



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO FIN DE GRADO

Estudio y Optimización del Paquete Aerodinámico de un
Vehículo tipo Fórmula por métodos numéricos

AUTOR: Roberto MARTÍNEZ DE LA CRUZ

ESPECIALIDAD: Ciencia y Tecnología Aeroespacial

TUTOR ACADÉMICO: Rodolfo SANT y Luis AYUSO

Junio de 2016

Índice general

I. Fórmula SAE	7
1. Orígenes y descripción	8
II. Estudio y análisis previo	12
2. Reglas FSAE	13
2.1. Reglas aerodinámicas generales	13
2.2. Alerón delantero	14
2.3. Alerón trasero	16
2.4. Otras	16
3. Paquete aerodinámico temporada 2014/15	17
4. Dimensionado inicial y objetivos	18
4.1. Objetivos	19
4.2. Aproximaciones algebraicas	19
4.2.1. Potencia disipada debido a resistencia aerodinámica	19
4.2.2. Diferencia en curva	20
4.3. Simulación con el software Optimun Lap	23
4.4. Otras consideraciones	28
4.5. Decisión preliminar	30
III. Diseño de los alerones	31
5. Elección del perfil	32
5.1. Estudio previo	32
5.2. Estudio con XFLR5	34
5.3. Estudio con ANSYS Fluent	40
5.3.1. Estudio del comportamiento del perfil	41
5.3.2. Estudio del efecto suelo	46
6. Configuración del alerón delantero	51
6.1. Flap ranurado	52
6.2. Derivas laterales (<i>winglets</i>)	57
6.3. Diseño CAD tridimensional	58

7. Configuración del alerón trasero	59
7.1. Elemento principal	59
7.2. Primer flap ranurado	63
7.3. Segundo flap ranurado	67
7.4. Segunda iteración	70
7.5. Derivas laterales	73
7.6. Diseño CAD tridimensional	75
8. Configuración de baja resistencia	75
8.1. Alerón delantero	76
8.2. Alerón Trasero	77
IV. Simulación aerodinámica del vehículo completo	80
9. Modelo CAD para la simulacion	81
10. Mallado y Geometría	82
11. Modelo de resolución	85
12. Resultados	85
12.1. Posición del alerón trasero	89
V. Fabricación	90
13. Moldes	91
14. Piezas en fibra de carbono	94
14.1. Costillas y anclajes	95
14.2. Derivas Laterales	96
14.3. Pieles	97
VI. Conclusiones y futuros estudios	98
15. Conclusiones	99
15.1. Resultados	99
16. Futuras mejoras	100
17. Ensayo experimental	103
17.1. Instalaciones del ensayo	103
17.2. Comparación	104
18. Simulación	105
18.1. Condiciones	105

18.2. Malla	105
18.2.1. Tipo de malla	105
18.2.2. Inflation	106
18.2.3. Tamaños del mallado principal	108
18.3. Modelos de turbulencia	108
18.4. <i>Set up</i>	110
18.5. Resultados	112
18.5.1. Mallado tetraédrico	113
18.5.2. Mallado Cutcell	118
18.6. Decisión final y conclusiones	125

Parte I.
Fórmula SAE

1. Orígenes y descripción

La Fórmula SAE, también conocida como Fórmula Student, especialmente en Europa, es una competición de ingeniería donde estudiantes de universidades de todo el mundo diseñan, construyen, desarrollan y compiten con un pequeño pero potente monoplaça. El concepto gira no sólo en torno a la construcción de un vehículo de competición, sino que hace también hincapié en la idoneidad del diseño del mismo según los recursos y objetivos del equipo, el coste económico, la eficiencia, el *marketing*...

El objetivo final de la competición es simular una situación real en la cual una empresa de competición contrata a los estudiantes para desarrollar un prototipo. El coche debe por ello satisfacer unas prestaciones elevadas en aceleración, frenada, y estabilidad, pero también debe tener un fácil mantenimiento, ser barato, y fiable. Otros factores como la estética y el ergonomía se valoran igualmente. El precio máximo para el vehículo es de 21.000 euros y la victoria es para el equipo que mejor logre superar todos estos requisitos.

Para llevar a cabo una evaluación lo más objetiva posible de todos estos apartados, cada competición se divide en varias pruebas agrupadas en pruebas dinámicas (monoplaça en movimiento) y pruebas estáticas:

	Evento	Puntuación	Breve descripción
Estáticas	<i>Design Presentation</i>	75	Exposición y debate acerca de las elecciones de diseño
	<i>Cost Analysis</i>	100	Exposición y debate acerca de los costes y procesos de fabricación
	<i>Business Plan</i>	150	Exposición económica del proyecto
Dinámicas	<i>Skid-Pad</i>	75	Círculo en 8
	<i>Acceleration</i>	75	Aceleración pura en 75 metros
	<i>Autocross</i>	125	Una vuelta al circuito cronometrada
	<i>Endurance</i>	325	Prueba de resistencia de 30 kilómetros
	<i>Fuel Efficiency</i>	100	Medida del consumo durante el <i>endurance</i>

Cuadro 1.1.: Eventos que constituyen una competición de la Fórmula Student y puntuación típica de cada evento

La idea inicial surgió de la Universidad de Houston, en 1979, cuando Mark Marshek se puso en contacto con el Departamento de Relaciones Educativas de la SAE (Sociedad de Ingenieros de Automoción por sus siglas en inglés) para iniciar una competición entre estudiantes en la que estos debían construir un vehículo similar a un *car-cross*. Sin embargo, la rigidez y falta de libertad en las reglas propuestas hicieron que el éxito de esta modalidad fuera, al principio, reducido, provocando que en 1980, año en el que se debía disputar la primera competición, no encontrase un organizador. Un año más tarde, en 1981, la Universidad de Texas en Austin vió nacer la que actualmente es conocida como Formula SAE. El crecimiento de esta competición desde entonces ha sido extraordinaria. En aquella primera edición participaron 6 equipos y 40 alumnos. En 2015, 250 equipos se quedaron sin poder

participar en la análoga competición celebrada en Alemania, tardándose 14 minutos en llenar el cupo de algo más de 100 participantes. Actualmente existen 560 equipos registrados en todo el mundo en la modalidad de motor con combustión interna, y algo más de 100 en la modalidad de motor eléctrico.

La evolución comentada anteriormente ha provocado el florecimiento de numerosas pruebas, habitualmente una en cada país, de las cuales, las más importantes, puntúan para una clasificación global. Estas se celebran en una de las instalaciones de uno de los circuitos del país (Montmeló en España, Hockenheim en Alemania, Silverstone en Reino Unido...) a lo largo de una semana.



Figure 1.0.1.: Prueba de aceleración en la recta principal de Hockenheim

Asimismo, el desarrollo de los monoplazas ha sido más que notable. En 30 años se ha pasado de la construcción en acero, malos acabados y discretas prestaciones a auténticas obras de ingeniería, al nivel en cuanto a acabados, optimización y diseño de categorías como las World Series o Fórmula 3 y presupuestos de cientos de miles de euros en el caso de los equipos punteros. Es actualmente habitual encontrar equipos con chasis monocasco, trapecios de suspensión y llantas de fibra de carbono y epoxi, aceleraciones vertiginosas y pilotos que ajustan los tiempos a la décima de segundo.



1982 University of Houston FSAE Car



(a) Los orígenes: monoplaça de la Universidad de Houston
(b) Global Formula Racing (ganador) durante la Formula Student Germany 2013

Figure 1.0.2.: Comparación entre el origen y la actualidad

En cuanto a España, existen ya un buen puñado de equipos participantes, aunque en su mayoría con dos o tres años de antigüedad. Aun así, algunos equipos con buenos recursos, responsables con experiencia y apoyo de la universidad como la Politécnica de Valencia han conseguido extraordinarios resultados, y parece que seguirán una trayectoria ascendente. En el siguiente capítulo se detalla un poco más en particular la historia del equipo perteneciente a la Universidad Politécnica de Madrid, UPM Racing, de lejos el más longevo (13 años), pero que por motivos varios no se ha conseguido consagrar como un equipo competitivo.

UPM Racing

UPM Racing es un proyecto que nace en 2003 con el primer monoplaça de la Fórmula Student diseñado y fabricado por estudiantes de una universidad española: La Universidad Politécnica de Madrid. Tiene su base en el Instituto Universitario de Investigación del Automóvil (INSIA), adscrito a la Escuela de Ingenieros Industriales. Los comienzos, como cualquier otro equipo participante, fueron duros, y no fue hasta varios años después cuando consiguieron acabar el primer *Endurance*. Sin embargo, a partir de UPM 06C (el sexto prototipo), el equipo abandonó la senda del progreso debidos a factores mayormente externos a él. En los últimos años, a pesar de que parece que la tendencia es de nuevo ascendente, la aparición, como se ha comentado anteriormente, de una gran cantidad de equipos nuevos, con ideas frescas y numerosos apoyos hacen que la mejora sea insuficiente: el equipo se vio superado la pasada temporada por, al menos, tres equipos españoles.



(a) UPM 01C (2003)



(b) UPM 06C (2009)



(c) UPM 12C (2015)



(d) UPM 01E (2009)

Figure 1.0.3.: Monoplazas de UPM Racing. La letra 'C' hace referencia a propulsión por motor de combustión, mientras que la 'E' indica motor eléctrico.

Aunque el proyecto pertenece al INSIA, además de ingenieros provenientes de la Escuela de Industriales, que conforman la mayoría del equipo, estudiantes de aeronáutica (ya sea Grado, Superior o Técnica) y de telecomunicaciones, aunque en menor medida, han pasado por las filas de UPM Racing. En total, el número de participantes suele rondar los 20, muy por debajo de la media de la competición, situada en 38. El apoyo de instituciones públicas y empresas privadas es entonces fundamental para que el monoplaza salga adelante. Durante la pasada temporada el número de patrocinadores ascendió a 50 aproximadamente.

Desde un punto de vista más personal, la decisión de entrar en el equipo, y sobre todo, involucrarme y tomar responsabilidades es, de lejos, la mejor que he tomado durante los estudios de Grado. El aprendizaje, no sólo de disciplinas técnicas, sino de responsabilidad, liderazgo, trato con empresas etc. complementan y mejoran enormemente el crecimiento del estudiante.

Part II.

Estudio y análisis previo

2. Reglas FSAE

La Fórmula SAE se rige por una normativa muy extensa y detallada, especialmente centrada en mantener un alto nivel de seguridad y margen de error, dado que los constructores del vehículo carecen de la experiencia necesaria para llevar a cabo un diseño con unos factores de seguridad ajustados. Las partes más extensas de la normativa tiene que ver con el motor del monoplaza y la construcción del chasis, ya sea este monocasco de estructura honeycomb y fibra de carbono o tubular de acero o aluminio. En este capítulo sin embargo, se detallan únicamente las restricciones aerodinámicas que afectan a los alerones y los alrededores de las ruedas.

2.1. Reglas aerodinámicas generales

En general, se define un monoplaza de tipo fórmula como aquel que tiene las cuatro ruedas 'al descubierto'. De manera más precisa, el artículo T2.1 define el concepto 'open-wheel' a través de cuatro premisas:

- Los 180 grados superiores de las ruedas no deben quedar obstruidos cuando sean vistos en vista en planta.
- Las ruedas no deben quedar obstruidas cuando sean vistas desde un lateral
- Ninguna parte del vehículo debe encontrarse en una zona definida por dos líneas verticales situadas 75 mm por delante y por detrás del diámetro exterior de la rueda en vista lateral, con las ruedas en dirección recta.
- Deben cumplir asimismo con las reglas dictadas por el artículo 9.

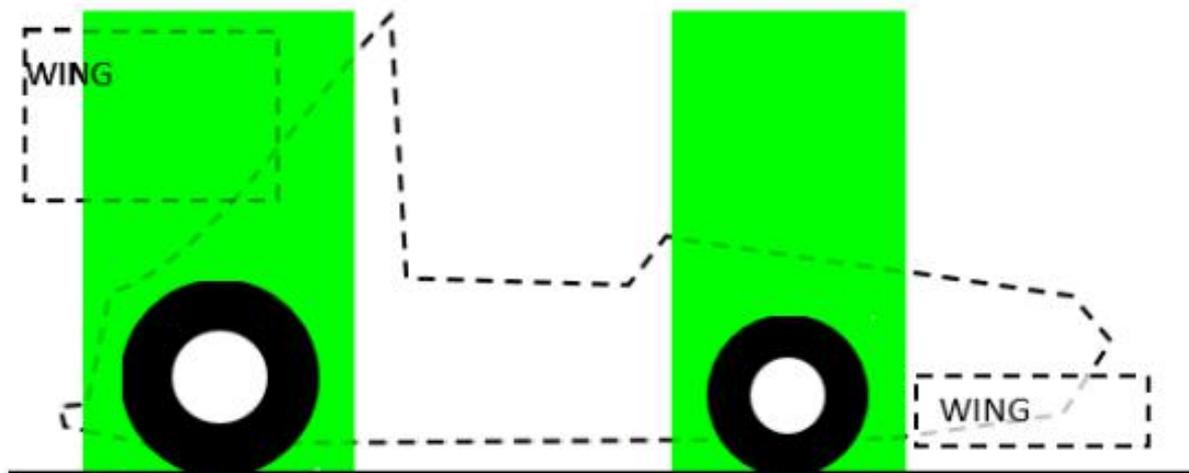


Figure 2.1.1.: 'Keep out zone' definida en el punto 3

Las partes del artículo 9, que trata exclusivamente sobre los elementos aerodinámicos, referidas a los alerones quedna expuestas en los siguientes apartados.

2.2. Alerón delantero

El alerón delantero queda definido en el artículo T9.2 de la normativa en la que se indica que todo elemento montado en la parte delantera (por delante de las ruedas), con fines aerodinámicos, debe cupmlir las siguientes directrices:

- Ningún elemento debe estar situado más allá de un plano transversal 700 mm por delante de la parte delantera de las ruedas delanteras, con estas situadas en dirección recta.
- Ningún elemento debe tener una anchura mayor que la vía exterior de las ruedas medida a la altura del buje
- En vista frontal, en la zona justo por delante de las ruedas, ningún elemento aerodinámico debe tener una altura mayor a 250 mm medida respecto al suelo, exceptuando alguna superficie vertical ('endplates') de menos de 25 mm de grosor. Sin embargo, la zona interior a las ruedas no tiene límite en altura.

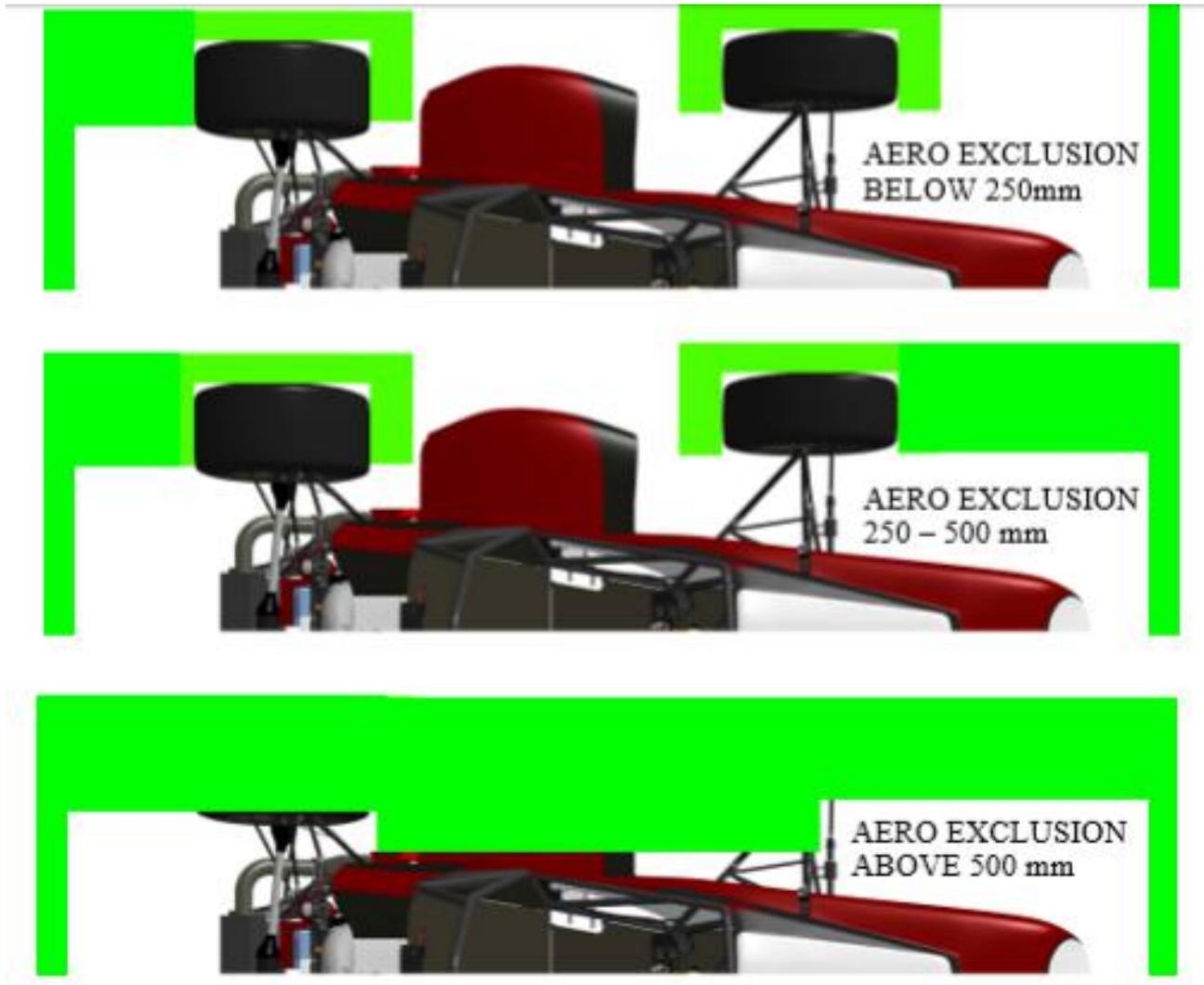


Figure 2.2.1.: 'Keep out zone' definida en el punto 3. Las zonas en verde son las zonas *prohibidas*

Es este último punto el más complicado de integrar en el paquete aerodinámico, puesto que además de ser la altura desde el suelo mínima, dejando apenas espacio para un perfil grueso y un pequeño flap, deja al descubierto la zona del monoplaza que más resistencia aporta: las ruedas, permitiendo, si se considera apropiado, diseñar grandes alerones en la zona interior que podrían dar lugar a falta de aire en la refrigeración situada poco detrás.

Algunos equipos optaron por soluciones radicales como lo Universidad de Akron americana:



Figure 2.2.2.: Monoplaza de la universidad de Akron de la temporada 2014/15

2.3. Alerón trasero

En lo referente al alerón trasero, son cuatro de nuevo los puntos a cumplir

- Ningún elemento deberá estar situado por 250 mm por detrás de la parte trasera de las ruedas traseras.
- Nunca deberá estar situado por delante de la parte trasera del casco del piloto, situado éste en posición regular de conducción.
- No debe ser más ancho que la parte interior de las ruedas traseras, medidas a la altura de los bujes
- Ninguna parte del alerón (incluido endplates) podrá estar situada a una altura mayor de 1,2 metros. Esta distancia se medirá desde el suelo y sin estar el piloto montado en el monoplaza.

2.4. Otras

Otros artículos, con el fin de evitar grandes oscilaciones de los elementos aerodinámicos, obligan a que la deformación, que debe ser no permanente, de cualquier elemento aerodinámico al aplicarle una fuerza de 200 N sea menor de 5 mm. Además, cualquier superficie que pueda contactar con una persona (por ejemplo borde de ataque del alerón delantero) deberá tener un radio de acuerdo mínimo de 5 mm si se trata de una superficie horizontal, y 3 mm si ésta es vertical.

Como se puede comprobar, las reglas simplemente limitan en tamaño los elementos aerodinámicos, que durante los anteriores años habían crecido exponencialmente, como se muestra en la figura 2.4.1.

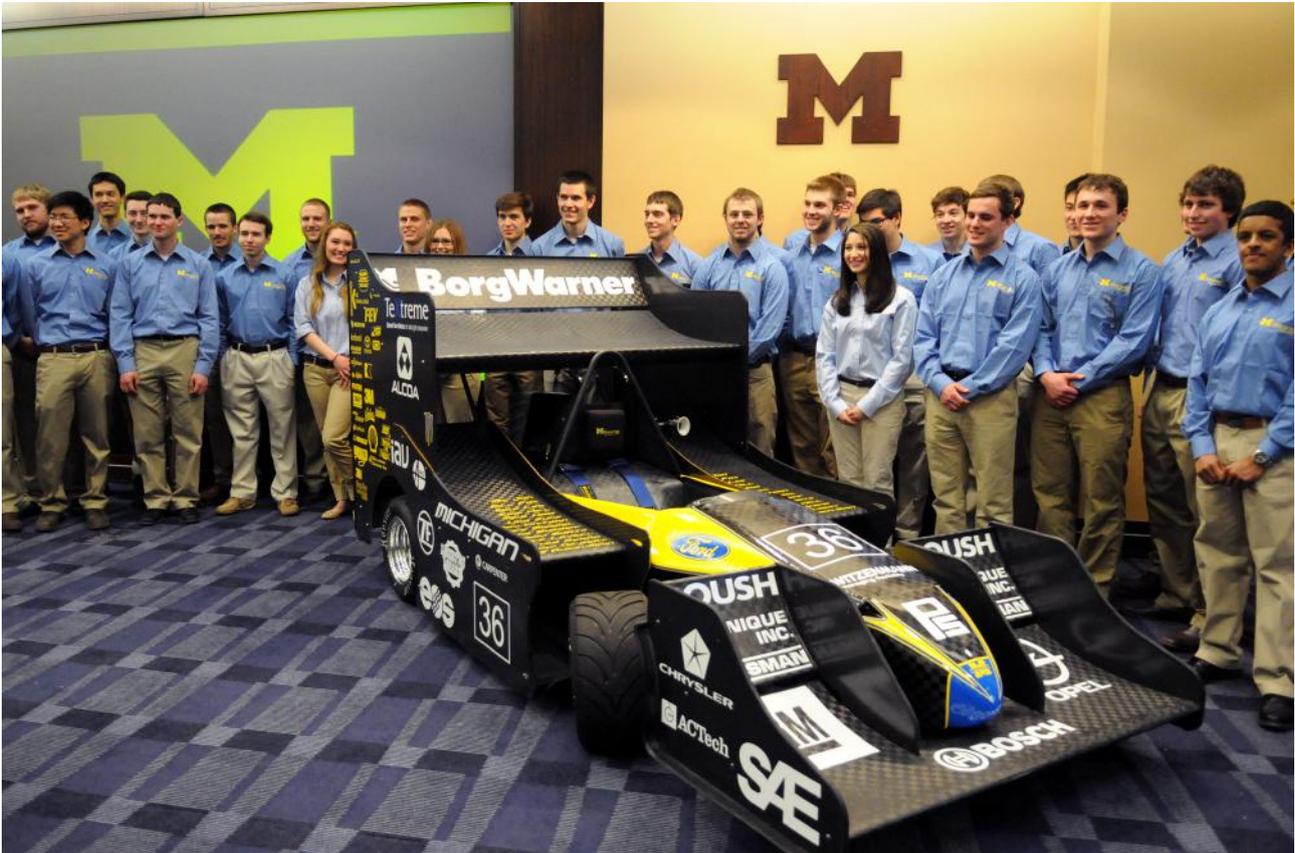


Figure 2.4.1.: Monoplaza de Michigan durante la temporada 2013/14. Nótese que todo el lateral del mismo es un enorme alerón trasero.

Además, está permitido el uso de elementos móviles accionados por el piloto (DRS), y ciertos equipos han desarrollado un 'doble DRS' donde el alerón trasero está dividido por la mitad y dependiendo de si la curva es a izquierdas o derechas, se abrirá el lado derecho o izquierdo respectivamente.

3. Paquete aerodinámico temporada 2014/15

Las reglas expuestas en el capítulo 2 comenzaron a aplicarse en la pasada temporada (2014-15) y por tanto, el paquete aerodinámico de la misma ya estaba diseñado con ellas en mente. Sin embargo, y debido a problemas de presupuesto, se emplearon los mismos perfiles que la temporada 2013-14, los cuales no estaban optimizados para las nuevas restricciones. Simplemente se reordenaron y adaptaron a la nueva normativa, pero en ningún momento se realizó una optimización aerodinámica completa.

En la siguiente imagen puede comprobarse la diferencia entre los paquetes aerodinámicos de las dos pasadas temporadas.



(a) Paquete aerodinámico temporada 2013/14



(b) Paquete aerodinámico temporada 2014/15

Figure 3.0.1.: Paquetes aerodinámicos anteriores a esta temporada

Como puede apreciarse en la figura 3.0.1b, el alerón delantero se ideó con la intención de obtener la máxima carga aerodinámica ¹ dentro de las restricciones impuestas por la normativa. Por ello, se separó en dos zonas: delante de las ruedas estaría compuesto por un plano principal y un flap al 30 % y en la zona interior se eligió la opción de un flap principal con dos más pequeños, estando el último situado a una inclinación cercana a los 60°.

El alerón trasero en cambio, dada la reducción de altura máxima, se optó por un solo flap, en vez de los dos que se llevaban anteriormente.

Dichos cambios ocasionaron que el centro global de presiones del coche se adelantase respecto a años anteriores, desplazándose por delante del centro de masas. Esto sin embargo no es conveniente, puesto que, además de favorecer una tendencia sobreviradora en el comportamiento del monoplaza (la menor carga en las ruedas traseras provoca que patinen con más facilidad), esta tendencia aumenta con la velocidad, haciendo el coche más difícil de manejar a altas velocidades.

Además, se comprobó que los tres elementos de la zona interior del alerón delantero tapaban parte del flujo que se dirigía al radiador, siendo necesaria la instalación de un electroventilador para que la temperatura del motor no fuese excesiva.

Por otro lado, la parte trasera del monoplaza no está optimizada para montar un alerón trasero de tres elementos, puesto que el plenum de la admisión ocupa mucho espacio. En este sentido, un ligero cambio en la distribución de los elementos situados por detrás del piloto y su posicionamiento favorecerán un alerón trasero capaz de conseguir una mayor carga aerodinámica, solucionando el problema del equilibrio del coche.

¹En automoción se emplea el término carga aerodinámica o *downforce* para referirse a la fuerza perpendicular a la corriente generada por un cuerpo en el seno de un fluido. Al contrario que en aviación, el sentido positivo de la carga aerodinámica es hacia el suelo.

4. Dimensionado inicial y objetivos

4.1. Objetivos

Tal y como se ha presentado en el 2, la configuración típica adoptada será la de un alerón delantero, cercano al suelo, y por delante del eje delantero; y un alerón trasero que se situará a mayor altura, aproximadamente sobre el eje trasero.

Las velocidades relativamente bajas (en torno a 60 km/h de media) en las que actúan los alerones, implican que tanto el tamaño como los ángulos de ataque y formas de los perfiles sean totalmente diferentes a los presentes en aeronaves. En la sección 4.2 se demostrará además que con la potencia obtenida del motor el límite de velocidad máxima debido a la resistencia aerodinámica es muy superior a la velocidad máxima alcanzada en el circuito. Por ello, el criterio principal de diseño será el de máxima carga aerodinámica sin, en principio, prestar demasiada atención a la resistencia producida. Sin embargo, como se verá durante el capítulo 5, si será importante la estela producida, especialmente la del alerón delantero, puesto que afecta al resto del vehículo, especialmente, al pontón y la refrigeración.

En lo referente a los objetivos de la fabricación es prioritario el acabado superficial de la pieza, no sólo por evitar rugosidades e irregularidades que puedan dar lugar al desprendimiento de la capa límite, sino también por estética, ya que los alerones son unas de las piezas más llamativas del monoplaza. Las piezas se realizarán en fibra de carbono proporcionada por Hexcel y Textreme, y estructuralmente estará compuesto por dos pieles (intradós y extradós) unidas por costillas reliazadas en núcleo foam y fibra de carbono con resina epoxi.

Por último, tanto el montaje como el desmontaje deben ser lo más sencillos posibles, especialmente el del alerón trasero, puesto que con éste montado no se puede acceder ni a la cubierta del motor, ni al plenum. Además, durante el transporte del vehículo en camión de un punto a otro estas dos piezas son desmontadas y trasladadas aparte.

4.2. Aproximaciones algebraicas

4.2.1. Potencia disipada debido a resistencia aerodinámica

La potencia disipada en forma de resistencia aerodinámica puede obtenerse multiplicando la propia resistencia aerodinámica por la velocidad, quedando:

$$P_d = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_D$$

Siendo ρ la típica densidad del aire a 25 °C y a pocos metros sobre el nivel del mar ($1,22 \text{ kg/m}^3$); v la velocidad la máxima típica alcanzada durante el *endurance* (100 km/h o 28 m/s aproximadamente); S la superficie frontal obtenida la temporada pasada, incluyendo alerones (1 m^2) y el C_D también el obtenido en las simulaciones la temporada anterior, y que es típico de coches tipo fórmula con ruedas descubiertas (0,95 aproximadamente). Es casi seguro que la potencia disipada que se obtenga introduciendo dichos valores sea muy similar a la final, puesto que los elementos que más contribuyen a la resistencia (ruedas, radiador...) serán similares si no iguales.

Finalmente entonces, despreciando las pérdidas mecánicas, y suponiendo que nos encontramos en terreno llano, la potencia consumida por la aerodinámica del vehículo es:

$$P_d = 12720 W = 17 CV$$

De nuevo tomando datos del año anterior, se consiguió, tras un mes de pruebas en el banco motor del que dispone el equipo, que el propulsor entregase 75 CV. Esta temporada, en la que se seguirá con el trabajo de la pasada, sólo puede esperarse un aumento de potencia. Por tanto, las pérdidas por resistencia aerodinámica son del orden del 20 % a máxima velocidad, y no suponen ninguna limitación.

Si se hiciese el cálculo a la inversa, se obtendría que, para disipar toda la potencia por resistencia aerodinámica, el C_D sería de 4,2.

Por tanto, la resistencia aerodinámica que pueda producir el *aeropack* tiene poca influencia en la velocidad máxima alcanzada, más teniendo en cuenta que, de la resistencia total que se ha tenido en cuenta, el 40 % o más es debida a otros elementos que no son los alerones.

