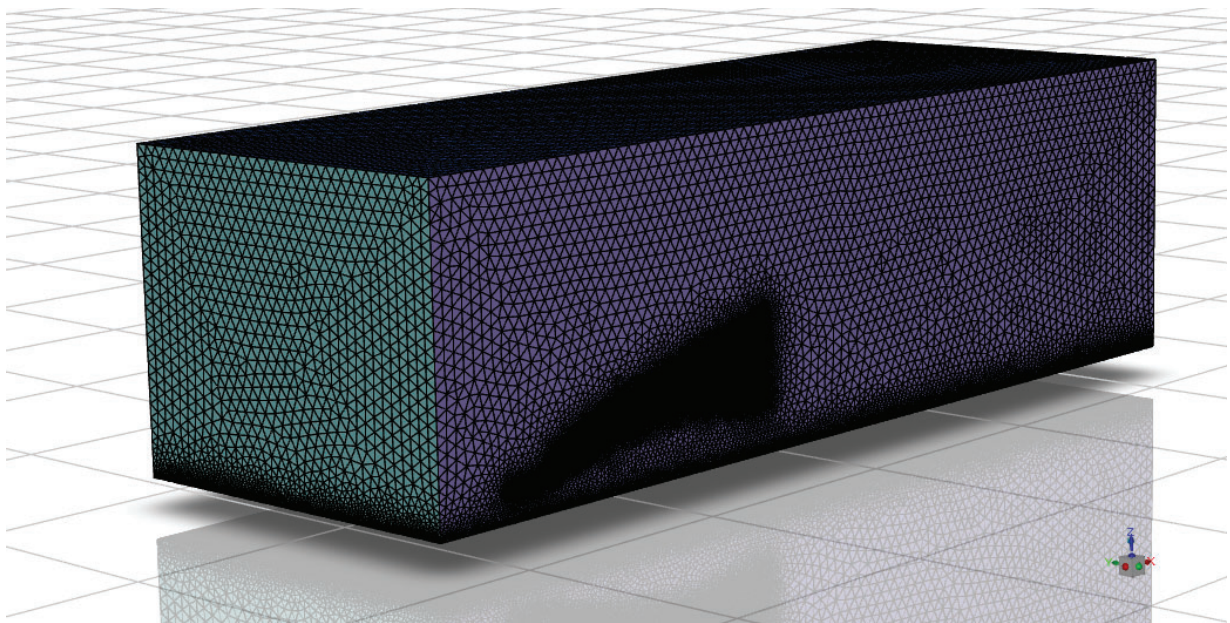


Figura 78: Vista 1 isométrica de la malla

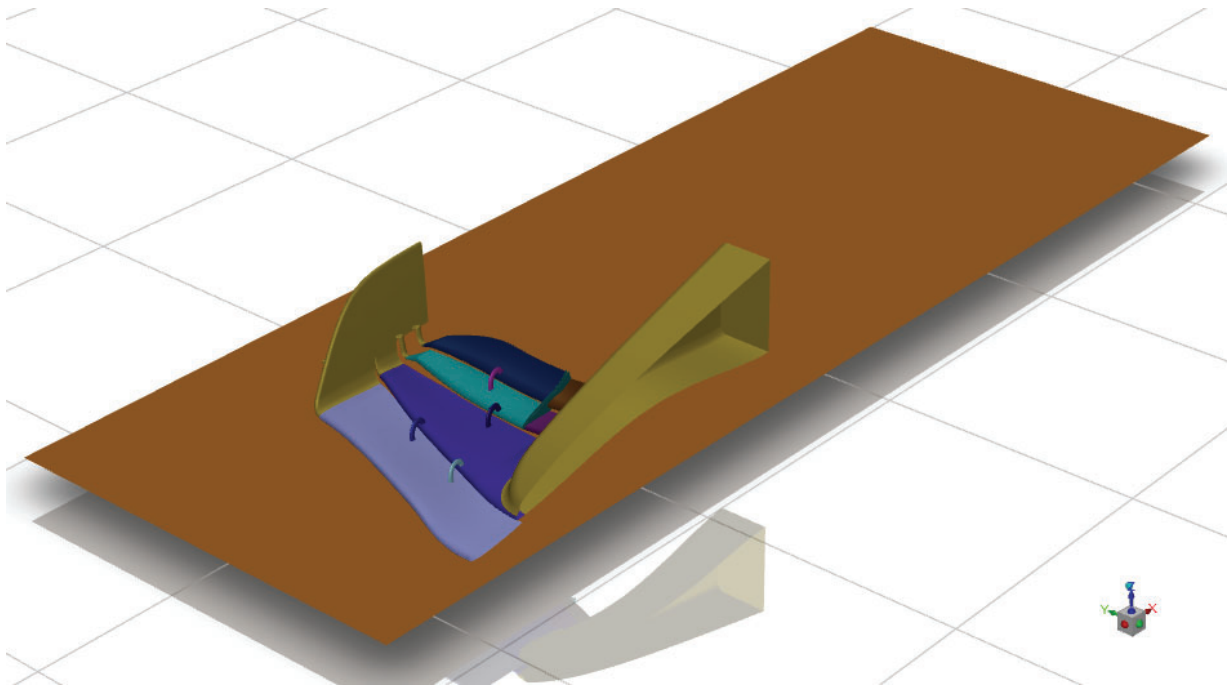


Figura 79: Vista 2 isométrica de la malla

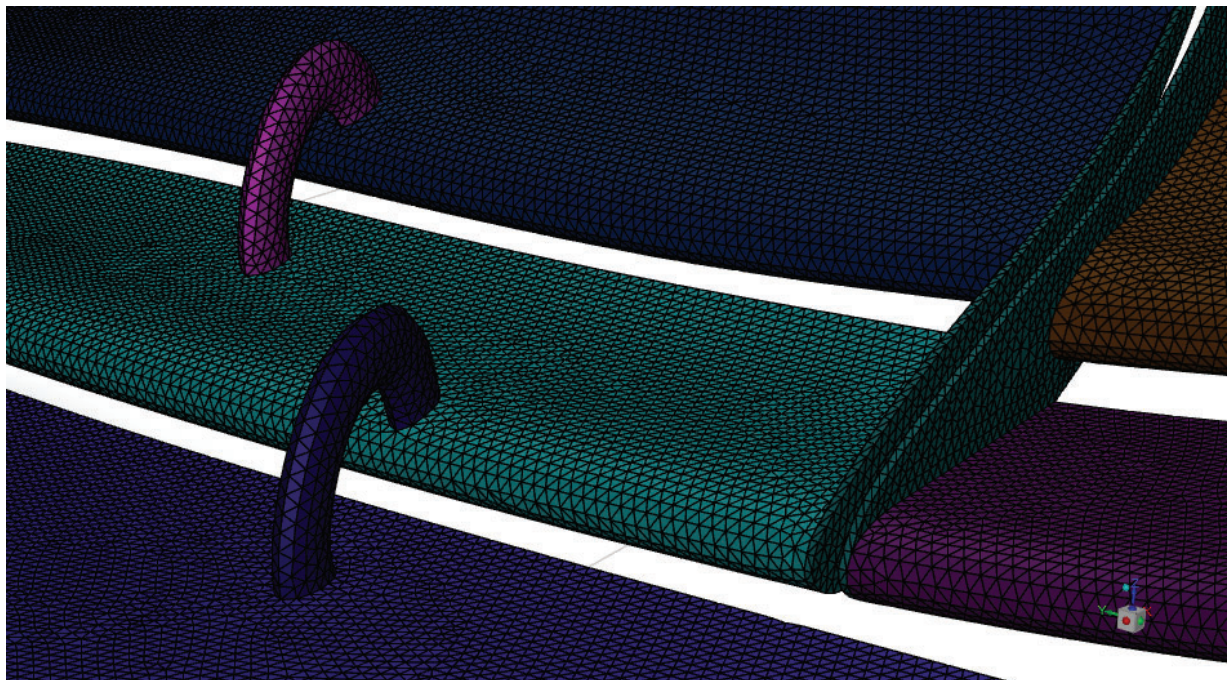


Figura 80: Vista 3 isométrica de la malla

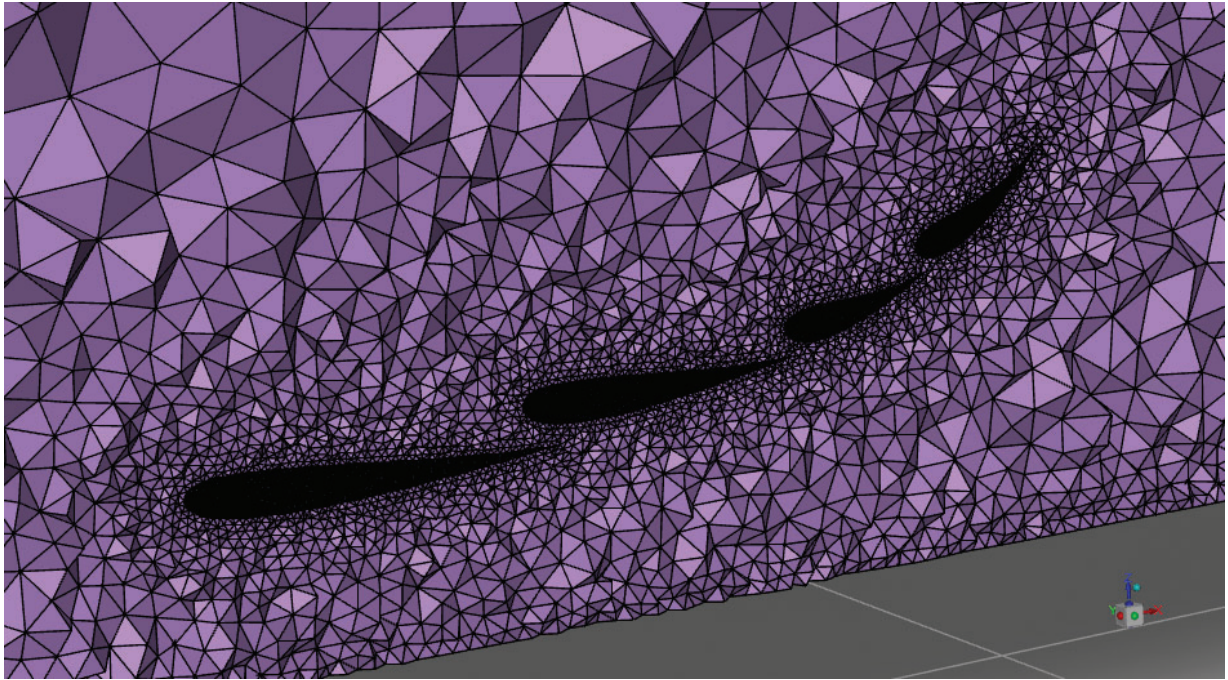


Figura 81: Vista de corte de la malla

### D.1.2. AJUSTE DEL MODELO CFD

A la hora de comenzar la creación del modelo computacional en el programa Ansys Fluent, lo primero es ajustar los parámetros generales, en los que se definen el tipo de solucionador que se va a utilizar, la dependencia temporal del caso que se va a calcular, y la formulación con la que se desee tratar la velocidad o la gravedad. En este caso se va a escoger un solucionador basado en la presión, ya que va a ser la variable principal a estudiar en estos cálculos. Este tipo de solucionador se utiliza para flujos incompresibles o ligeramente compresibles, donde los cambios de densidad son pequeños y la velocidad del sonido en el fluido es alta en comparación con las velocidades de flujo. En el caso que se va a calcular se puede dar alguna zona localizada que entre en régimen ligeramente compresible cuando el monoplaza va a velocidad máxima, pero en general el flujo se puede considerar incompresible.

El modelo se define como transitorio, ya que se busca estudiar el comportamiento dinámico del alerón. La gravedad se ha definido en el eje Z en dirección negativa por cómo está orientado el modelo, y se ha optado por un tratamiento absoluto para la variable de la velocidad.

**Solver**

**Type**

Pressure-Based  
 Density-Based

**Velocity Formulation**

Absolute  
 Relative

**Time**

Steady  
 Transient

Gravity

**Gravitational Acceleration**

X (m/s<sup>2</sup>) 0

Y (m/s<sup>2</sup>) 9.81

Z (m/s<sup>2</sup>) 0

Figura 82: Ajustes del solver

Posteriormente se ajustan los modelos físicos, como el modelo de viscosidad, que en este caso se ha escogido el modelo k-omega SST. El modelo k- $\omega$  SST es el mejor para cálculos aerodinámicos porque combina la precisión del k- $\omega$  cerca de la pared con la robustez del k- $\epsilon$  en el flujo libre. Esto le permite predecir con exactitud la separación de la capa límite y los flujos complejos, ofreciendo un equilibrio óptimo entre fiabilidad y coste computacional.

La ecuación de la energía no se ha utilizado en el cálculo dado que en general los flujos del modelo son de baja velocidad ( $Mach < 0,3$ ) donde la temperatura no varía significativamente ni afecta las propiedades del fluido. Activarla solo incrementaría el coste computacional.

La figura 83 muestra los modelos utilizados en el calculo

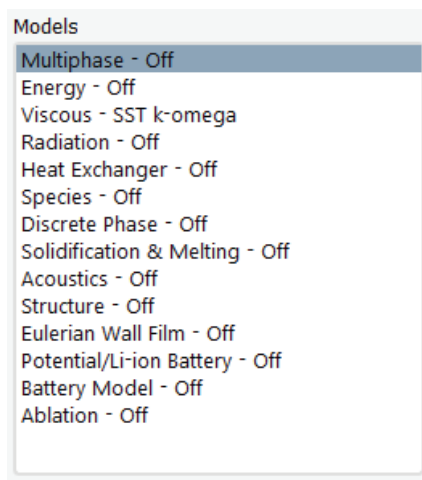


Figura 83: Ecuaciones físicas y modelos matemáticos de Fluent

Una vez ajustados los parámetros y métodos del cálculo, es el momento de introducir las condiciones físicas del modelo. Se ha definido el aire como fluido desde la biblioteca del programa, ya que el aire viene ya predefinido, y se asigna cada geometría a su fluido correspondiente. En este caso, al ser un cálculo puramente aerodinámico, se ha asignado aire a toda la geometría.

La figura 84 muestra los modelos utilizados en el calculo

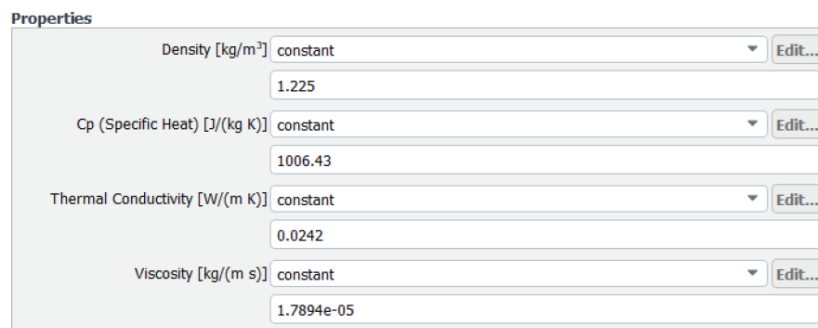


Figura 84: Propiedades del fluido (aire)

Una vez están ajustados los modelos y los parámetros generales del cálculo, es momento de introducir las condiciones de contorno a las que está sometido el modelo.

Las condiciones de contorno del modelo son las siguientes:

- Velocity Inlet:

La condición de contorno de velocidad de entrada marca la dinámica que se desea analizar, por lo que se ha introducido una condición de entrada gradual en forma lineal que varíe de 0 a 17 m/s para estudiar ese comportamiento a velocidades bajas.

La condición de contorno se ha definido mediante la siguiente expresión:

$$\text{IF}(t < 17 \text{ s}, (0,98 \text{ m/s}^2 \cdot t) + 10^{-4} \text{ m/s}, 17 \text{ m/s})$$

En esta condición se ha definido que comience con un valor cercano a cero pero sin serlo ya que eso da posibles problemas al inicio del cálculo. Al final del cálculo se ha estabilizado la velocidad para comprobar que el sistema no tiene ninguna clase de retardo con la aceleración que se ha definido.

La gráfica de la figura 85 muestra representada la velocidad de entrada frente al tiempo.

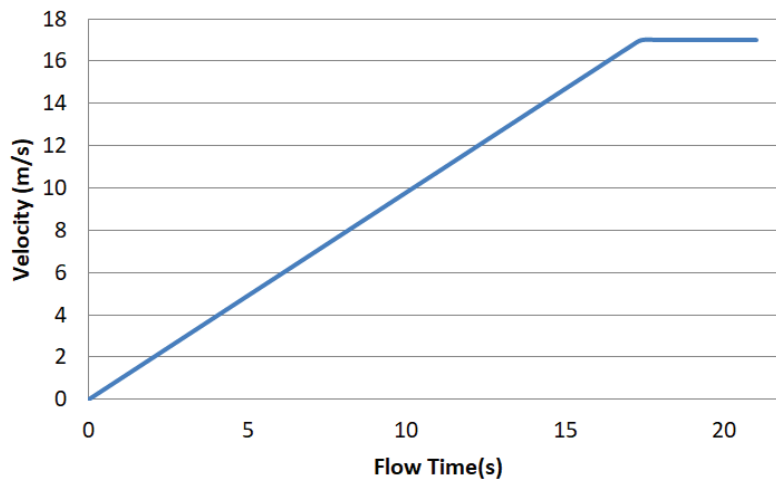


Figura 85: Condición de contorno transitoria de velocidad de entrada

- Pressure outlet:

La presión a la salida del túnel de viento simulado se ha definido como atmosférica.

$$P_{gauge} = 0Pa$$

$$P_{abs} = 101325Pa$$

- Floor:  
Tanto en los túneles de viento como en la realidad en pista, hay un movimiento relativo entre el suelo y el monoplaza cuando este se mueve igual a su velocidad pero en sentido contrario de avance, por lo que se ha establecido una condición de contorno de “moving wall” con la misma rampa de velocidad que la condición de velocidad de entrada.
- Wall: Se define la condición de muro en las paredes del monoplaza y del túnel de viento, realizándose en él, el tratamiento que hemos definido con el modelo de viscosidad.
- Symmetry: Como el modelo simulado es la mitad simétrica del monoplaza para disminuir el coste computacional del cálculo, en la cara media se establece una condición de contorno de simetría. Físicamente esta condición impide la transferencia de masa, momento, ni energía a través de esa cara de simetría, e impide que se transmita flujo y gradientes en dirección normal al plano de la cara de simetría.

Eso quiere decir que se deber cumplir las siguientes condiciones matemáticas:

$$\mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = 0 \quad \text{y} \quad \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

dónde:

- $\mathbf{u}$  es el vector velocidad,
- $\mathbf{n}$  la normal al plano de simetría,
- $\phi$  representa las demás magnitudes (presión, temperatura,  $k$ ,  $\omega$ , etc.).