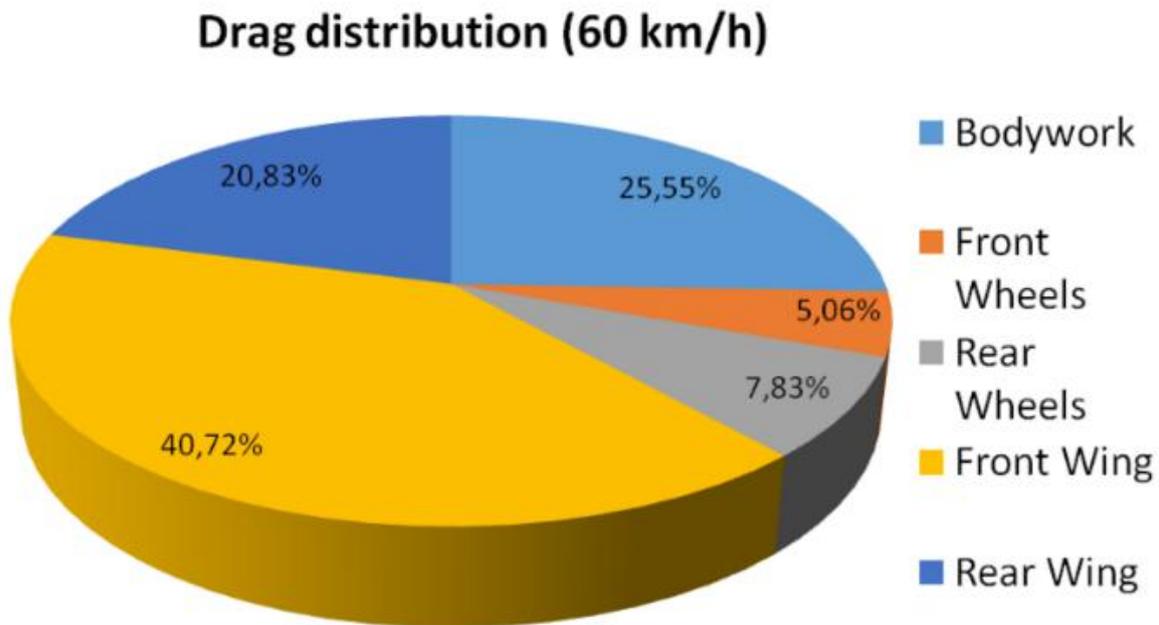


Figura 4.2.1.: Reparto de la resistencia aerodinámica del UPM 12C

4.2.2. Diferencia en curva

Una vez determinada la influencia del paquete aerodinámico en recta a máxima velocidad, se comprueba la ganancia que supondría equipar al vehículo con dos alerones y una placa efecto suelo. Una de las formas más sencillas de obtener una ganancia de forma rápida radica en simular una vuelta al *skid-pad*. El *skid-pad* es una de las cuatro pruebas dinámicas a las que se somete el vehículo durante las competiciones. Consta de 4 vueltas en un circuito en forma de 8 como se muestra en la figura a continuación, de las cuales las dos primeras son a derechas, siendo solo la segunda cronometrada, y las dos últimas son a izquierdas, siendo la cuarta la cronometrada.

FSAE SKIDPAD LAYOUT

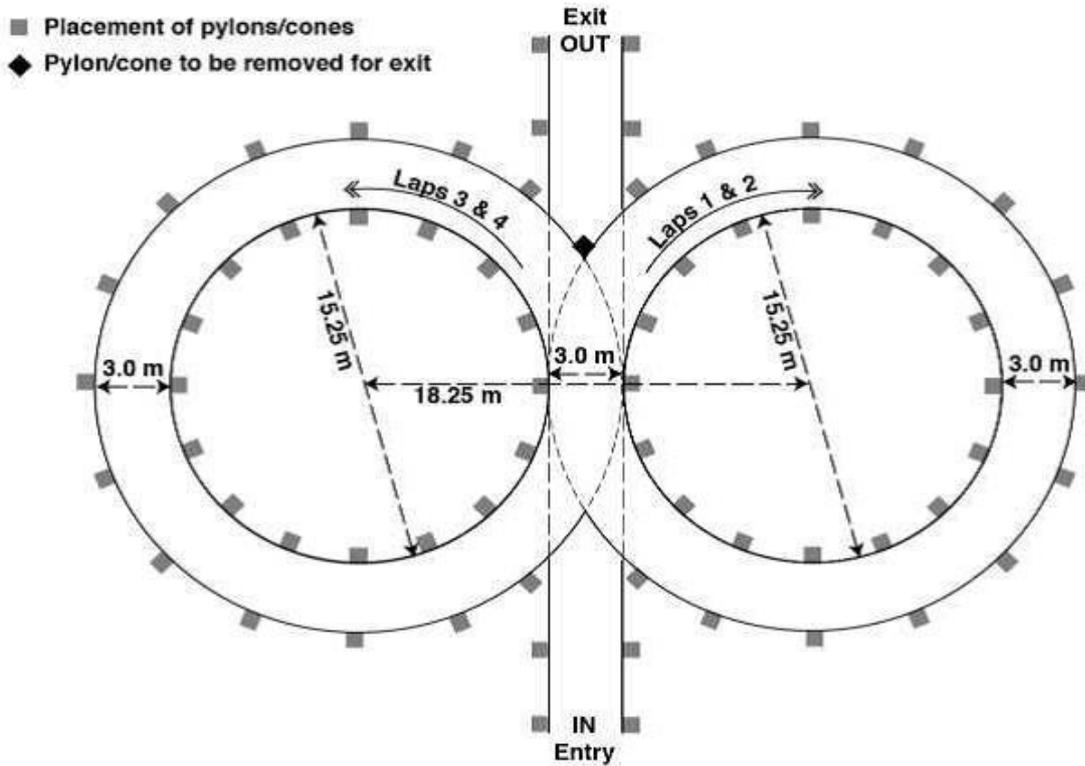


Figura 4.2.2.: Esquema del circuito del Skid-Pad

Tomando una curva de radio R genérica, y suponiendo un viraje estacionario, esto es, sin variación en el módulo velocidad ni en la trayectoria (hipótesis perfectamente aceptables en el caso del Skidpad), se pueden igualar las fuerzas laterales al vehículo, que en caso de montarse en un sistema de referencia ligado a él serán el rozamiento de los neumáticos que curvan la trayectoria, y la fuerza centrífuga.

$$\mu N = m \frac{v^2}{R}$$

El coeficiente de fricción lateral de los neumáticos, determinado experimentalmente por la división de suspensión ronda el 1,3. La masa del vehículo se supondrá 235 kg con alerones, y 225 sin ellos, más 75 kg del piloto, y la normal vendrá dada por la suma del peso del vehículo más la carga aerodinámica del vehículo (que será positiva si se llevan alerones o ligeramente negativa '*lift*' si no se llevan). Despejando la velocidad, que se encuentra tanto en el término de fuerza centrífuga como en la sustentacion se obtiene:

$$v = \sqrt{\frac{\mu mg}{m/R - \frac{1}{2}\mu\rho SC_L}}$$

Si se representa la velocidad contra el radio de curva, se obtiene la siguiente gráfica:

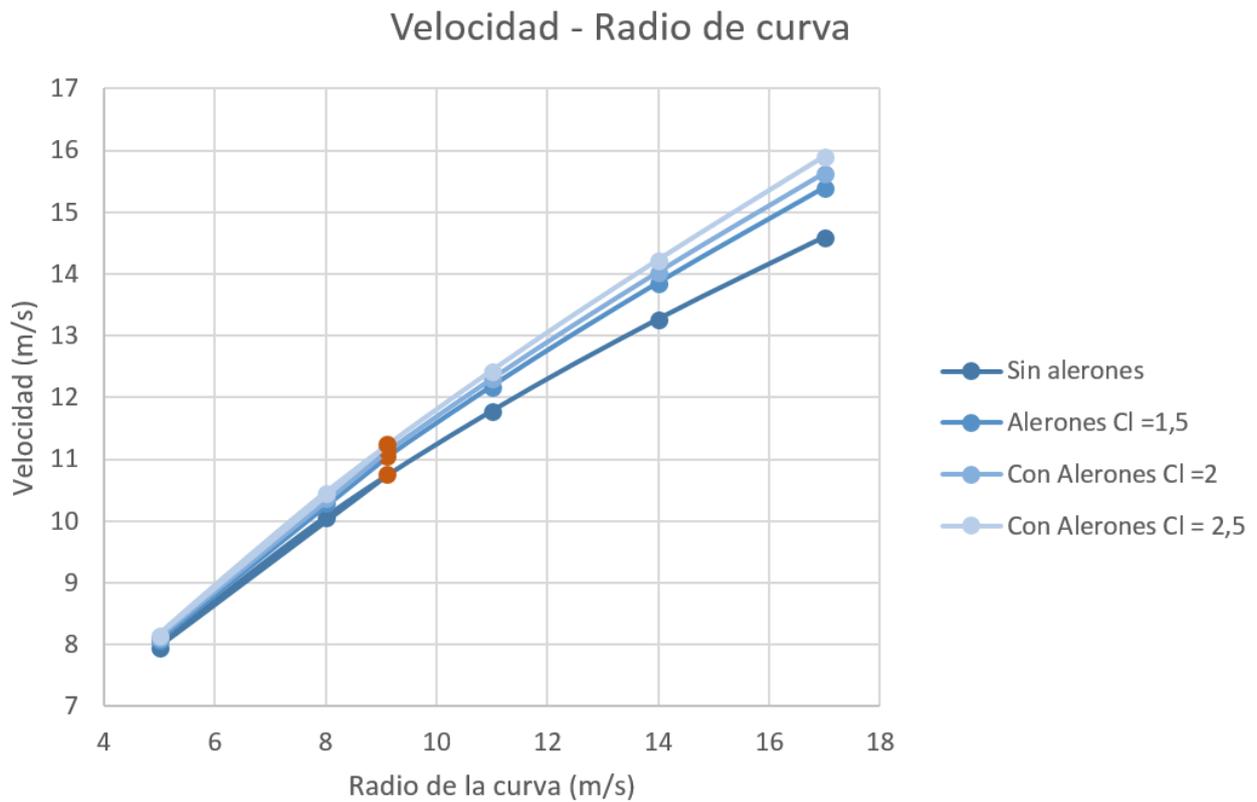


Figura 4.2.3.: Velocidad de paso por curva en función del radio y el coeficiente de sustentacion global de coche. El punto naranja indica el radio del *skid-pad*

Se observa como a medida que el radio es mayor, la ganancia va aumentando. La diferencia entre no llevar alerones y llevar un paquete aerodinámico que dé máxima carga, con un C_L global de 2,5 da una diferencia de velocidad de 1 m/s en el *skid-pad* (punto naranja). Más representativo es la ganancia en tiempo en %, que curiosamente, sigue una tendencia lineal a medida que se aumenta el radio.

Ganancia en tiempo en una vuelta - Radio de curva

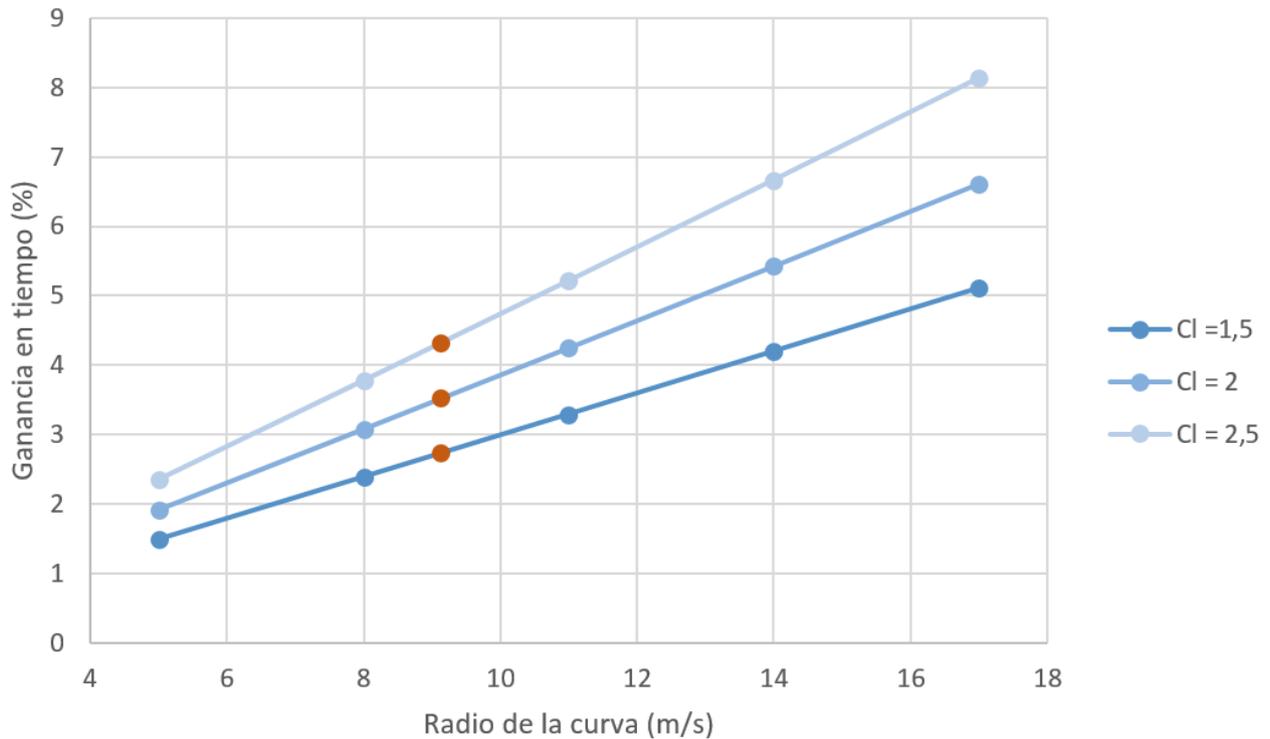


Figura 4.2.4.: Velocidad de paso por curva en función del radio y el coeficiente de sustentación global de coche

De nuevo, un C_L de 2,5 da una mejora de casi un 5%.

Este estudio puede extrapolarse al circuito completo del *autocross* y *endurance*, obteniendo una ganancia de cerca de 4 segundos siguiendo con la tónica de la mejora del 5%¹

4.3. Simulación con el software Optimun Lap

Una vez realizados los cálculos analíticos más simples para tener un orden de magnitud de la mejora que supone incluir alerones en el coche, se realizó una simulación de carrera en el software libre *Optimun Lap*, el cual, introduciendo algunos parámetros básicos del vehículo como las relaciones de marchas, curvas de potencia, masa, coeficientes de rozamiento... estima el tiempo de vuelta.

¹ La temporada 2014/15 se marcó la vuelta rápida en 91 segundos, aunque no es excesivamente representativa pues fue en el segundo giro cuando aún neumáticos y motor estaban fríos, teniendo que abandonar en la siguiente vuelta por un problema en el palier.

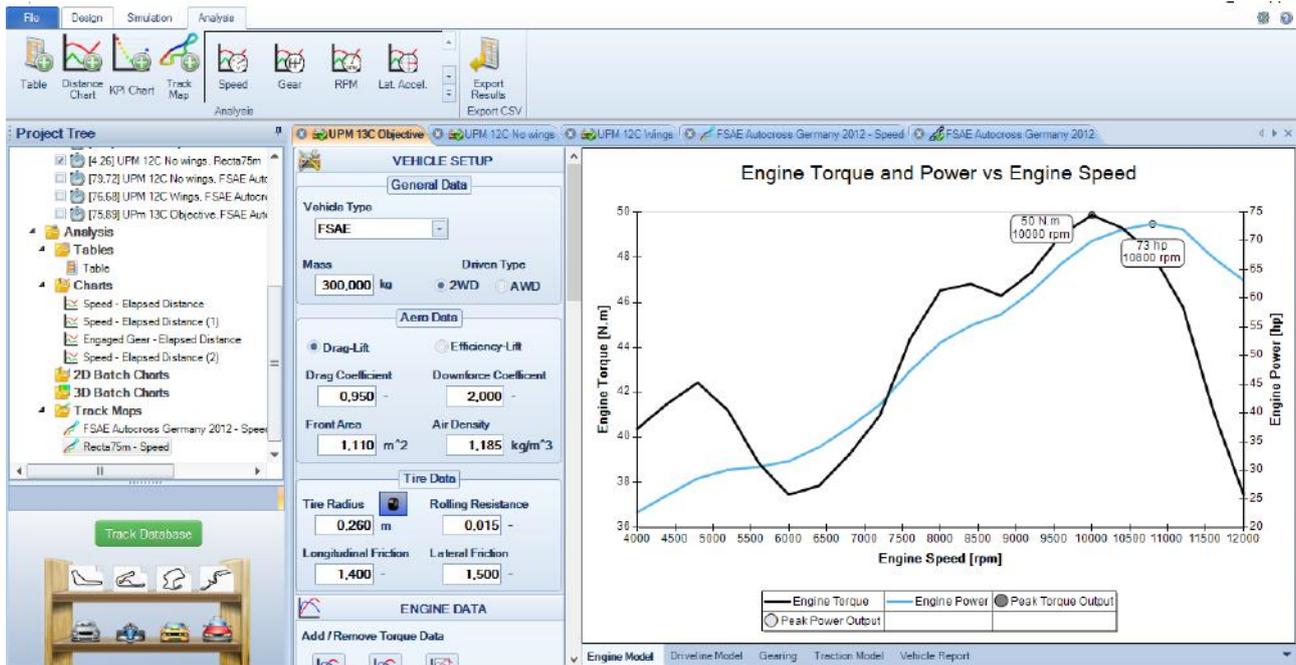


Figura 4.3.1.: Curva de potencia introducida en *Optimum Lap*. Extraída del banco motor

Con esto, se puede variar fácilmente los parámetros de sustentación, resistencia y peso del vehículo y se obtiene su influencia en las diferentes pruebas dinámicas. Las variaciones que se introducen entre un monoplaza con o sin paquete aerodinámico son básicamente la diferencia en coeficiente de sustentación ($C_L = 2$ y $C_L = -0,25$ respectivamente), coeficiente de resistencia ($C_D = 0,95$ y $C_D = 0,5$ respectivamente) y peso (10 kilogramos más el vehículo con paquete aerodinámico). Todos estos datos se toman del vehículo del año anterior.

Acceleration

La prueba de aceleración, consistente en recorrer una recta de 75 metros desde parado en el menor tiempo posible es la que menos beneficiada se ve por la inclusión del paquete aerodinámico. Aunque cuando la velocidad empieza a ser alta, la tracción en las ruedas aumenta respecto al caso sin paquete aerodinámico, el aumento de peso, y el aumento de resistencia aerodinámica penalizan notablemente, haciendo que el tiempo sea peor en el caso de incluir alerones que sin ellos. Para entender en que puntos de la prueba es rentable el uso de alerones, se encontró en la Ref. 12 la siguiente gráfica:

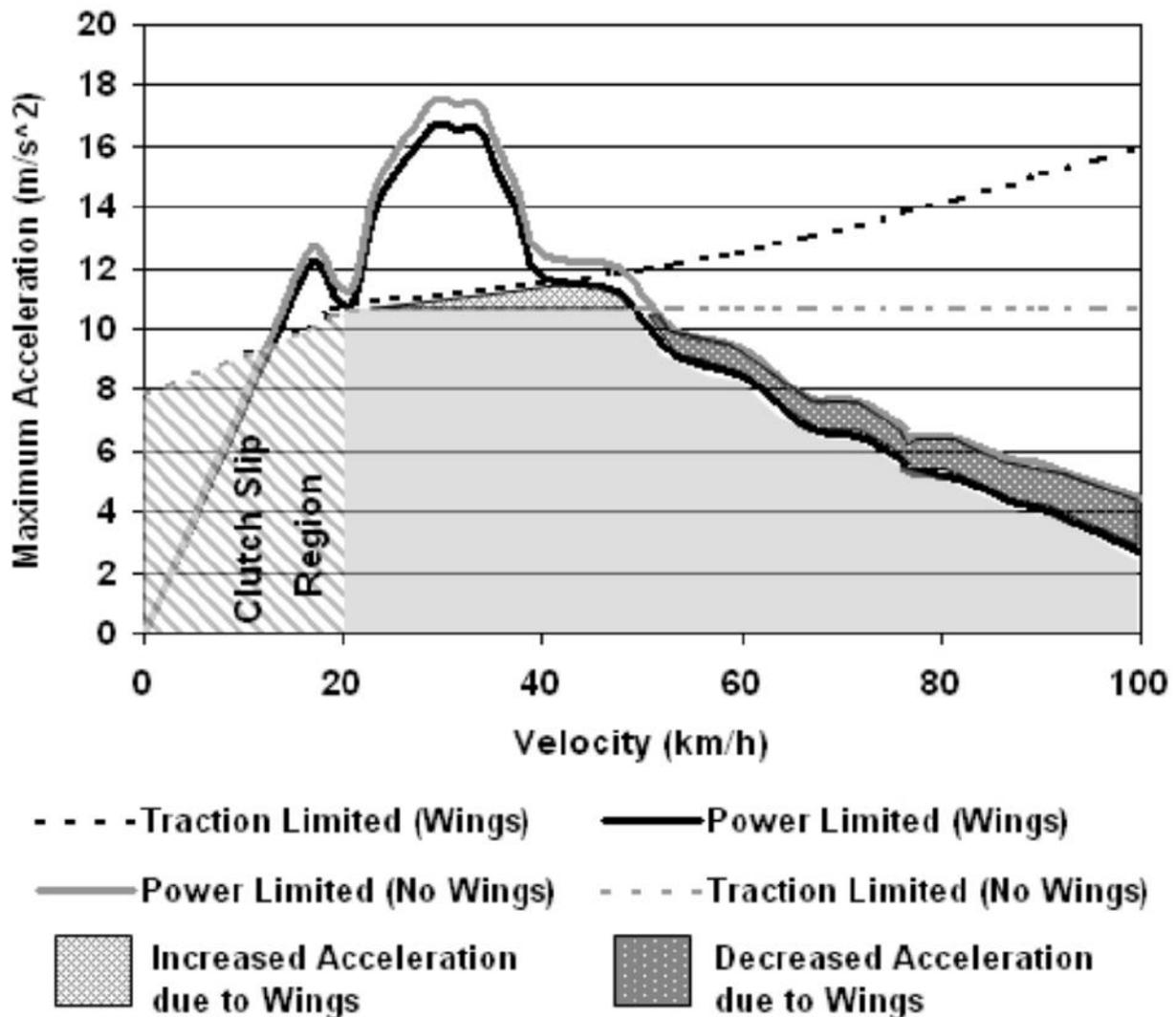


Figura 4.3.2.: Estudio aeromecánico del paquete aerodinámico de *Monash Motorsport* en aceleración

Se ve claramente que la tracción (línea discontinua) es idéntica en el caso de llevar o no alerones a bajas velocidades, pero en cuanto se alcanzan mayores velocidades la limitación sin paquete aerodinámico mantiene una horizontal mientras que la que si lo contiene aumenta con la velocidad. En cuanto a la aceleración debida a la potencia que el motor puede entregar (línea continua), es obviamente menor siempre en el caso de llevar alerones, pues estos aumentan significativamente la resistencia aerodinámica y parte de la potencia del motor se pierde en forma de rozamiento con el aire. Si se combinan ambas curvas, la región en la que el vehículo se moverá es la que queda por debajo de ambas limitaciones. Con alerones se gana entonces en la región en la que la limitación es por tracción (20 a 50 km/h), mientras que una vez la tracción deja de ser un problema y comienza a serlo la potencia disponible del motor, los alerones influyen negativamente en el rendimiento.

Aunque la gráfica se determinó con un vehículo ligeramente diferente al UPM 13C, el concepto es el mismo, y si se calculase la propia, lo cual queda fuera del alcance de este estudio, sería muy similar.

En cambio, como se ha comentado anteriormente, si se calcularon los tiempos, velocidades... con *Optimum Lap*.

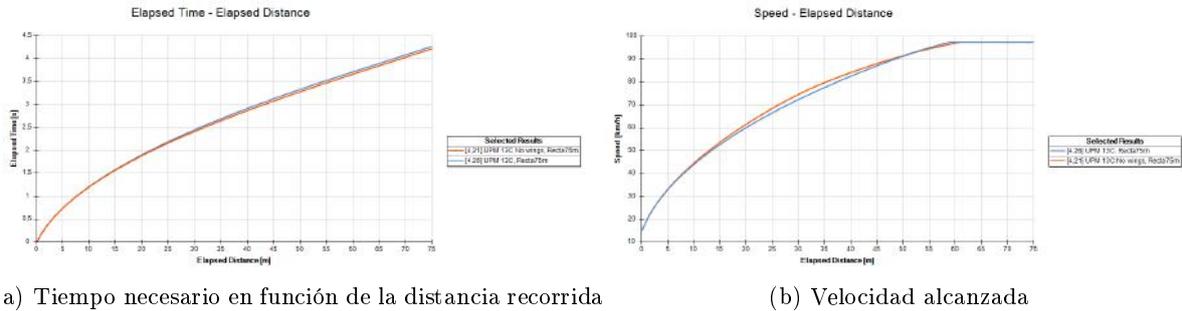


Figura 4.3.3.: Simulación de la prueba de aceleración

Es curioso comprobar que según la herramienta, a partir de los 60 metros aproximadamente se obtiene la velocidad límite del vehículo. Sin embargo, esta velocidad no es debida a que toda la potencia entregada por el motor sea disipada por resistencia aerodinámica, sino que, al ser un vehículo de únicamente cuatro marchas, a 12.000 RPM (máximo del motor), con la relación de engranajes establecida, es la velocidad que se alcanza.

	Velocidad final (km/h)	Tiempo (s)	% Mejora en tiempo
Con paquete aerodinámico	97,85	4,20	-
Sin paquete aerodinámico	97,85	4,46	- 6 %

Cuadro 4.1.: Datos comparativos

Si se comparan los datos con los resultados del año pasado, en la competición celebrada en Montmeló, con un paquete aerodinámico de algo más de resistencia se realizó un tiempo de 4,41 en el mejor de los cuatro intentos, lo cual indica que la aproximación aquí utilizada es más que acertada.

Como conclusión se puede afirmar que, aunque se pierde, son únicamente dos décimas, que podrían hasta disminuir en caso de construir los alerones de tal forma que manualmente, en parado, se pueda cambiar el ángulo de ataque de los perfiles. Esto último será estudiado en el capítulo 8.

Skid-Pad

La simulación realizada en el *Skid-pad* carece de excesivo interés, puesto que se realiza (idealmente) a velocidad constante, ángulo de giro constante y carga aerodinámica constante. No obstante, si resulta interesante realizarla para comprobar la aproximación analítica llevada a cabo en el apartado 4.2.2. En él se había obtenido que para un sólo giro de los dos cronometrados, el tiempo empleado era de 5,14 s en el caso de emplear paquete aerodinámico ($C_L = 2$) y 5,33 s en el caso de no llevarlo, mientras *Optimum Lap* da como resultado 4,8 s para el caso con alerones y 4,98 en el caso de no llevarlos. Los tiempos son similares entre ellos, y también y más importantes, son similares (aunque algo menores) que los obtenidos en la prueba de Montmeló, que fueron de 5,4 s aproximadamente. En este aspecto, el hecho de que la suspensión del monoplaza sea antigua y tenga algunas holguras puede ser uno de los factores que marquen la diferencia en esta prueba.

Autocross - Endurance

Las dos pruebas anteriores, aunque si marcaban una ligera diferencia entre las dos opciones aerodinámicas que se manejan, no definen de si es conveniente dedicar esfuerzo tiempo y dinero en diseñar y construir un paquete aerodinámico. La prueba más importante de la competición, la que otorga más puntos es la de resistencia o *endurance*. Se realiza en el mismo circuito que la clasificación (*autocross*), completando 22 vueltas y tomando el tiempo empleado. El circuito, como muestra la imagen 4.3.4, es muy revirado, con gran número de curvas, tanto rápidas como lentas. Si en esta prueba se demuestra que el paquete aerodinámico es una ventaja, lo será también en el de Montmeló, pues este contiene aun más curvas.

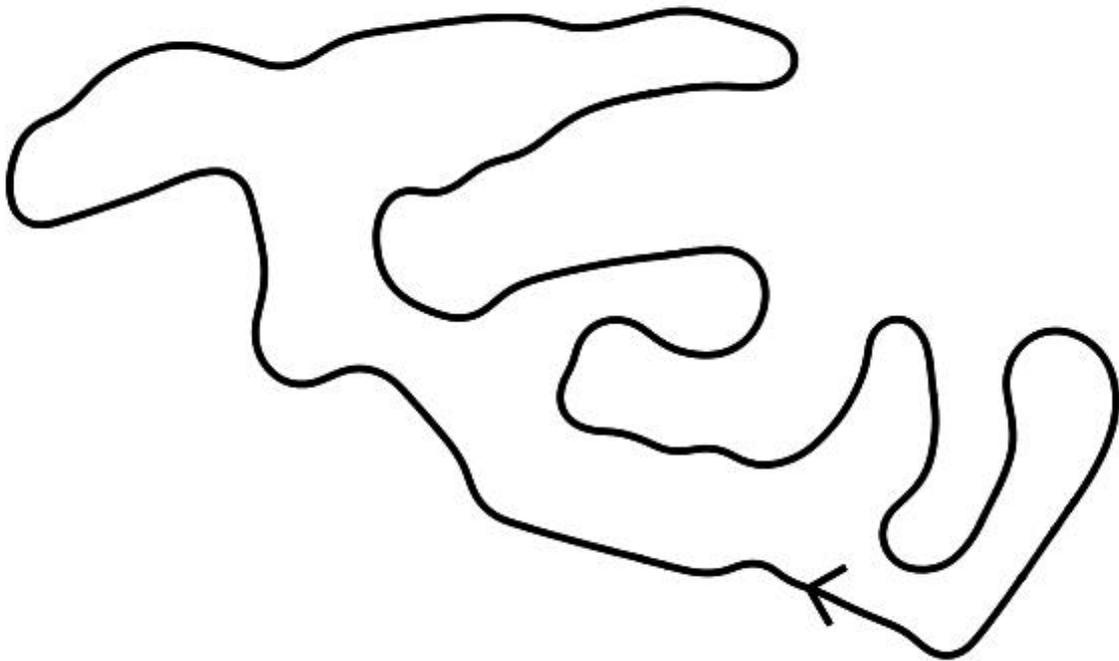
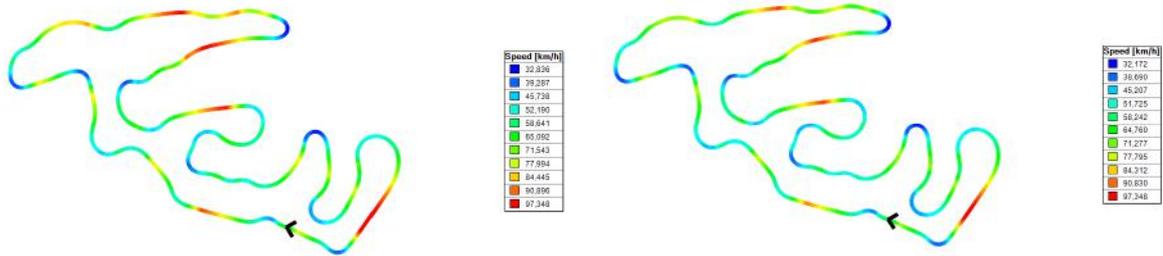


Figura 4.3.4.: Circuito del *endurance* y *autocross* en la *Formula Student Germany*

Una vez realizada la simulación, se observó que la mejora era palpable. En total, según el software *Optimum Lap*, el tiempo de vuelta debería ser de 79 segundos por vuelta sin alerones (lejos de los 91s marcados el año anterior, aunque, como se ha explicado en 4.2.2, este tiempo se marcó en la segunda vuelta con los componentes aun fríos, teniéndose que retirar en el siguiente giro el monoplaça), mientras que con el paquete aerodinámico objetivo ($C_L = 2$, $C_D = 0,95$) ese tiempo se reduce 4 segundos hasta la barrera de los 75 segundos por vuelta. Esta mejora, que ronda de nuevo el 5 %, es muy importante, puesto que fácilmente equivaldría a unos 40-50 puntos de más en la prueba del *endurance*. La diferencia de velocidad entre ambas configuraciones pueden observarse en las siguiente figuras:



(a) Velocidad del monoplace equipado con paquete aerodinámico (b) Velocidad sin incluir el paquete aerodinámico

Figura 4.3.5.: Simulación de la prueba de *autocross*

4.4. Otras consideraciones

Otros elementos a tener en cuenta son los siguientes:

- Economía: Dado que la fabricación de los moldes de los perfiles es cara, compleja y larga, se emplearán los mismos perfiles para el alerón delantero y trasero. Dado que el delantero es el más restringido y más importante de los dos, se optimizará el perfil para este, siendo después adaptado a la parte trasera del monoplace
- Acabado: Aunque los acabados suelen ser buenos dado el intenso trabajo de lijado sobre los moldes, es inevitable que aparezcan pequeños puntos sin resinas, o que al pegar las dos conchas que forman el perfil se produzca una junta no suave que deteriora el comportamiento aerodinámico.



Figura 4.4.1.: Conchas recién desmoldeadas - Temporada 2013-14

Situación en el monoplaza: Dado que existen muchos otros elementos en el vehículo, no se dispone de todo el espacio que se considere oportuno. El alerón trasero por ejemplo tiene limitado su posición más adelantada debido a la admisión del motor.

Fabricación: Debido a la fabricación totalmente manual (artesana prácticamente), no es posible hacer formas complejas, al estilo Fórmula 1, sino que predominarán las formas rectas y perfiles extruidos.

Anclajes: El anclaje de los alerones al chasis del vehículo condiciona la forma de los mismos dado que puede que la mejor situación aerodinámica esté impedida por un anclaje demasiado largo, o la imposibilidad de sujeción.

4.5. Decisión preliminar

Dado todo lo expuesto anteriormente, la decisión final, y definitiva consiste en montar un paquete aerodinámico de máxima sustentación posible, que, teniendo en mente las restricciones estará compuesto por un alerón delantero de dos elementos (un elemento principal, y flap al 30 % aproximadamente) y un alerón trasero de tres (un perfil principal y dos flaps, idénticos a los del alerón delantero). Debido a que el tiempo durante la temporada es muy limitado, en muchas ocasiones, con el fin de continuar avanzando y no provocar retrasos, se considerará un desarrollo congelado y definitivo, aunque no se haya alcanzado el óptimo. Esta peculiaridad hace muy interesante el trabajo de fin de grado, ya que, no es únicamente la búsqueda de un óptimo, sino que está encuadrado en el periodo de diseño de todo el coche en conjunto, con unas fechas límites y un periodo de fabricación. De hecho, aunque la posición final relativa de los flaps aun no es definitiva, en marzo el diseño del vehículo estaba prácticamente cerrado, tal y como se aprecia en la siguiente imagen.

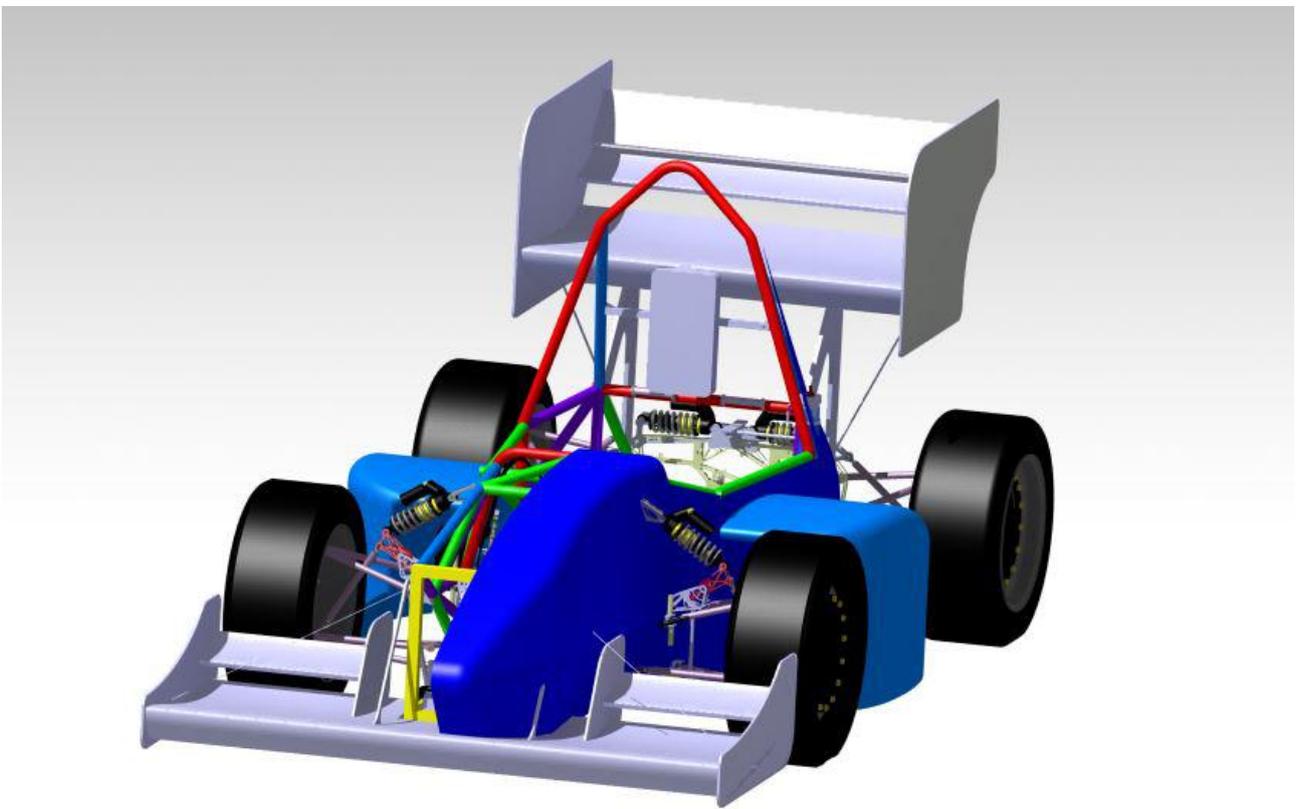


Figura 4.5.1.: Modelo CAD UPM 13C

Se recuerda que el objetivo es lograr el máximo de carga aerodinámica, siempre que la corriente no se encuentre desprendida. Ni la resistencia ni el momento a encabritar o picar del perfil tienen especial importancia, aunque ha de conservarse entre unos valores no excesivamente altos.

Parte III.

Diseño de los alerones

5. Elección del perfil

De los dos alerones, delantero y trasero, es el delantero el que, por la presencia de efecto suelo, y las restrictivas dimensiones de la zona habilitada por normativa el que impondrá las condiciones que deban cumplir los perfiles. El concepto que en este caso parece más apropiado dadas las longitudes de la 'caja' donde debe entrar todo el alerón (250 mm de altura por 625 mm de longitud) parece el de un perfil principal largo y de gran espesor, que genere gran cantidad de carga aerodinámica sin necesidad de un elevado ángulo de ataque, y un flap mucho más pequeño y con ángulo de incidencia mayor.

Una vez obtenido los perfiles del alerón delantero, y con el fin de evitar los costes que conllevarían elegir otros perfiles diferentes para el alerón trasero, se adaptarán estos, variando el ángulo de ataque y la disposición entre elementos a las necesidades del alerón trasero, en el cual, tanto la normativa, como la zona del coche en la que se instalan es mucho menos compleja.

De nuevo con el fin de abaratar costes, se elegirán únicamente dos perfiles diferentes: uno de mayor cuerda que será denominado como perfil principal, y un segundo de menor tamaño, que hará las funciones de superficie sustentadora con alto ángulo de ataque, análogamente a los flaps que despliegan las aeronaves en el despegue o aterrizaje.

5.1. Estudio previo

Dada la gran cantidad de perfiles ya existentes actualmente, antes que iterar sin conocer los fundamentos de los cuerpos aerodinámicos que aportan altas sustentaciones a bajos números de Reynolds, se realizó una extensiva búsqueda de información. En este sentido, una de las referencias más importantes de todo el estudio es la Ref 14. Trata sobre el estudio y desarrollo tanto simulado como experimental de un perfil para bajos números de Reynolds y alta sustentación, en condiciones ligeramente diferentes, pero similares a las que nos encontramos.

De ella se ha extraído la siguiente figura que representa la relación que tiene la parte trasera del perfil (*Recovery* en la imagen) pudiéndose ser convexa o cóncava, con varios parámetros del perfil, el momento de cabeceo, la sustentación...

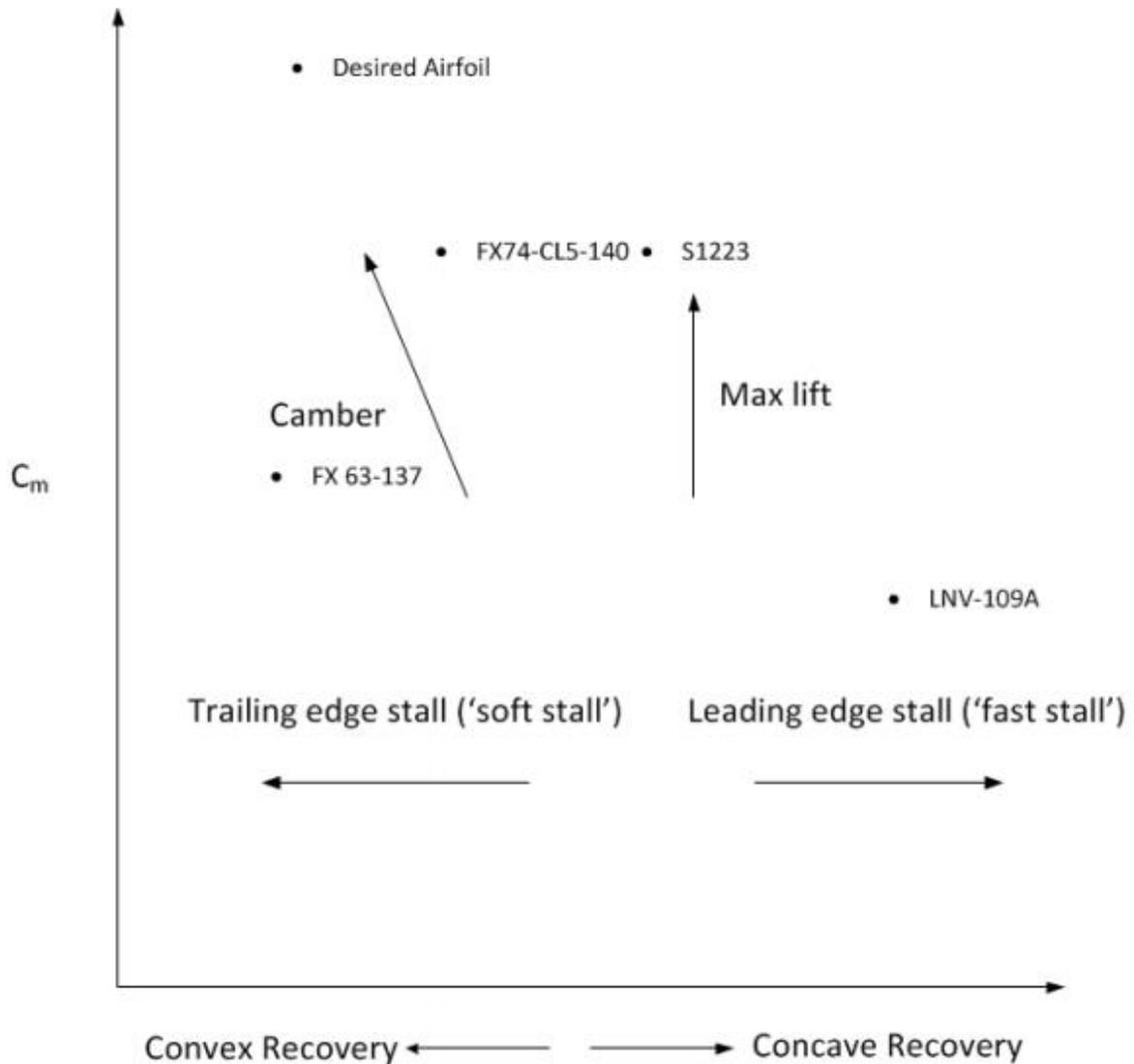


Figura 5.1.1.: Perfiles de bajo Reynolds y alta carga aerodinámica. Relaciones generales entre parámetros. Extraída de 14

La recuperación que se puede observar en el eje de abscisas hace referencia a la forma geométrica de la parte trasera del perfil. Para entender la importancia que tiene esto, es importante entender primero que existen básicamente dos formas de conseguir una alta sustentación:

- La primera de ellas implica adelantar en gran medida tanto la posición de máximo espesor como curvatura, de tal forma que ambas pueden aumentarse al quedar una gran distancia para disminuir el gradiente desfavorable de presión y la facilidad de entrada en pérdida. Como ventajas tiene la gran cantidad de carga aerodinámica que se puede conseguir y que la entrada en pérdida es progresiva y suave (la entrada en pérdida se produce por el borde de salida), lo cual es muy importante en el caso del este estudio, puesto que debido a rugosidades superficiales, la estela del monoplaza de delante etc. existen numerosas situaciones en las que el perfil puede verse cerca de

la pérdida. A cambio, como principal desventaja, al adelantar mucho la zona de mayor velocidad de la corriente, aparece un elevado momento a picar. Estos son los perfiles que se denominan como 'recuperación convexa'. En la figura 5.1.2a se muestra el perfil S1223, uno de los mejores representantes de este concepto.

- La segunda filosofía intenta disminuir el momento de picado mediante la recuperación lo más rápida posible de la presión, dando lugar a gradientes desfavorables suficientemente grandes para que la entrada en pérdida sea sin previo aviso y por el borde de ataque, y además sea muy susceptible a posibles irregularidades en la superficie. No es entonces una metodología de diseño que interese en este caso. Como ventajas se puede decir que en general tienen menores resistencia aerodinámicas, dando lugar a algunos de los mejores coeficientes sustentación resistencia y menor momento de cabeceo. Son perfiles diseñados normalmente para operar en unas condiciones muy concretas, y que cuando no se encuentran en dichas circunstancias deterioran rápidamente sus características. Como ejemplo, en la imagen 5.1.2b se muestra el perfil LNV-109 y los vectores de presión a un ángulo de ataque de 5° .

Entonces, según nos situemos en el primer o segundo caso, la recuperación será convexa o cóncava respectivamente.

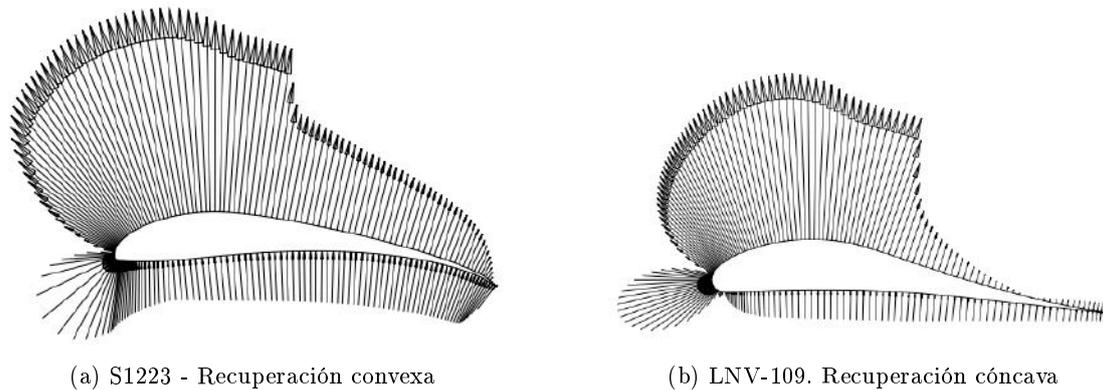


Figura 5.1.2.: Las dos principales metodologías de diseño. Vectores de presión a ángulo de ataque 5°

Claramente, la metodología a emplear en este estudio será la primera, mucho más versátil y tolerante con errores en la fabricación. Se partirá del perfil S1223, y se realizarán las modificaciones pertinentes para obtener la mayor sustentación posible.

5.2. Estudio con XFLR5

En primer lugar, en vez de emplear directamente un programa de cierta complejidad como ANSYS Fluent, y tras una importante búsqueda, se eligió XFLR5 como el software más apropiado para el diseño rápido de un perfil aerodinámico. Básicamente cuenta con cuatro herramientas:

1. Análisis directo: Toma un perfil dado por su geometría y, empleando XFOIL analiza sus características aerodinámicas para diferentes números de Reynolds y ángulos de ataque.

2. Diseño directo: Permite, en una sencilla interfaz gráfica, bien pintar punto a punto, bien modificar la cuerda curvatura... a partir de un perfil ya existente para obtener otro con diferentes características.
3. Diseño Inverso: Es quizá, de las tres anteriores, la menos útil y mas compleja de hacer funcionar correctamente. En pocos términos, consiste en definir un perfil de velocidades en el perfil, que la herramienta transforma a una serie de manantiales, sumideros y torbellinos para obtener una geometría que obtenga dicha distribución. Apenas se empleó en este estudio.
4. Diseño de alas: No se ha empleado en este estudio.

La metodología empleada es simple. Se importó el perfil S1223 a través de un número de puntos acumulados en un archivo.dat. Se modificaron tanto su curvatura (en valor y en posición del máximo) como el espesor, aumentando y adelantando sus valores respectivamente. El objetivo era crear un perfil con mayor sustentación, aunque se perdiese eficiencia, siguiendo la primera idea del apartado 5.1: Adelantar el espesor y curvatura máximas. La nomenclatura que se seguía para simplemente con el nombre identificar de que perfil se trata era:

NombreDelPerfil (MaxCurvatura - PosMaxCurvatura¹ MaxEspesor - PosMaxEspesor) Otras

Asi por ejemplo, el perfil 'S1223 (10-36 17-18) 1,5 LE Radius' es un perfil obtenido a partir del S1223, con una curvatura máxima del 10 % situada al 36 % de la cuerda, un espesor máximo del 17 % situado a un 18 % de la cuerda. Además, el radio del borde de ataque se ha incrementado 1,5 veces, motivado por normativa (sección 2.4).

Como se ha descrito anteriormente, se comenzó el diseño a partir del perfil S1223, modificando su radio de borde de ataque, curvatura y espesor. Se analizaban los resultados obtenidos con la herramienta XFOIL incorporada y se repetía la modificación de diseño.

¹Siempre medida desde el borde de ataque

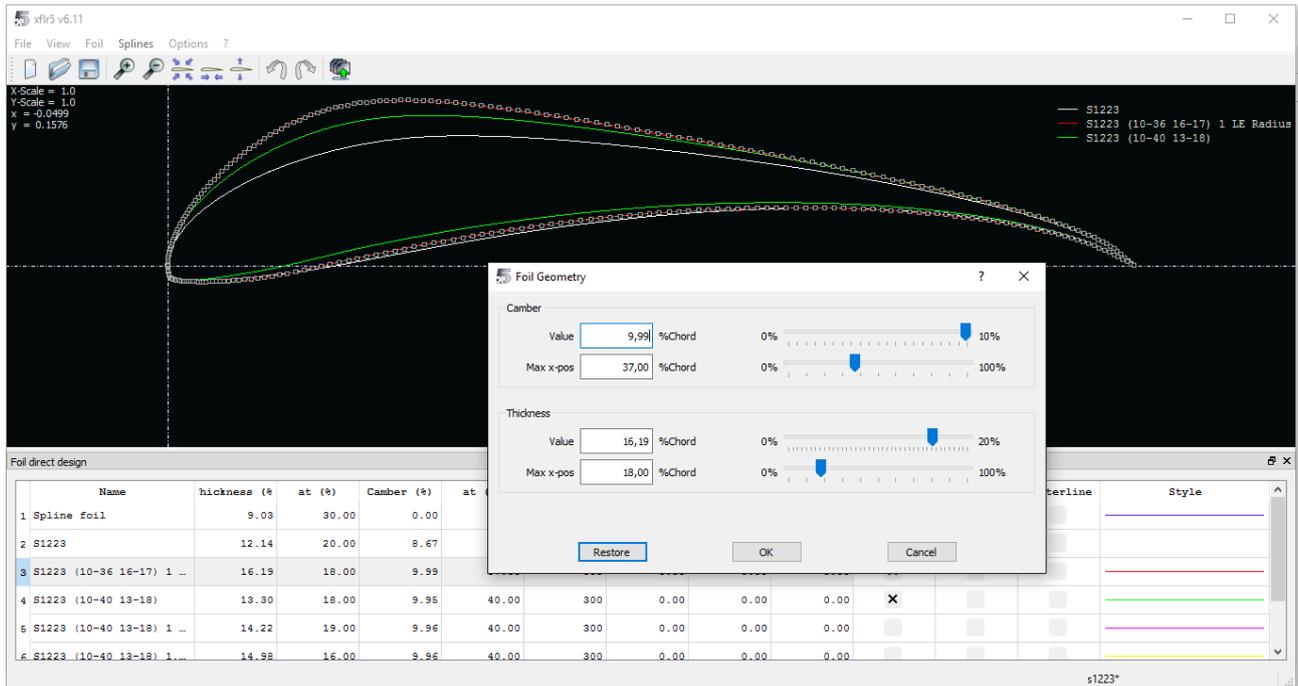


Figura 5.2.1.: Diseño directo. Modificación de curvatura y espesor.

Los objetivos a conseguir era obtener un mayor C_L a cualquier ángulo de ataque, esto es, desplazar la curva $C_L - \alpha$ hacia arriba, disminuir la brusquedad de la entrada en pérdida y, si fuese posible, aumentar el ángulo de entrada en pérdida. Una vez se obtenía un perfil que satisficiera dichas necesidades, se procedía a una modificación más en detalle a través del segundo método de diseño, esto es, variando los perfiles de velocidades sobre el perfil.

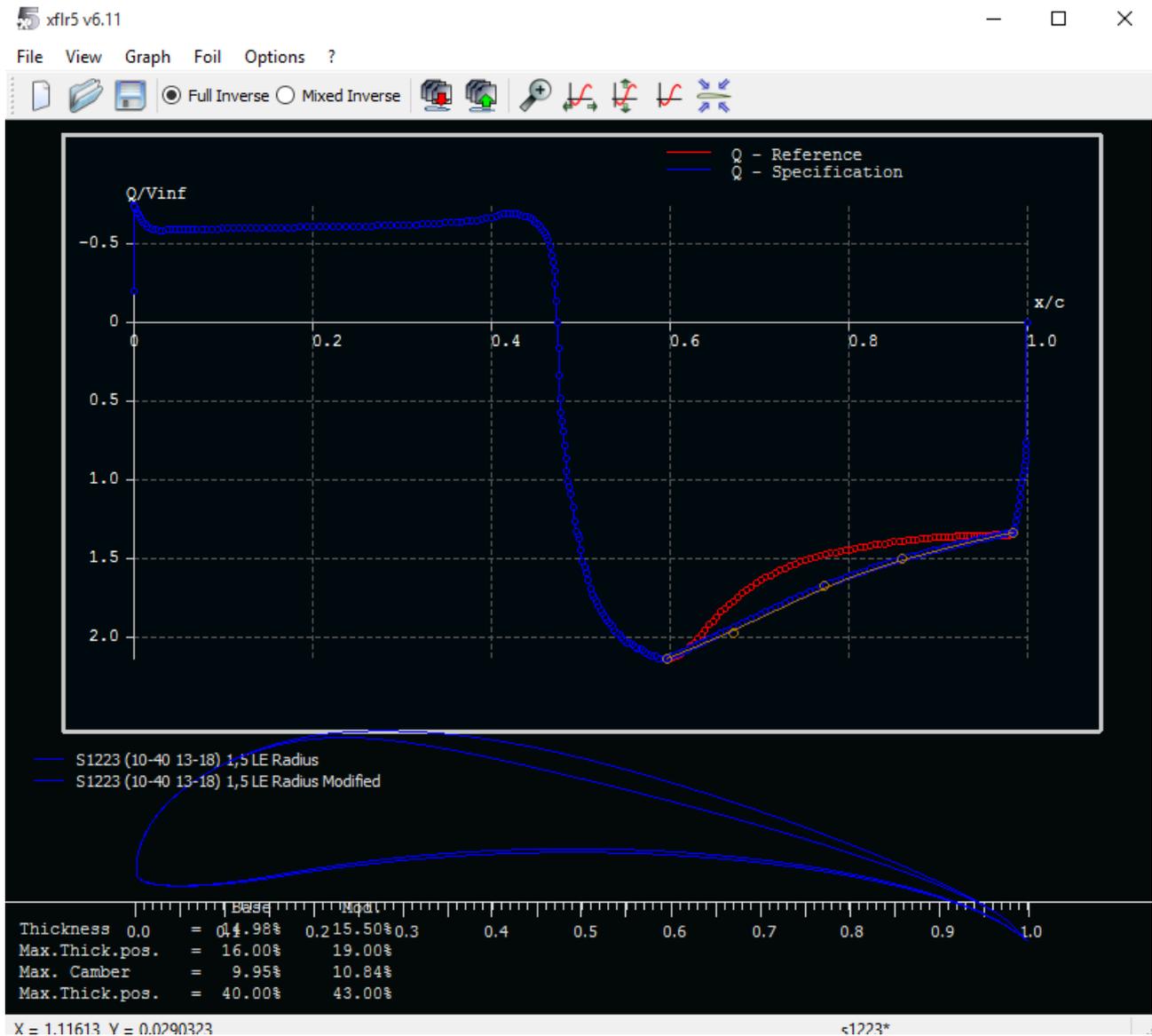


Figura 5.2.2.: Modificación a través de la variación de velocidad en la parte posterior del perfil. En rojo el perfil anterior, en azul, el nuevo.

Tras varias iteraciones, el mejor candidato obtenido fue el S1223 (10-40 13-18). Como muestra la siguiente imagen, el cambio de mayor importancia fue adelantar la posición de máxima curvatura en torno a un 10 % y aumentar ligeramente el máximo espesor y curvatura en torno a un 2 %.

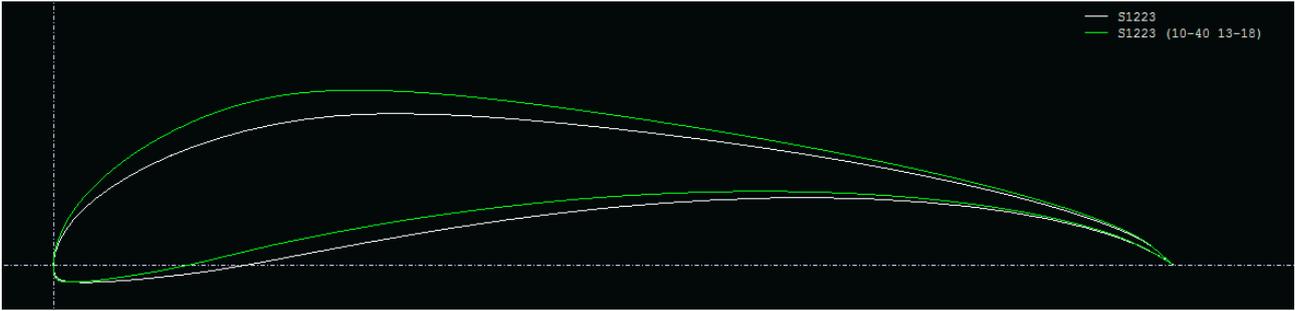


Figura 5.2.3.: S1223 en blanco vs S1223 (10-40 13-18) en verde

Con estos pequeños cambios se obtuvieron grandes mejoras en el comportamiento del perfil, aumentando el coeficiente de sustentación para todos los ángulos de ataque, retrasando la entrada en pérdida y suavizandola hasta el punto de obtener prácticamente una zona de la curva horizontal antes de la pérdida.

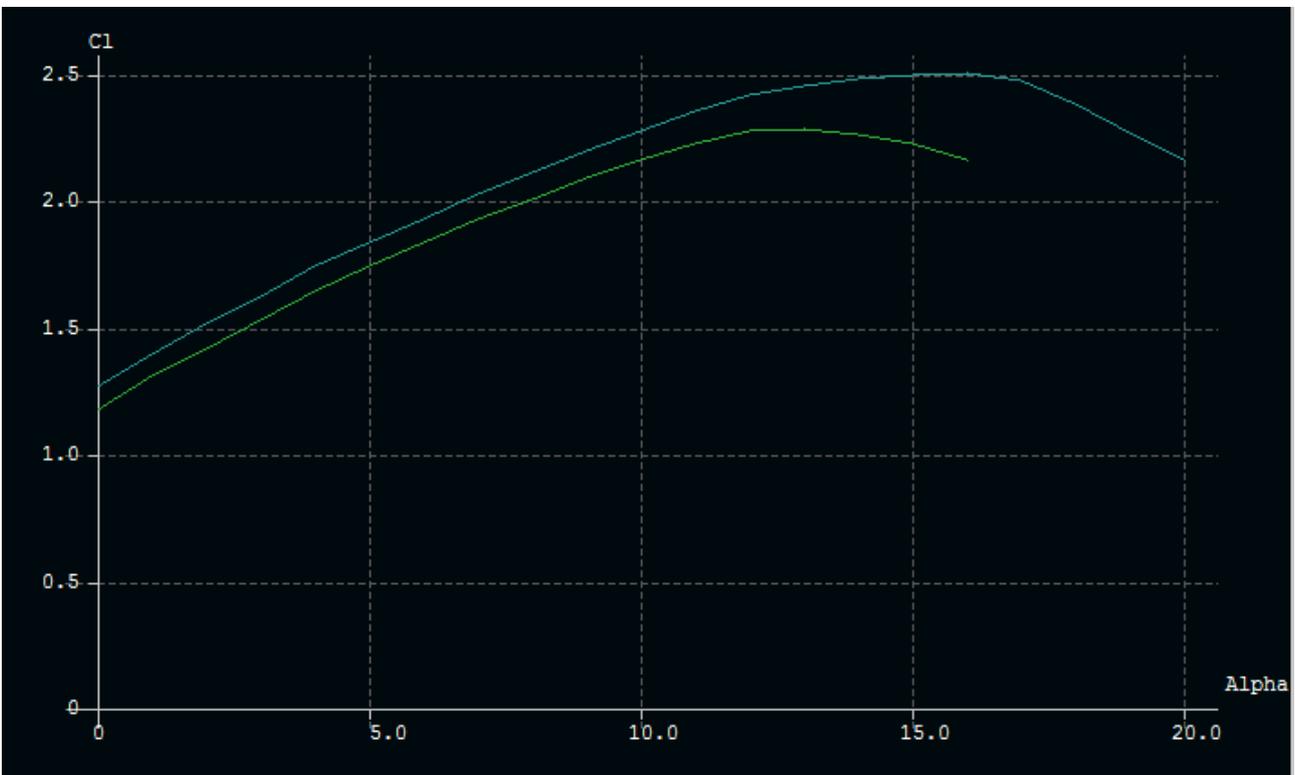
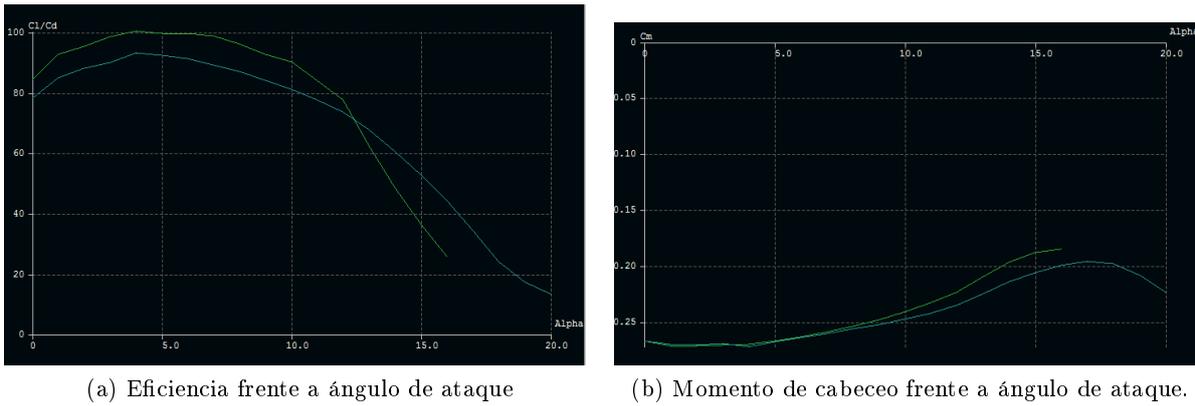


Figura 5.2.4.: $C_L - \alpha$. En azul el perfil S1223 10-40 13-18 y en verde el S1223

Sin embargo, como contrapartida, se aumentó el coeficiente de momentos en valor absoluto (mayor tendencia a picar) y se perdió eficiencia aerodinámica.



(a) Eficiencia frente a ángulo de ataque

(b) Momento de cabeceo frente a ángulo de ataque.