Hasta este punto se han ajustado todos los parámetros de ajuste del modelo, a partir de esta configuración previa, se ajustan los parámetros de cálculo que utiliza el programa. Primero se ajusta el método de acople para presión y velocidad, esto lo que hace es definir el método por el cual se acoplan al resolverse las ecuaciones de conservación de masa y momento, y como se relacionan y se resuelven las variables de presión y velocidad en el flujo. En este caso se ha elegido un método Coupled con tipo de flujo Rhie-Chow basado en la distancia. Se ha definido el método coupled porque tiene en cuenta la interacción entre la presión y la velocidad de manera más precisa y puede ser más eficiente en términos de convergencia. El tipo de flujo se ha definido el Rhie-Chow basado en la distancia porque está desarrollado para abordar las inestabilidades y mejorar la convergencia de acoplamiento en mallas no estructuradas, ósea en mallas en las que sus elementos pueden tener diferentes formas y tamaños.

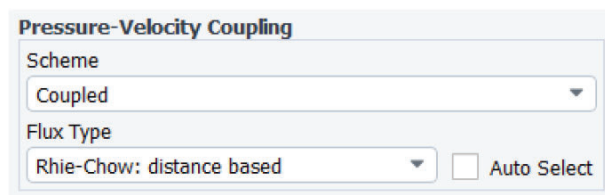


Figura 86: Ajustes de acoplamiento entre presión y velocidad

La discretización espacial y una formulación transitoria se han definido de segundo orden ya que mejora notablemente la precisión de los resultados aerodinámicos de un alerón de Fórmula 1. Estos esquemas reducen la difusión numérica y capturan mejor vórtices, separaciones y fluctuaciones del flujo. Aunque aumentan el coste computacional, proporcionan simulaciones más realistas y confiables para el diseño aerodinámico de alta fidelidad

Se ha seleccionado también la opción Warped face gradient formulation. Con esta opción, el solver considera la geometría real de las caras deformadas y ajusta los gradientes calculados en función de dicha deformación. Esto permite una mejor aproximación de los gradientes y una mayor precisión en la interpolación y el cálculo de las variables de flujo en zonas donde la malla presenta distorsión. Esta opción añade precisión al cálculo, especialmente relevante dado que el alerón posee una geometría compleja en la que pueden existir elementos ligeramente deformados.

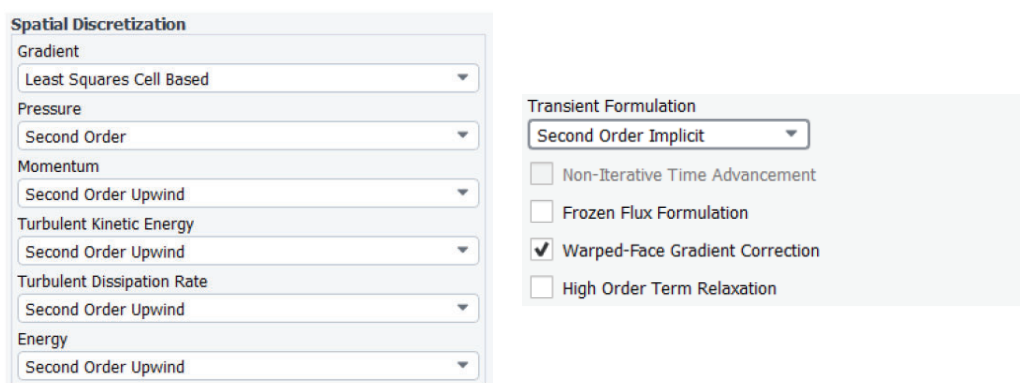


Figura 87: Discretización espacial y formulación transitoria del cálculo.

### D.1.3. AJUSTE DE LA MALLA DINAMICA

La simulación de la interacción fluido-estructura (FSI) de un alerón flexible bajo cargas aerodinámicas requiere una gestión precisa de la malla computacional en el dominio fluido. Dado que la geometría del alerón se deforma continuamente en respuesta a las fuerzas aerodinámicas, la malla circundante debe adaptarse de manera coherente para mantener la calidad numérica y la estabilidad de la solución. Esta sección detalla los métodos y parámetros configurados para la malla dinámica, explicando cómo se gestiona la deformación del dominio fluido para reflejar fielmente el comportamiento estructural del alerón y asegurar la precisión de los resultados aerodinámicos. La selección y ajuste de estos métodos son críticos para capturar la compleja interacción entre el flujo y la estructura deformable.

La primera configuración que se debe escoger son los métodos de malla, estos métodos son la forma de tratamiento con la que el programa va a gestionar el desplazamiento de los nodos según la deformación aplicada en la malla. Existen tres opciones para configurar:

- **Smoothing:** Este método gestiona como los nodos se reposicionan en cálculos en los que la malla se deforma de forma no estructurada, como el caso se analiza en este estudio.
- **Layering:** Este método aborda los cálculos en los que la deformación de la malla es estructurada, y va añadiendo o eliminando capas de elementos para adaptarse a la geometría. Esta opción es muy útil en simulaciones fluidodinámicas de motores o compresores en los que se desea modelizar el avance lineal del pistón, y como se amplía y encoge el volumen interno del cilindro del pistón.
- **Remeshing:** Este método controla el nivel de distorsión de la malla, configurándolo con unos límites de calidad de malla, este método controla que ese límite no se sobrepase, y si supera ese límite, realiza un remallado completo de la geometría para eliminar las distorsiones internas de la malla.

El caso que se estudia en este proyecto es un modelo con una geometría compleja, por lo que se optara por un método de malla Smoothing que controle el desplazamiento de los nodos, y el remeshing que controle esa deformación excesiva.

A continuación se muestra la configuración interna de ambos métodos:

- **Smoothing:**
  - **Spring/Laplace/Boundary layer:** Este método trata las aristas de la malla como resortes virtuales, cuya rigidez depende de su longitud. Cuando una frontera se mueve, los nodos internos se desplazan como si estuvieran conectados por estos resortes, buscando un equilibrio elástico. Es eficaz para deformaciones moderadas, manteniendo la conectividad de la malla y evitando el colapso de celdas si los movimientos no son excesivos. Además en la zona de capa límite trata los elementos con un enfoque especial, los mueve principalmente en dirección normal a la pared para preservar su ortogonalidad y relación de aspecto. Esto evita que se distorsionen o colapsen, manteniendo la calidad de la malla cerca de la superficie del alerón.

- **Diffusion:** Este método propaga el movimiento de las fronteras a los nodos internos de la malla mediante una ecuación de difusión. Los nodos cercanos a la superficie se desplazan más, y el movimiento se atenúa gradualmente con la distancia, distribuyendo la deformación de forma suave. Es eficaz para deformaciones grandes, manteniendo la calidad de la malla y evitando distorsiones excesivas al preservar la conectividad y suavizar la distribución de los elementos. Sin embargo, su coste computacional es mayor que el del método Spring, ya que requiere resolver una ecuación adicional para calcular los desplazamientos de los nodos.
- **Linealy Elastic Solid:** Este método considera la malla como un sólido elástico lineal, donde los desplazamientos de los nodos se determinan resolviendo las ecuaciones de elasticidad. De esta forma, la deformación se distribuye en función de las propiedades del material ficticio, simulando un comportamiento realista ante movimientos de frontera. Es especialmente adecuado para deformaciones grandes o no uniformes, ya que mantiene la continuidad y evita la distorsión o el colapso de las celdas. Aunque ofrece resultados muy precisos y una distribución suave de la malla, su coste computacional es superior al de métodos más simples como Spring o Diffusion.

#### ■ Remeshing:

Este método se emplea cuando las deformaciones de la malla superan ciertos límites y los métodos de suavizado como *Spring*, *Diffusion* o *Linearly Elastic Solid* ya no pueden mantener una calidad aceptable en los elementos. Su principio consiste en regenerar automáticamente la malla en función de criterios de calidad predefinidos, como la distorsión, el tamaño o el ángulo de los elementos.

Durante la simulación, el software evalúa continuamente la calidad de la malla mediante métricas geométricas (por ejemplo, *skewness*, *aspect ratio* u *orthogonality*). Cuando la calidad de uno o más elementos cae por debajo de un umbral establecido:

1. Se identifica la zona degradada donde los elementos están demasiado estirados o colapsados.
2. Se generan nuevos nodos y conectividades, ajustando la topología local de la malla.
3. Se interpolan las variables de flujo (presión, velocidad, temperatura, etc.) desde la malla anterior a la nueva.
4. La simulación continúa con la nueva malla, conservando las condiciones físicas y la coherencia de los datos.

De esta manera, el remeshing evita fallos numéricos y mantiene la precisión del cálculo, especialmente en casos de grandes desplazamientos o deformaciones complejas. Sin embargo, este procedimiento tiene un mayor coste computacional, ya que requiere evaluar y reconstruir la malla de forma periódica.

Tras comprobar los diferentes métodos de tratamiento de la malla dinámica, se ha optado por el método Lineal Elastic Solid. Dado que el comportamiento del alerón no se corresponde con de pequeños desplazamientos, el método Spring/Laplace/Boundary layer no se adapta bien a esta deformación de malla. Por otro lado entre el diffusion Y el Lineal Elastic Solid, se ha comprobado que tienen un coste computacional en este modelo similar, pero el Lineal Elastic Solid presenta una mayor robustez frente a grandes distorsiones de la malla.

El siguiente paso a configurar son los parámetros del modelo escogido, el Lineal Elastic Solid. Para ello, a continuación analiza que valores y que opciones son mejores para este modelo.

### Poisson's Ratio

Define la relación entre la deformación longitudinal y transversal de la malla. Valores cercanos a 0.5 representan un material casi incompresible (mejor preservación del volumen de las celdas), mientras que valores menores permiten mayor deformación volumétrica. Un rango típico es entre 0.45 y 0.49, para preservar el volumen en zonas de alta curvatura del alerón). Este rango ofrece un buen equilibrio entre rigidez y flexibilidad, por lo que para este modelo se ha escogido un valor de 0.45.

### AMG Stabilization

El método Algebraic MultiGrid (AMG) mejora la estabilidad y la convergencia al resolver las ecuaciones de elasticidad, especialmente en mallas con geometrías complejas o elementos con gran variación de tamaño. Dentro de este ajuste se selecciona el solver iterativo:

- **BCGSTAB (Bi-Conjugate Gradient Stabilized):** Método rápido y robusto para sistemas no simétricos. Buena convergencia con uso moderado de memoria. Suele ser la opción más eficiente en casos aerodinámicos como el alerón.
- **GMRES (Generalized Minimal Residual):** Más robusto y estable; minimiza el residuo en cada iteración. Requiere más memoria y tiempo. Recomendado si BCGSTAB no converge o muestra oscilaciones.
- **CG (Conjugate Gradient):** Muy rápido y eficiente en memoria, pero aplicable sólo a sistemas simétricos y definidos positivos. No suele recomendarse en mallas de geometría compleja típicas de un alerón.

### Maximum Number of Iterations

Número máximo de iteraciones del solver durante el suavizado. Valores mayores permiten mayor precisión (mejor convergencia) a costa de más coste computacional. Valores demasiado bajos pueden detener el cálculo antes de converger. Para una malla con geometría compleja este valor se suele mover entre 50 y 100 iteraciones, en este caso se ha escogido un valor de 75 iteraciones, suficiente para asegurar una buena convergencia.

### Relative Convergence Tolerance

Criterio de convergencia (error relativo objetivo) para finalizar las iteraciones. Valores pequeños (p. ej.,  $10^{-4}$ ) dan soluciones más precisas pero más lentas; valores más altos aceleran el proceso con menor exactitud. Al ser una malla con una geometría algo complicada se ha optado por un valor conservativo de  $10^{-4}$ .

### Verbosity

Nivel de información en el registro durante la resolución del suavizado. Niveles bajos muestran sólo mensajes esenciales; niveles altos reportan el progreso de cada iteración y los residuos (útil para diagnóstico y análisis de convergencia). En este caso se ha establecido un valor de 1 para que el programa de algo de información sobre la convergencia del suavizado de la malla.

La figura 88 muestra la ventana de configuración del suavizado de malla.

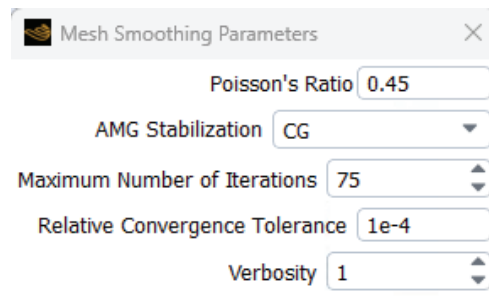


Figura 88: Métodos de suavizado de malla

Teniendo el método de suavizado de malla configurado, toca configurar los parámetros de remallado, la otra herramienta que permite conservar una estructura de malla con suficiente calidad tras su deformación. A continuación se analiza los distintos parámetros de ajuste:

### Remeshing Method-Based

Las opciones de Methods permiten seleccionar el tipo de remallado a emplear según la naturaleza de la geometría de la zona deformable:

- **Local Cell:** Se genera un nuevo mallado únicamente en las celdas que superan los límites de calidad. Es el método más eficiente y el más adecuado para cuerpos móviles o deformaciones localizadas. Se utilizó este método en el presente estudio, al ser el más apropiado para el caso del alerón.
- **Local Face:** aplica el remallado directamente sobre las caras de la malla. Se recomienda en análisis bidimensionales o cuando el movimiento se limita a una superficie.
- **Region Face:** efectúa el remallado en regiones completas de caras conectadas, manteniendo la consistencia de la malla en áreas con movimiento conjunto. Esta opción no fue necesaria en el modelo dado que las deformaciones se dieron más a nivel local de ciertas partes de la malla, y no generalizadas a lo largo de partes completas del alerón.
- **Sizing Options:** El parámetro Sizing Function define si el software ajusta automáticamente el tamaño de las nuevas celdas generadas para mantener una distribución coherente en torno al dominio. En el caso del alerón, esta opción no se activó para conservar la resolución ajustada en el mallado inicial en determinadas zonas de estudio.

## Parámetros de control del remallado

El bloque Parameters contiene los criterios que determinan cuándo se debe regenerar la malla. Estos se definen mediante magnitudes geométricas (longitud, volumen y oblicuidad y mediante la frecuencia con la que Fluent revisa la calidad de las celdas. Los parámetros ajustables se describen a continuación:

- Minimum Length Scale:** Establece la longitud mínima permitida para una celda antes de que se considere degenerada. Si el tamaño cae por debajo de este valor, la celda es remallada. Un valor adecuado se encuentra entre el 10–20 % del tamaño de celda más pequeño del dominio. En este modelo se definió un valor de  $5 \times 10^{-4}$  metros.
- Maximum Length Scale:** Define la longitud máxima admisible antes de que la celda sea reemplazada. Este parámetro evita la aparición de elementos excesivamente alargados producto de la deformación, conservando así un valor aceptable de aspect ratio. En el modelo se utilizó un límite de  $8 \times 10^{-2}$  metros.
- Maximum Cell Skewness:** Especifica el nivel máximo de distorsión permitido en las celdas del volumen. Cuando la *skewness* supera el umbral indicado, el software remalla esa región. En el modelo del alerón se escogió un valor de 0.7, garantizando buena estabilidad numérica.
- Maximum Face Skewness:** Controla la calidad de las caras o superficies del mallado. Si el valor máximo se supera, Fluent reconstruye las caras afectadas para mantener la continuidad. Se empleó un límite de 0.77 para garantizar una buena estabilidad numérica.
- Size Remeshing Interval:** Define el número de iteraciones entre comprobaciones de los criterios anteriores. Una frecuencia baja produce un control más estricto pero incrementa el coste computacional. Para el caso del alerón se estableció que se comprobase cada iteración, dado que al tratarse de una geometría tan compleja, la calidad de la malla podía cambiar rápido.

La figura 89 muestra la ventana de configuración de la función de remallado.

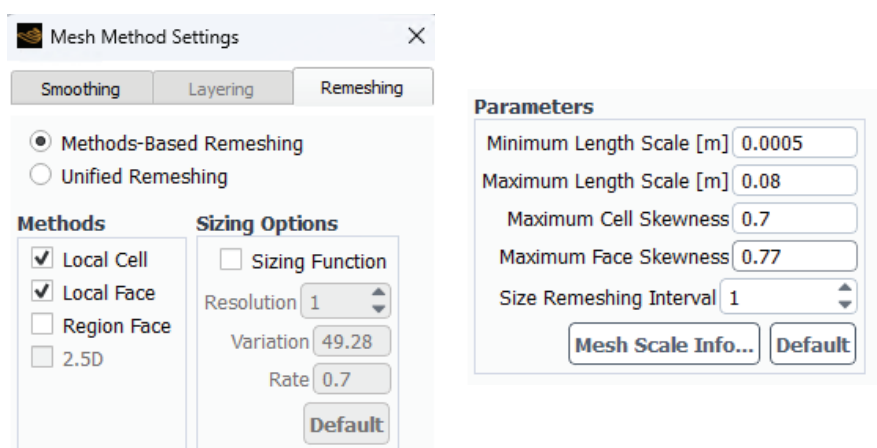


Figura 89: Parámetros de remallado de malla

Finalizando el ajuste de la malla dinámica, se debe definir el tipo de función que cumple las diferentes caras del sólido que entran en juego en la deformación del modelo. Las zonas que se deben definir son las que se deforman, transmiten esfuerzos (además de deformarse), tienen algún movimiento específico (configurado con una UDF) o simplemente son rígidas pero están en contacto directo con otro elemento elástico o móvil.

Los tipos de zonas que se pueden definir son los siguientes:

- **Stacionary:** Esta opción se utiliza en paredes, regiones de fluido o componentes que permanecen estáticos durante toda la simulación. No produce ningún efecto sobre la malla, ya que sus nodos no se actualizan ni se mueven. No es necesario aplicarlo a caras fijas alejadas de las zonas móviles.
- **Rigid Body:** Define una zona que se desplaza como un cuerpo rígido, es decir, puede rotar o trasladarse sin deformarse. Es apropiada para partes sólidas que se mueven de forma rígida. Fluent actualiza la posición de la malla circundante siguiendo la ley de movimiento del cuerpo, definida en el panel de Dynamic Mesh o mediante un UDF.
- **Deforming:** Indica que la zona sufre una deformación, de modo que los nodos cambian de posición pero la topología de la malla se conserva o se remalla según los ajustes definidos. Se utiliza en superficies o volúmenes que experimentan cambios de forma, ya sea por la acción de la presión del fluido u otras causas.
- **User-Defined:** Permite describir el movimiento o la deformación mediante una User Defined Function (UDF). Esta opción se emplea cuando se requiere un control total sobre el desplazamiento de una zona o frontera.
- **System Coupling:** Se usa cuando el movimiento o la deformación proviene del acoplamiento con ANSYS Mechanical o Transient Structural dentro de un análisis FSI. Fluent recibe las deformaciones desde el solver estructural y, a su vez, transfiere las cargas y presiones del fluido. Es la opción indicada para bordes o superficies que forman parte del intercambio fluido-estructura.