Figura 5.2.5.: Otras curvas características. En azul el perfil S1223 (10-40 13-18) y en verde el S1223

En resumen, tras una serie de intentos a 'prueba y error' se obtuvo un perfil aerodinámico, que según XFLR5 (o mejor dicho, XFOIL), cumplía con creces las características apuntadas en los objetivos. Se había tomado un perfil que ya era considerado de alta sustentación a bajos números de Reynolds y se modificó obteniendo mejoras del C_L máximo de hasta el 9 %, además de una entrada en pérdida más suave. A cambio, la resistencia aerodinámica había crecido en gran cantidad, resultando en una menor eficiencia aerodinámica. No obstante, como se comentó en el capítulo 4.5, la resistencia aerodinámica era un requisito mucho menos importante que la sustentación en este estudio en particular. En líneas generales, los parámetros que definen la diferencia entre ambos perfiles se presentan ordenados a continuación:

		Parámetros	S1223	S1223 (10-40 13-18)
Geométricos		Max. Curvatura (%)	8,6	10
		Pos. Max Curvatura (%)	49	40
		Max. Espesor (%)	12	13
		Pos. Max. Espesor (%)	20	18
Aerodinámicos		C_{L0}	1,2	1,3
		C_{Lmax}	2,3	2,5
		α para C_{Lmax} ($^\circ$)	12	16
		Eficiencia Max.	100	92

Cuadro 5.1.: Parámetros geométricos y aerodinámicos

Por último, resulta interesante comparar los resultados experimentales obtenidos en la Universidad de Illinois (ver Anexo I) para el perfil S1223 con los obtenidos por XFOIL. En la figura

Cl - Ángulo de ataque | Experimental vs XFOIL

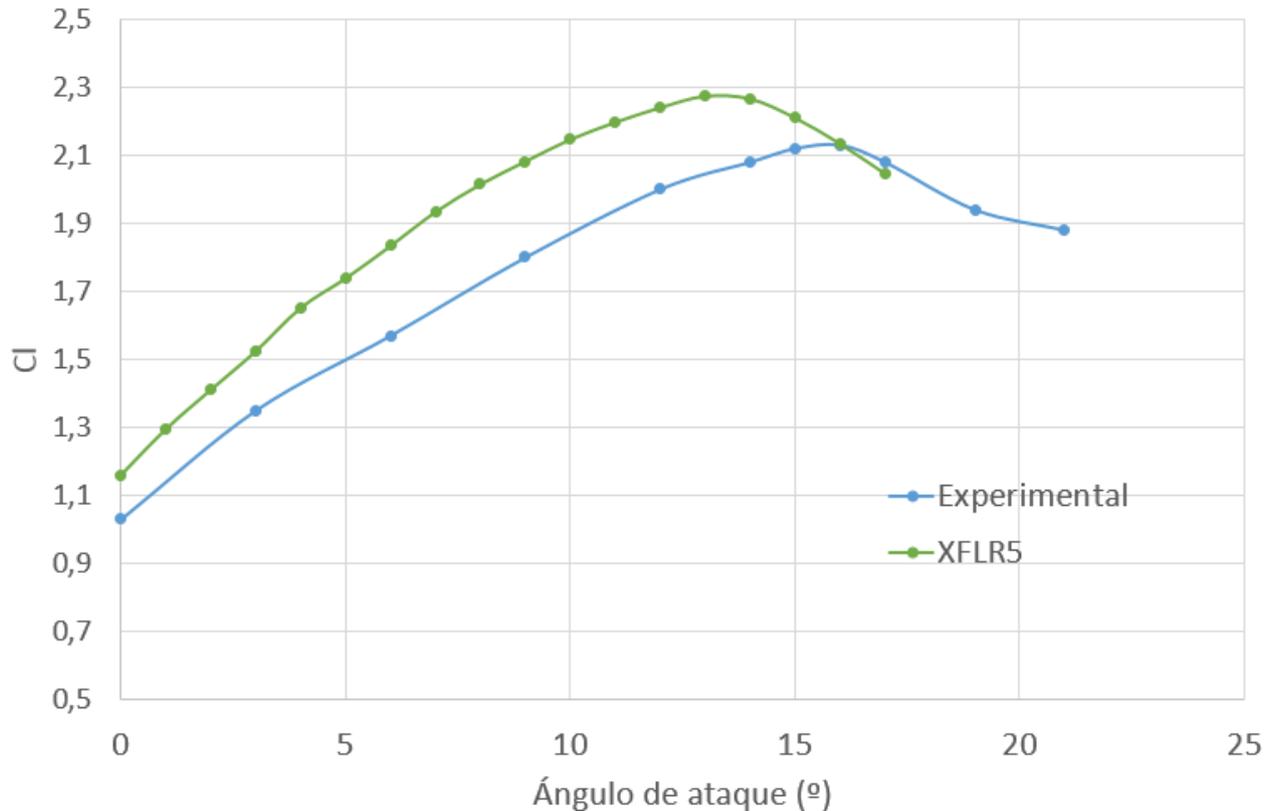


Figura 5.2.6.: $C_L - \alpha$ del perfil S1223. Experimental vs XFOIL

Claramente se observa como XFOIL ofrece unos resultados por encima de los reales en la zona lineal, quizá debido a las condiciones 'ideales' en las que este trabaja, comparativamente con los ensayos reales en tunel de viento. Aunque no afecta al estudio comparativo dentro de XFLR5, puesto que se está empleando la misma herramienta para comparar diversos perfiles, si es importante tenerlo en cuenta a la hora de extraer conclusiones y datos. Aun así, los coeficientes y parámetros aerodinámicos que se tendrán en cuenta serán los obtenidos en ANSYS Fluent, que, siempre que se emplee la configuración de malla y turbulencia elegida en el Anexo I, poseen, en principio, un mayor nivel de seguridad.

5.3. Estudio con ANSYS Fluent

A lo largo de este y los tres próximos capítulos se detallan las diversas simulaciones de los perfiles, para una gran margen de ángulos de ataque, formas, condiciones de contorno etc. Los parámetros de malla y modelos de turbulencia empleados son los elegidos en el Anexo I (**malla Cutcell con un y^+ del orden de 200 y modelo de turbulencia $k - \epsilon$ Standard wall function. La velocidad en el infinito se ha tomado a 20 m/s por ser aproximadamente la velocidad media en el circuito**). Se emplea un modelo de resolución basado en la presión y como ecuación de gases, dada la baja velocidad del aire, se emplea el modelo incompresible de densidad constante. El Reynolds del ensayo resulta

encontrarse en el margen de medio millón.

5.3.1. Estudio del comportamiento del perfil

Una vez se obtuvo un perfil adecuado según XFLR5, se exportó a un archivo.dat, con el fin de importarlo en CATIA V5 y crear una geometría 3D que se pudiese importar en ANSYS Fluent. Aunque las características generales del perfil estaban bien definidas y cumplían con creces todos los objetivos marcados, con XFLR5 no se pueden comprobar desprendimientos o burbujas de recirculación. Además, dado que el alerón delantero se encuentra extremadamente cerca del suelo, es necesario determinar el comportamiento del perfil en las cercanías de un contorno.

Como primera simulación, se importó el perfil únicamente, lo suficientemente alejado de las paredes superior e inferior (distancia de dos cuerdas) para que no influyesen éstas en el comportamiento aerodinámico. El objetivo era simplemente capturar el campo de velocidades y presiones alrededor del mismo, pudiendo así determinar comportamientos que no podían ser captados con el XFLR5. Es importante notar que, a partir de ahora, el perfil se colocará girado 180° respecto a la posición de un perfil de ala sustentadora, al ser el objetivo el contrario, esto es, ganar la máxima carga aerodinámica (sustentación negativa).

Tras la primera simulación, a ángulo de ataque nulo, se observó que el borde de ataque no era el correcto, puesto que originaba un importante gradiente desfavorable de presiones que provocaban el desprendimiento de la corriente y la formación de una burbuja de recirculación como se puede apreciar en la siguiente imagen.

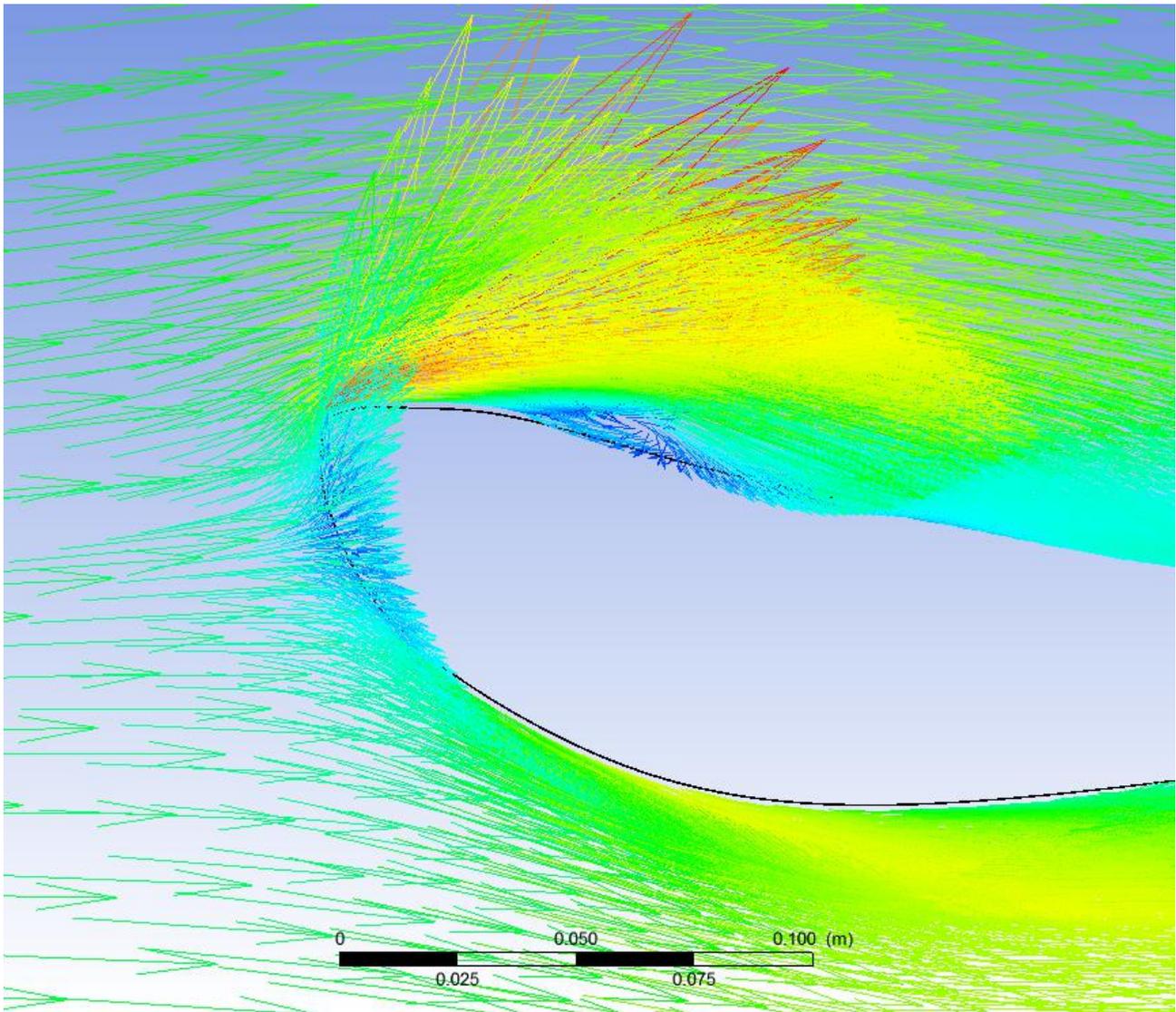


Figura 5.3.1.: Burbuja de recirculación en el intradós del perfil S1223 (10-40 13-18)

Se puede observar claramente que el punto de remanso del borde de ataque se sitúa por debajo de lo deseado, dejando un abrupto obstáculo que la parte superior de la corriente debe sortear.

Debido a que esta burbuja aparecía en ángulos de ataque menores a 5° (se recuerda ahora que un ángulo de ataque positivo levanta el borde de salida del perfil respecto al de ataque), inclinaciones en la que se utilizará el perfil, fue necesario realizar una iteración más en XFLR5.

Antes de ello se realizó también una simulación teniendo en cuenta el efecto suelo². Se colocó el perfil a una distancia del mismo de unos 75 mm (distancia tomada del modelo del año anterior) y un ángulo de ataque de 0° . Además de repetirse la burbuja de recirculación, se observó un ligero desprendimiento en la zona trasera del perfil.

²La parte inferior del 'túnel de viento simulado' se mueve con la velocidad del aire incidente.

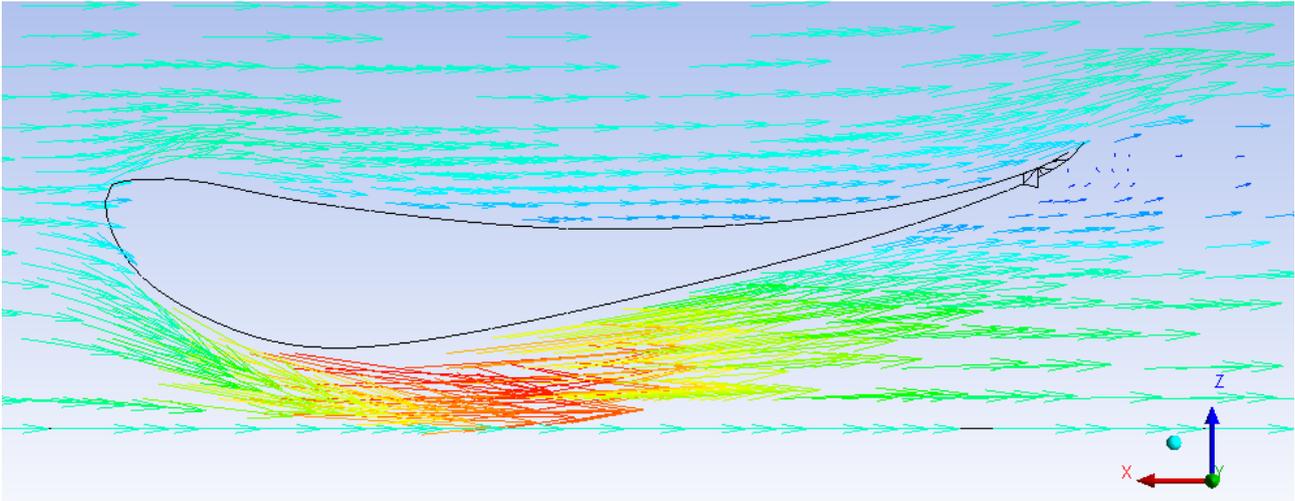
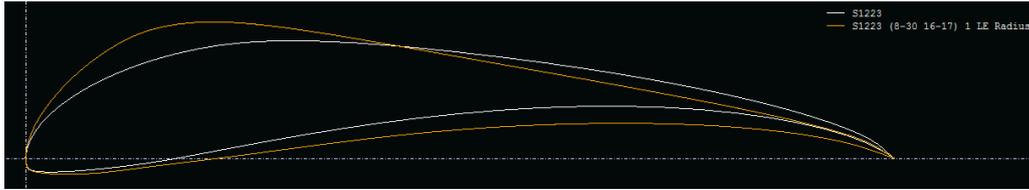


Figura 5.3.2.: Desprendimiento en el borde de salida del perfil S1223 (10-40 13-18)

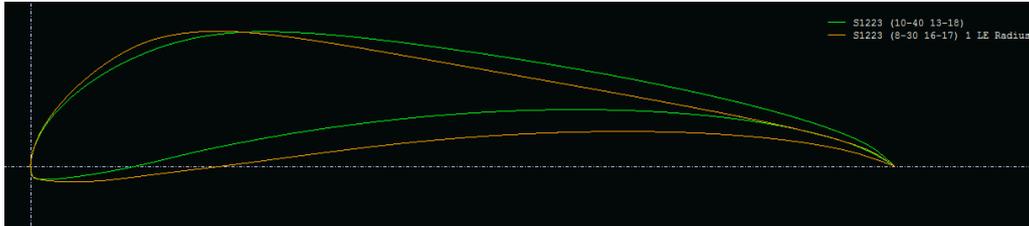
Aunque como se observa en la figura el desprendimiento es pequeño, es indicativo de que a la mínima que la rugosidad de la superficie no fuese la indicada, o las distancias no se conservasen en el alerón real como en el diseño, existiría un grave peligro de desprendimiento, afectando, no solo al propio perfil principal, sino también al flap ranurado que iría instalado a continuación. Es importante notar que este desprendimiento está ocasionado por la presencia del suelo cerca del perfil, que acelera aun más el flujo en la parte inferior del perfil (la de baja presión en el caso de automoción), produciendo una presión más baja que la del perfil en corriente libre, y originando un gradiente desfavorable de presión aún más severo.

Las medidas que se tomaron entonces fueron las de adelantar aún más la curvatura máxima, reducir la misma hasta un 8 % de la cuerda, reducir el radio del borde de ataque de tal forma que quedase una zona horizontal en la parte superior del mismo y aumentar el espesor. Todas estas acciones iban en la dirección de disminuir el gradiente desfavorable tanto en la parte delantera del intradós como en la inferior del borde de salida.

Se llegó entonces, de forma más conservativa, al perfil S1223 (8-30 16-17).



(a) S1223 (8-30 16-17) vs S1223 original



(b) S1223 (8-30 16-17) vs S1223 (10-40 13-18)

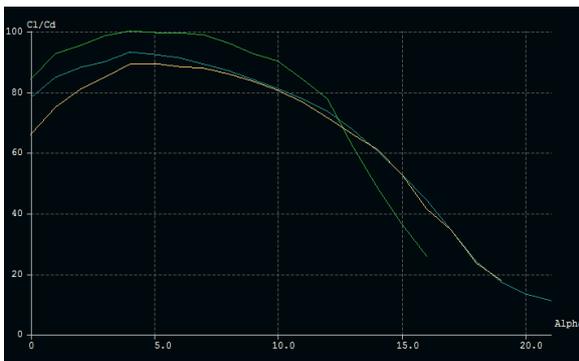
Figura 5.3.3.: Comparativa del S1223 (8-30 16-17)

Las características aerodinámicas eran, en general, peores que las del perfil diseñado en el apartado 5.2, lo cual era normal, pero, también resultaron ser inferiores a las del perfil S1223 original. Sin embargo, el perfil S1223 en condiciones de efecto suelo, también presentaba un ligero desprendimiento a partir de 2° de ángulo de ataque, y por tanto, aunque sus características fuesen mejores que las del nuevo perfil diseñado, seguía teniendo el mismo problema que el S1223 (10-40 13-18). La comparativa de las curvas $C_L - \alpha$ se muestran a continuación:

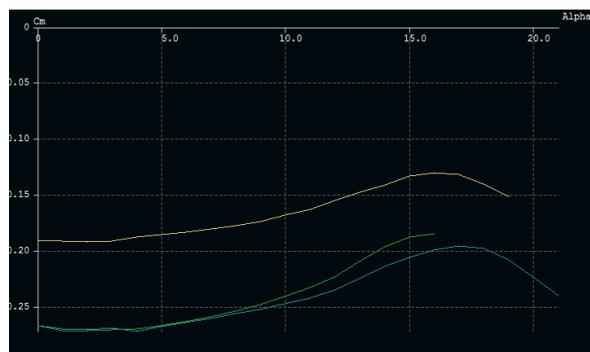


Figura 5.3.4.: $C_L - \alpha$. En naranja el perfil S1223 8-30 16-17, en azul el perfil S1223 10-40 13-18 y en verde el S1223

Es interesante también observar que el nuevo perfil disminuye el momento a cabeceo, y tiene una eficiencia ligeramente inferior al S1223 (10-40 16-17).



(a) Eficiencia frente a ángulo de ataque



(b) Momento de cabeceo frente a ángulo de ataque.

Figura 5.3.5.: Otras curvas características. En naranja el perfil S1223 8-30 16-17, en azul el perfil S1223 10-40 13-18 y en verde el S1223

De nuevo, la forma más rápida de observar las diferentes características entre un perfil y otro pasa por una tala con los principales parámetros. Añadiendo una columna a la tabla de la sección 5.2:

	Parámetros	S1223	S1223 (10-40 13-18)	S1223 (8-30 16-17)
Geométricos	Max. Curvatura (%)	8,6	10	8
	Pos. Max Curvatura (%)	49	40	30
	Max. Espesor (%)	12	13	16
	Pos. Max. Espesor (%)	20	18	17
Aerodinámicos	C_{Lo}	1,2	1,3	1
	C_{Lmax}	2,3	2,5	2,
	α para C_{Lmax} ($^{\circ}$)	12	16	15
	Eficiencia Max.	100	92	89

Cuadro 5.2.: Parámetros geométricos y aerodinámicos

5.3.2. Estudio del efecto suelo

Una vez se consiguió una geometría que para distancias del entorno de los 75 mm no sufriese desprendimiento en su zona posterior, se varió ligeramente tanto el ángulo de ataque ($0 - 2^{\circ}$) y la distancia al suelo (75 - 80 - 85 mm), con intención de observar las variaciones de sustentación y resistencia aerodinámica que estos cambios provocaban. Los márgenes tanto de la altura como el ángulo de ataque son pequeños debido a la altura máxima de 250 mm que puede tener el alerón delantero respecto al suelo. Se recuerda que la configuración por la que se ha optado es la de un elemento principal muy largo (505 mm de los 625 disponibles) y un flap menor con mucha mayor inclinación. Los resultados de forma global, en cuanto a resistencia, carga aerodinámica y eficiencia se muestran a continuación.

Carga aerodinámica vs Distancia al suelo y ángulo de ataque

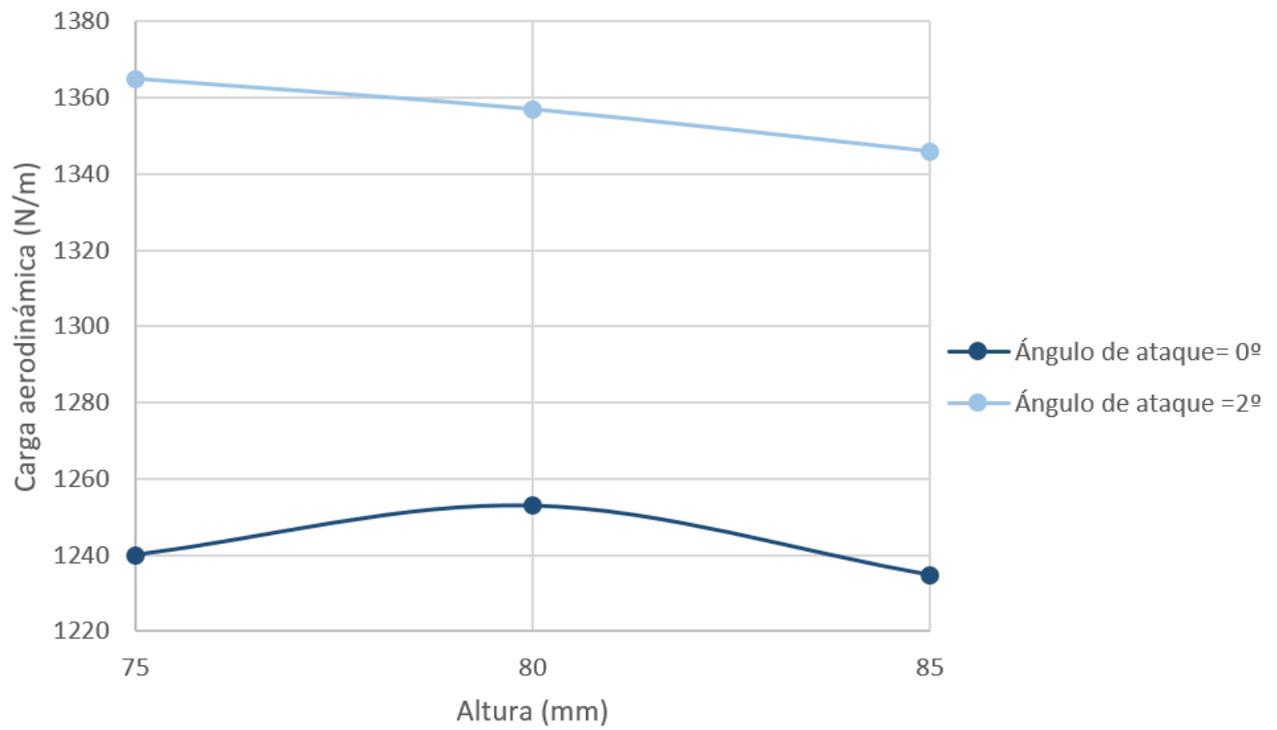


Figura 5.3.6.: Carga aerodinámica frente a distancia al suelo y ángulo de ataque

Resistencia aerodinámica vs Distancia al suelo y ángulo de ataque

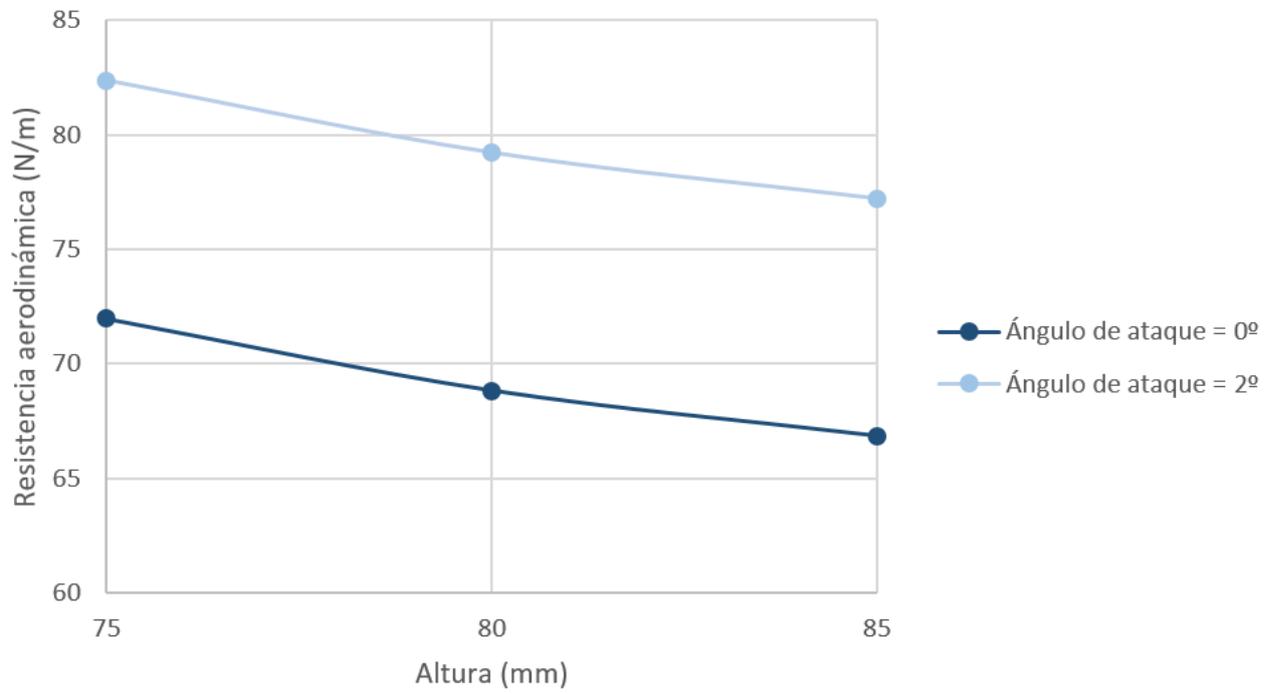


Figura 5.3.7.: Resistencia aerodinámica frente a distancia al suelo y ángulo de ataque

Eficiencia vs Distancia al suelo y ángulo de ataque

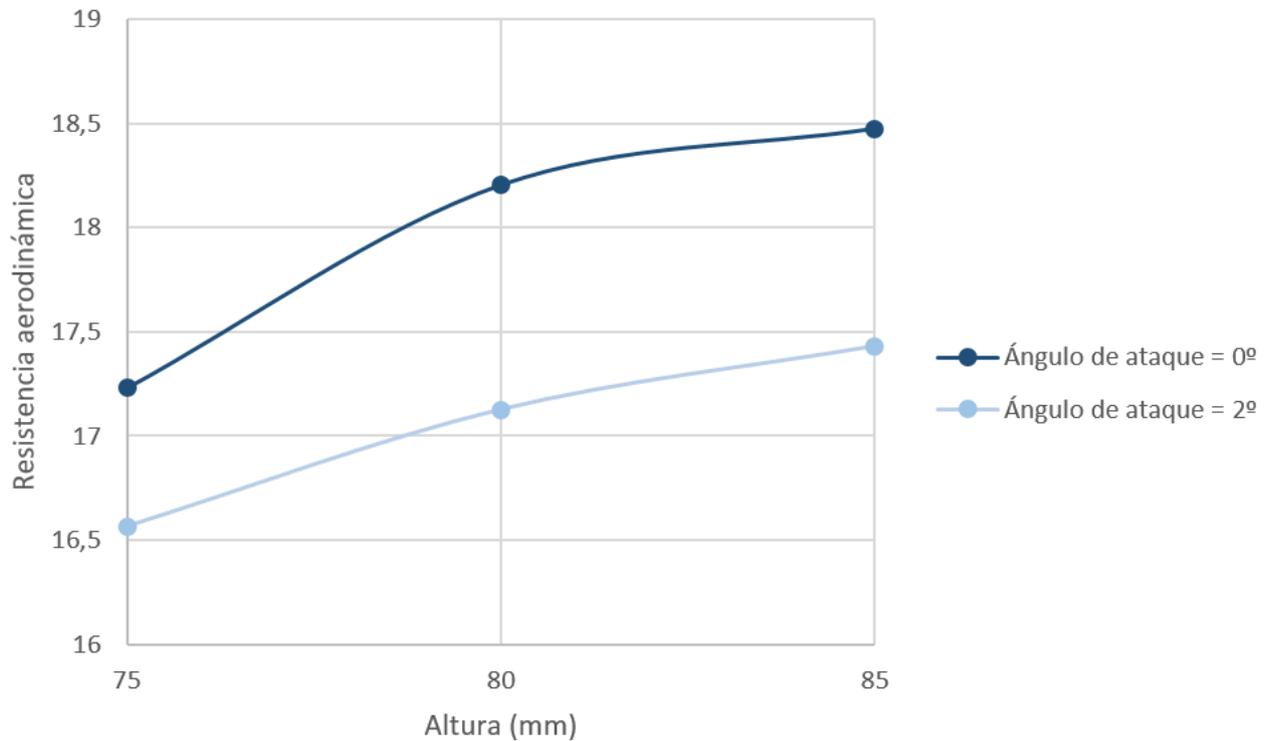


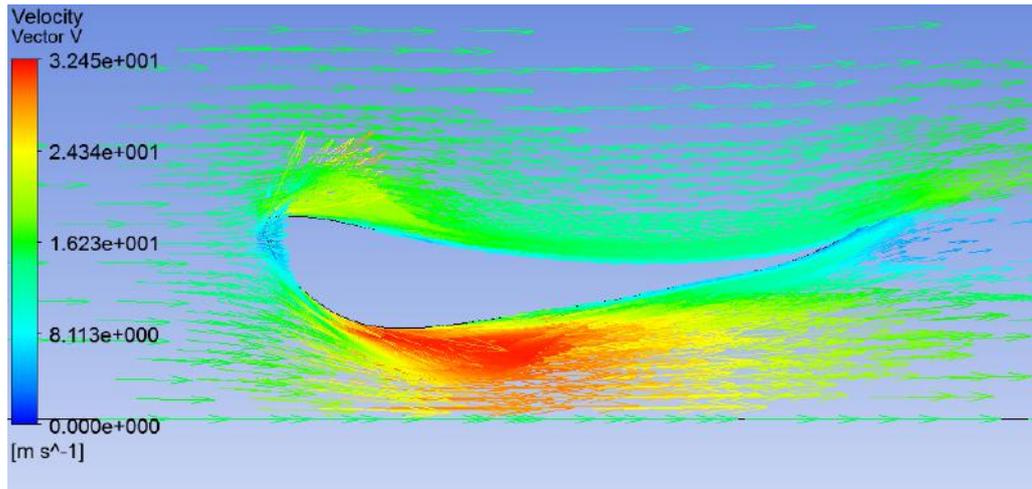
Figura 5.3.8.: Eficiencia frente a distancia al suelo y ángulo de ataque

Recordando que el objetivo prioritario de diseño era obtener la máxima carga aerodinámica posible, atendiendo a la figura 5.3.6 para un ángulo de ataque de 0° la altura ideal son 80 mm, mientras que para 2° es 75. Es interesante observar que, al estar la parte trasera del perfil más alejada del suelo en el caso del ángulo de ataque de 2° , se puede acercarse más al contorno sin entrar en la zona de desprendimiento que, por contrario, si ocurre a 0° y 75 mm. Aunque las variaciones en altura y ángulo de ataque son pequeñas debidas a normativa, si se aprecian importantes cambios tanto en carga aerodinámica como en eficiencia.

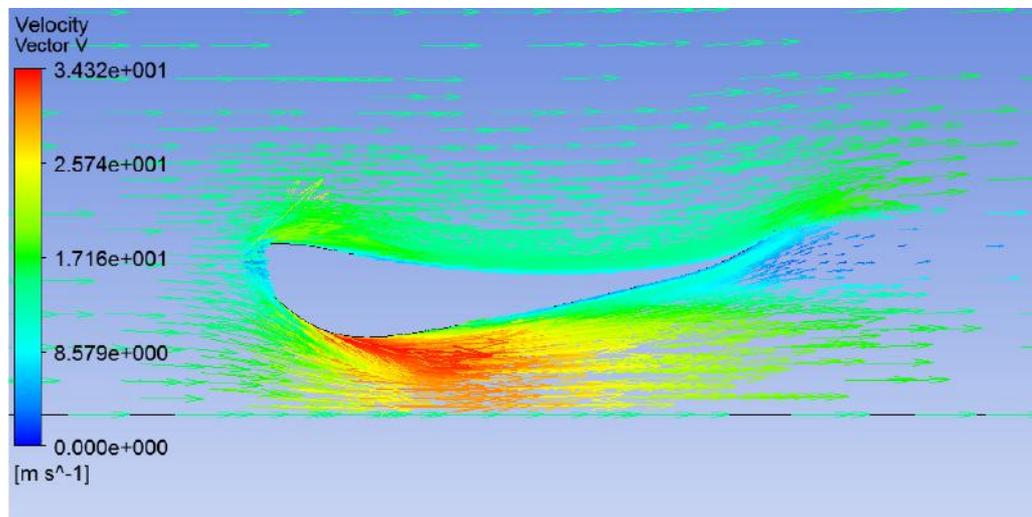
Esta última, con valores que rondan los 17-18, se encuentra muy alejada de los 89 que arrojó el XFLR5 en el cuadro 5.2. Esto es posiblemente debido a la presencia del efecto suelo. Se observa que la eficiencia mejora (y posiblemente lo siga haciendo con valores que no se muestran en el gráfico), cuando menor es el ángulo de ataque y mayor es la altura.

Otro de los factores claves es el hecho de que aumentar dos grados la inclinación del elemento principal hace que el borde de salida quedé 20 mm más alto, quitando ese espacio al flap. Como se verá en secciones posteriores, la ganancia es mayor si se puede jugar con ese espacio en el flap.

Por último, y como clave para decidirse por la opción de 0° y 80 mm de distancia al suelo, la configuración a 2° y 75 mm de altura presenta una desaceleración de la corriente en la parte posterior, pudiendo ver disminuida la efectividad del futuro flap que se coloque.



(a) Ángulo de ataque = 0° ; Altura = 80 mm



(b) Ángulo de ataque = 2° ; Altura = 75 mm

Figura 5.3.9.: Comparativa del flujo para dos alturas y ángulos de ataque

La diferencia es pequeña, pero unida al resto de argumentos, hace definitiva la elección de una altura de 80 mm y un ángulo de ataque de 0°

Por último, y más de cara a futuros diseños, en la imagen 5.3.10 se observa un detalle de las presiones relativas en las cercanías al borde de ataque de la configuración elegida.

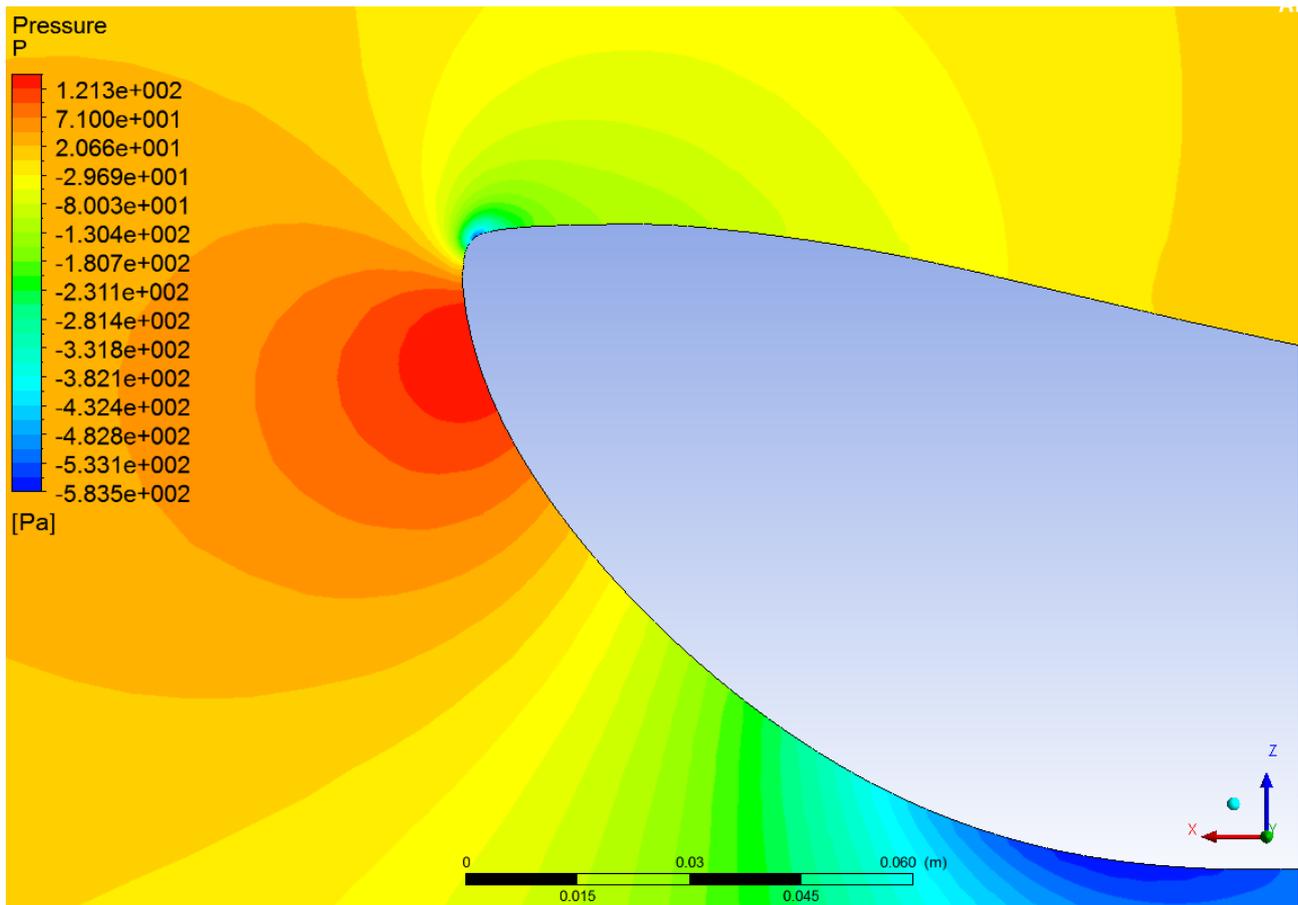


Figura 5.3.10.: Detalle de presiones en el borde de ataque para una altura de 80 mm y ángulo de ataque de 0° . La presión mostrada es la relativa a la ambiente (101325 Pa)

Sería interesante rediseñar el borde de ataque de forma que la zona de mayor presión (punto de remanso) quedase justo en el borde superior, de tal forma que parte de la alta presión del mismo quedase en la zona superior del perfil, aumentando la carga aerodinámica y reduciendo la resistencia. Además, con esto se lograría que el gradiente desfavorable de presiones que debe soportar la corriente desde el punto de remanso hasta la parte superior del perfil fuese muy pequeña, pudiendo aumentar la curvatura del intradós y por tanto la carga aerodinámica.

6. Configuración del alerón delantero

Tanto para el alerón delantero como el trasero, la metodología para colocar el resto de elementos será la descrita a continuación:

1. Con el fin de limitar el número de simulaciones, una vez determinada la posición del elemento

anterior (por ejemplo el elemento principal en el caso del alerón delantero), se realizarán varias simulaciones con diferentes parámetros de ángulo de ataque, posición longitudinal (X) y posición vertical (Y) del flap. De esta forma sólo se variarán los *inputs* de un elemento, perdiendo la ligera mejora que se obtendría si se variasen dos o tres elementos a la vez, pero reduciendo enormemente el número de cálculos, que aún así, siguen siendo una gran cantidad.

2. De las simulaciones anteriores, puesto que serían demasiadas como para comprobar una por una el estado del campo fluido, y gracias a la parametrización de *Workbench*, se extraen como *outputs* la resistencia y la carga aerodinámica de cada elemento y la energía cinética turbulenta (*Turbulent Kinetic Energy*), extremadamente útil para determinar con un único número cómo de desprendida se encuentra la corriente. Además, para comprobar que el mallado ha sido correcto se obtiene la calidad ortogonal media de los elementos (debe ser mayor de 0,9), y para la resolución, se extrae también la fuerza lateral sobre el perfil, que debe ser prácticamente nula (del orden de 10^{-4}). Los puntos de diseño que no cumplan estas condiciones no serán tenidos en cuenta.
3. Con los valores se determina el punto o puntos de diseño que mejores características tienen, que será únicamente en los que se comprobará el estado del campo fluido uno a uno.
4. Se fija la posición del elemento simulado y, en el caso del alerón trasero, se pasa al siguiente elemento (Paso 1)
5. Una vez terminado todo un ciclo de simulaciones, especialmente en el alerón trasero donde serán tres los elementos cuya posición hay que decidir, se puede comenzar una segunda iteración teniendo en cuenta los resultados de la primera.

6.1. Flap ranurado

Dado que la posición del perfil principal ya se colocó en el apartado 5.3.2, únicamente queda por colocar el flap ranurado simple que tiene como objetivo aumentar el máximo posible la sustentación y ayudar a dirigir la corriente hacia el radiador, tanto de agua (situado en la izquierda del piloto) como el de aceite (a la derecha del mismo). Por ello, la corriente no debe desprenderse.

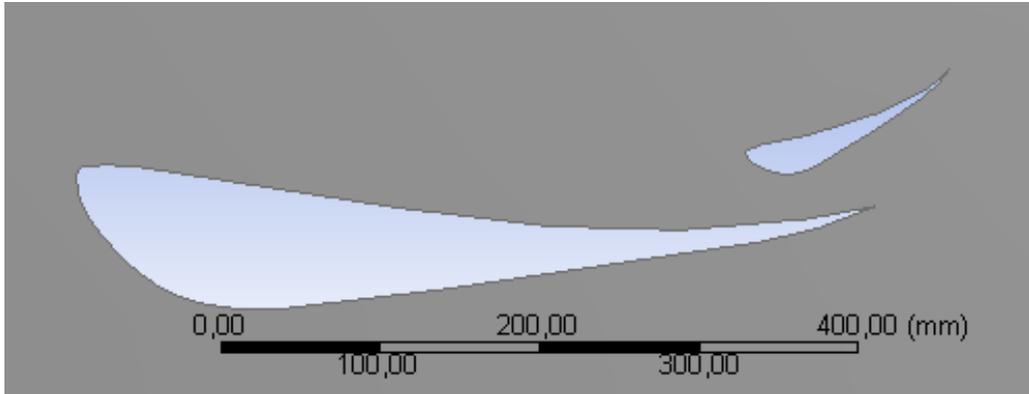
Se eligió un flap al 30 % por ser un valor ligeramente superior al típico, para obtener de nuevo la máxima carga aerodinámica posible y ser el tamaño más grande que no excedía las dimensiones de la caja que define la normativa.

Se tomaron tres valores para cada uno de los tres parámetros que definen la posición de dicho flap: posición longitudinal (X), posición vertical (Y) y ángulo de ataque. Todos ellos se miden desde el borde de ataque del perfil principal. Los tres valores se obtuvieron a mano simplemente variando la geometría en CATIA V5, con el fin de que las posiciones que visualmente parecían más extremas quedasen cubiertas, y hubiese algún punto intermedio entre ellas.

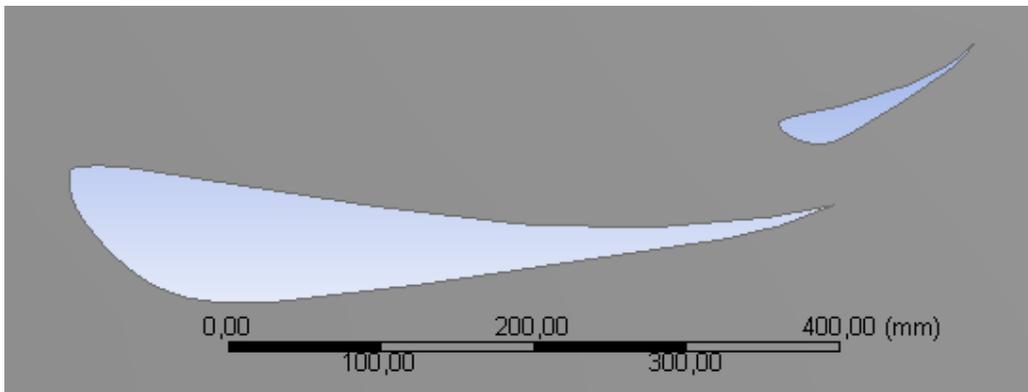
Aunque tres valores por cada parámetro resulten pocos, el número de casos que se obtienen son $3^3 = 27$. Esto es, se deben realizar 27 simulaciones únicamente para un elemento. Finalmente se optaron por los siguientes valores:

- Posición longitudinal : 420, 440, 465 mm
- Posición vertical: 15, 25, 35 mm
- Ángulo de ataque: 15, 23, 30°

Algunas de las combinaciones más extremas (4 en total) se salían de los límites de la caja de la normativa, y por lo tanto no se llegaron a simular. Dentro de las que si encajaban, la figura 6.1.1 muestra dos de las posiciones límites del flap.



(a) Longitudinal = 420 mm, Vertical = 15mm, Ángulo de ataque = 15°



(b) Longitudinal = 465mm, Vertical = 35mm , Ángulo de ataque = 23°

Figura 6.1.1.: Situaciones límite del flap ranurado

Una vez realizadas las simulaciones, se pasaron los datos a Excel y se pintaron diferentes tipos de gráficos. En primer lugar, para observar el cambio de una variable según se modificasen los tres parámetros que definen la posición del flap se eligieron gráficos de burbujas, donde, en el eje de abcisas se coloca la posición vertical, en el de ordenadas el ángulo de ataque y cada color representa una posición longitudinal. El tamaño de la burbuja indica el valor de la variable.

Aunque hubiese sido más intuitivo haber colocado en el eje de abcisas la posición longitudinal, en el vertical la posición vertical y en colores el ángulo de ataque, la forma de extraer los datos de ANSYS *Workbench* hace que sea mucho más cómodo y rápido colocarlo de esta forma. Así por ejemplo, la variación de carga aerodinámica que ofrece el flap tiene la siguiente forma:

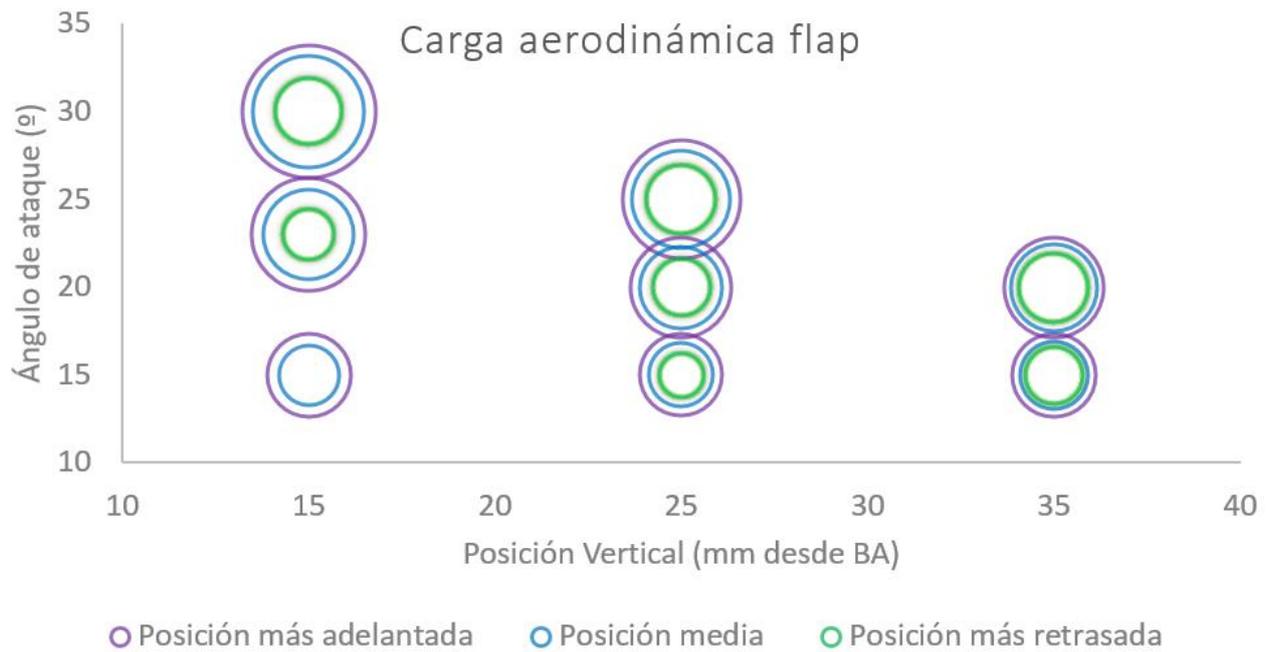


Figura 6.1.2.: Variación de la carga aerodinámica que aporta el flap con la posición longitudinal y vertical y ángulo de ataque

Se aprecia como, por ejemplo, a mayor ángulo de ataque, mayor es la carga aerodinámica, lógicamente. Además, es la posición más retrasada en la longitudinal (465 mm desde el borde de ataque) la que siempre produce la mayor carga aerodinámica.

Si se grafican de la misma forma todas las variables importantes que se han obtenido de las simulaciones, se pueden extraer las tendencias que aumentan la carga aerodinámica o disminuyen la resistencia. En la tabla 6.1 se han resumido las variaciones geométricas que mejores propiedades aerodinámicas otorgan, esto es, menor resistencia, mayor carga aerodinámica, mayor eficiencia, menor intensidad de turbulencia media...

	Pos. longitudinal	Pos. Vertical	Ángulo de ataque
Resistencia elemento principal	Adelantar	No influye	Aumentar
Resistencia flap	No influye	Subir	Disminuir
Resistencia total	Adelantar	Subir	Disminuir
Carga elemento principal	Atrasar	No influye	Aumentar
Carga flap	Adelantar	No influye	Aumentar
Carga total	No influye	No influye	Aumentar
Eficiencia	No influye	Subir	Disminuir
Intensidad turbulenta media	Adelantar	No influye	Disminuir

Cuadro 6.1.: Variaciones en la posición del flap que mejores propiedades aerodinámicas otorgan

De todo el gráfico anterior, es extremadamente interesante el hecho de que la carga aerodinámica total únicamente se ve influenciada por el ángulo de ataque del flap. De hecho, si se comparan los datos,

las variaciones en carga aerodinámica apenas varían en un 20 % entre la mayor y la menor, como se puede observar en el gráfico 6.1.4. Así pues, aunque la tabla anterior indica que se deberían buscar las configuraciones con el mayor ángulo de ataque (30°). Si se comprueba una a una la sustentación negativa que da cada configuración, una de las que más carga otorga es la de posición longitudinal = 465 mm, vertical = 15 mm y ángulo de ataque de 23° , que otorga 234 N/m de envergadura.

Sin embargo, comprobando el campo fluido del mismo, se observa un gran desprendimiento, lo cual, como se ha argumentado anteriormente, no es de interés.

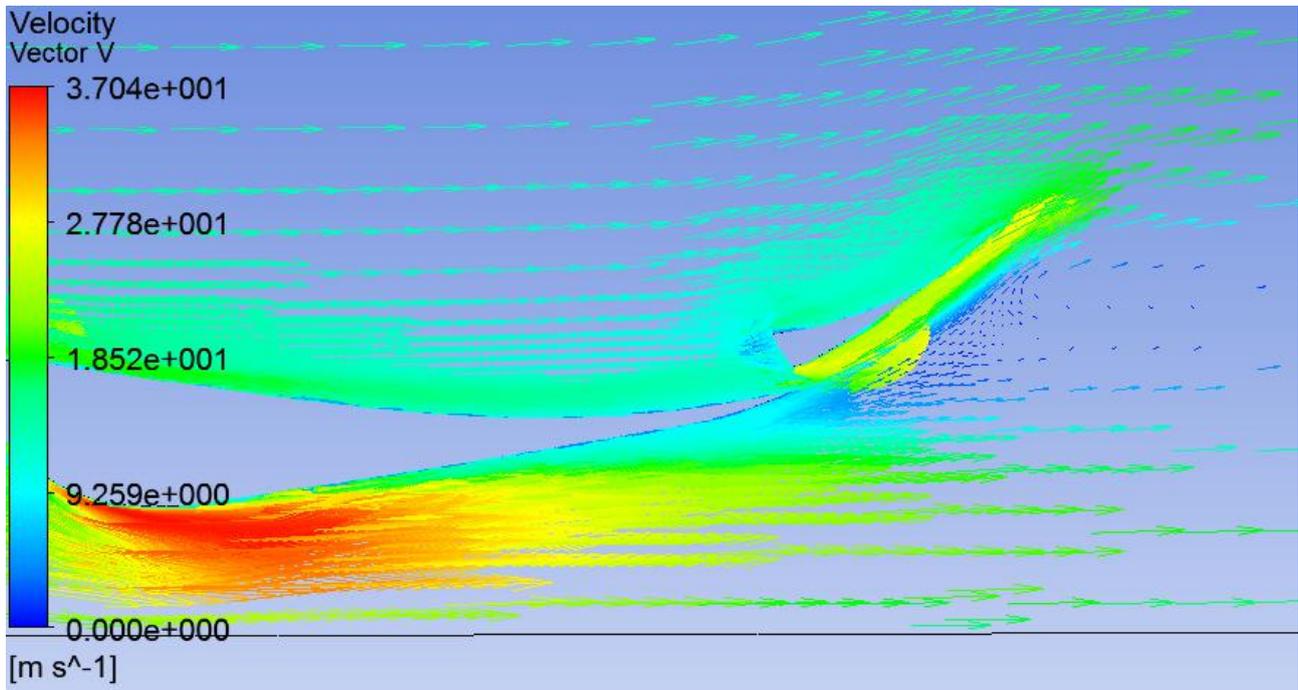


Figura 6.1.3.: Desprendimiento en la configuración longitudinal = 465 mm, vertical = 15 mm, ángulo de ataque = 23°

De esta forma, en vez de comprobar uno por uno el campo de velocidades de cada caso, se grafica la carga aerodinámica frente a la intensidad turbulenta media, donde, sabiendo que a partir de un valor de 0,35 aproximadamente el desprendimiento es importante, se elige el punto con mejores características.

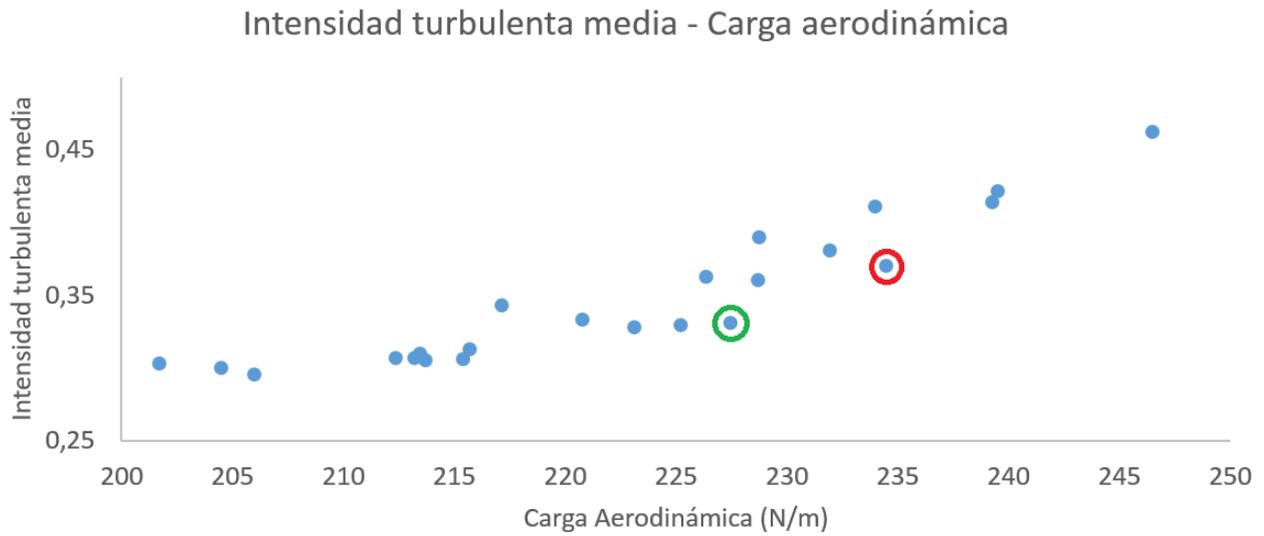


Figura 6.1.4.: Carga aerodinámica frente a intensidad turbulenta media. Primera elección en círculo rojo, segunda y definitiva, en verde

El punto rodeado con verde, que corresponde a la configuración posición **longitudinal = 440 mm**, **vertical = 35 mm** y **ángulo de ataque de 20°**, cuyo campo de velocidades se muestra en la imagen 6.1.5 es la mejor solución de compromiso que otorga la mayor carga aerodinámica sin obtener una corriente separada que influya en el comportamiento de la refrigeración y por tanto, será la elegida para el alerón delantero.

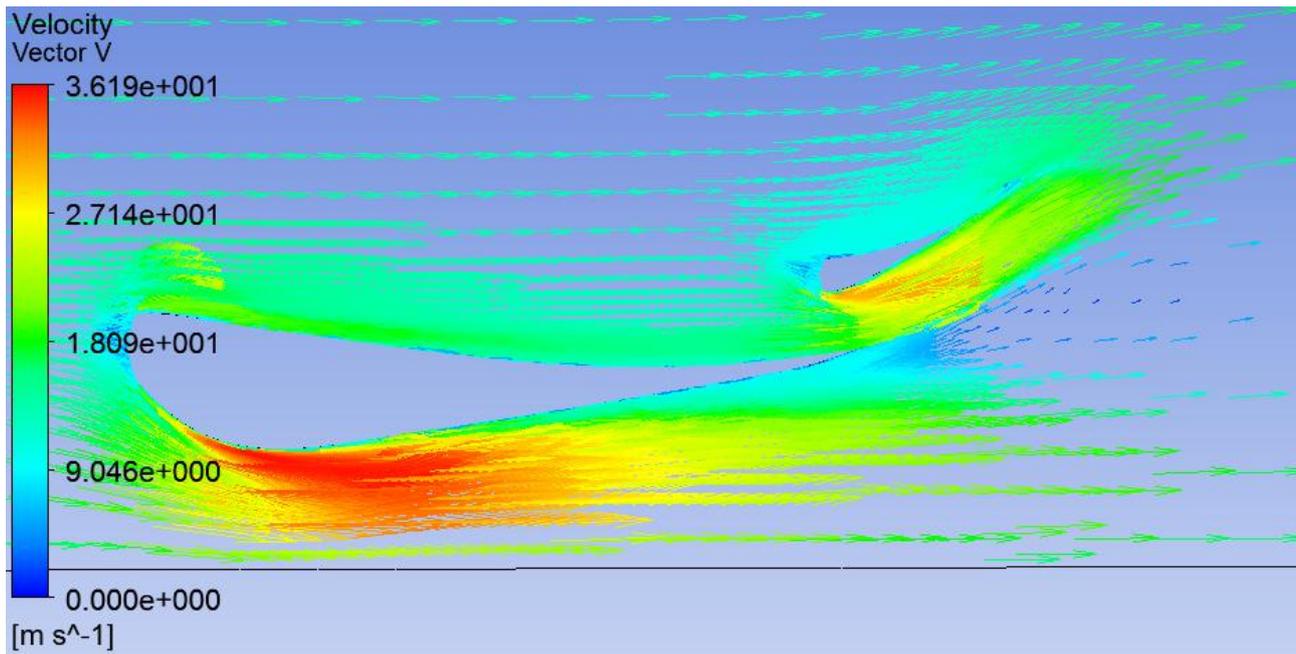


Figura 6.1.5.: Menor desprendimiento en la configuración longitudinal = 440 mm, vertical = 35 mm, ángulo de ataque = 20°

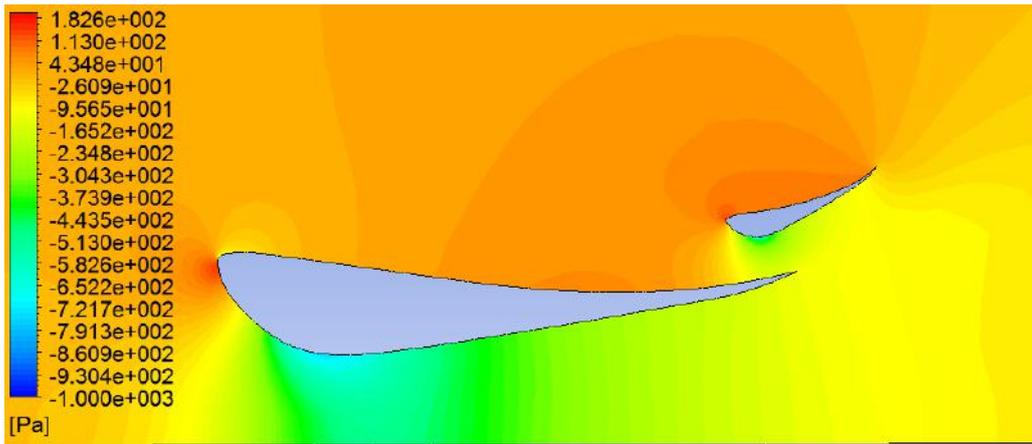
Además, tras comprobar diversos casos, parece que el problema del desprendimiento en el flap que ocurría en numerosas configuraciones se debe a que la ranura no es suficientemente amplia como para dejar pasar el flujo con la energía necesaria para evitar la separación de la capa límite. Por ello, se ha optado por una de las configuraciones que mayor altura del flap presentaba.