Como en este análisis fluido estructura todas los movimientos de la malla son provocados por la acción aerodinámica del aire sobre el alerón, solo se han definido zonas deformables y system coupling en el contorno del alerón.

La figura 90 muestra las diferentes zonas deformables definidas en el modelo:

```
Dynamic Mesh Zones
rest_wing - System Coupling
support_fl_1 - Deforming
support_fl_2 - Deforming
support_fl_3 - Deforming
support_fl_4 - Deforming
wing_1 - System Coupling
wing_2 - System Coupling
wing_3 - System Coupling
wing_3_1 - System Coupling
wing_4 - System Coupling
wing_4_1 - System Coupling
```

Figura 90: Zonas de malla dinámica

## D.2. PARTE ESTRUCTURAL

### D.2.1. MALLADO

El mallado de la parte estructural es la parte sobre la que se va a sustentar el cálculo, por lo que un buen refinamiento de la malla que permita un nivel de calidad adecuado en sus elementos es crucial para conseguir unos resultados precisos. El modelo del alerón es un modelo de cascara hecho con superficies, por lo que el mallado se realizara con elementos 2D shell.

La geometría ha sido mallada con un método automático con predominancia de elementos quads, ya que los elementos triangulares en una malla estructural de este tipo impiden la flexión rigidizando las estructuras además de ser más propensos a malas proporciones (aspect ratio). El alerón en su totalidad va a ser zona de estudio así que se ha definido una malla densa para un mayor nivel de detalle, para conseguir esa densidad de elementos se han utilizado elementos SHELL281 de tamaño 5 mm.

La malla resultante tiene unos valores de calidad aceptables para el cálculo, se han obtenido unos valores máximos de aspect ratio 18 ( $< 20$ ), Skewness 0.85 ( $< 0,9$ ), y un mínimo de jacobian ratio de 0.15 ( $> 0,1$ ). Esos marcadores indican que la malla es válida y precisa para el cálculo.

La figura 90 muestra una vista en detalle de la malla:

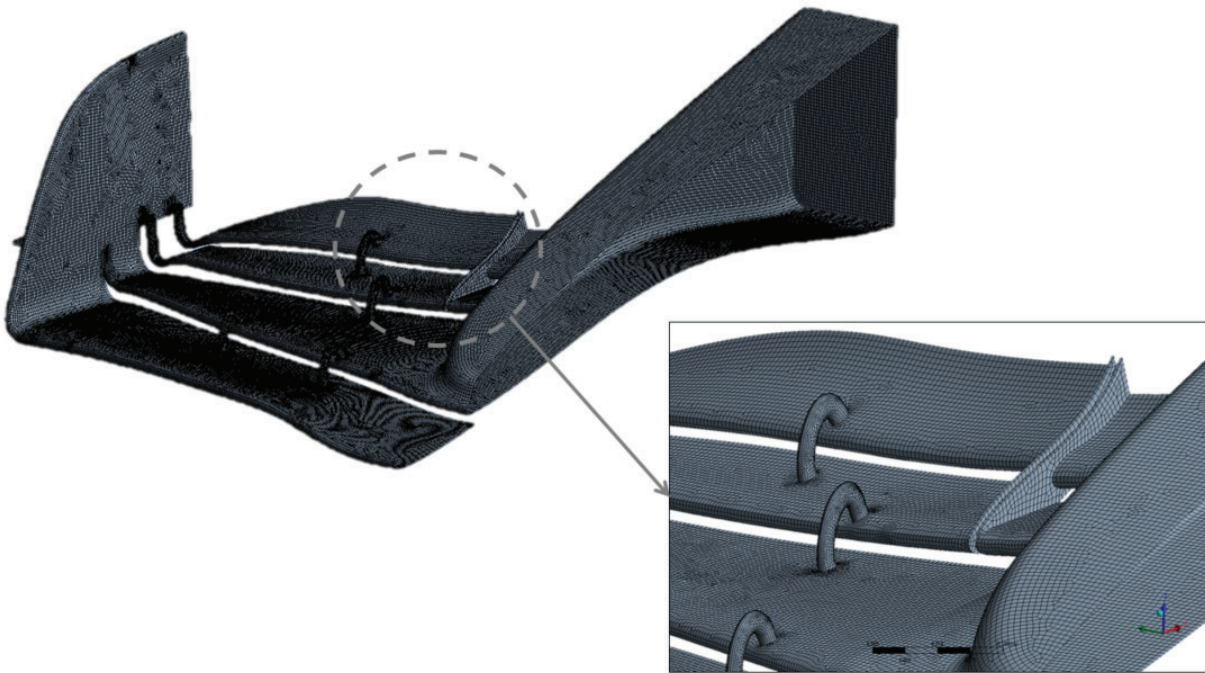


Figura 91: Vista de detalle de la malla estructural

### D.2.2. MODELADO DEL COMPOSITE

El análisis del alerón usando composites ha sido modelado con la herramienta Ansys ACP, en ella se puede modelizar todas las capas y diferentes zonas del laminado. En este apartado se va a explicar el proceso que se ha seguido para el modelado.

#### MATERIAL DATA

Este primer apartado se encarga de definir las propiedades mecánicas del composite, el espesor de cada lamina de composite unidireccional, y del configurar el tejido del composite incluyendo las direcciones en las que están posicionadas sus fibras. El material escogido para el laminado del alerón ha sido el 70x70, este tejido bidireccional balanceado es comúnmente utilizado en materiales compuestos. Su denominación indica que posee una densidad de 70 hilos por unidad de longitud (generalmente pulgadas) tanto en la dirección longitudinal ( $0^\circ$ ) como en la transversal ( $90^\circ$ ). Esta configuración de hilos entrelazados perpendicularmente confiere al material propiedades mecánicas equilibradas en ambas direcciones, siendo una opción frecuente para aplicaciones que requieren resistencia y rigidez isotrópicas en el plano.

El primer paso es crear los materiales que se van a emplear en el modelo. Para el alerón se ha escogido un tipo de laminado de alta resistencia unidireccional prepeg, en la tabla que se muestra a continuación aparecen las propiedades mecánicas del composite y sus valores de resistencia para calcular el fallo.

Material	$E_{11}$ [GPa]	$E_{22}$ [GPa]	Poisson Ratio $\nu_{12}=\nu_{13}$	Poisson Ratio $\nu_{23}$	Density [kg/m <sup>3</sup> ]	Shear Modulus $G_{12}=G_{13}$ [GPa]	Shear Modulus $G_{23}$ [GPa]
Carbon Fibre UD	209	9,45	0,27	0,4	1500	5,5	3,9

Material	Compressive Strength $X_{11}$ [MPa]	Compressive Strength $X_{22}$ [MPa]	Compressive Strength $X_{t11}$ [MPa]	Compressive Strength $X_{t22}$ [MPa]	Shear Strength [MPa]
Carbon Fibre UD	893	139	1979	26	100

Tabla 15: Propiedades mecánicas y límites de fallo del composite

Aunque el alerón es casi al 100% una estructura de composite, los soportes entre los flaps han sido diseñados en titanio, ya que es mucho más adecuado para soportar los esfuerzos puntuales y deformaciones locales que se producen en ellos. Este material no se introduce como lamina sino que se aplica como material isótropo.

Las propiedades del titanio escogido se muestran en la siguiente tabla:

Material	E [GPa]	Poisson Ratio	Density [kg/m <sup>3</sup> ]	Shear Modulus (G) [GPa]
Titanio	127	0.3	1500	5,5

Tabla 16: Propiedades mecánicas del titanio

Una vez definidos los materiales hay que crear las láminas de tejido (fabrics). Para el alerón se ha escogido un tejido de fibra de carbono unidireccional 70x70 de 0.5 mm de espesor. El modelo de material utilizado ha sido Woven dado que se trata de láminas de tejido 70x70, no unidireccionales.

Tras ajustar el tipo de lámina, se configura el laminado. Alrededor de esta geometría se han definido 4 tipos de espesores distintos (10mm, 8mm, 3.5mm, y 1mm) todos ellos conformados de láminas de 0.5 mm superpuestas.

En las figura se muestra un ejemplo de la configuración de laminado para espesor 3.5mm:

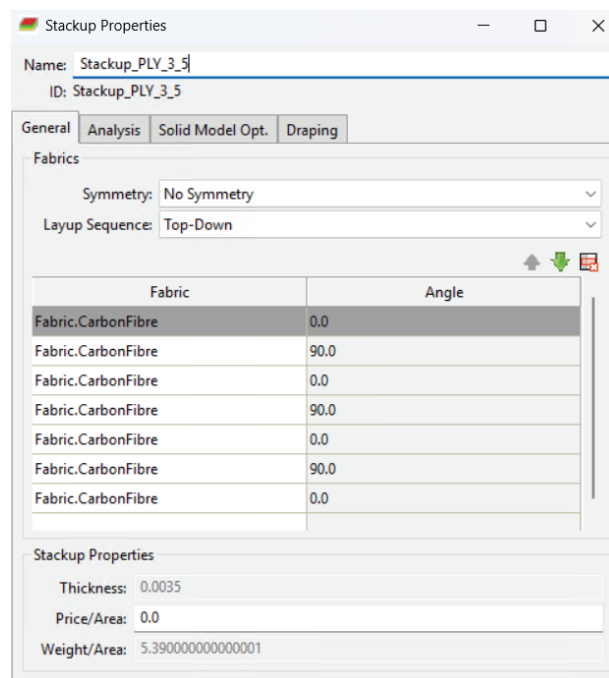


Figura 92: Configuración de laminado de espesor 3.5mm

## ROSETTES Y ORIENTED SELECTION SETS

Terminada la configuración de los laminados ya están configurados los materiales de fabricación del alerón, ahora el siguiente paso es asignar sistemas de coordenadas locales a las diferentes direcciones de las fibras. Para eso se definen Rosettes, estos elementos son sistemas de coordenadas locales para las direcciones principales de los laminados. Como el alerón tiene laminados en diferentes ángulos, se han creado cuatro sistemas de coordenadas locales que abarquen todas las orientaciones de las capas de fibra del alerón.

La figura 90 muestra las cuatro rosettes del modelo:

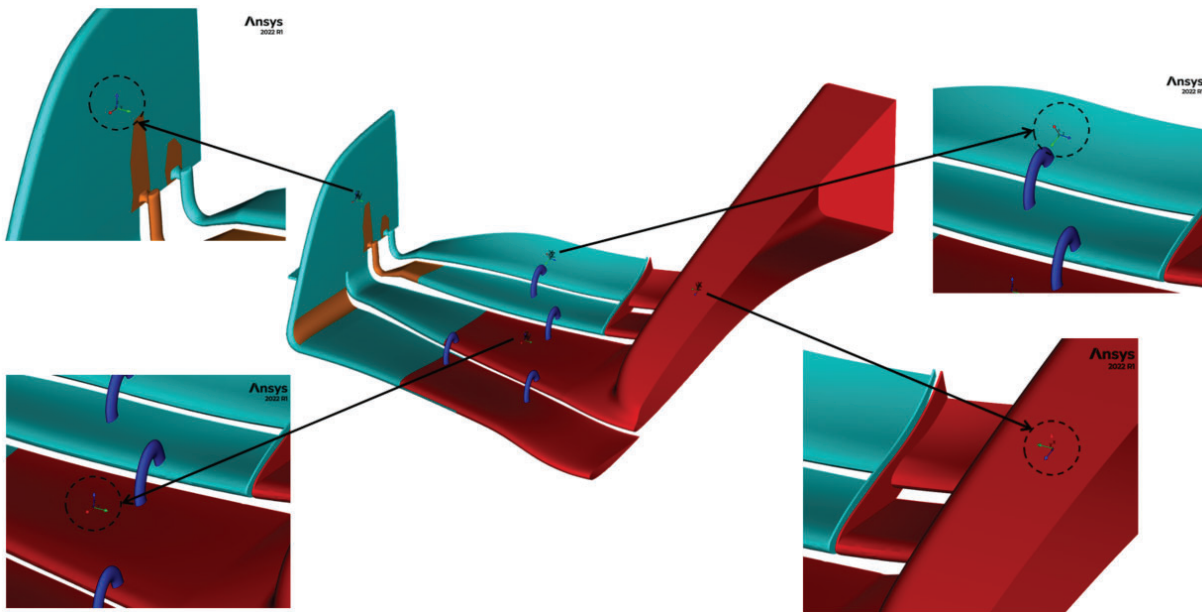


Figura 93: Posición y orientación de las rosettes

Tras posicionar las rosettes, hay que asignar esos sistemas de coordenadas locales a los sets de elementos correspondientes, para eso se usan los oriented selection sets.

Extension	
Element Sets:	['PLY_10']
Orientation	
Point:	(-0.8384,0.4272,0.1868)
Direction:	(1.0000,0.0000,0.0000) <span>Flip</span>
Reference Direction	
Selection Method:	Minimum Angle
Rosettes:	['Rosette_10mm']
Reference Direction Field:	

Figura 94: Configuración de Oriented selection set para zona de laminado de espesor 10 mm

## MODELING GROUPS

Para concluir el ajuste del laminado de composite, el último ajuste es relacionar el laminado (stackup) que se ha creado anteriormente con todas sus laminas configuradas y orientadas, con el sistema de coordenadas asignado a los elementos de esa zona del laminado en el oriented selection set, de esta forma todas las capas del composite quedan configuradas para su análisis.

La figura 95 muestra la configuración del Modeling group y las capas (ply) que contiene:

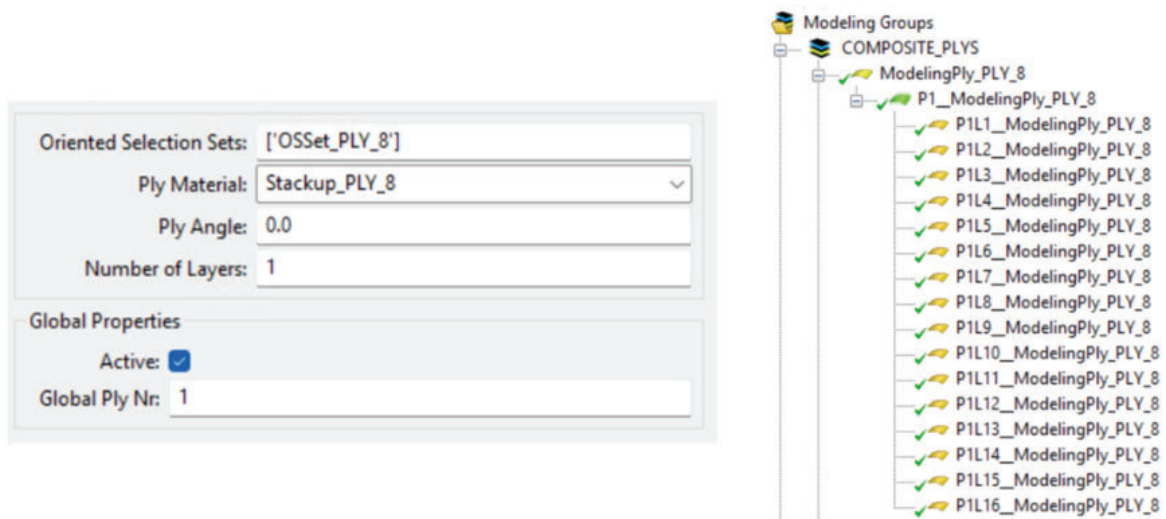


Figura 95: Configuración del Modeling group para zona de laminado de espesor 8 mm

### D.2.3. CONDICIONES DE CONTORNO

La Tabla 17 muestra las condiciones de contorno del modelo estructural. Se ha restringido completamente los desplazamientos y los giros en la unión del alerón delantero con el resto del chasis del monoplaza, y en el plano medio del alerón se ha aplicado una condición de simetría.

	$U_X$	$U_Y$	$U_Z$	$M_X$	$M_Y$	$M_Z$
FIXED	0	0	0	0	0	0
SYMMETRY	Free	0	Free	0	Free	0

Tabla 17: Desplazamientos y giros restringidos

La Figura 96 muestra diferenciadas las zonas de aplicación de ambas condiciones de contorno.

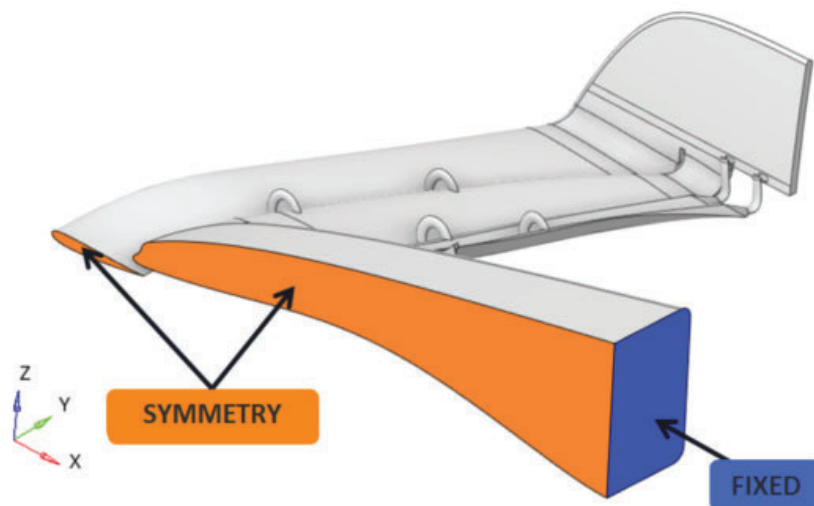


Figura 96: Zonas de aplicación de las condiciones de contorno

#### D.2.4. CASOS DE CARGA

##### PRESIÓN AERODINÁMICA (FSI)

La carga aerodinámica en un alerón de F1 surge de la interacción entre el flujo de aire y la superficie del alerón. En un análisis FSI, la presión aerodinámica calculada por CFD se aplica como carga a la estructura del alerón. El acoplamiento FSI considera la deformación del alerón bajo carga, modificando a su vez el flujo. La fuerza total  $F$  se obtiene integrando la presión  $p$  sobre el área  $A$ :

$$F = \int_A p dA \quad (15)$$

Este proceso iterativo captura efectos dinámicos y no lineales, asegurando un diseño que cumpla con los requisitos de resistencia y desempeño aerodinámico. Las superficies en las que se aplica la presión aerodinámica calculada en el módulo fluidodinámico son las que se muestran identificadas de color azul en la Figura 97.

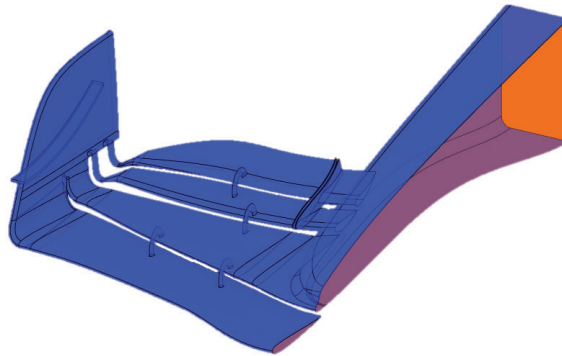


Figura 97: Áreas de aplicación de cargas FSI.