Dadas las pocas diferencias entre las distintas configuraciones, se desestima el hacer una segunda iteración con valores más precisos y por tanto, **el valor final de la carga aerodinámica, resistencia y eficiencia que arroja la simulación es de 227 N/m, 16 N/m y 13 respectivamente.**

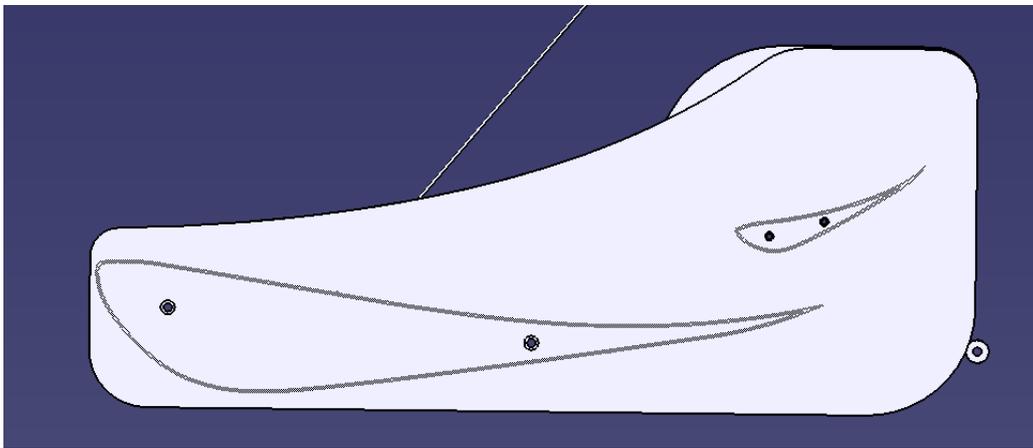
6.2. Derivas laterales (*winglets*)

Por último, un elemento de las alas que últimamente se está empleando con mucha asiduidad en aeronaves, los famosos *winglets*, ya eran empleados en aerodinámica de automóviles de competición desde hacía décadas (casi desde la aparición de los primeros alerones en la década de los 60). Probablemente la menor sollicitación a flexión a la que está sometido un alerón comparativamente a un ala hace que sea mucho más fácil su implementación.

Dado que no se tiene ni el tiempo ni el conocimiento necesario para efectuar un detallado análisis de la estela turbillonaria que deja el alerón delantero, se optó por, considerando siempre los límites permitidos por normativa, diseñar unas derivas laterales que cubriesen la mayor parte de diferencia de presión entre extradós e intradós. El diseño final fue el siguiente:



(a) Contornos de presión relativa de la configuración elegida



(b) Forma de las derivas laterales

Figura 6.2.1.: Diseño de las derivas laterales

6.3. Diseño CAD tridimensional

Finalmente, incluyendo los anclajes al vehículo, la tornillería, las derivas laterales tanto interiores como exteriores y los tirantes para evitar el movimiento excesivo del alerón en carrera, el diseño final del alerón queda de la siguiente forma:

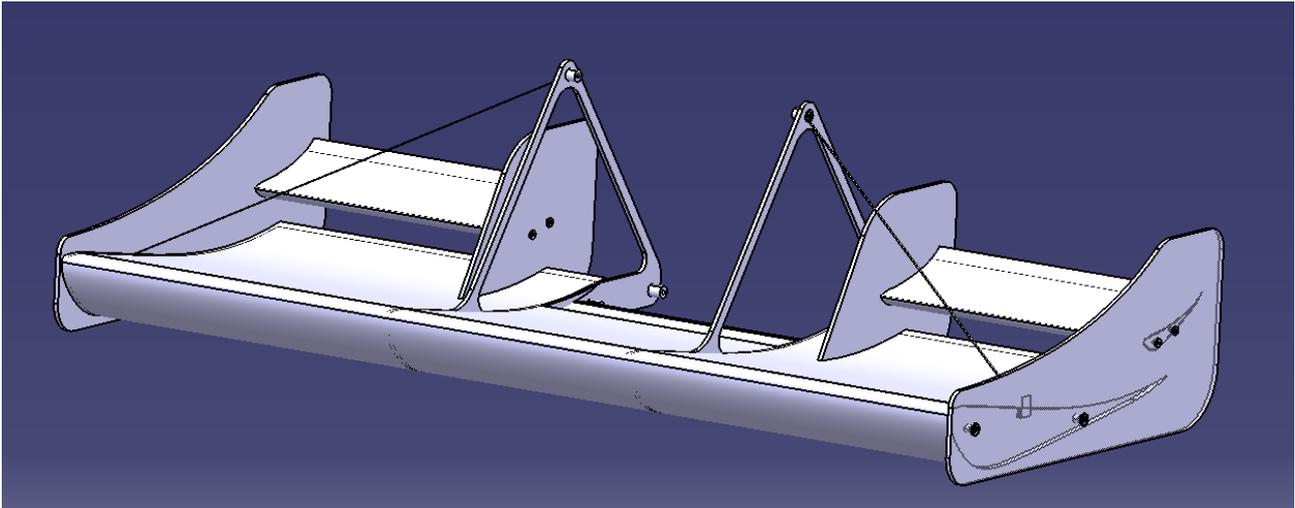


Figura 6.3.1.: Diseño final del alerón delantero

Los flaps no se alargan en la parte central debido a que intersectarían con el morro. Por ello, además de un motivo estructural, se incluyen también en la parte interior derivas laterales similares a las exteriores. La forma y posición de los anclajes atiende básicamente a la configuración del chasis en la parte delantera, y, para evitar vibraciones o movimientos laterales excesivos, se incluyen dos tirantes, anclados al chasis también.

La envergadura final del alerón es aproximadamente de 1,2 m, que coincide con la vía de las ruedas delanteras.

7. Configuración del alerón trasero

El proceso en el alerón trasero es prácticamente idéntico al seguido en el delantero, a excepción de que en principio, debido al menor brazo respecto al centro de gravedad del vehículo y para mantener el equilibrio del coche, se incluirán dos flaps ranurados en vez de uno. Esto es posible que origine la necesidad de hacer más de una iteración de todo el conjunto.

7.1. Elemento principal

En primer lugar, dado que el perfil del elemento principal es el mismo que en el caso del alerón delantero, únicamente es necesario determinar el ángulo de ataque del mismo. Así, aunque ya se había simulado la variación de las características del perfil en el XFLR5 (sección 5.2), se decidió simular el perfil a varios ángulos de ataque en ANSYS Fluent. Tal y como se comprueba en el Anexo I, los resultados que arrojan XFLR5 (XFOIL en definitiva), aunque capturan correctamente la entrada en pérdida, sobredimensionan el coeficiente de sustentación.

Puesto que el espacio del alerón trasero, aunque no tan limitado como en el caso del delantero, es

medianamente reducido y además incluir dos flaps ranurados en vez de uno únicamente se simularon ángulos de ataque entre -2 y 10 grados:

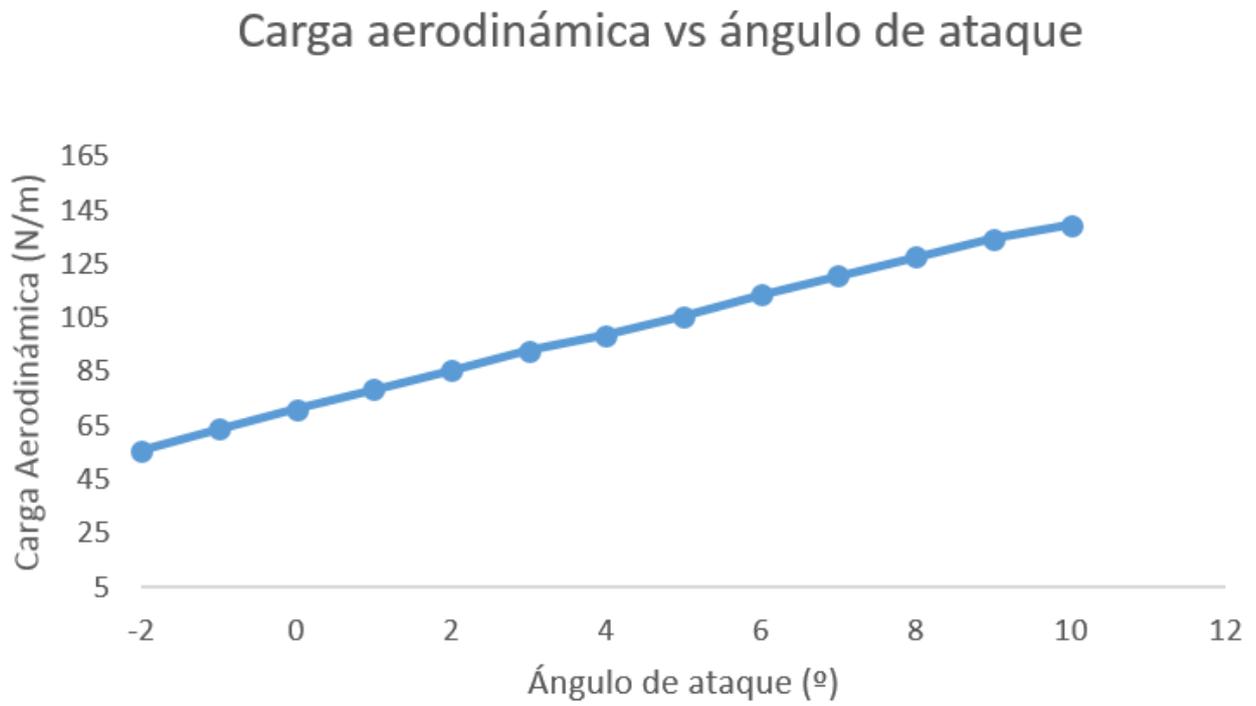


Figura 7.1.1.: Carga aerodinámica frente a ángulo de ataque

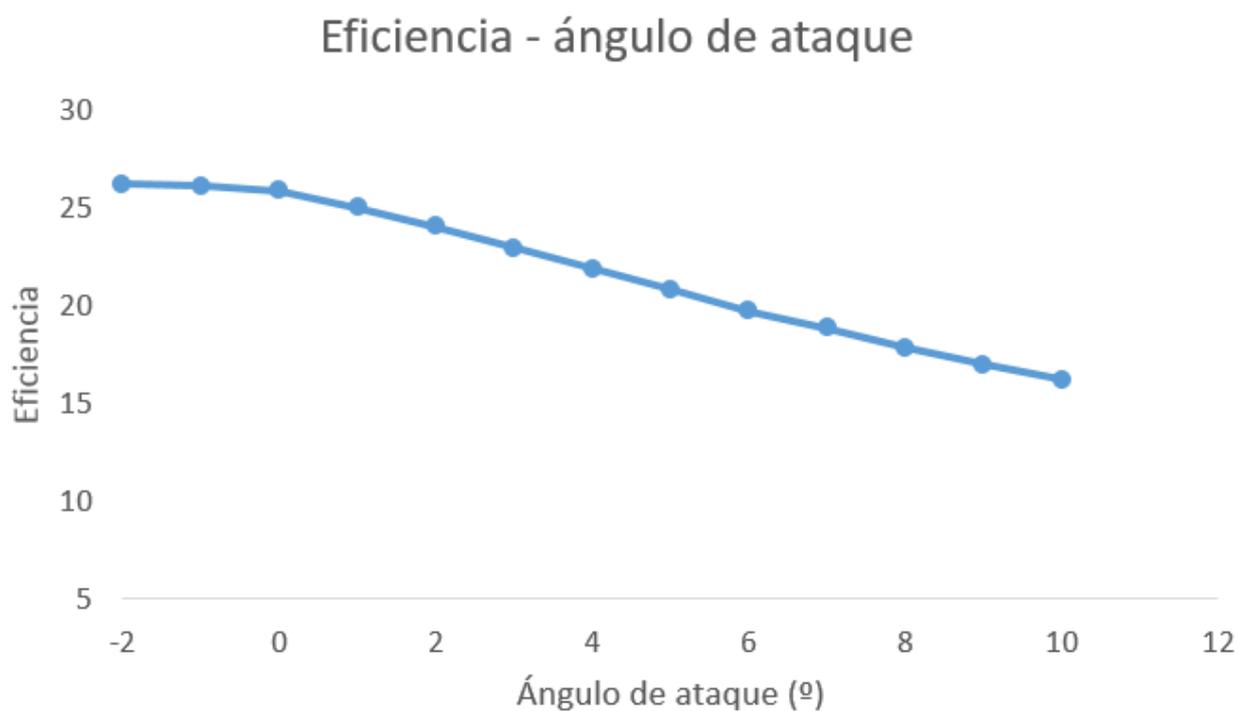
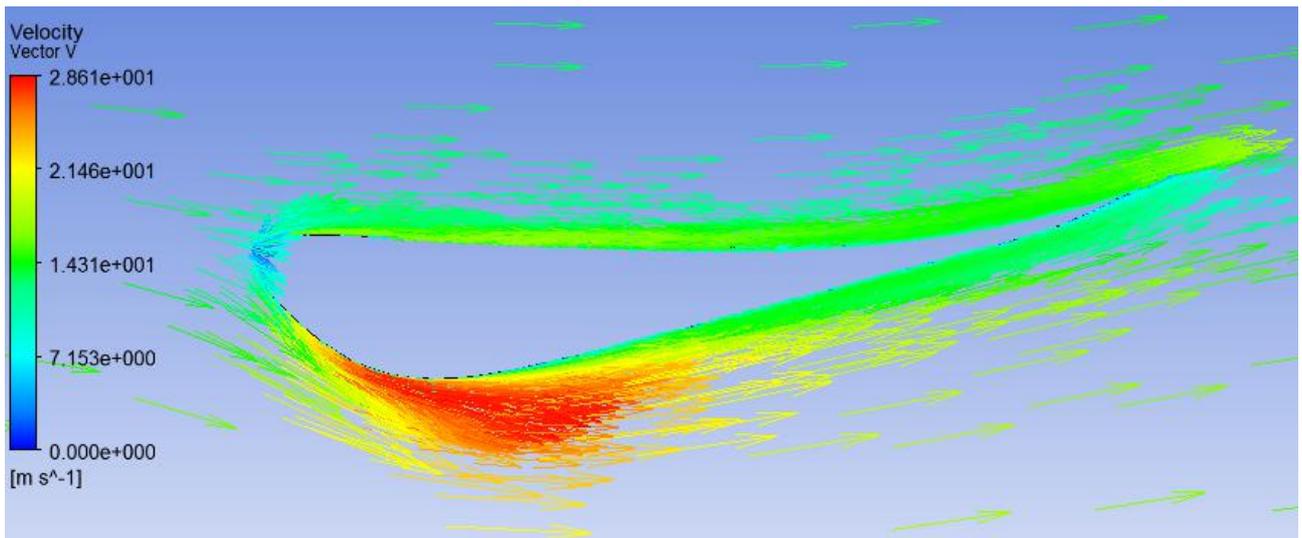


Figura 7.1.2.: Eficiencia frente a ángulo de ataque

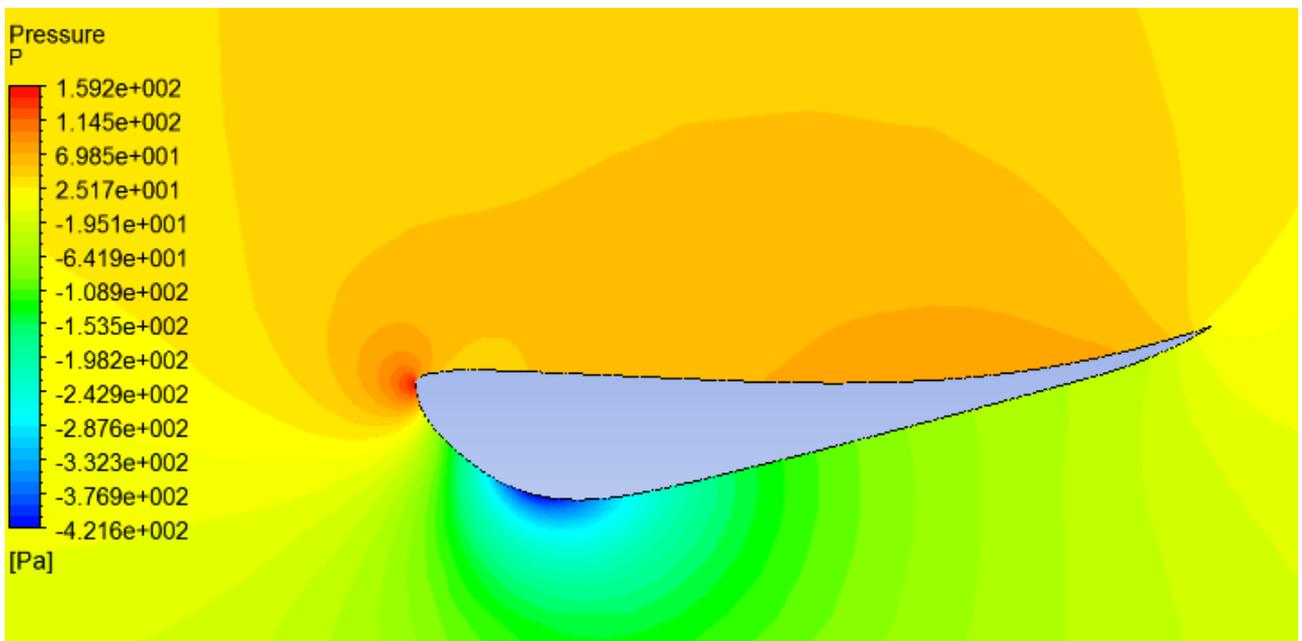
Las dos figuras anteriores muestran la variación de carga aerodinámica y eficiencia frente al ángulo de ataque del perfil S1223 (8-30 16-17) lo suficientemente lejos del contorno para que se pueda considerar en un fluido infinito. Pese a que la curva de ángulo de ataque nada más que muestra la ya conocida zona lineal (se recuerda que para el XFLR 5 la entrada en pérdida rondaba los 20°), si aporta información la curva de la eficiencia aerodinámica. Así, la eficiencia permanece casi constante hasta un ángulo de un grado, y a partir de ese punto cae linealmente. Por tanto, no es interesante decidirse por ángulos mucho mayores que un grado.

Es también importante considerar que se tienen aún que añadir dos flaps birranurados, y que, si el ángulo de ataque fuese excesivamente grande en el perfil principal, la corriente podría fácilmente desprenderse en cualquiera de los dos, disminuyendo sus actuaciones.

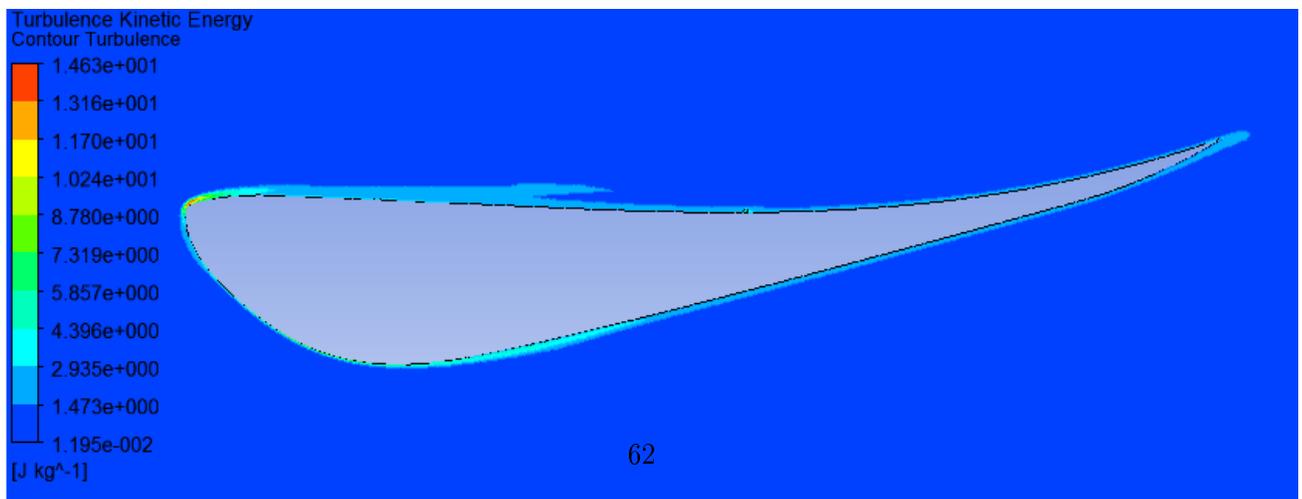
Por ello, como solución de compromiso se elige un ángulo inicial de 5° , a la espera de las simulaciones posteriores.



(a) Campo vectorial de velocidades



(b) Campo de presiones relativas



(c) Campo de energía cinética turbulenta (J/kg)

Figura 7.1.3.: Variables del elemento principal a 5°

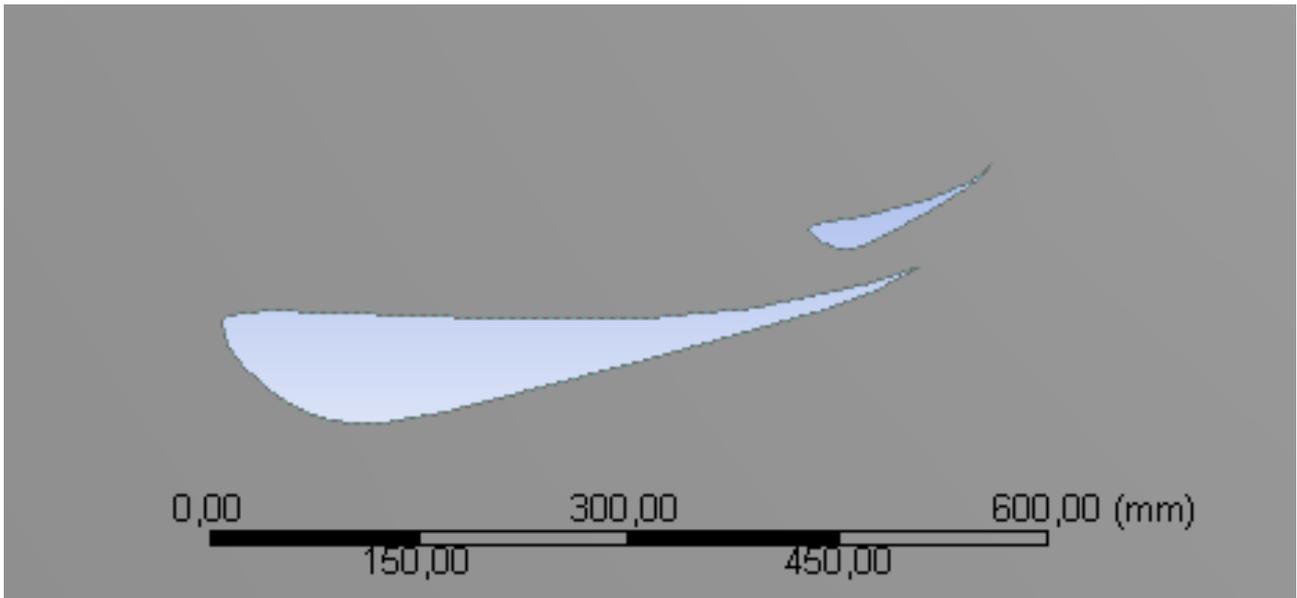
7.2. Primer flap ranurado

Al igual que en el caso del alerón delantero, una vez se ha fijado la posición del elemento principal, se posiciona longitudinal y verticalmente el flap ranurado 1, así como el ángulo de ataque que otorga la mayor carga aerodinámica. Sin embargo, es necesario tener en cuenta que a continuación de este se colocará un segundo flap ranurado, y por lo tanto, la corriente debe llegar a este en las mejores condiciones posibles. Por ello, no se puede permitir que la corriente se desprenda en este primer flap.

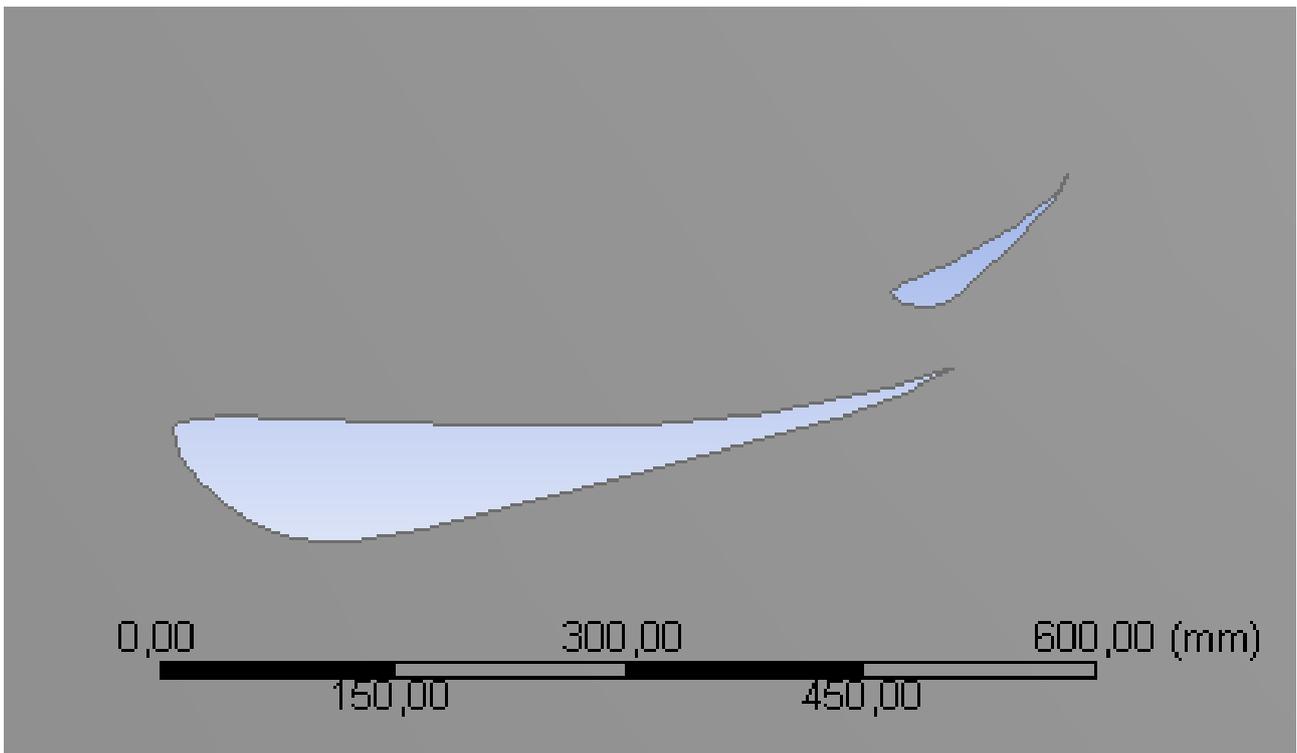
De nuevo, de manera puramente geométrica y manual, se determinaron que los siguientes parámetros abarcan todo el rango para cada una de las variables. Se recuerdan que todas las medidas de longitud tienen como origen el borde de ataque del perfil principal

- Posición longitudinal : 420, 440, 465 mm
- Posición vertical: 70, 80, 90 mm
- Ángulo de ataque: 20, 25, 35°

Comparativamente con los valores del alerón delantero, el rango de alturas es más alto debido a esos 5° de inclinación (el borde de ataque se mantiene en el mismo lugar, pero el borde de salida aumenta su altura); mientras que, dado que la caja restrictiva de la norma es mucho más liviana y alta, los ángulos del flap pueden ser más altos.



(a) Longitudinal = 420 mm, Vertical = 70mm, Angulo de ataque = 20°



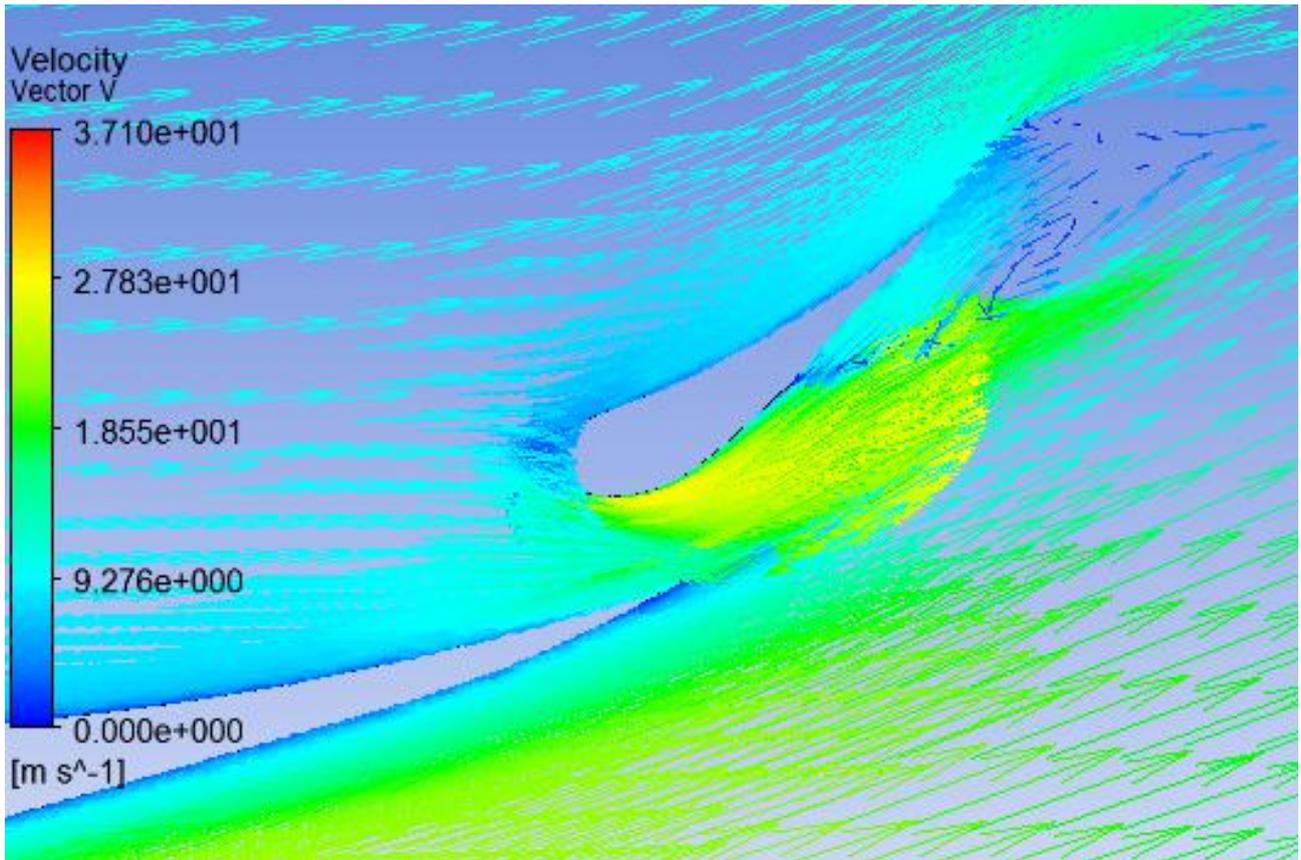
(b) Longitudinal = 465mm, 90mm , 35°

Figura 7.2.1.: Situaciones límite del flap ranurado

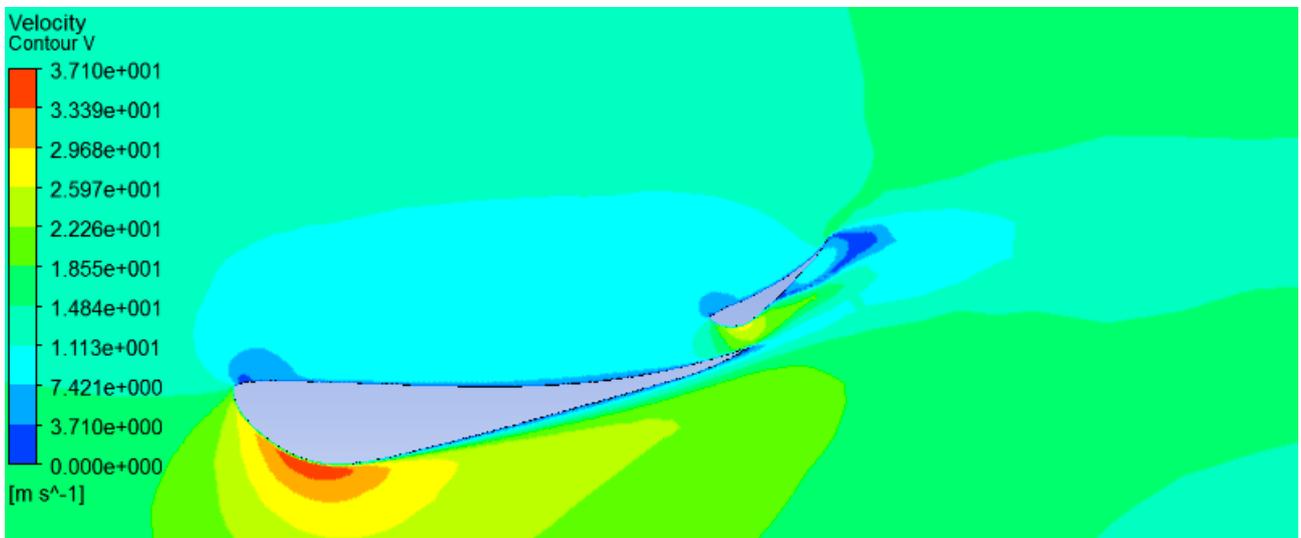
De nuevo, una vez realizadas las simulaciones, los datos extraídos más interesantes son la carga aerodinámica de cada elemento, la resistencia y la energía cinética turbulenta media, que indica el

desprendimiento del perfil. Se graficaron también figuras como las representadas en la sección 6.1: gráficos de burbujas y de dispersión, llegando a conclusiones similares.