##### GRAVEDAD

La carga de gravedad en un alerón delantero de F1, aunque menor en comparación con las cargas aerodinámicas, debe considerarse en el análisis estructural. Esta carga se debe al peso del alerón, compuesto principalmente por fibra de carbono y otros materiales ligeros. La fuerza total  $F_g$  debida a la gravedad se calcula integrando el peso específico sobre el volumen  $V$  del alerón:

$$F_g = \int_V \rho g dV \quad (16)$$

donde  $\rho$  es la densidad del material y  $g$  es la aceleración de la gravedad. Aunque pequeña, esta carga contribuye a las tensiones y deformaciones en el alerón, especialmente en condiciones de baja velocidad, y debe incluirse para asegurar la precisión del análisis y la integridad estructural del componente.

### D.3. AJUSTE DEL SYSTEM COUPLING

Tras generar los modelos CFD y estructural, solo queda conectar ambos modelos para que se realice ese flujo de información entre los dos modelos en el momento del cálculo. El módulo System Coupling de Ansys permite realizar simulaciones multifísicas acopladas, coordinando el intercambio de variables entre los distintos solvers de Ansys en una misma ejecución. Ajustar correctamente esta parte es crucial para asegurar una buena convergencia de ambos modelos, ya que si el sistema de acoplamiento de los modelos se queda corto de iteraciones, llevara a un fallo de convergencia.

Cuando accedes a este módulo, debes comprobar que tus zonas de intercambio de información entre solvers están bien definidas, si es así te deben de salir enumeradas en la correspondiente columna de su solver como se muestra en la figura 98. Conviene darles un nombre diferente a la misma zona en cada solver para diferenciar bien que partes conectas.

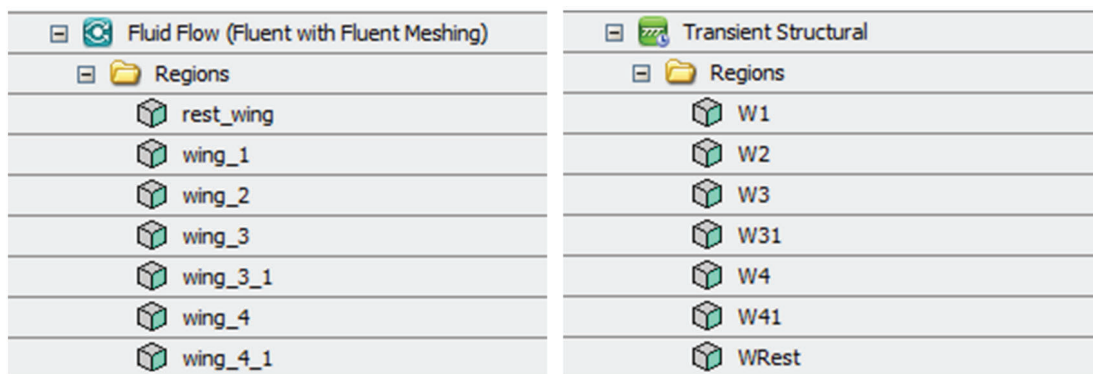


Figura 98: Zonas de transmisión de información en el cálculo FSI.

Tras revisar las zonas toca realizar la conexión de las superficies entre los dos solvers. Para ello hay que definir dos data transfer, es decir dos caminos o direcciones en las que la información va a fluir, desde fluent como emisor y structural como receptor y viceversa. En el primero, se define el camino siendo fluent el emisor de información. Esta ventana define al programa que zona es la que quieres unir con la misma cara pero en estructural, y por otro lado que variable quieres que fluent le pase a estructural. En este caso al ser un cálculo puramente aerodinámico la variable a transmitir será la fuerza que fluent calculara a partir de las presiones provocadas por el efecto de la aerodinámica. La otra ventana del data transfer define el camino contrario, actuando structural como emisor y fluent como receptor. Al igual que en la ventana anterior hay que definir la zona en la que deseas hacer la conexión, y definir la variable que se va a compartir. En este caso la variable transmitida será desplazamientos, ya que esos desplazamientos que structural calcula, se transmiten a fluent produciendo las mismas deformaciones en la malla.

La figuras 99a y 99b muestra las ventanas para realizar la conexión entre solvers para el caso del flap 1, este proceso debe realizarse con cada superficie que realice intercambio de variables.

Property	Value
[-] Source	
Participant	Transient Structural
Region	W1
Variable	Incremental Displacement
[-] Target	
Participant	Fluid Flow (Fluent with Fluent Meshing)
Region	wing_1
Variable	displacement
[-] Data Transfer Control	
Transfer At	Start Of Iteration
Under Relaxation Factor	1
RMS Convergence Target	0,01
Ramping	None

(a) Structural a Fluent

Property	Value
[-] Source	
Participant	Fluid Flow (Fluent with Fluent Meshing)
Region	wing_1
Variable	force
[-] Target	
Participant	Transient Structural
Region	W1
Variable	Force
[-] Data Transfer Control	
Transfer At	Start Of Iteration
Under Relaxation Factor	1
RMS Convergence Target	0,01
Ramping	None

(b) Fluent a Structural

Figura 99: Conexión de zonas FSI entre los dos solvers

Finalizando el ajuste de la simulación queda definir los datos generales del cálculo, para ello se debe definir el tiempo total de la simulación, el paso de tiempo que se desea calcular, y el intervalo de iteraciones que se desea realizar para asegurar la convergencia en la conexión entre solvers. Estos datos es importante seleccionarlos correctamente dado que la convergencia del modelo depende altamente de ellos.

La figura 100 muestra una vista de los ajustes generales configurados para este cálculo.

Property	Value
Analysis Type	Transient
[-] Initialization Controls	
Coupling Initialization	Program Controlled
[-] Duration Controls	
Duration Defined By	End Time
End Time [s]	120
[-] Step Controls	
Step Size [s]	0,02
Minimum Iterations	1
Maximum Iterations	30

Figura 100: Ajustes generales del cálculo.

#### D.4. 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).

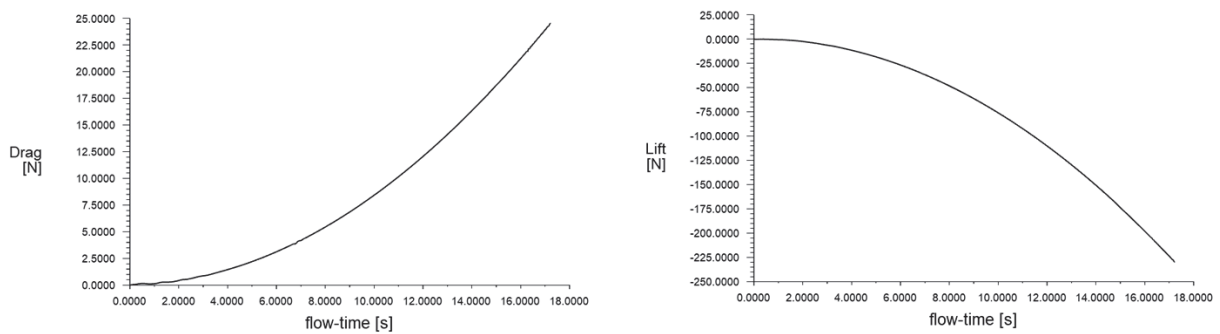


Figura 101: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas totales.

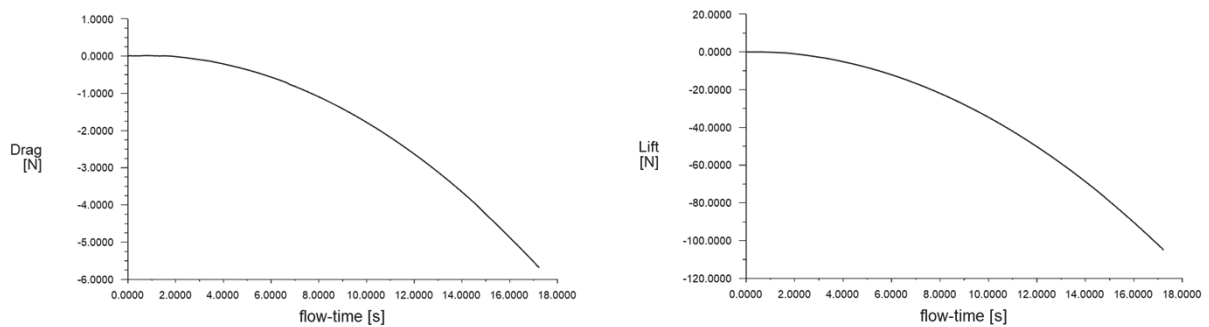


Figura 102: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 1.

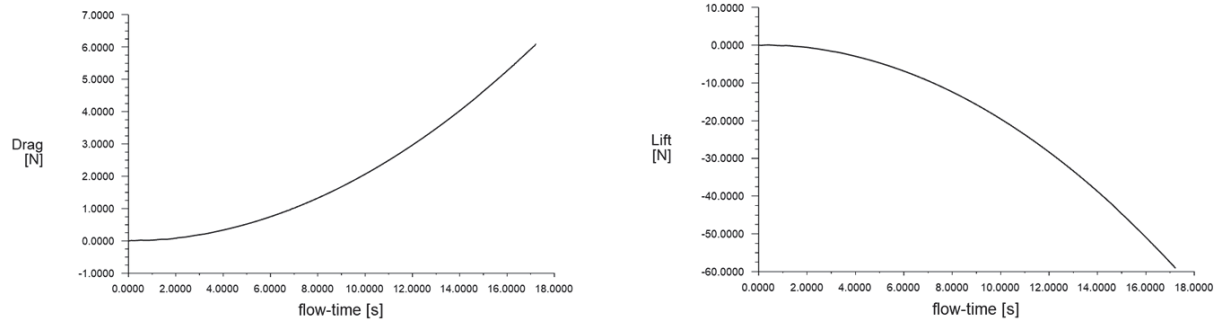


Figura 103: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 2.

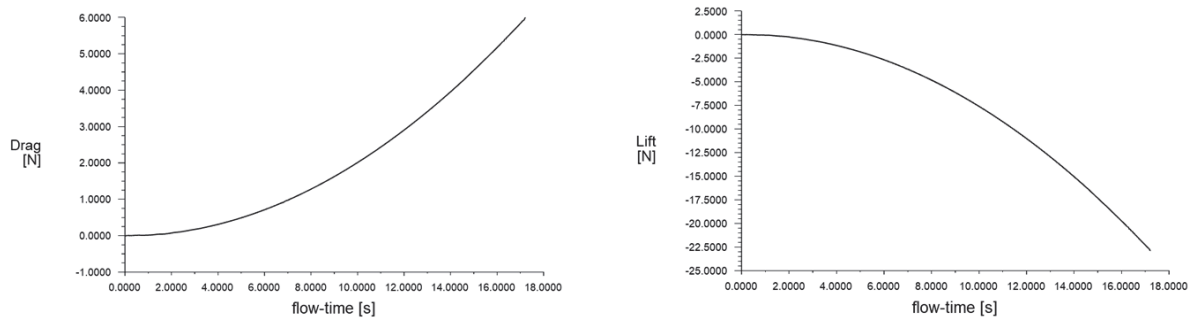


Figura 104: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 3.

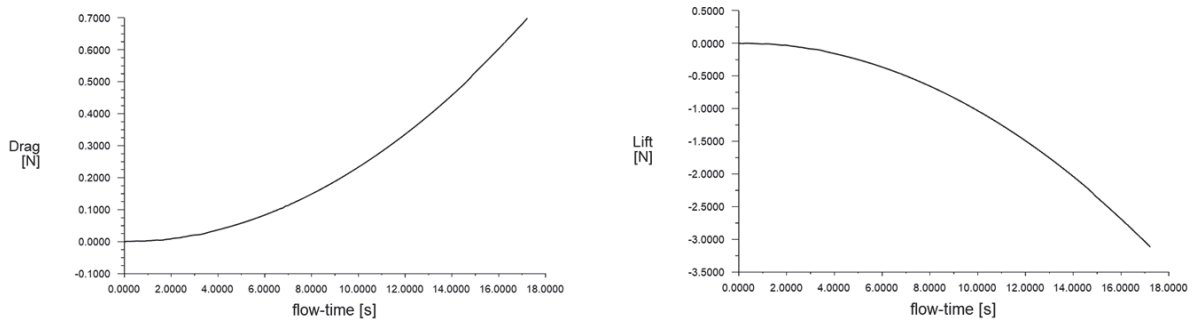


Figura 105: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 31.

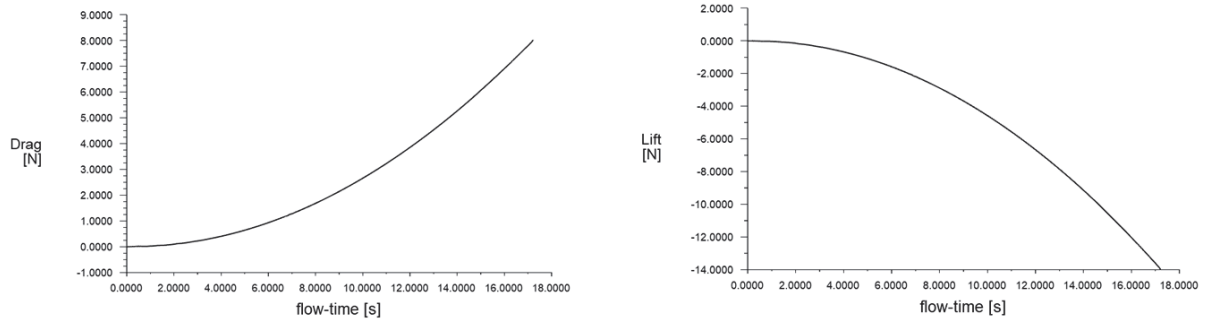


Figura 106: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 4.

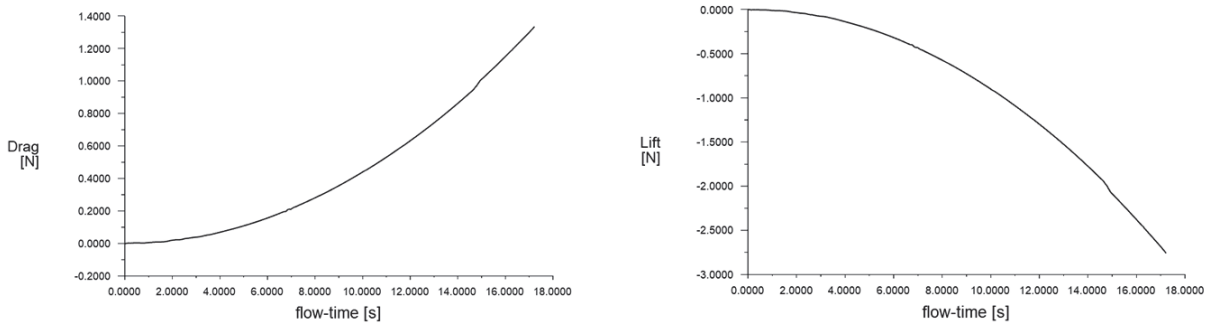


Figura 107: Resultados FSI transitorio - Cargas aerodinámicas en flap 41.

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.

## ANEXO E - ANÁLISIS FSI CUASIESTÁTICO

El anexo aborda el cálculo cuasiestático del comportamiento aeroelástico de un 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.

Tal y como se ha expuesto a lo largo del proyecto, la deformación del alerón puede abordarse mediante un análisis cuasiestático. En estas condiciones, no resulta 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, se adopta el modelo cuasiestático como 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.

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.

## E.1. PLANTEAMIENTO

El estudio cuasiestático permite encontrar el punto de equilibrio al final de una evolución temporal lenta, por lo que para definir el comportamiento transitorio que caracteriza al alerón, y el cual se desea analizar, se deben definir varios puntos de estudio a lo largo de esa respuesta del alerón de carga frente a velocidad. En este estudio se han definido tres puntos para complementar al estudio transitorio anteriormente realizado hasta 60 km/h, para de esa forma, tener suficiente información del comportamiento del alerón como para poder formar esa curva de cargas aerodinámicas frente a velocidad que lo caracteriza.

El proceso realizado manualmente para este análisis cuasiestático ha consistido en realizar diversas iteraciones de la geometría, desde la inicial sin deformar, iterando fuerza y deformadas hasta que se ha alcanzado el equilibrio para cada punto. El esquema de la figura 108 muestra el proceso de cálculo en esta clase de análisis.

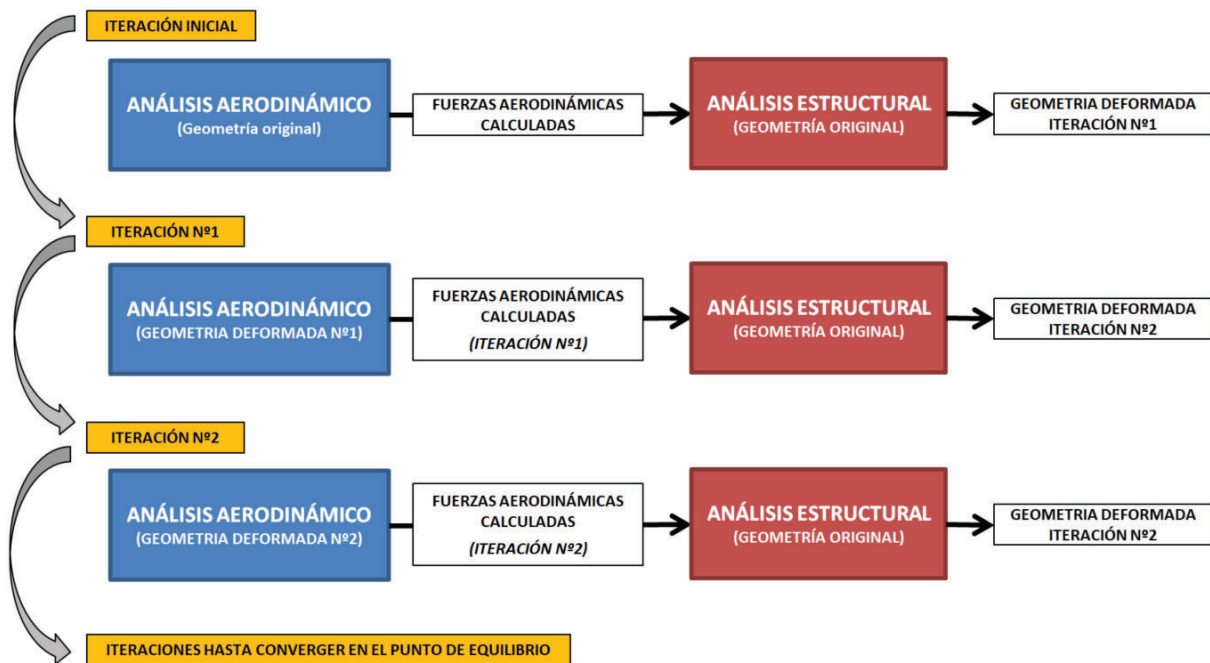


Figura 108: Esquema de proceso de análisis cuasiestático.

A continuación se muestra cómo ejemplo el análisis cuasiestático del alerón bajo un flujo con una velocidad frontal a él de 350 km/h.

El primer paso que se realiza es analizar la geometría original no deformada en Fluent. En ese primer cálculo, se observa como resultado un downforce enorme en esa mitad del alerón, ya que el ángulo de ataque de sus flaps está en el máximo, sin deformar. La tabla que se muestra a continuación muestra los resultados obtenidos analizando esta geometría inicial.

La tabla 18 muestra los resultados obtenidos de ese análisis aerodinámico a la geometría sin deformar.

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

Tabla 18: Resultados cargas aerodinámicas - Geometría sin deformar a 350 km/h.

Estos resultados obtenidos ahora se aplican a la misma geometría en el módulo Static Structural, donde se calcula la deformada producida por la aplicación de estas cargas. Esa deformada es el siguiente paso para la primera iteración, donde se analiza esa geometría deformada aerodinámicamente en Fluent.

La figura 109 muestra una representación de la geometría deformada por las cargas de la tabla 18.

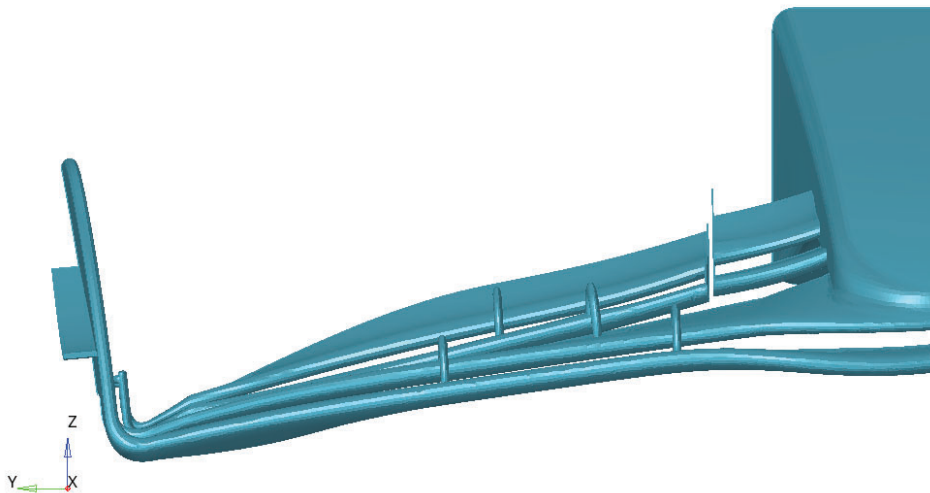


Figura 109: Geometría deformada a 350 km/h - Iteración 1.

Analizando esta geometría deformada en fluent se ve como al estar tan deformada por las cargas de la tabla 18, el ángulo de ataque de los flaps ha disminuido considerablemente, lo que se ve reflejado en unas cargas aerodinámicas. La tabla 19 muestra los resultados obtenidos de las cargas aerodinámicas en la geometría deformada de la primera iteración.

DEF1	DRAG	LIFT
Wing 1	-124,90	-2590,60
Wing 2	125,00	-1193,37
Wing 3	80,60	-487,78
Wing 31	20,09	-79,48
Wing 4	164,18	-405,54
Wing 41	42,05	-85,02
Endplate	40,93	-190,94
NARIZ	203,15	-407,20
TOTAL	551,10	-5439,93

Tabla 19: Resultados cargas aerodinámicas - Geometría deformada a 350 km/h - Iteración 1

Ahora para realizar esa primera iteración de la deformada, se aplican las cargas de la tabla 19 a la geometría inicial sin deformar. Esto muestra que deformada producirán estar cargas que produce la geometría de la primera deformada que se muestra en la figura 110. El resultado de esta nueva deformada se muestra en la figura 110

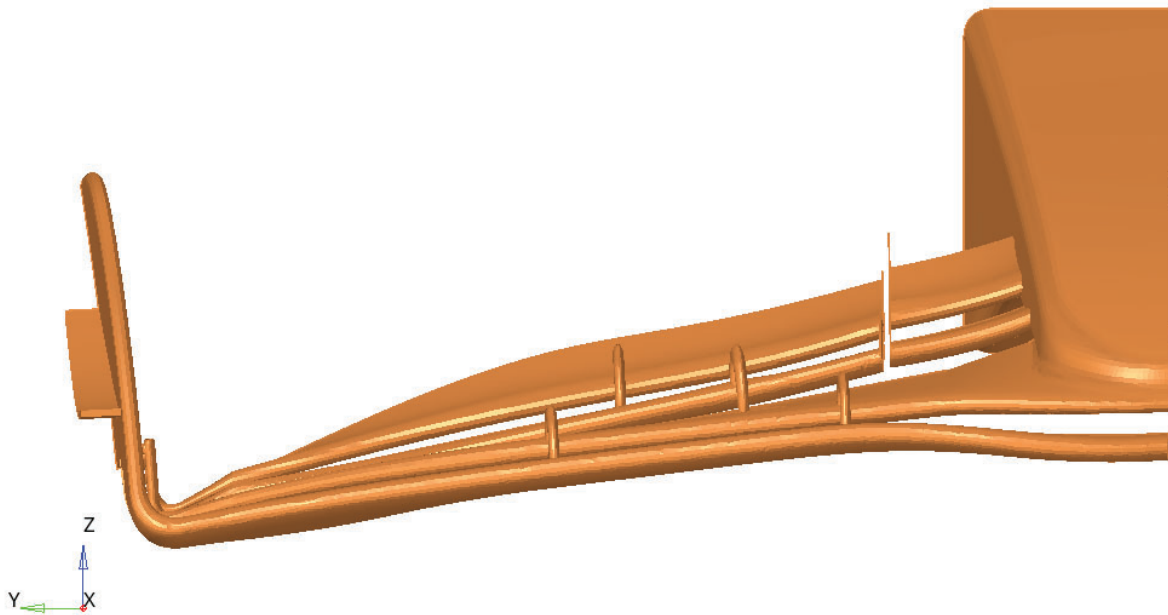


Figura 110: Geometría deformada a 350 km/h - Iteración 2.

Como se aprecia en la figura, esta vez el alerón ya no está tan deformado, y su ángulo de ataque es mayor al de la primera deformada. De esta forma tras varias iteraciones se llega al estado de equilibrio de la estructura del alerón a cada velocidad.

Como se aprecia en la figura, en este caso el alerón ya no presenta una deformación tan pronunciada y su ángulo de ataque es superior al de la primera configuración deformada. De este modo, tras varias iteraciones se alcanza el estado de equilibrio de la estructura del alerón para cada una de las velocidades consideradas.

Este proceso ha requerido entre tres y cinco iteraciones en cada punto concreto de velocidad hasta alcanzar el estado de equilibrio.

Las figuras 111, 112 y 113 muestran la transición de las geometrías deformadas a lo largo de las diferentes iteraciones. En ellas se observa la evolución desde la malla indeformada inicial hasta la estructura en estado de equilibrio.

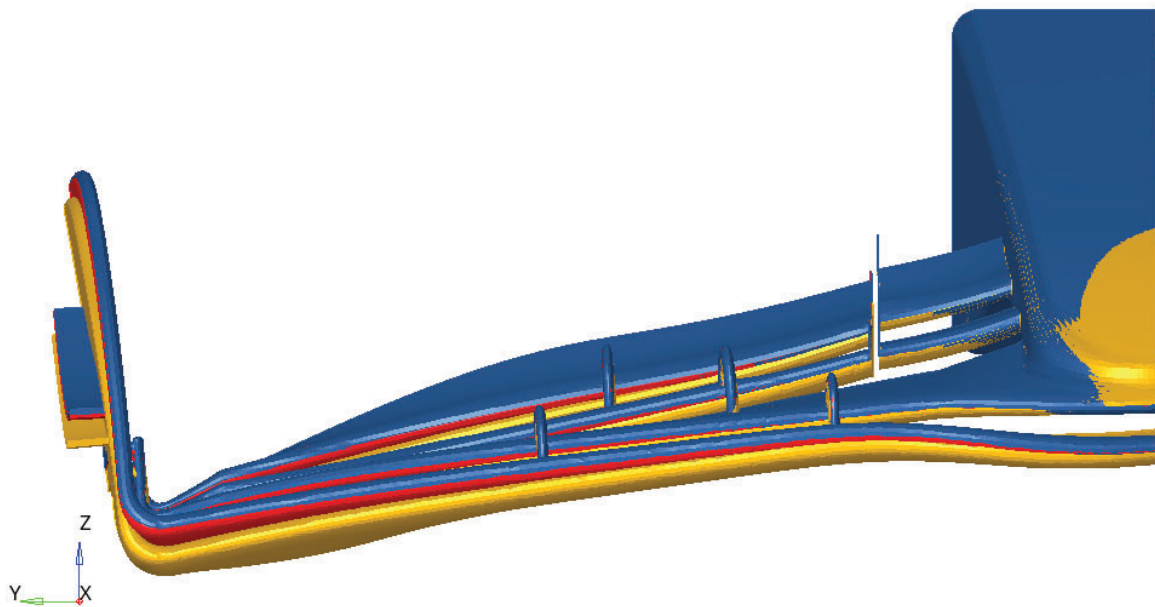


Figura 111: Comparación entre deformadas de diferentes iteraciones - Vista 1

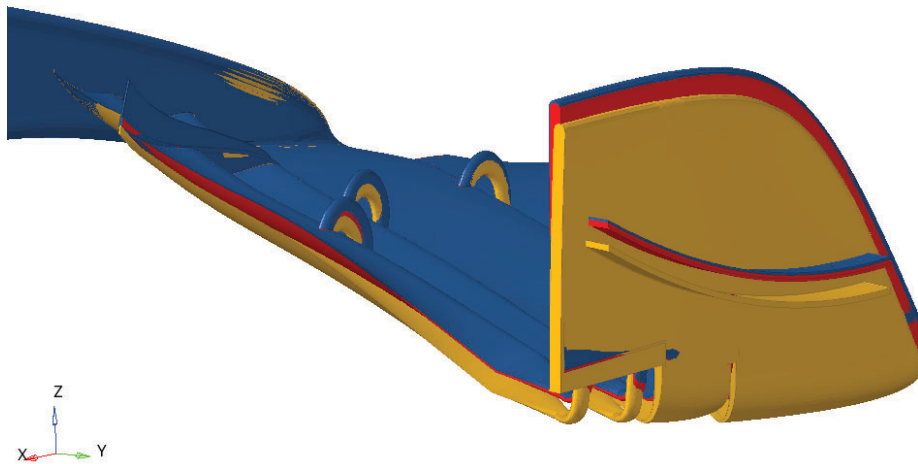


Figura 112: Comparación entre deformadas de diferentes iteraciones - Vista 2

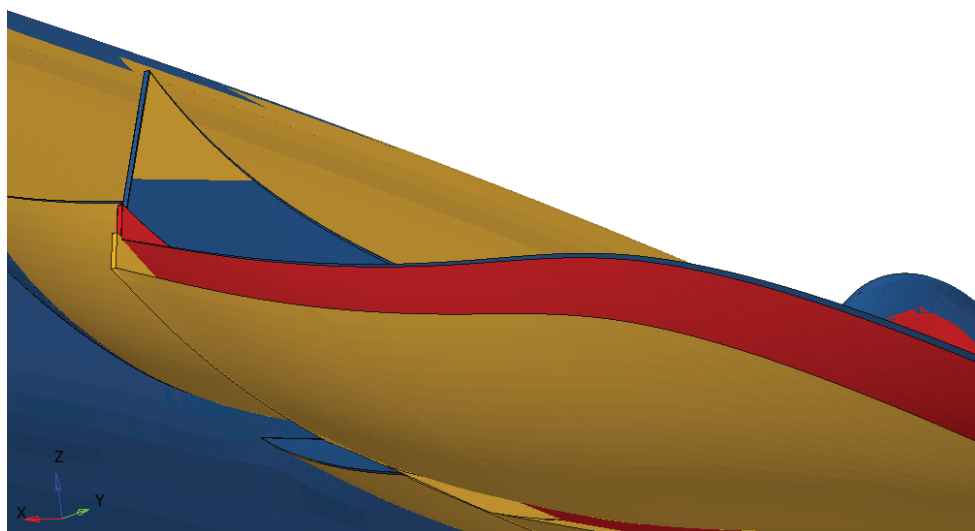


Figura 113: Comparación entre deformadas de diferentes iteraciones - Vista 3

Las deformadas aparecen coloreadas, en color ocre la deformada de la primera iteración, en rojo la de la segunda, y en azul la de la tercera. En estas vistas se aprecia que entre la segunda y la tercera iteración las diferencias son ya poco significativas, y que a partir de la tercera, el sistema puede considerarse en estado de equilibrio. Una forma en la que se ve reflejado ese estado de equilibrio es viendo la convergencia de las cargas aerodinámicas resultantes.

La figura 114 muestra la convergencia de las cargas aerodinámicas en cada iteración para los distintos flaps del alerón, correspondiente al instante en que el monoplaza se desplaza a 350 km/h. Por otro lado, la figura 115 presenta la convergencia de las cargas totales de la estructura.

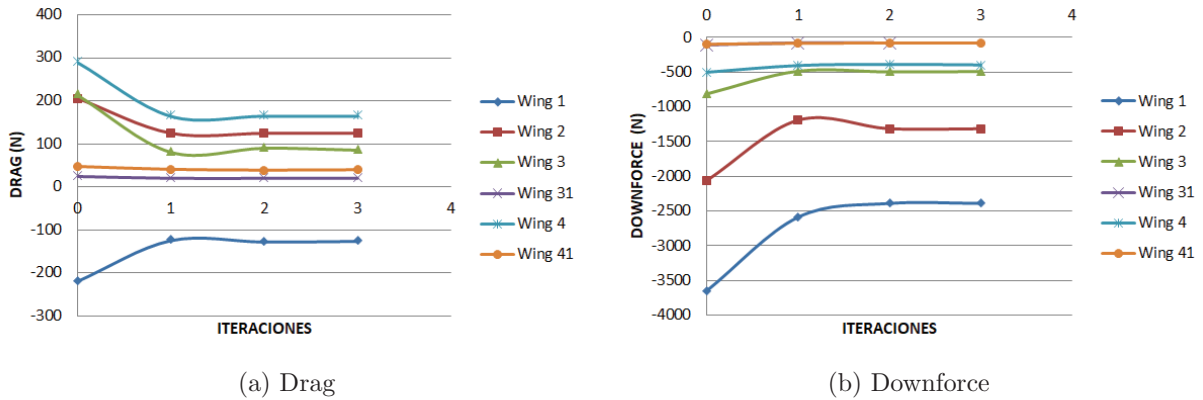


Figura 114: Convergencia de carga aerodinámica en los flaps - 350 km/h

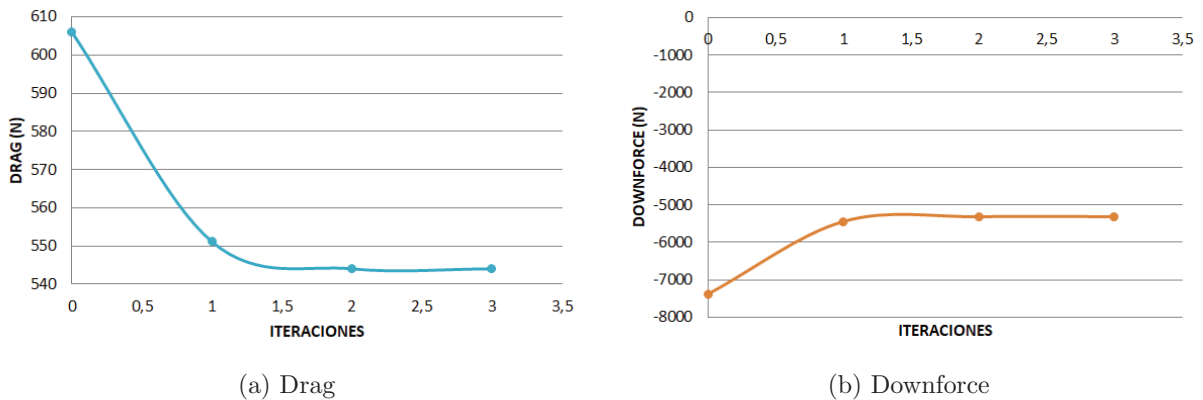


Figura 115: Convergencia de carga aerodinámica en el alerón - 350 km/h

Las gráficas corroboran que la convergencia es adecuada y los datos precisos para la caracterización del comportamiento aeroelástico del alerón.

A continuación se presentaran también las gráficas de convergencia del resto de puntos calculados, los cuales presentan valores de convergencia al nivel del ya presentado.

### CONVERGENCIA 250 km/h

La figura 114 muestra la convergencia de las cargas aerodinámicas en cada iteración para los distintos flaps del alerón, correspondiente al instante en que el monoplaza se desplaza a 250 km/h. Por otro lado, la figura 115 presenta la convergencia de las cargas totales de la estructura.