Dado que el efecto suelo en el alerón trasero no es importante, la configuración puede ser más agresiva sin que exista desprendimiento. La velocidad en la parte inferior del perfil es menor que si existiese efecto suelo y sigue con mayor facilidad la gran curvatura que aporta el flap, aunque el flujo que pasa por la ranura y aporta energía cinética a la capa límite sea menor. Por ello, en principio, se eligió una configuración de máxima carga aerodinámica, posicionando el flap a 460 mm en posición longitudinal, 70 mm en vertical y 35 grados en el ángulo de ataque, que aporta 236 N de carga y 16 N de resistencia por metro de envergadura. Sin embargo, como muestra la siguiente figura, existe un claro desprendimiento de la corriente. Al parecer, a partir de un valor de 0,57 J/kg de energía cinética turbulenta, el desprendimiento es importante. Si este fuese el último elemento, no sería crítico, pero al añadirse otro flap ranurado a continuación, es de suma importancia que la corriente que le llegue a éste se encuentre en las mejores condiciones posibles.



(a) Campo vectorial de velocidades



(b) Campo de velocidades

Figura 7.2.2.: Campo de velocidades (escalar y vectorial) para la configuración 460 mm, 70 mm, 35°

Por tanto, aunque se pierdan algo de características aerodinámicas, se decide, con la misma posición,

disminuir el ángulo de ataque hasta los 25° . En la siguiente imagen podemos ver de nuevo la relación entre la carga aerodinámica y el energía turbulenta, así como las dos configuraciones de las que se ha hablado.

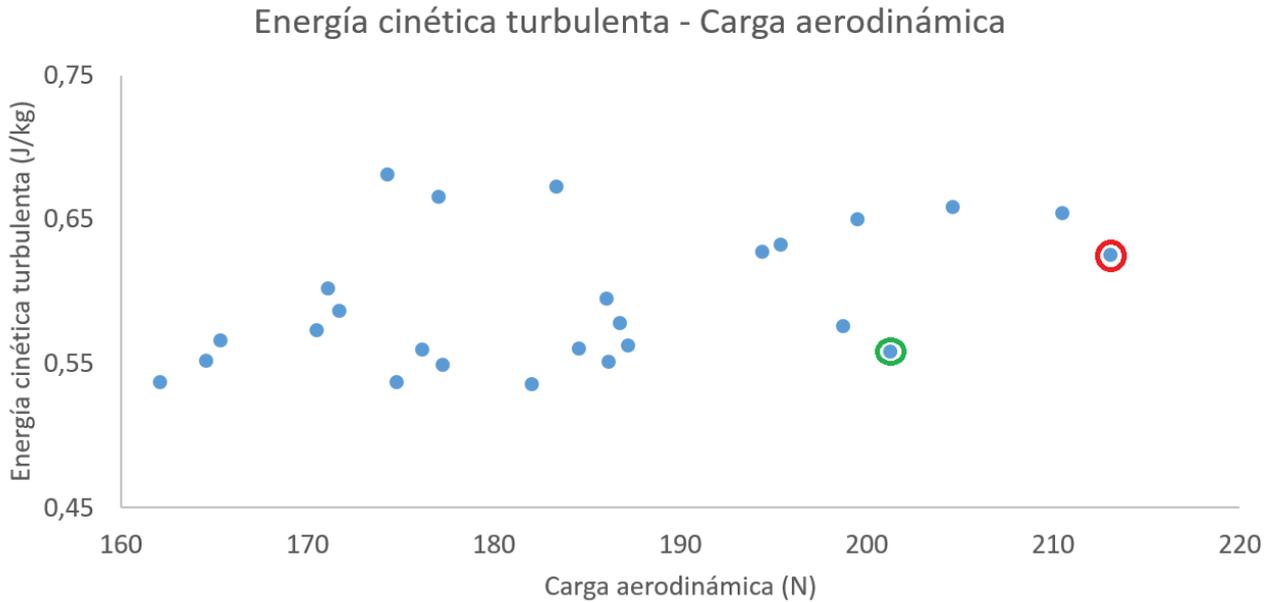


Figura 7.2.3.: Carga aerodinámica frente a energía cinética turbulenta. En rojo el primer punto seleccionado, en verde el segundo y definitivo

De esta forma, en la configuración elegida (posición longitudinal = 460 mm, posición vertical 70 mm y ángulo de ataque de 25°), se obtienen 200 N/m de carga, y 12N/m de resistencia aerodinámica.

7.3. Segundo flap ranurado

Para aumentar aun más la carga aerodinámica del alerón trasero (por motivos como ya se ha comentado de equilibrio del vehículo principalmente) se decidió por una configuración de flaps birranurada. La posición del primero de ellos ya se ha determinado en el apartado anterior. A partir de esta y siguiendo el mismo procedimiento que en la colocación del resto de elementos, se variaron los tres parametros mostrados a continuación:

- Posición longitudinal : 530, 545, 560 mm (desde el borde de ataque del elemento principal)
- Posición vertical: 140, 150, 160 mm
- Ángulo de ataque: 35° , 42° , 50°

Antes que volver a seguir el mismo esquema que en apartados anteriores, algunas de las conclusiones observando los resultados son:

A pesar de que pueda parecer que no merece la pena aumentar el ángulo de ataque del segundo flap hasta los 50° puesto que aumenta ligeramente la carga aerodinámica (10 N/m aproximadamente) y

aumenta la resistencia en la misma cantidad, se recuerda que el criterio de diseño es el de máxima carga aerodinámica.

Algunos números obtenidos aportan que se consiguen hasta 395 N/m de carga aerodinámica, doblando el resultado obtenido únicamente con un flap ranurado. La resistencia aerodinámica en este caso aumenta hasta los 55 N/m. Además, es muy interesante como en este caso la relación entre carga aerodinámica y energía cinética turbulenta (o la resistencia, que siguen tendencias muy similares) es prácticamente lineal, haciendo complicado encontrar un óptimo como en casos anteriores.

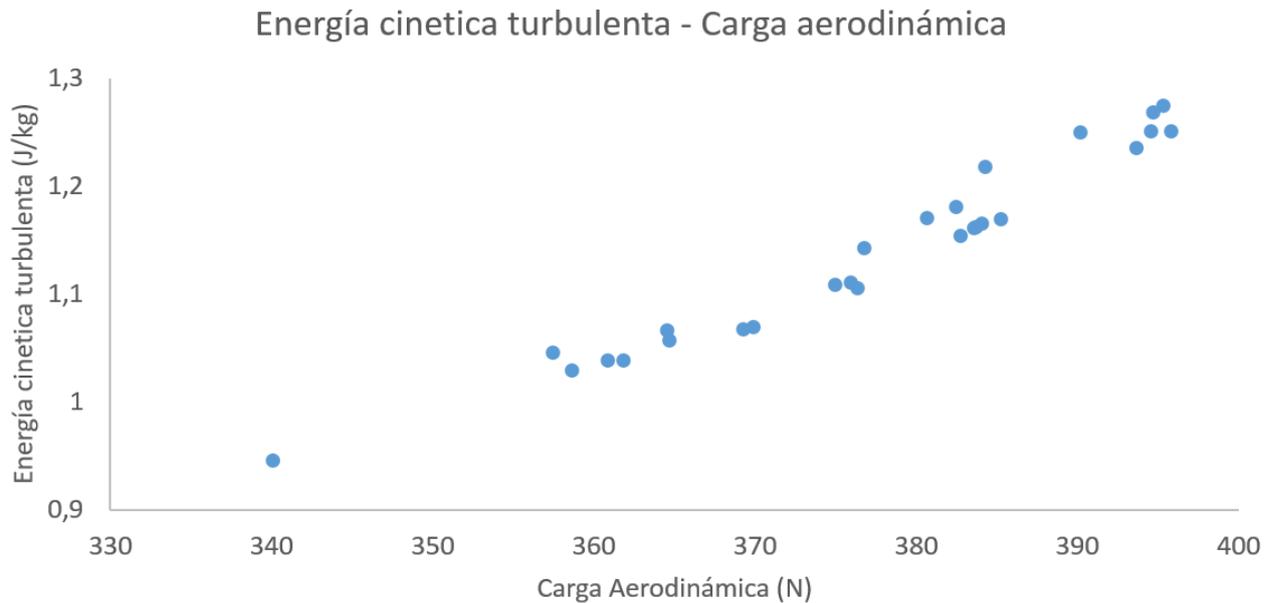


Figura 7.3.1.: Carga aerodinámica frente a energía cinética turbulenta. Tres elementos.

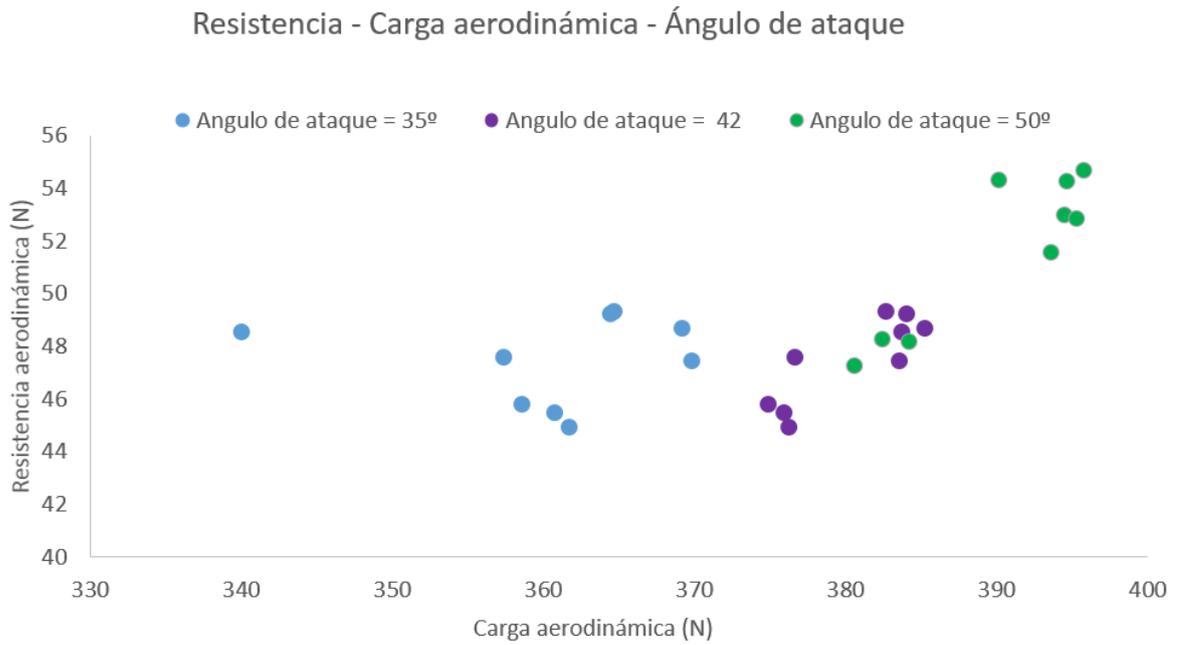


Figura 7.3.2.: Carga aerodinámica frente a resistencia. Tres elementos.

Además, una vez se comenzó a comprobar los campos vectoriales de cada uno de los casos, resultó que en la mayoría de ellos la capa límite crecía en exceso, produciéndose el nunca deseado desprendimiento en el último flap. Sin embargo, a diferencia de los estudios anteriores, donde el desprendimiento venía provocado por una falta de energía en la capa límite debido a una ranura demasiado pequeña, en este caso la entrada en pérdida se produce debido a que el gradiente de presiones de todos los elementos juntos es demasiado severo, como se puede apreciar en la siguiente imagen.

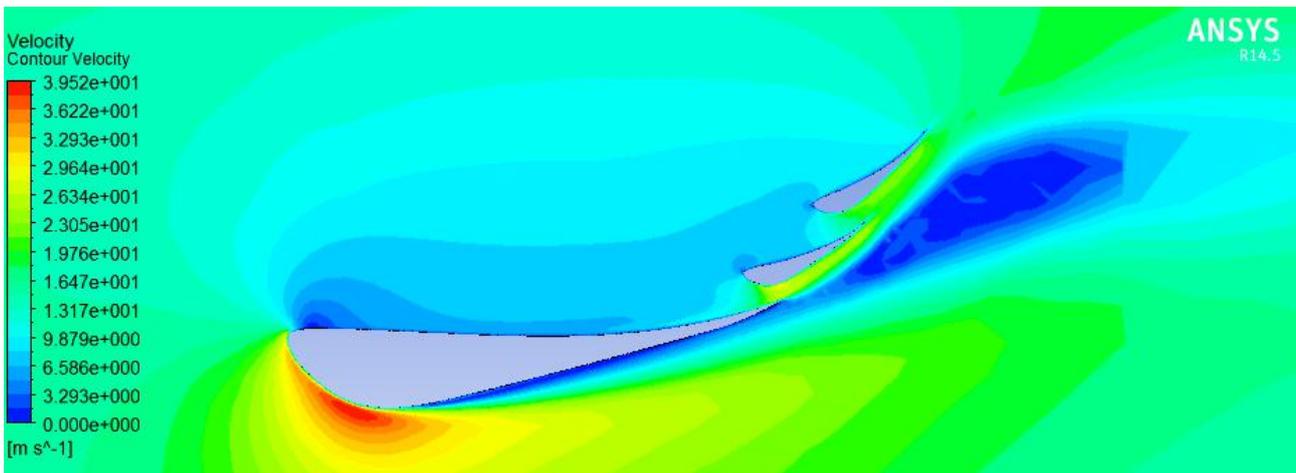


Figura 7.3.3.: Desprendimiento con origen en el elemento principal. Configuración 545 mm, 150 mm, 35 °

Dado que este problema se ha observado en la gran mayoría de las configuraciones, y parece proceder del elemento principal, se decidió realizar una segunda iteración completa, variando el ángulo de ataque de dicho elemento principal (recordemos que su valor hasta aquí era de 5°), y el resto de elementos. Además, considerando los valores en los que mejor se han comportado los perfiles, se reducirá la distancia entre puntos de diseño de los parámetros (posición longitudinal, vertical y ángulo de ataque).

7.4. Segunda iteración

Como se ha comentado al final del apartado anterior, un ángulo excesivo en el elemento principal provoca que la corriente se desprenda aguas arribas del elemento principal, provocando, para una carga aerodinámica dada, una resistencia mucho mayor. Por ello, es necesario disminuir este ángulo, hasta, por ejemplo, un valor de 2° , que mantenía una eficiencia aerodinámica alta (muy cerca de la obtenida a 0°). A partir de ese valor, se modifican todos los valores de los parámetros que definen la geometría de los flaps.

El proceso seguido a lo largo de las siguientes líneas es exactamente el mismo que el seguido en la anterioridad del capítulo 7. Por ello, a modo de no alargar en exceso el informe con información redundante, se realizará simplemente una comparativa entre el estado al que se llegó con anterioridad y los resultados de esta segunda iteración.

	Elemento principal		Primer flap		Segundo flap	
	Iter. 1	Iter. 2	Iter. 1	Iter. 2	Iter. 1	Iter. 2
AoA ($^\circ$)	5	2	25	22	50	50
Pos. Longitudinal (mm)	-	-	460	460	560	560
Pos. Vertical (mm)	-	-	70	85	150	150

Cuadro 7.1.: Comparación de la posición geométrica de la primera y segunda iteración

Entre todas las modificaciones, es interesante observar que, a pesar de haber disminuido el ángulo de ataque del elemento principal, la altura del primer flap ha aumentado, haciendo, por partida doble, una ranura de mayor tamaño. En este caso, esta ranura es del 13 % de la cuerda del elemento principal, que, aunque parece excesivo, si se compara con la obtenida en el alerón delantero, el 9 %, entra dentro del mismo orden de magnitud.

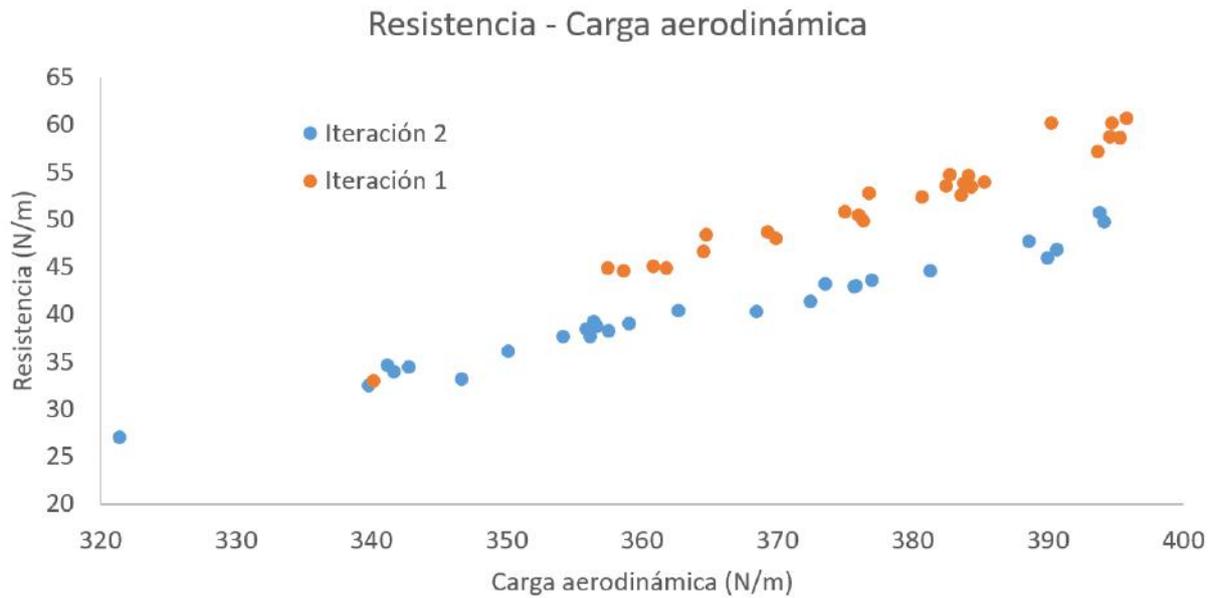
Las ganancias experimentadas en esta segunda iteración son palpables, no tanto desde el punto de vista de carga aerodinámica (donde apenas se ganan 5 N/m) sino considerando la calidad de flujo que abandona el alerón trasero y la resistencia aerodinámica especialmente.

	Iteración 1	Iteración 2
Carga aerodinámica (N/m)	395	400
Resistencia aerodinámica (N/m)	58	50
Eficiencia	6,7	8
Energía cinética turbulenta (J/kg)	1,27	1,02

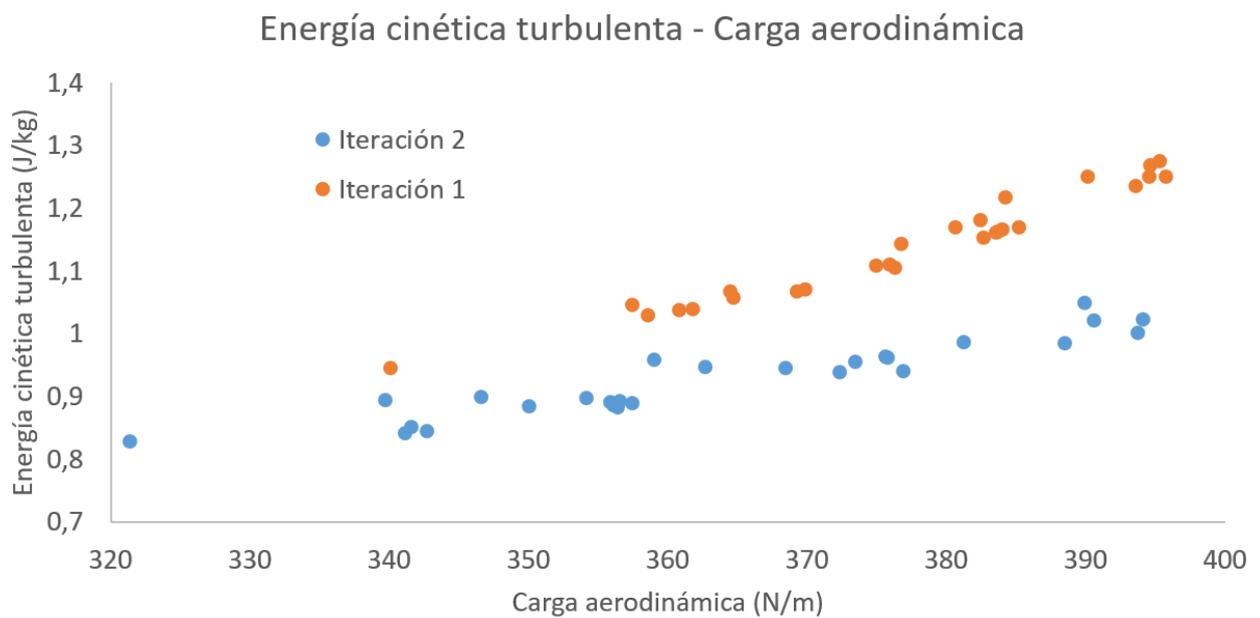
Cuadro 7.2.: Características aerodinámicas resultantes de ambas iteraciones

Lo mismo podemos observar si se pinta el gráfico de energía cinética turbulenta o resistencia frente

a carga aerodinámica:



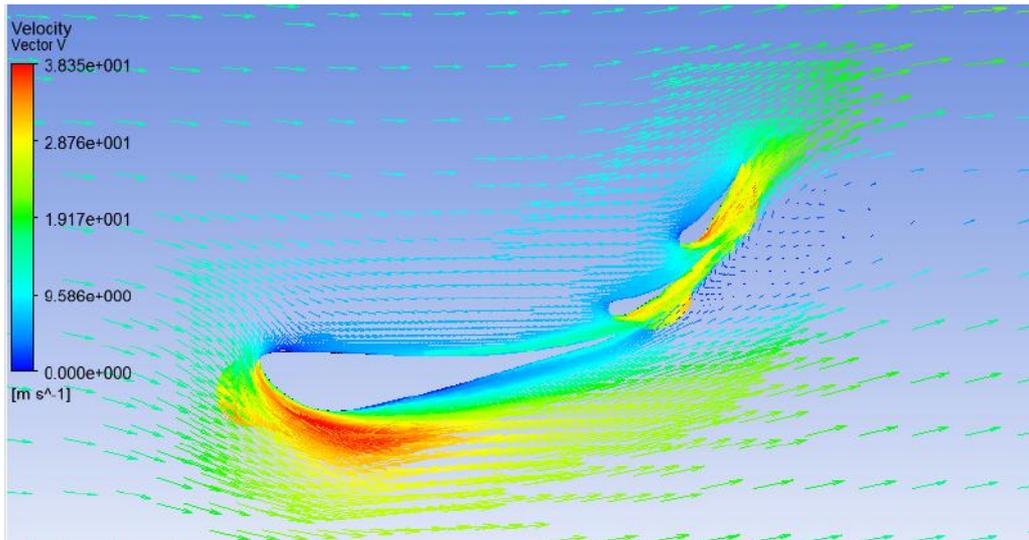
(a) Carga aerodinámica frente a resistencia



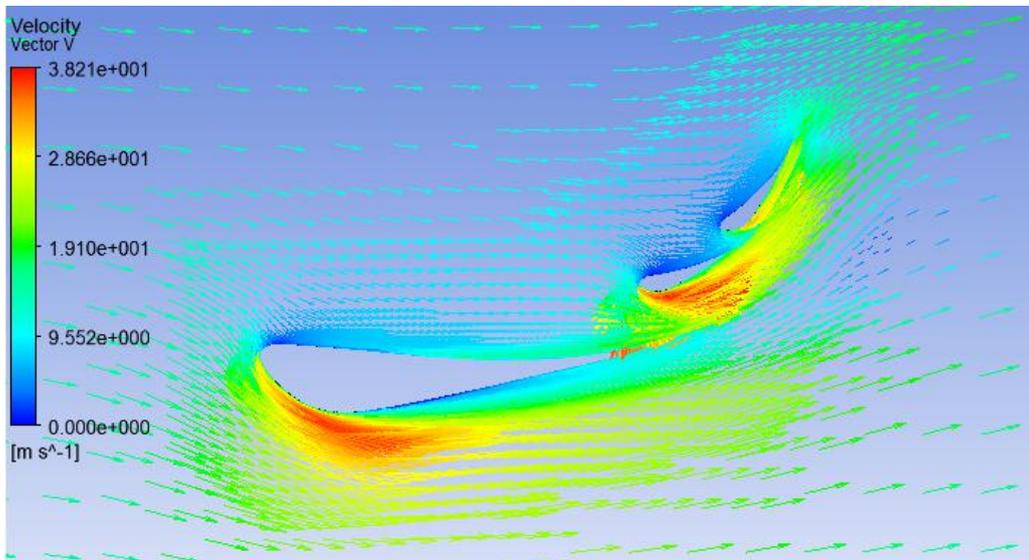
(b) Carga aerodinámica frente a energía cinética turbulenta

Figura 7.4.1.: Carga aerodinámica del conjunto del alerón trasero frente a resistencia y energía cinética turbulenta

Y para finalizar, en la imagen 7.4.2 se observa como el campo vectorial de velocidades es mucho más uniforme en el caso de la segunda iteración.



(a) Iteración 1: Principal a 5° ; primer flap a 460 mm, 70 mm, 25° y segundo a 560 mm, 150 mm y 50°



(b) Iteración 2: Principal a 2° ; primer flap a 460 mm, 85 mm, 22° y segundo a 560 mm, 150 mm y 50°

Figura 7.4.2.: Campo de velocidades vectorial para cada una de las iteraciones

De las imágenes anteriores, llama mucho la atención la gran capacidad de succión que poseen ambas configuraciones, especialmente la perteneciente a la segunda iteración. Gracias a esto y en parte también a la sobrepresión en la parte superior del perfil, las líneas de corriente aún muy por encima del borde de ataque del perfil, pasan por la parte inferior, aumentando la velocidad del fluido en el lado de succión, aumentando a su vez la depresión. Las líneas de corriente muestran este comportamiento:

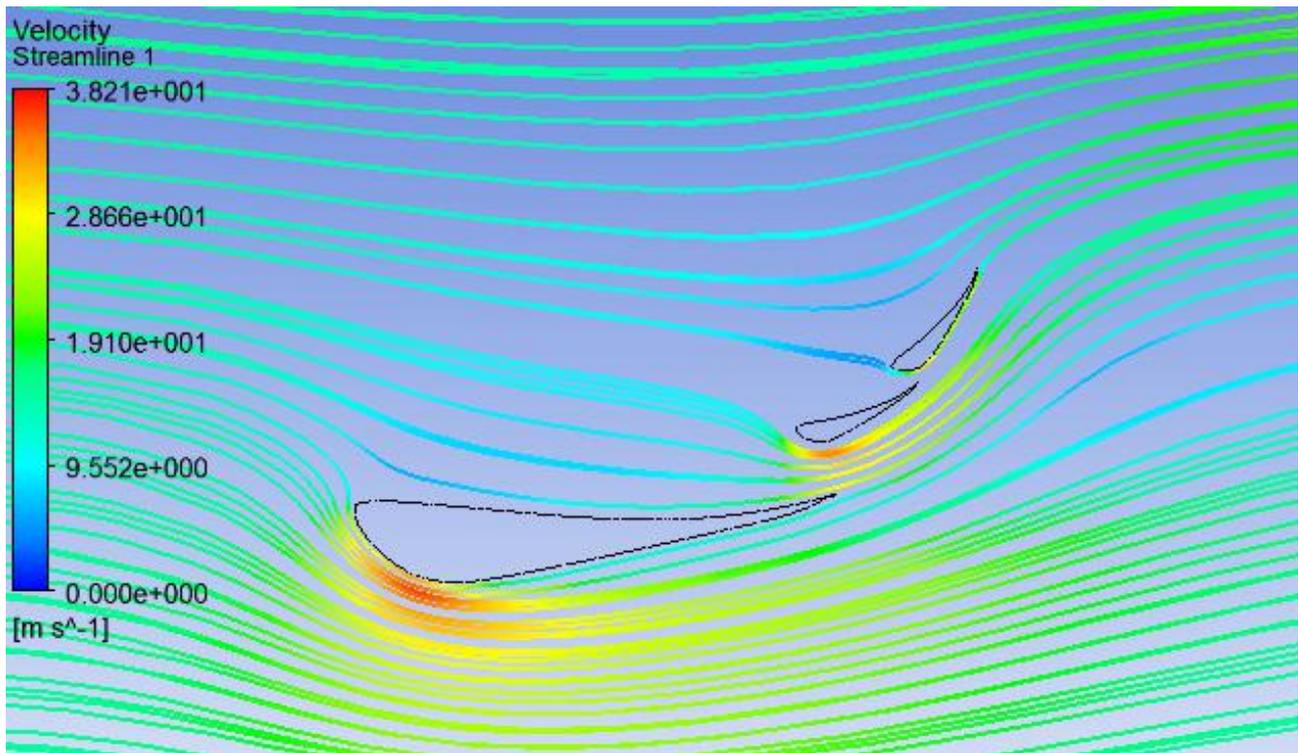
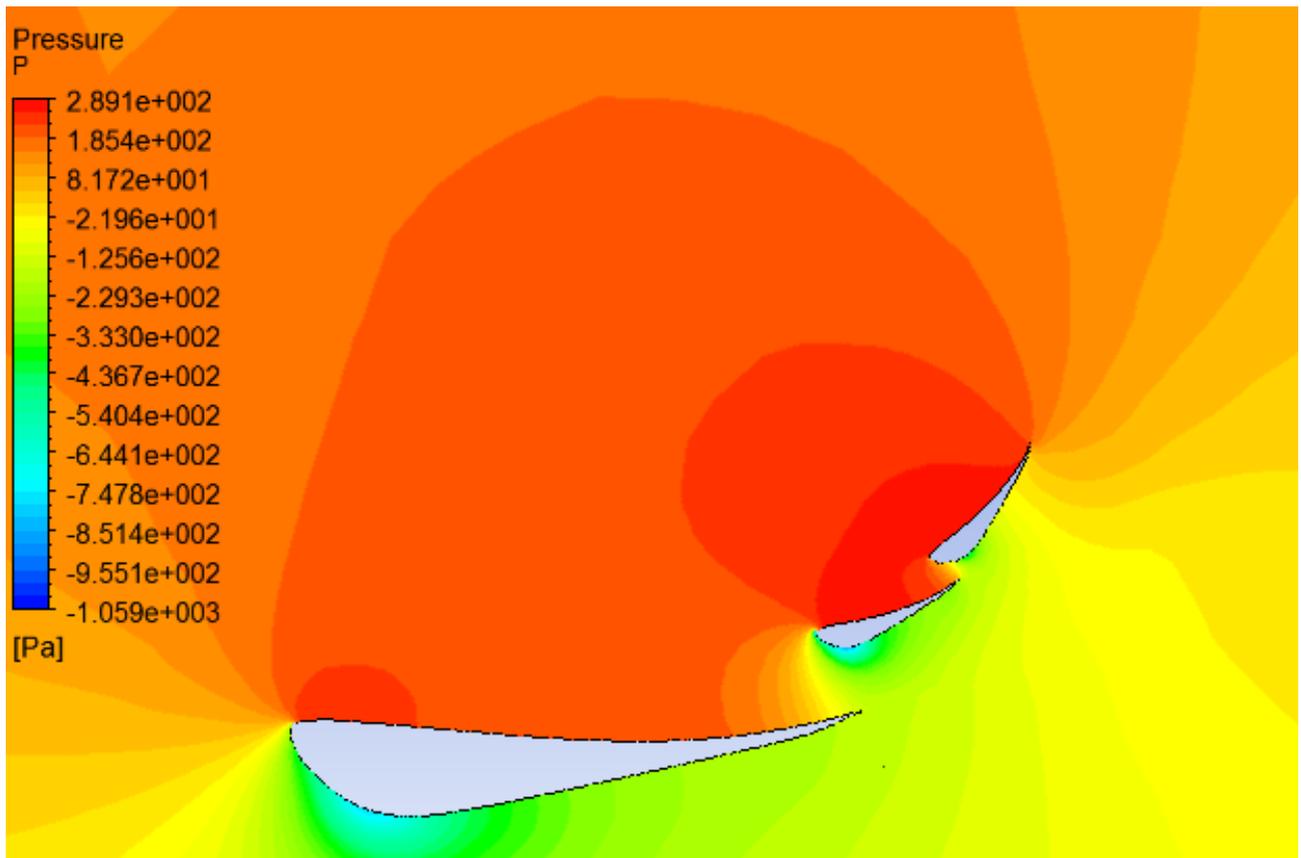