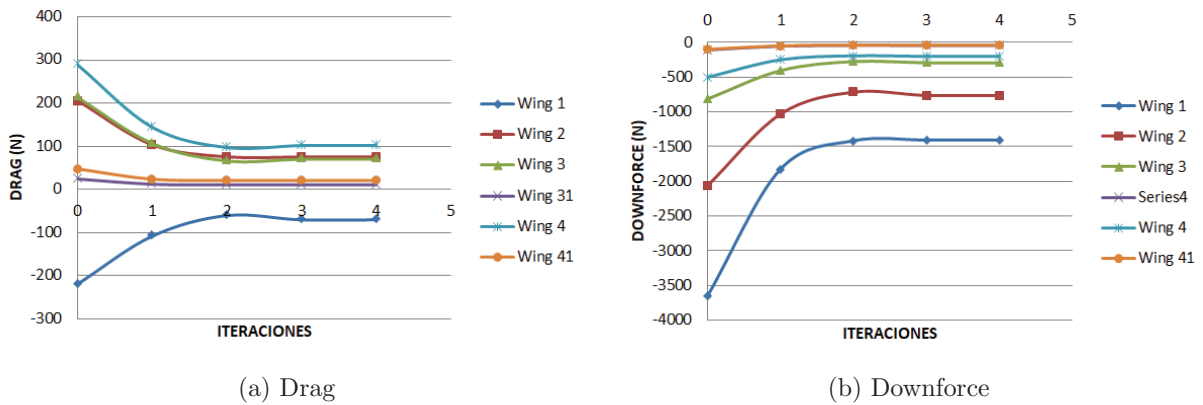


Figura 116: Convergencia de carga aerodinámica en los flaps - 250 km/h

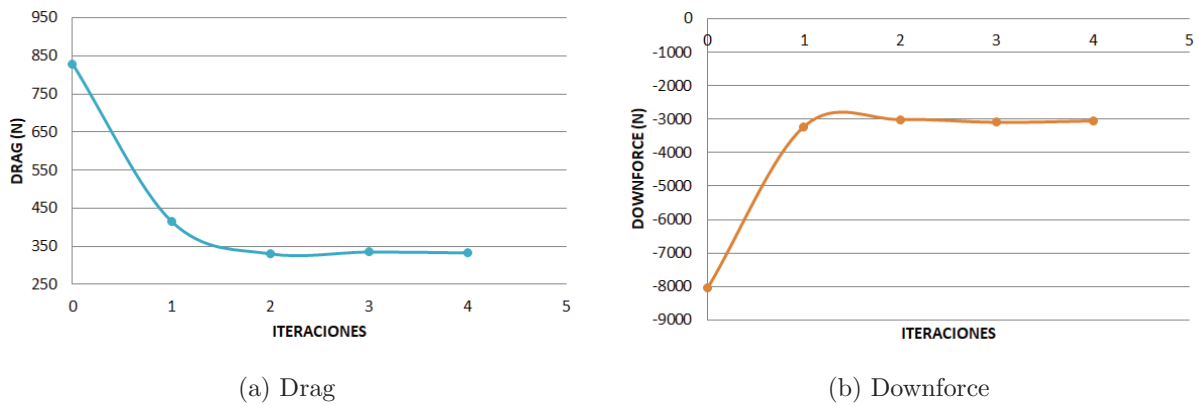


Figura 117: Convergencia de carga aerodinámica en el alerón - 250 km/h

**CONVERGENCIA 150 km/h**

La figura 114 muestra la convergencia de las cargas aerodinámicas en cada iteración para los distintos flaps del alerón, correspondiente al instante en que el monoplaza se desplaza a 150 km/h. Por otro lado, la figura 115 presenta la convergencia de las cargas totales de la estructura.

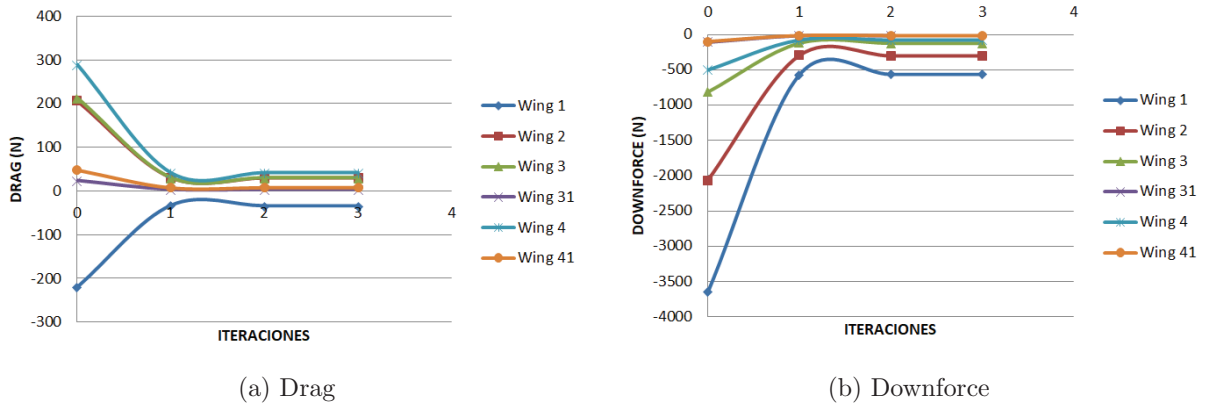


Figura 118: Convergencia de carga aerodinámica en los flaps - 150 km/h

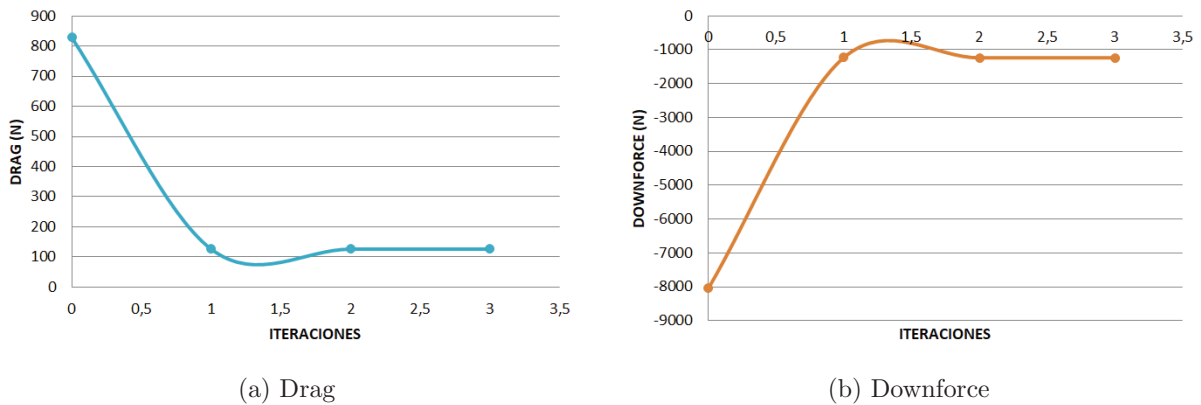


Figura 119: Convergencia de carga aerodinámica en el alerón - 150 km/h

### E.2. RESULTADOS

El resultado final de este proyecto se consigue combinando los resultados del análisis transitorio presentados en el anexo D, con los obtenidos en el análisis cuasiestático descrito en este anexo. Los resultados caracterizan al detalle el comportamiento dinámico del alerón, donde se relaciona la carga aerodinámica producida por sus flaps con la velocidad del monoplaça, 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.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \qquad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \qquad (17)$$

A continuación se presentan los resultados obtenidos en ambos análisis.

#### CARGAS AERODINÁMICAS EN FLAP 1

La figura 120 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 1. Por otro lado la tabla de la figura 121 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

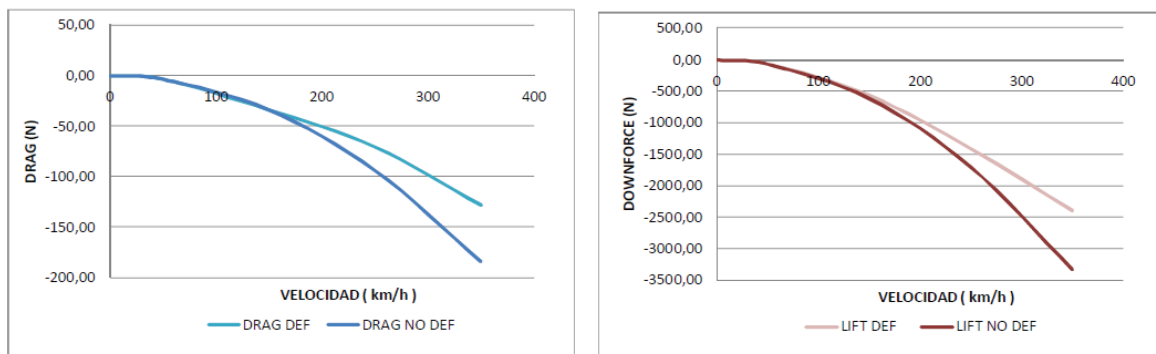


Figura 120: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 1

ANÁLISIS	Wing 1	DRAG	LIFT
	350	-128,19	-2392,27
	250	-70,42	-1407,27
	150	-33,75	-564,87
	50	-3,60	-68,00
0	0,00	0,00	

TEORICO	Wing 1	DRAG	LIFT
	350	-183,78	-3332,00
	250	-93,76	-1700,00
	150	-33,75	-612,00
	50	-3,75	-68,00
0	0,00	0,00	

C <sub>l</sub>	= -25,88
C <sub>d</sub>	= -1,43
A	= 0,0227 mm <sup>2</sup>

Figura 121: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 1.

Analizando los resultados obtenidos en el flap 1 se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor absoluto en hasta un 30.25 %. En el caso del flap 1 este efecto no se considera del todo beneficioso, ya que debido al ángulo de ataque y la geometría particular del flap 1 esta hace que parte del downforce tenga una componente longitudinal, haciendo que esta parte del alerón en vez de oponerse al avance del coche, lo ayude en cierta medida a avanzar. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 28.2 %, esta reducción en el rango de velocidad de más de 200 km/h, solo en rectas, no es significativa, 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.

### CARGAS AERODINÁMICAS EN FLAP 2

La figura 122 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 2. Por otro lado la tabla de la figura 123 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

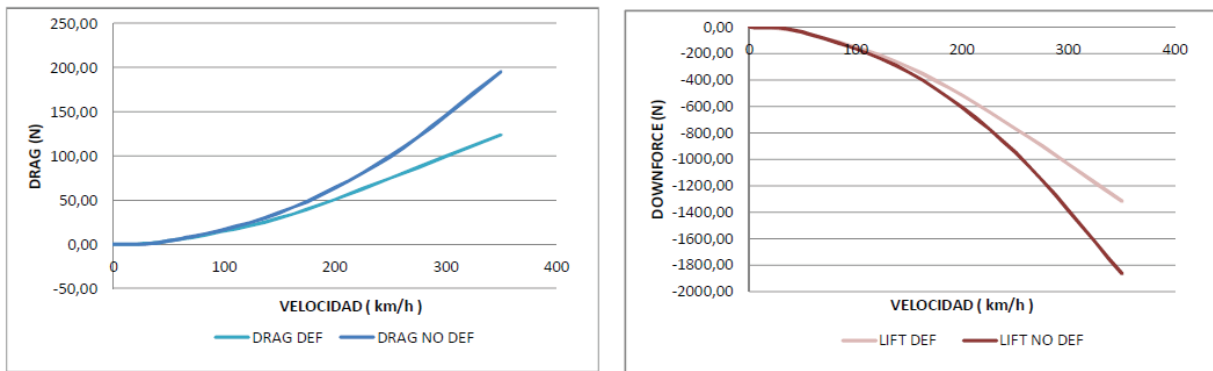


Figura 122: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 2

ANÁLISIS	Wing 2	DRAG	LIFT
	350	124,55	-1316,68
	250	75,17	-764,94
	150	29,96	-302,24
	50	4,00	-38,00
	0	0,00	0,00

TEÓRICO	Wing 2	DRAG	LIFT
	350	196,00	-1862,00
	250	100,00	-950,00
	150	36,00	-342,00
	50	4,00	-38,00
	0	0,00	0,00

Cl =	-15,82
Cd =	1,67
A =	0,0208 mm <sup>2</sup>

Figura 123: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 2.

Analizando los resultados obtenidos en el flap 2 se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor en hasta un 36.46 %. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 29.29 %. Estas reducciones mejoran considerablemente la performance de esta zona del alerón, permitiendo que entregue suficiente downforce en rangos de velocidad por debajo de 200 km/h, y reduciendo en determinados momentos más de un tercio la resistencia al avance solo en rectas.

### CARGAS AERODINÁMICAS EN FLAP 3

La figura 124 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 3. Por otro lado la tabla de la figura 125 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

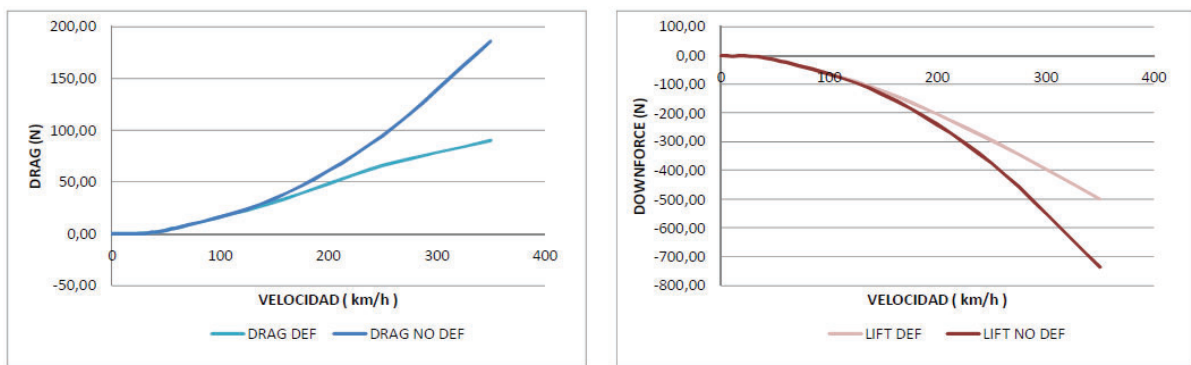


Figura 124: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3

ANÁLISIS	Wing 3	DRAG	LIFT
	350	90,02	-498,71
	250	65,89	-294,24
	150	30,86	-124,37
	50	3,80	-15,00
	0	0,00	0,00

TEORICO	Wing 3	DRAG	LIFT
	350	186,20	-735,00
	250	95,00	-375,00
	150	34,20	-135,00
	50	3,80	-15,00
	0	0,00	0,00

Cl =	-6,82
Cd =	1,73
A =	0,0190 mm <sup>2</sup>

Figura 125: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3.

Analizando los resultados obtenidos en el flap 3 se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor en hasta un 51.66 %. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 32.15 %. Estas reducciones mejoran considerablemente el comportamiento de esta zona del alerón, permitiendo que entregue suficiente downforce en rangos de velocidad por debajo de 200 km/h, y reduciendo en determinados momentos más de la mitad la resistencia al avance solo en rectas. Tal como muestran los resultados este flap es el que más ganancias consigue, ya que los dos flaps superiores están posicionados más en voladizo, esa posición favorece una deformación hacia una posición más horizontal que reduce esa resistencia al avance.

### CARGAS AERODINÁMICAS EN FLAP 3-1

La figura 126 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 3-1. Por otro lado la tabla de la figura 127 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

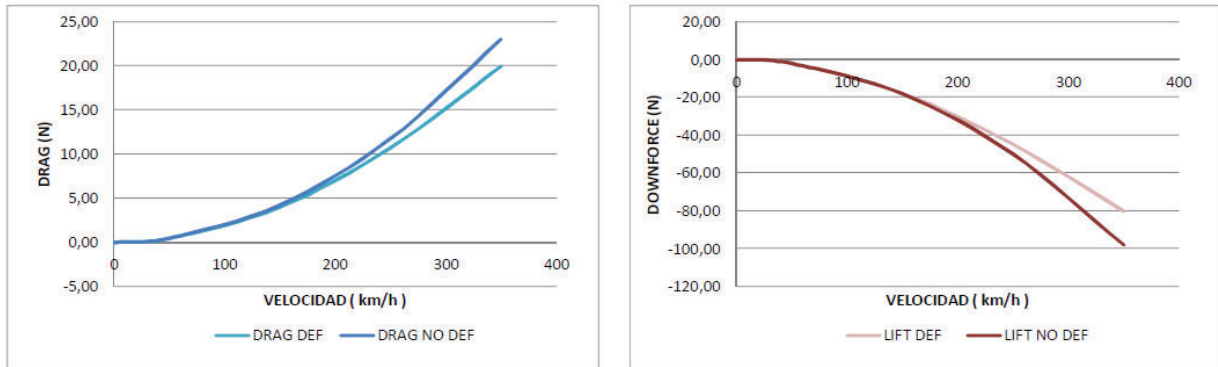


Figura 126: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3-1

ANÁLISIS	Wing 31	DRAG	LIFT
	350	19,97	-80,11
	250	10,74	-44,85
	150	3,99	-17,80
	50	0,47	-2,00
0	0,00	0,00	

TEÓRICO	Wing 31	DRAG	LIFT
	350	23,03	-98,00
	250	11,75	-50,00
	150	4,23	-18,00
	50	0,47	-2,00
0	0,00	0,00	

Cl =	-5,71
Cd =	1,34
A =	0,0030 mm <sup>2</sup>

Figura 127: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 3-1.

Analizando los resultados obtenidos en el flap 3-1 se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor en hasta un 13.27%. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 18.25%. Estas reducciones mejoran el comportamiento de esta zona del alerón, permitiendo que entregue suficiente downforce en rangos de velocidad por debajo de 200 km/h, y reduciendo resistencia al avance solo en rectas.

Tal como muestran los resultados este flap es de los que menos ganancias consigue, ya que los dos fragmentos de flaps superiores unidos a la nariz del monoplaza (3-1 y 4-1), tienen una menor longitud en voladizo y tienen una mayor rigidez estructural, tanto por su espesor, como por su unión a la parte de la nariz.

### CARGAS AERODINÁMICAS EN FLAP 4

La figura 128 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 4. Por otro lado la tabla de la figura 129 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

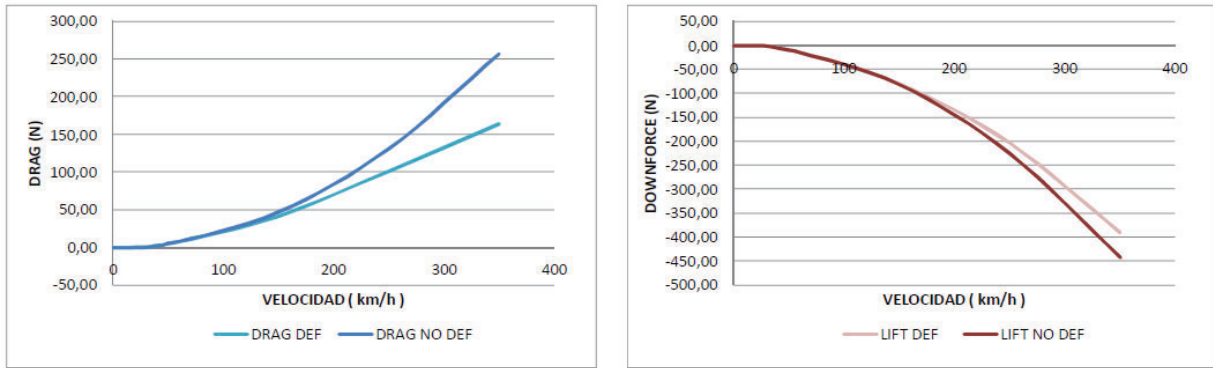


Figura 128: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4

ANÁLISIS	Wing 4	DRAG	LIFT
	350	164,42	-389,32
250	101,70	-203,32	
150	42,01	-79,62	
50	5,25	-9,00	
0	0,00	0,00	

TEÓRICO	Wing 4	DRAG	LIFT
	350	257,25	-441,00
250	131,25	-225,00	
150	47,25	-81,00	
50	5,25	-9,00	
0	0,00	0,00	

Cl =	-2,27
Cd =	1,32
A =	0,0343 mm <sup>2</sup>

Figura 129: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4.

Analizando los resultados obtenidos en el flap 4 se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor en hasta un 36.1%. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 11.72%. Estas reducciones mejoran considerablemente el comportamiento de esta zona del alerón, permitiendo que entregue suficiente downforce en rangos de velocidad por debajo de 200 km/h, y reduciendo la resistencia al avance hasta más de un tercio solo en rectas.

Tal como muestran los resultados este flap consigue una alta reducción del drag, sin casi penalizar el downforce producido. Esto ocurre debido a la posición de los flaps superiores y al perfil aerodinámico escogido para este ala.

### CARGAS AERODINÁMICAS EN FLAP 4-1

La figura 130 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 4-1. Por otro lado la tabla de la figura 131 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

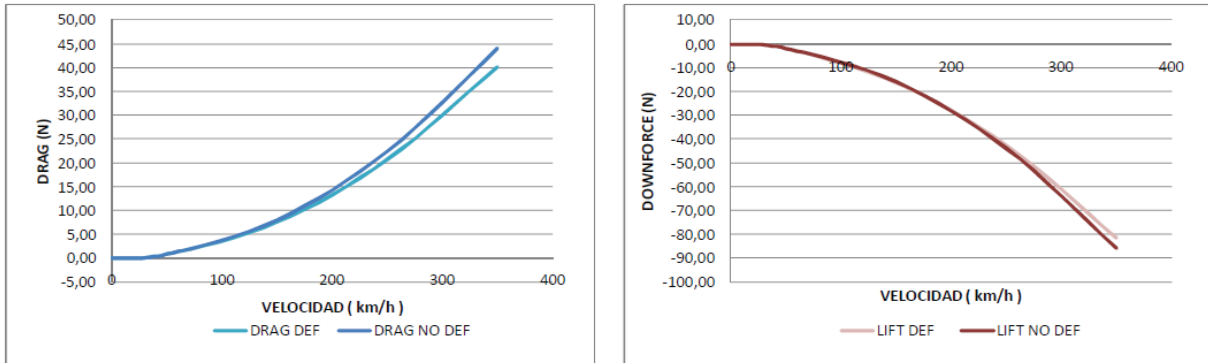


Figura 130: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4-1

ANÁLISIS	Wing 41	DRAG	LIFT
	350	40,29	-81,36
	250	20,81	-42,39
	150	7,60	-16,15
	50	0,90	-1,75
0	0,00	0,00	

TEÓRICO	Wing 41	DRAG	LIFT
	350	44,10	-85,75
	250	22,50	-43,75
	150	8,10	-15,75
	50	0,90	-1,75
0	0,00	0,00	

Cl =	-2,37
Cd =	1,22
A =	0,0064 mm <sup>2</sup>

Figura 131: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Flap 4-1.

Analizando los resultados obtenidos en el flap 4-1 se observa, como debido a este efecto de la deformación, el drag disminuye su valor en hasta un 8.63%. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 5.12%.

Tal como muestran los resultados este flap es el que menos ganancias consigue, ya que tiene una gran rigidez. Este flap al tener una menor longitud en voladizo y una mayor rigidez estructural, tanto por su espesor, como por su unión a la parte de la nariz, hacen que no se deforme y por tanto su comportamiento sea muy similar al del modelo rígido.

### CARGAS AERODINÁMICAS EN EL ENDPLATE

La figura 132 muestra las gráficas de resultados obtenidos en el flap 4-1. Por otro lado la tabla de la figura 133 muestra los valores utilizados para modelar las gráficas, además de los coeficientes empleados en el enfoque teórico para modelar el modelo rígido.

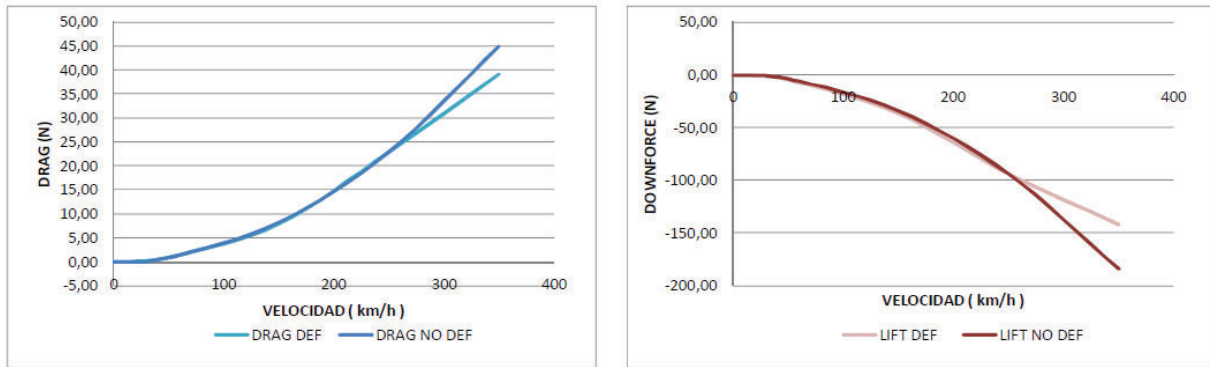


Figura 132: Gráfica de cargas aerodinámicas resultantes - Endplate

ANÁLISIS	Endplate	DRAG	LIFT
	350	39,15	-141,52
	250	22,95	-93,75
	150	7,91	-36,54
	50	1,00	-4,62
0	0,00	0,00	

TEÓRICO	Endplate	DRAG	LIFT
	350	49,00	-226,47
	250	25,00	-115,55
	150	9,00	-41,60
	50	1,00	-4,62
0	0,00	0,00	

Cl =	-2,77
Cd =	0,60
A =	0,0144 mm <sup>2</sup>

Figura 133: Valores de cargas aerodinámicas resultantes - Endplate.

Analizando los resultados obtenidos en el endplate se observa que esta zona se comporta diferente a los flaps. Esta parte al deformarse en general el alerón, realiza una rotación, esta rotación hace que disminuya su área frontal, disminuyendo el drag de forma proporcional hasta un 13 % cuando supera los 270 km/h. Por otro lado, el downforce se reduce hasta un 23 %. En esta caso la reducción de empuje vertical es debida a que, debido a esa rotación del endplate producida por la deformación, la aleta curva lateral de la parte exterior reduce su ángulo de incidencia.

### E.3. ANÁLISIS ESTRUCTURAL

Aunque en el anexo F se realicen los test que hace la FIA para verificar la integridad estructural en el alerón, cada alerón tiene una geometría y una deformada propia, por lo que a parte de esas pruebas, hay que comprobar que a lo largo del rango de funcionamiento del alerón, la estructura resistirá las cargas aerodinámicas producidas. En esta prueba se va a analizar el estado de fallo de la estructura de los materiales del alerón, más en concreto de la estructura de fibra de carbono, y los soportes de titanio. Para ello se ha analizado los diferentes puntos de carga por los que se ve sometido el alerón en su rango de funcionamiento, y se ha determinado que el más desfavorable es cuando viaja a 350 km/h (velocidad máxima).

Las cargas que han sido aplicadas son las resultantes de los cálculos fluido-estructura de los anexos D y E (este mismo). Los resultados obtenidos se presentan a continuación. La figura muestra el índice de Tsai-Wu calculado en toda la estructura de composite según las propiedades descritas en el apartado 4.

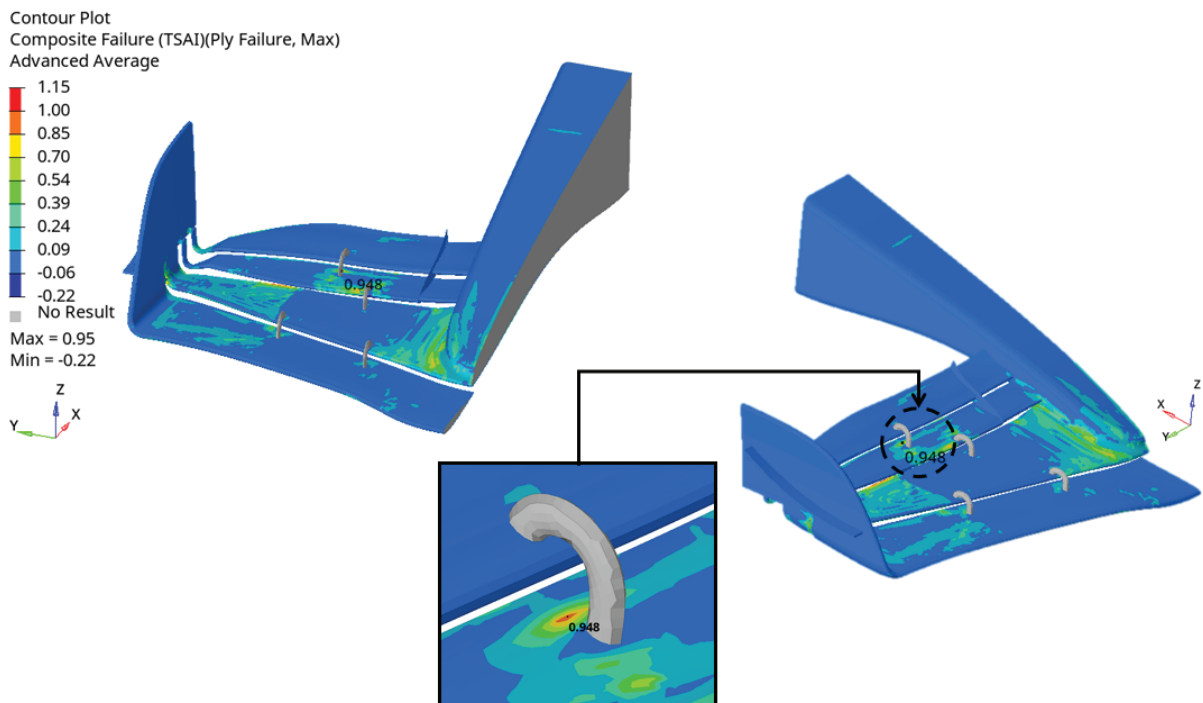


Figura 134: Resultados Criterio de Tsai-Wu - Composite - Cargas a 350 km/h.

Los resultados muestran como para el caso más desfavorable al que el alerón solo llega en determinados puntos de la vuelta, no se supera la unidad en el criterio de Tsai-Wu, siendo el valor máximo 0.95 ( $< 1$ ). Esto indica que el alerón en ningún momento entra en zona de rotura, lo que asegura su integridad estructural.

Por otra parte, otra zona sometida a alta carga por la flexión a la que se le somete, son los soportes entre flaps de titanio. La figura muestra los resultados en tensiones de Von Mises de los soportes, y tal como se indica en las propiedades en el apartado 4, el valor máximo no supera el límite elástico. El valor máximo de tensión de los soportes es de 720 MPa ( $< 828\text{MPa}$ ), lo que asegura su integridad estructural y su buen funcionamiento.

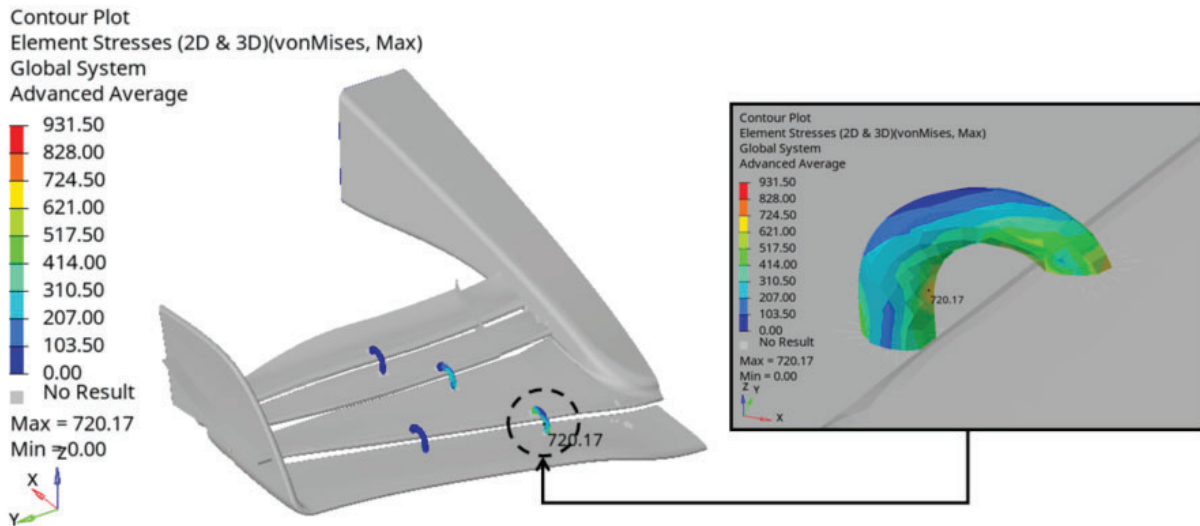


Figura 135: Resultados Tensiones de Von Mises - Soportes - Cargas a 350 km/h.

## ANEXO F - TEST ESTRUCTURALES DE LA FIA

Tal como se ha explicado en el apartado 2 sobre las pruebas que describe el reglamento de la FIA, se han realizado dichos análisis de flexibilidad y resistencia para probar la legalidad del diseño, y por tanto comprobar su viabilidad para ser admisible en la competición. Los resultados de las pruebas realizadas se describen a continuación.

### PRUEBAS DE FLEXIBILIDAD

De acuerdo con el setup que define el reglamento, la configuración de la prueba se aplica de la forma que muestra la figura 136, aplicando los 1000N en dirección -Z en la zona y área especificadas.

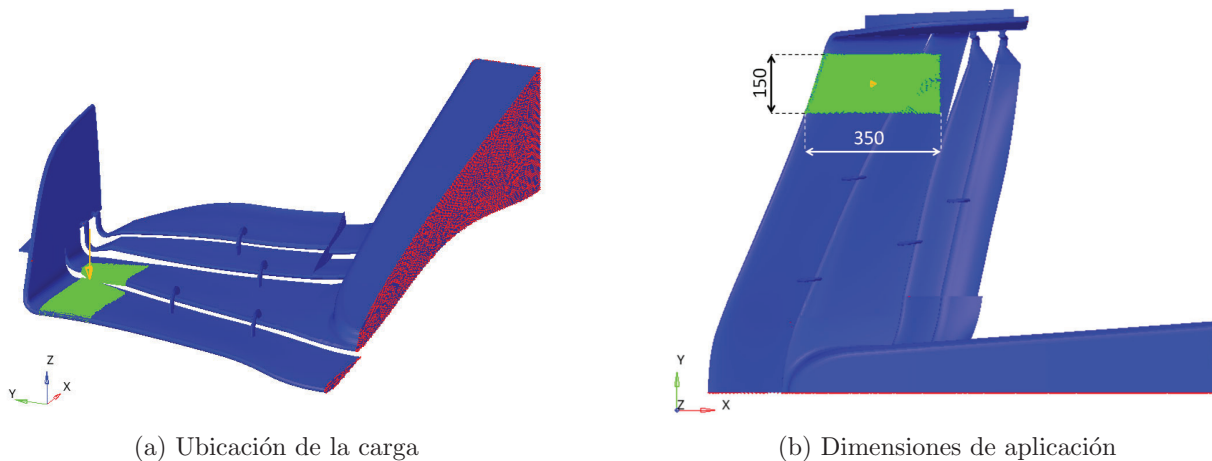


Figura 136: Setup prueba de flexibilidad

Los resultados producidos por la carga aplicada en esa zona concreta, en ambos lados del alerón, ya que el modelo es simétrico, producen un desplazamiento máximo de 11.79 mm en la parte superior del endplate lateral. Ese valor es menor a 15 mm que dicta la norma en el caso de que la carga se aplique en ambos lados, por lo que el test es admisible para la competición. En la figura 137 se muestran los resultados de desplazamiento obtenidos.

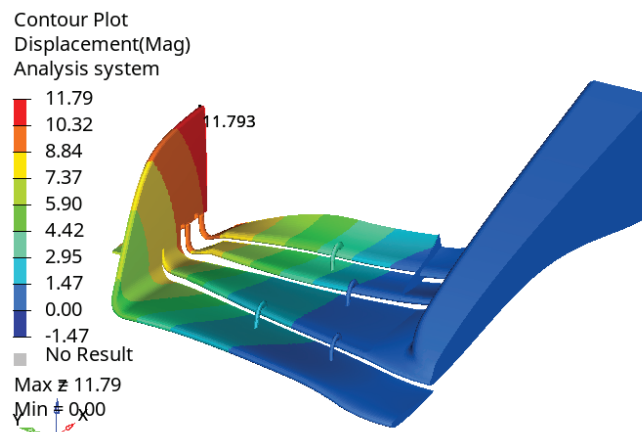


Figura 137: Resultados Test de flexibilidad de la FIA.

## PRUEBAS DE RESISTENCIA E IMPACTO

De acuerdo con el setup que define el reglamento, la configuración de las pruebas se aplican de la forma que muestran la figuras 139 y 138. En esta prueba se somete al alerón a dos cargas independientes, pero aplicadas en la misma zona definida. Los dos test que se aplican son la aplicación de 2200N en dirección +X, y por otro lado 3200N en dirección -Z, ambas en la zona y área especificadas por el reglamento.

La figura 138 muestra el setup de aplicación de la carga longitudinal de impacto, mientras que la figura 139 muestra el setup de la prueba con la carga vertical de resistencia.

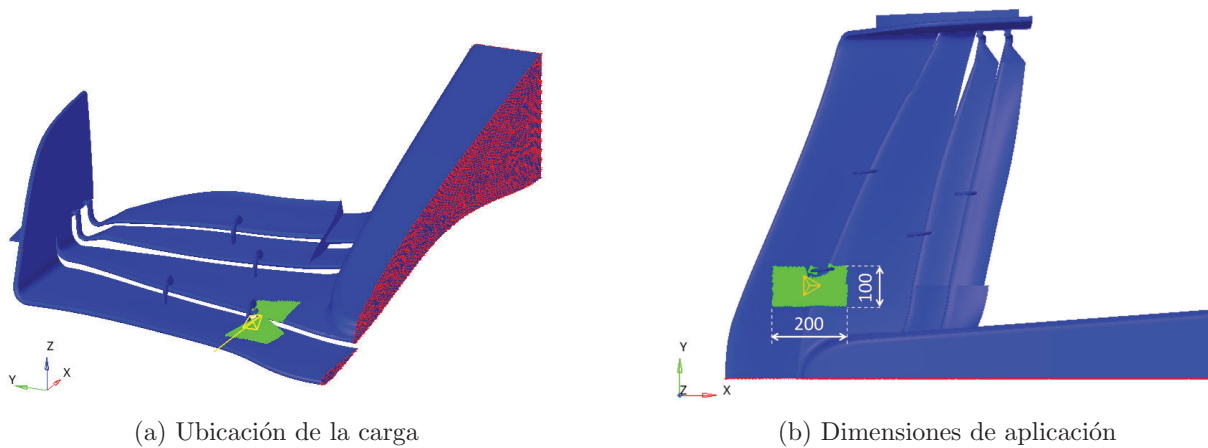


Figura 138: Setup prueba de impacto

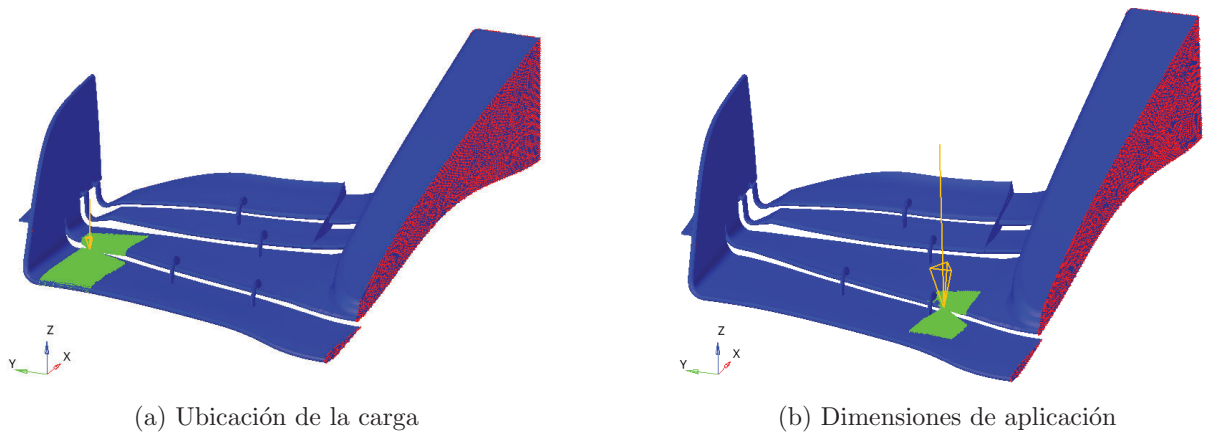


Figura 139: Setup prueba de resistencia

Los resultados producidos por las cargas aplicadas en esa zona concreta, producen unas distribuciones de tensiones en el laminado del composite. Para comprobar la aceptación de la prueba, se ha analizado el criterio de fallo del composite según Tsai-Wu, teniendo que ser el índice máximo menor a 1 para asegurar la integridad estructural del alerón. La figura 140 se muestra los resultados obtenidos para el test de impacto, y la figura 141 la prueba de resistencia, en ambos casos el índice máximo es menor a 1, por lo que la integridad estructural del alerón cumple la normativa.

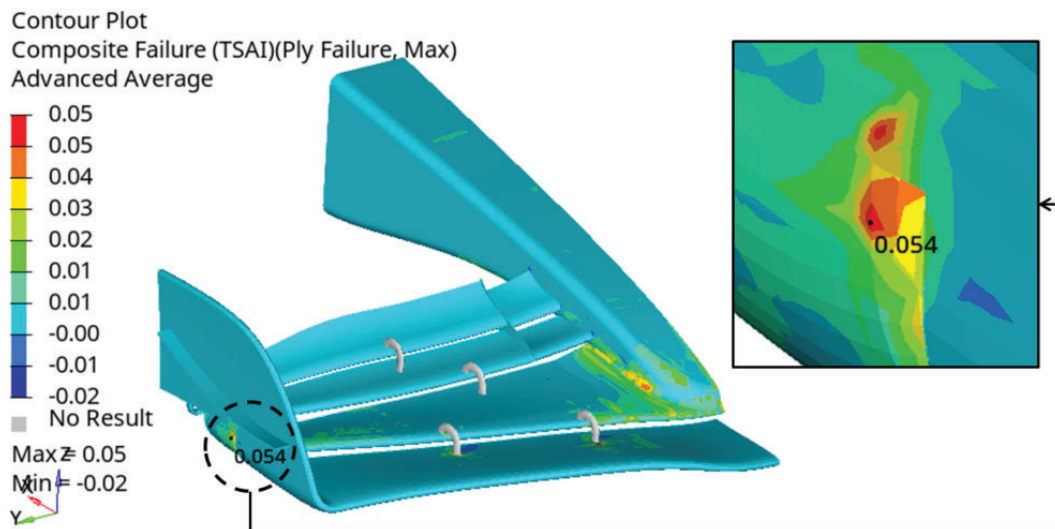


Figura 140: Resultados Test de impacto de la FIA.

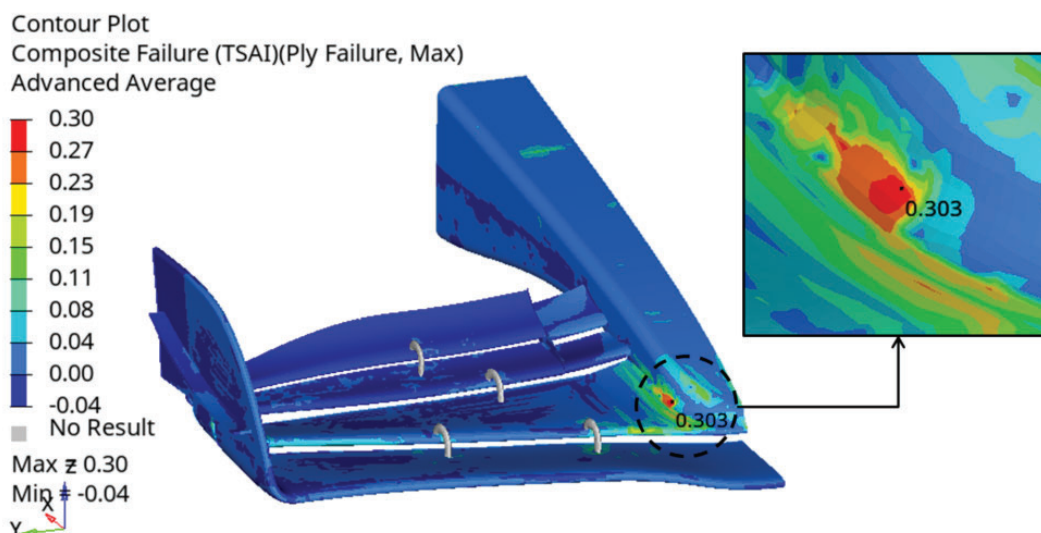


Figura 141: Resultados Test de resistencia de la FIA.

## ANEXO G - EVALUACIÓN DEL IMPACTO DEL ALERÓN DELANTERO FLEXIBLE SOBRE EL TIEMPO POR VUELTA

En esta sección se cuantifica la ganancia temporal que proporciona un alerón delantero flexible, capaz de conservar la carga aerodinámica en curva y, al mismo tiempo, reducir su resistencia (drag) a altas velocidades. El objetivo es comparar su rendimiento respecto a un alerón rígido convencional empleando un modelo longitudinal simplificado.

### G.1. HIPÓTESIS Y DATOS DE PARTIDA

Se consideran las siguientes hipótesis:

- Distribución de la carga aerodinámica: 50 % suelo-difusor, 30 % alerón trasero, 20 % alerón delantero. Datos provenientes de estudio previo [12]

- Drag a 350 km/h:

$$D_{fw,350}^{rige} = 1543,5 \text{ N}$$

- Drag a 250 km/h:

$$D_{fw,250}^{rige} = 787,51 \text{ N}$$

- alerón delantero flexible:

- A 350 km/h genera un 29.5 % menos drag que el rígido:

$$D_{fw,350}^{Flex} = 1088,05 \text{ N}$$

(Esto equivale a un 70.5 % del drag del alerón rígido)

- A 250 km/h genera un 15 % menos drag que el rígido:

$$D_{fw,250}^{Flex} = 670,14 \text{ N}$$

(Esto equivale al 85 % del drag del alerón rígido)

- El resto del coche (suelo, pontones, alerón trasero, etc.) se considera idéntico en ambas configuraciones; el efecto del alerón flexible solo altera la resistencia asociada al alerón delantero.

- Parámetros del vehículo (temporada 2025):

$$m = 812 \text{ kg}, \quad P_{Max} = 746 \text{ kW} = 7,46 \times 10^5 \text{ W}.$$

## G.2. MODELO DE RESISTENCIA AERODINÁMICA

Se asume que el drag se puede descomponer como:

$$D_{resto}(v) = K_{resto} v^2, \quad D_{fe}^{rige}(v) = K_{fe}^{rige} v^2,$$

de modo que, con alerón rígido, el drag total es:

$$D_{rig}(v) = D_{resto}(v) + D_{fw}^{rig}(v) = (K_{resto} + K_{fw}^{rig})v^2. \quad (18)$$

Los datos a 250 km/h y 350 km/h muestran que el alerón rígido sigue aproximadamente una ley cuadrática, pues el paso de 787.51 N a 1543.5 N es coherente con el incremento de  $v^2$  entre 250 y 350 km/h.

En cambio, el alerón flexible no sigue exactamente la misma proporción: el cociente  $D_{fe}^{flex}/D_{fe}^{rige}$  disminuye con la velocidad (pasa de 0.85 a 250 km/h a 0.705 a 350 km/h). Para modelizarlo, se define una función de reducción relativa  $r(v)$  tal que:

$$D_{fw}^{flex}(v) = [1 - r(v)] D_{fw}^{rig}(v). \quad (19)$$

Los valores conocidos son:

$$r(250 \text{ km/h}) = 0,15, \quad r(350 \text{ km/h}) = 0,295.$$

Se asume que:

- Por debajo de 250 km/h,  $r(v) \approx 0$  (comportamiento prácticamente rígido).
- Entre 250 km/h y 350 km/h,  $r(v)$  crece linealmente de 0.15 a 0.295.
- Por encima de 350 km/h,  $r(v) \approx 0,295$  se mantiene aproximadamente constante.

Bajo estas hipótesis, la resistencia total con alerón flexible es:

$$D_{flex}(v) = D_{resto}(v) + D_{fw}^{flex}(v) = K_{resto}v^2 + [1 - r(v)]K_{fw}^{rig}v^2. \quad (20)$$

En particular, en los puntos donde se tienen datos:

- A 250 km/h:

$$D_{fw,250}^{rig} = 787,51 \text{ N}, \quad D_{fw,250}^{flex} = 670,14 \text{ N}$$

(reducción del 15 %).

- A 350 km/h:

$$D_{fw,350}^{rig} = 1543,5 \text{ N}, \quad D_{fw,350}^{flex} = 1088,05 \text{ N}$$

(reducción del 29.5 %).

La reducción absoluta de drag del alerón delantero a 350 km/h es:

$$\Delta D_{fw,350} = D_{fw,350}^{rig} - D_{fw,350}^{flex} \approx 1543,5 - 1088,05 \approx 455,45 \text{ N}. \quad (21)$$

### G.3. EFECTO SOBRE EL DRAG TOTAL Y LA VELOCIDAD MAXIMA

A partir del estudio aerodinámico previo se ha determinado que, a alta velocidad, el reparto de la carga aerodinámica del monoplaça es aproximadamente: 50 % suelo-difusor, 20 % alerón delantero y 30 % alerón trasero. Suponiendo que la proporción entre carga y drag inducido se mantiene aproximadamente constante para cada elemento, se adopta que el alerón delantero representa también en torno al 20 % del drag total del coche en la configuración con alerón rígido.

Con los resultados a 350 km/h se ha obtenido para el alerón delantero rígido:

$$D_{fw,350}^{rig} = 1543,5 \text{ N},$$

y para el alerón delantero flexible:

$$D_{fw,350}^{flex} = 1088,05 \text{ N},$$

es decir, una reducción del 29.5 % en la resistencia del alerón delantero a esta velocidad.

Dado que el alerón delantero aporta aproximadamente el 20 % del drag total, el drag total del monoplaça con alerón rígido a 350 km/h puede escribirse como:

$$D_{tot,350}^{rig} = D_{resto,350} + D_{fw,350}^{rig},$$

con

$$D_{fw,350}^{rig} \simeq 0,20 D_{tot,350}^{rig}, \quad D_{resto,350} \simeq 0,80 D_{tot,350}^{rig}.$$

En la configuración flexible, el resto del coche no cambia, de modo que:

$$D_{resto,350}^{flex} = D_{resto,350},$$

y el drag total pasa a ser:

$$D_{tot,350}^{flex} = D_{resto,350} + D_{fw,350}^{flex}.$$

(Sustituyendo la expresión de  $D_{resto,350}$  en función del total rígido:)

$$D_{resto,350} = D_{tot,350}^{rig} - D_{fw,350}^{rig},$$

se obtiene:

$$D_{tot,350}^{flex} = (D_{tot,350}^{rig} - D_{fw,350}^{rig}) + D_{fw,350}^{flex}. \quad (22)$$

Introduciendo ahora la relación de reducción del alerón delantero a 350 km/h:

$$D_{fw,350}^{flex} = 0,705 D_{fw,350}^{rig},$$

queda:

$$D_{tot,350}^{flex} = D_{tot,350}^{rig} - D_{fw,350}^{rig} + 0,705 D_{fw,350}^{rig} = D_{tot,350}^{rig} - 0,295 D_{fw,350}^{rig}.$$

Expresado en función de la fracción de drag del alerón delantero sobre el total (20 %):

$$D_{fw,350}^{rig} \simeq 0,20 D_{tot,350}^{rig},$$

la expresión anterior se reescribe como:

$$D_{tot,350}^{flex} \simeq D_{tot,350}^{rig} - 0,295 \cdot 0,20 D_{tot,350}^{rig} = (1 - 0,059) D_{tot,350}^{rig} = 0,941 D_{tot,350}^{rig}. \quad (23)$$

Es decir, el drag total del monoplaça a 350 km/h se reduce aproximadamente un 5.9 % al pasar del alerón rígido al flexible, manteniendo el mismo suelo y el mismo alerón trasero.

En un modelo de velocidad máxima con drag cuadrático, donde

$$D(v) = K v^2,$$

la velocidad punta escala con la potencia y el coeficiente aerodinámico como:

$$v_{\infty} = \left( \frac{P_{max}}{K} \right)^{1/3}. \quad (24)$$

Si se considera que el cambio de alerón delantero modifica únicamente el coeficiente aerodinámico efectivo asociado al drag total, pasando de  $K_{rig}$  a  $K_{flex}$ , se tiene:

$$\frac{K_{flex}}{K_{rig}} = \frac{D_{tot,350}^{flex}}{D_{tot,350}^{rig}} \simeq 0,941,$$

y la relación entre las velocidades máximas es:

$$v_{\infty,flex} = v_{\infty,rig} \left( \frac{K_{rig}}{K_{flex}} \right)^{1/3} \simeq v_{\infty,rig} (0,941)^{-1/3}. \quad (25)$$

Sustituyendo el valor anterior:

$$(0,941)^{-1/3} \approx 1,021,$$

por lo que la velocidad máxima con el alerón flexible es aproximadamente un 2.1 % superior a la de la configuración con alerón rígido, manteniendo la misma potencia máxima  $P_{max} = 746$  kW y la misma contribución del suelo y del alerón trasero.

#### G.4. DINÁMICA LONGITUDINAL EN RECTA

Para evaluar el impacto en el tiempo de vuelta se emplea un modelo longitudinal simplificado: el vehículo se considera moviéndose únicamente en la dirección de avance, sin componentes laterales ni verticales significativas, y con la misma distribución de carga aerodinámica (50 % suelo, 20 % alerón delantero, 30 % alerón trasero) en ambas configuraciones, salvo por la reducción de drag en el alerón delantero descrita anteriormente.

La ecuación de movimiento en coordenadas de distancia  $x$  es:

$$m v \frac{dv}{dx} = \frac{P_{max}}{v} - D(v), \quad (26)$$

donde  $m = 812$  kg es la masa del conjunto coche-piloto y  $P_{max} = 746$  kW es la potencia máxima disponible. La condición inicial para las simulaciones de recta se fija en:

$$v(0) = 200 \text{ km/h}. \quad (27)$$

La integración se realiza numéricamente mediante un esquema de pasos en distancia  $\Delta x$  (por ejemplo,  $\Delta x = 0,5$  m) tanto para la configuración con alerón rígido como para la flexible:

1. Para cada posición  $x$  se calcula la fuerza tractora efectiva:

$$F_{trac} = \frac{P_{max}}{v}.$$

2. La fuerza resistente viene dada por el drag total:

$$D(v) = D_{tot}^{rig}(v) \quad \text{o} \quad D_{tot}^{flex}(v),$$

(según se trate de la configuración rígida o flexible)

3. La fuerza neta es:

$$F_{net} = F_{trac} - D(v).$$

4. Se actualiza la velocidad a partir de la relación energética:

$$v_{nueva} = \sqrt{v^2 + \frac{2F_{net}\Delta x}{m}}.$$

5. El incremento de tiempo se calcula como:

$$\Delta t = \frac{\Delta x}{v_{media}}, \quad v_{media} = \frac{v + v_{nueva}}{2}.$$

De este modo se obtienen, para cada longitud de recta considerada, el tiempo total y la velocidad final con alerón rígido y con alerón flexible, bajo la misma potencia máxima y la misma distribución de carga global del coche. La única diferencia entre ambos casos es la menor resistencia al avance del alerón delantero, consistente con la distribución de carga aerodinámica 50 % suelo, 20 % alerón delantero y 30 % alerón trasero calculada en un estudio previo [12].

## G.5. COMPARACIÓN TIEMPO POR VUELTA EN DIFERENTES CIRCUITOS

Para cuantificar el efecto del alerón delantero flexible en distintos escenarios, se ha aplicado el mismo modelo longitudinal (con  $P_{max} = 746$  kW,  $m = 812$  kg y distribución de carga 50 % suelo, 20 % alerón delantero y 30 % alerón trasero) a tres tipologías de circuito, que se diferencian por la longitud total de rectas rápidas en las que se superan los 250 km/h:

- Circuito de alta carga (tipo Hungaroring): baja velocidad media y poca longitud de rectas efectivas por encima de 250 km/h.
- Circuito mixto (tipo Barcelona): combinación equilibrada de curvas y rectas medias-largas.
- Circuito de baja carga / alta velocidad (tipo Monza): gran proporción de rectas largas y alta velocidad media.

En todos los casos se comparan la configuración con alerón delantero rígido y la configuración con alerón delantero flexible, obteniéndose las siguientes diferencias de tiempo por vuelta:

- Circuito de alta carga (tipo Hungaroring):

$$\Delta t_{vuelta} \approx 0,15 \text{ s}$$

- Circuito mixto (tipo Barcelona):

$$\Delta t_{vuelta} \approx 0,35 \text{ s}$$

- Circuito de baja carga / alta velocidad (tipo Monza):

$$\Delta t_{vuelta} \approx 0,50 \text{ s}$$

Se observa que la ganancia aumenta claramente con la cantidad de tiempo que el monoplace pasa por encima de 250 km/h: en circuitos con muchas curvas el beneficio se limita a unas pocas décimas, mientras que en trazados de alta velocidad la reducción de drag del alerón delantero flexible puede suponer del orden de medio segundo por vuelta.