Figura 7.4.3.: Líneas de corriente del punto de diseño elegido de la iteración 2

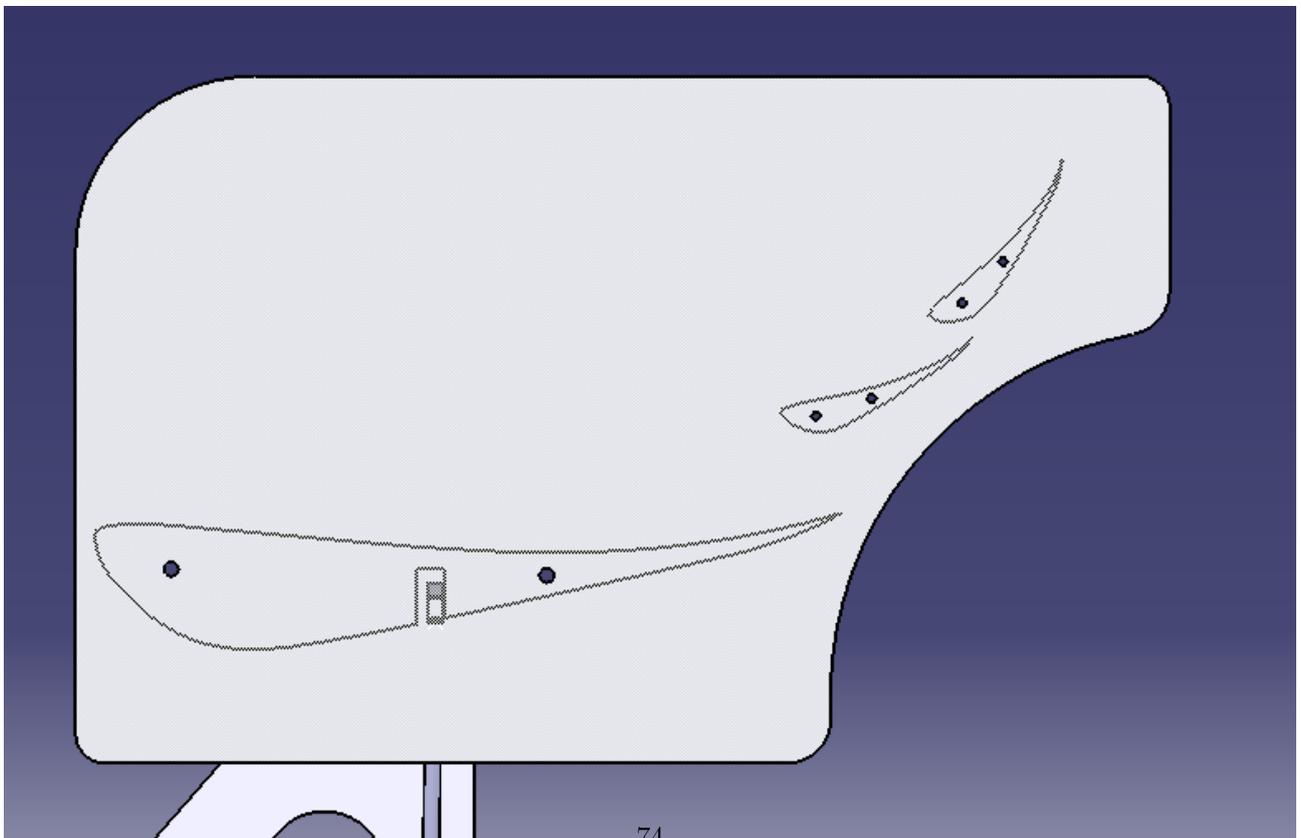
Así pues, con la configuración mostrada, se obtuvieron una carga aerodinámica de 394 N/m, una resistencia de 50 N/m y una eficiencia de 8 aproximadamente.

7.5. Derivas laterales

Al igual que en el caso del alerón delantero, a partir de las isobaras se puede hacer una rápida aproximación del lugar más conveniente por el que el contorno de los 'winglets' deben discurrir. Se decidió, para no incrementar excesivamente el peso, tomar la isobara de ± 300 Pa respecto a la presión ambiente como referencia. El resultado queda mostrado en la siguiente imagen:



(a) Contornos de presión relativa de la configuración elegida



(b) Forma de las derivas laterales

Figura 7.5.1.: Diseño de las derivas laterales

7.6. Diseño CAD tridimensional

El modelo CAD del alerón trasero es mucho más simple que el delantero, puesto que es continuo a lo largo del eje y (transversal), y los nodos del chasis de los anclajes se sitúan en la parte inferior, fácilmente accesibles. Se le ha provisto también de tirantes para evitar el movimiento lateral.

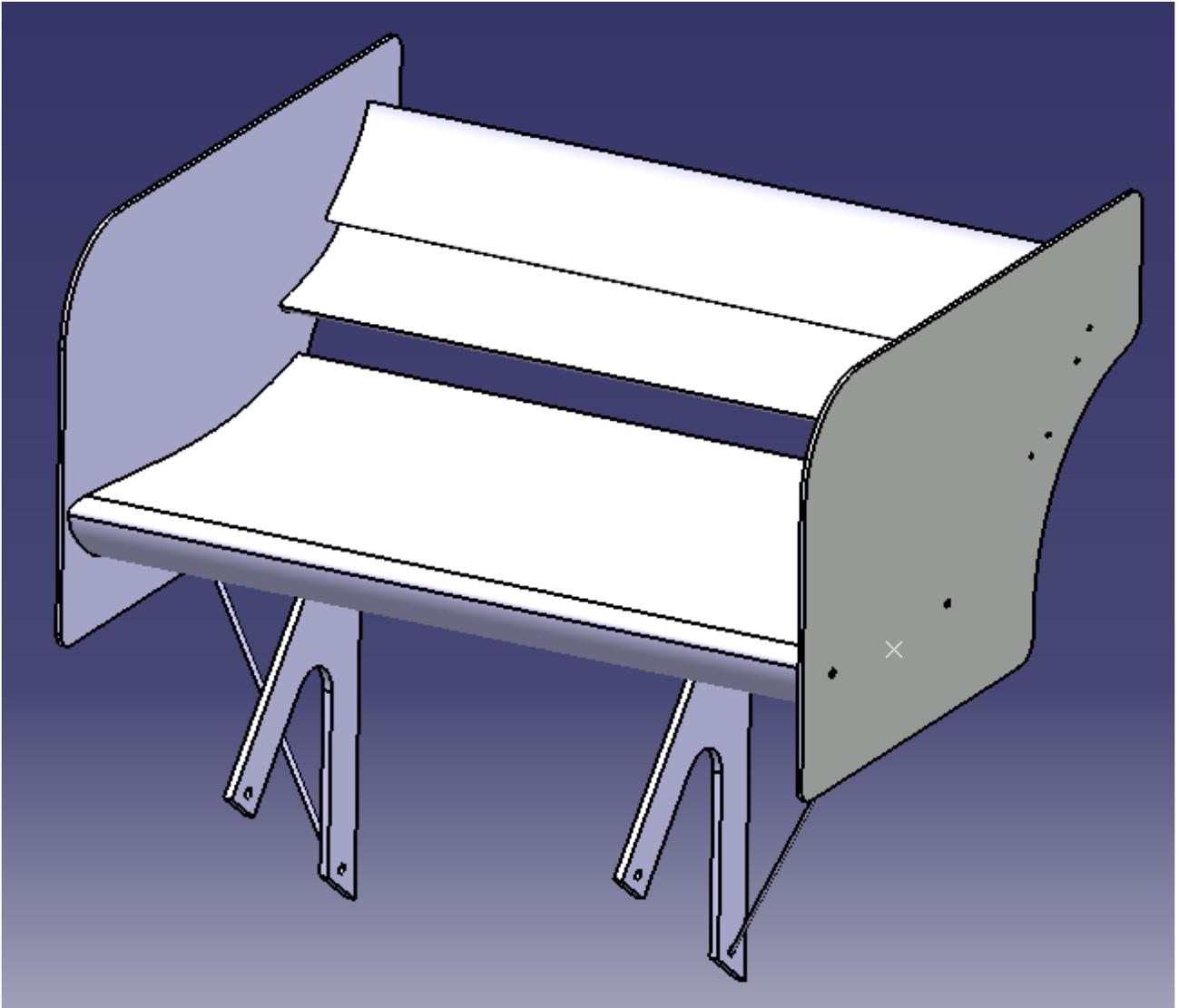


Figura 7.6.1.: Diseño final del alerón trasero

De nuevo, al igual que en el caso del alerón delantero, la envergadura máxima permitida por normativa la define al parte interior de las ruedas traseras, y, por tanto, esta será de 0,9 m.

8. Configuración de baja resistencia

Tal y como se comprobó en la sección 4.3 del capítulo 4, existen situaciones, como por ejemplo la prueba de aceleración en la cual la resistencia del paquete aerodinámico es perjudicial. Por ello, dado que el montaje (detallado en la parte V) permite que únicamente realizando dos taladros y casquillos más se pueda variar el ángulo de incidencia del perfil, se va a estudiar la mejor configuración posible con el objetivo esta vez de obtener la mínima resistencia posible, tanto en el alerón delantero y como en el trasero. Para ello, y por simplicidad, se decidió que únicamente se variaría el ángulo de ataque de los tres flaps (uno del alerón delantero y dos del trasero). Se trata de una idea muy similar al DRS empleado en la Fórmula 1 pero en la que la inclinación del flap se cambia manualmente.

8.1. Alerón delantero

Dado que en alerón delantero el elemento que más influye en la resistencia aerodinámica es el flap secundario, se ha realizado una variación paramétrica del mismo entre -2 y +2 grados de ángulo de ataque. Se extrajeron los datos de carga aerodinámica y resistencia globales de todo el alerón, incluyendo el elemento principal, los cuales se encuentran graficados en las siguientes figuras:

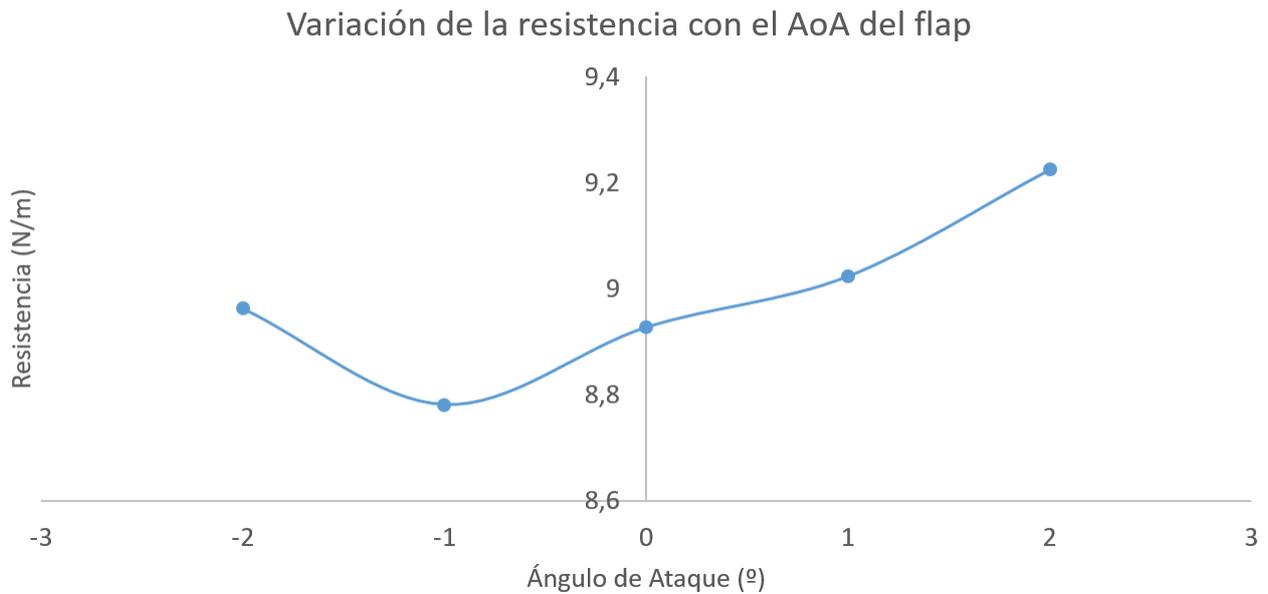


Figura 8.1.1.: Resistencia aerodinámica frente a ángulo de ataque del flap

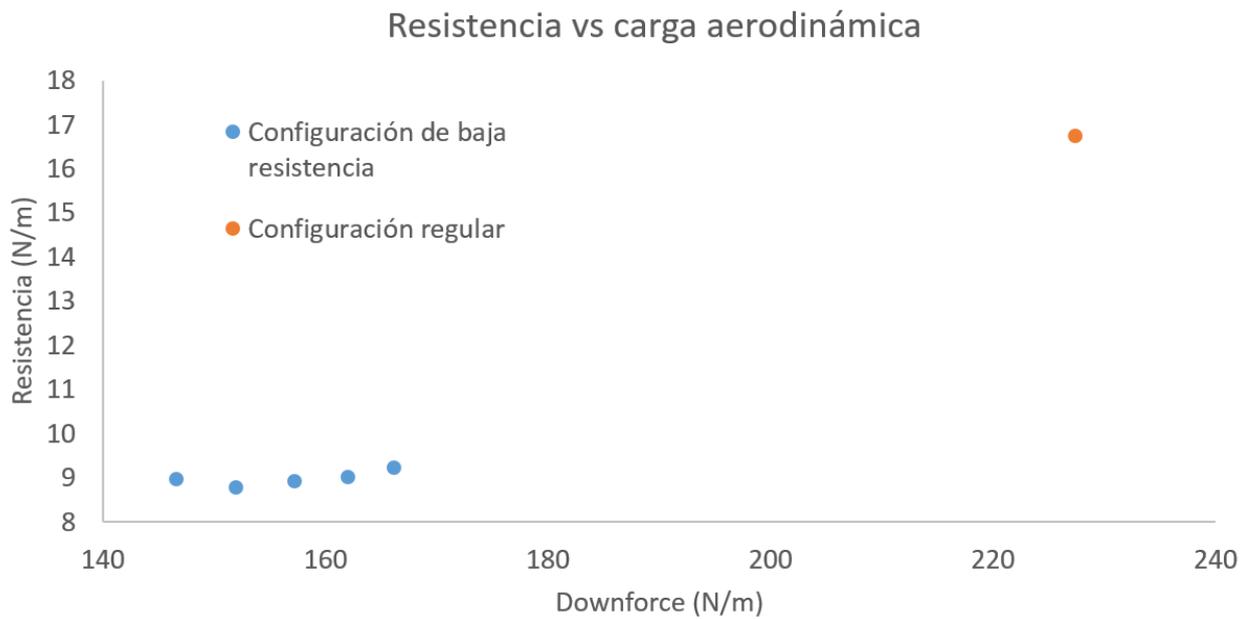


Figura 8.1.2.: Comparación entre la configuración regular y la de baja resistencia

Como se puede observar en la primera figura, el ángulo de ataque que aporta una menor resistencia aerodinámica es de -1 grado y por tanto será la configuración que se emplee en la prueba de aceleración. Cabe destacar que, atendiendo a la segunda figura, en la que se observan las dos configuraciones, se consigue rebajar a la mitad prácticamente la resistencia. Sin embargo, la carga aerodinámica cae sólo un 35 % (80 N/m) y por tanto la eficiencia aumenta enormemente.

Configuración	Regular	Baja resistencia	Variación
Carga aerodinámica (N/m)	227,4	151,9	-33 %
Resistencia (N/m)	16,73	8,78	-47 %
Eficiencia	13,5	17,3	+28 %
AoA del flap ($^{\circ}$)	20	-1	-

Cuadro 8.1.: Comparativa de configuración regular contra configuración de baja resistencia

8.2. Alerón Trasero

El mismo estudio se realiza en el caso del alerón trasero. Sin embargo, las configuraciones a estudiar en este caso son muchas más, pues en vez de un flap se puede variar la incidencia de dos elementos. Por ello, se recorre el mismo rango (entre -2 y $+2$) en ambos flaps, dando lugar a 25 configuraciones diferentes. Si se representa de nuevo la resistencia aerodinámica en función del ángulo de ataque se obtiene la siguiente figura.

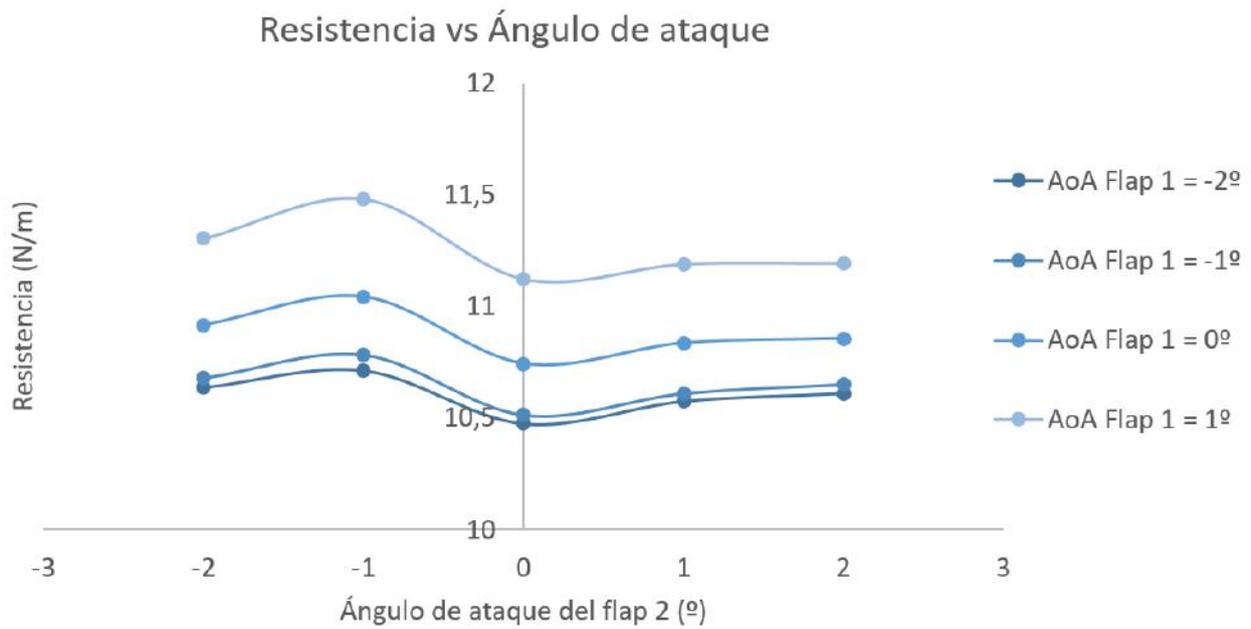


Figura 8.2.1.: Resistencia aerodinámica frente a ángulo de ataque del flap

Se aprecia claramente como la menor resistencia aerodinámica se obtiene con un ángulo de -2° en el flap 1 mientras que el flap 2 trabaja con una inclinación de 0° . Es posible que el mínimo de resistencia debido al ángulo del flap 1 se encuentre a un ángulo inferior a -2° , ya que no se ha simulado una inclinación menor. Sin embargo, la presencia de la línea de -1° muy cerca de la de -2° indica que, en caso de que disminuyese algo la resistencia sería en muy pequeña cantidad.

Si recordamos los valores de resistencia y carga originados por la configuración regular, observamos que en este caso la resistencia se ha disminuido por un factor de 5, mientras que la carga aerodinámica se ha reducido por 3. Respecto al alerón delantero, la disminución de ambas fuerzas es mucho más acusada debido a la presencia de no uno sino dos flaps. Esto puede observarse en la siguiente figura:

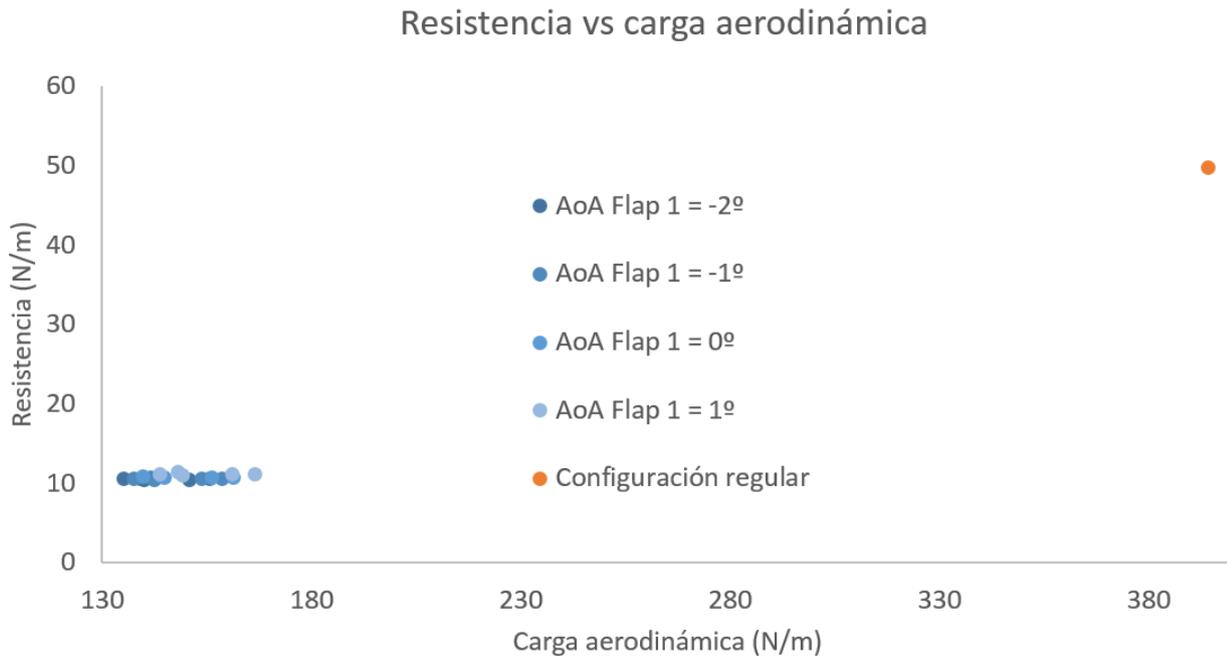


Figura 8.2.2.: Comparación entre la configuración regular y la de baja resistencia

Los nuevos valores por tanto se encuentran resumidos en la siguiente tabla

Configuración	Regular	Baja resistencia	Variación
Carga aerodinámica (N/m)	394	139,1	-64 %
Resistencia (N/m)	49,7	10,47	-79 %
Eficiencia	7,9	13,35	+68 %
AoA del flap 1 (°)	23	-2	-
AoA del flap 2 (°)	50	0	-

Cuadro 8.2.: Comparativa de configuración regular contra configuración de baja resistencia

Se ha conseguido entre ambas configuraciones una disminución de unos 50 N, lo cual, dada la carga de trabajo actual, no justifica el tiempo empleado en tornejar los 6 casquillos extra.

Parte IV.

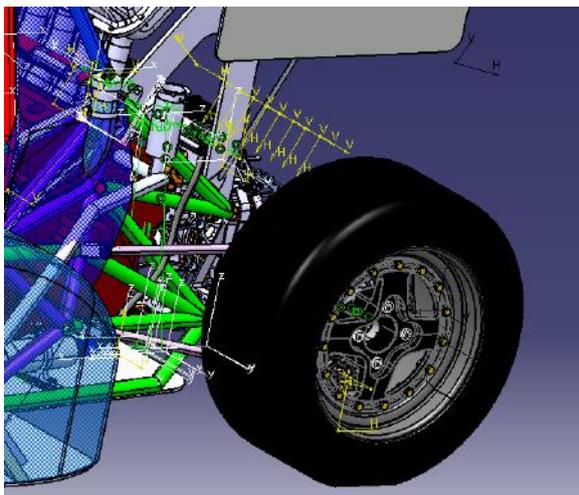
Simulación aerodinámica del vehículo completo

Aunque no es el objetivo del trabajo, es muy recomendable para obtener la máxima puntuación posible en el apartado de aerodinámica en la prueba de diseño de la competición llevar la simulación del coche completo, variando incluso ángulos de cabeceo, alturas respecto al suelo, o probando diferentes configuraciones aerodinámicas. Dado que los datos se tenían, se ha incluido una breve reseña a continuación, con la que poder comparar respecto al UPM 12C, presentado al inicio del informe, o simplemente con vistas a obtener unos números generales. Es también importante recalcar que esta parte no ha sido sólo estudiada por el autor del trabajo de fin de grado, sino también por otros miembros del departamento de chasis y aerodinámica.

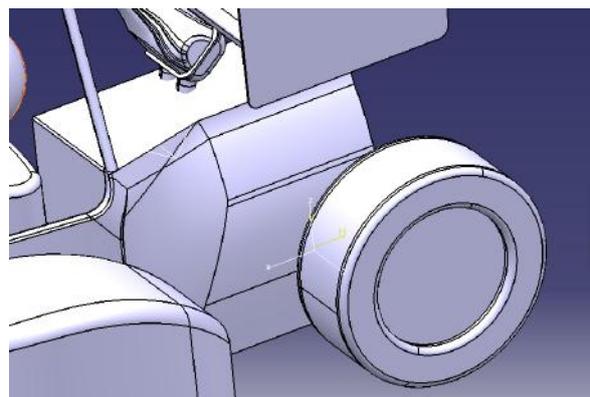
9. Modelo CAD para la simulación

Debido a la enorme complejidad del modelo CAD completo del vehículo (más de 1500 piezas), no es viable realizar una simulación con toda la geometría, además de innecesario. Por ello, se han escogido cuidadosamente aquellas piezas que, desde un punto de vista cualitativo, son importantes en la configuración del campo fluido alrededor del coche. Además, no sólo se ha disminuido el número de piezas, sino que se han simplificado algunas de ellas, eliminando pequeños agujeros para tornillería, anclajes... Las piezas conservadas en el modelo final son:

- Alerón delantero: Se han eliminado los anclajes, casquillos, tornillería y demás, permaneciendo únicamente los perfiles y las derivas laterales
- Alerón trasero: Mismas simplificaciones que en el alerón delantero
- Carrocería: Se ha mantenido la parte delantera, incluyendo el agujero del cockpit para el piloto. En la parte trasera, en lugar de mantener la estructura tubular del chasis que va descubierta, se ha conservado la forma de la carrocería hasta el final



(a) CAD completo

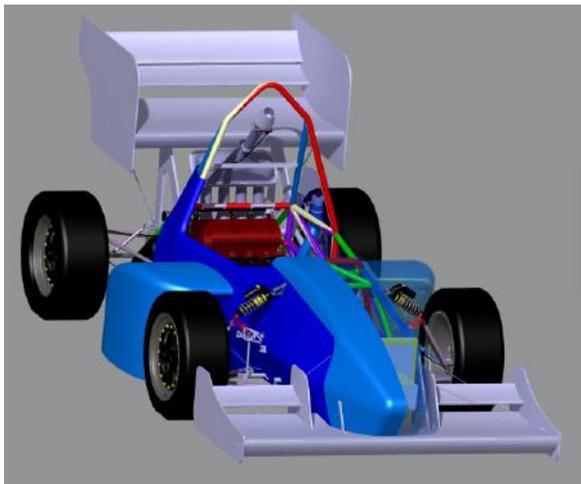


(b) Modelo CFD

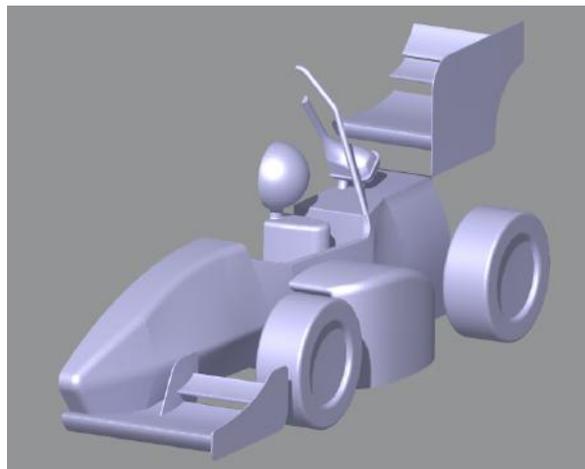
Figura 9.0.1.: Comparación parte trasera de la carrocería

- Pontones: Se han mantenido prácticamente igual a su diseño original
- Radiador: Se ha sustituido el radiador por una placa plana con múltiples orificios para simular la caída de presión que sucede en el mismo.
- Ruedas: Se han eliminado todos los elementos de la suspensión y transmisión, llantas y tornillería
- Chasis: El único 'superviviente' del chasis es el arco antivuelco principal, que se incluye pues podría tener un efecto importante en el alerón trasero al estar situado delante de él.
- Admisión: Por la misma razón que el antivuelco, la admisión se incluye por estar situada muy cerca del alerón trasero.
- Piloto: Se ha incluido una esfera y un cuerpo similar a una elipse extruida para simular la presencia del piloto en el coche.
- Fondo plano y difusor: No se incluyen en esta simulación por no estar totalmente definidos.

Además, con el fin de reducir a la mitad el coste computacional, se simulará sólo la mitad izquierda del vehículo, dada su simetría.



(a) Modelo CAD completo



(b) Modelo CFD

Figura 9.0.2.: Comparación modelo CFD con modelo CAD completo

10. Mallado y Geometría

Una vez importada la geometría al *Design Modeller* de ANSYS se han parametrizado las posiciones del pontón, radiador y alerón trasero, así como la altura del vehículo al completo y su ángulo de cabeceo con el fin de obtener la mayor cantidad de información relevante. Es importante notar que para evitar

fenómenos por 'blocaje del túnel de viento' simulado, el área frontal del vehículo debe ser menor al 10 % del área transversal del túnel. Por ello, la sección del mismo tiene unos 11 m².

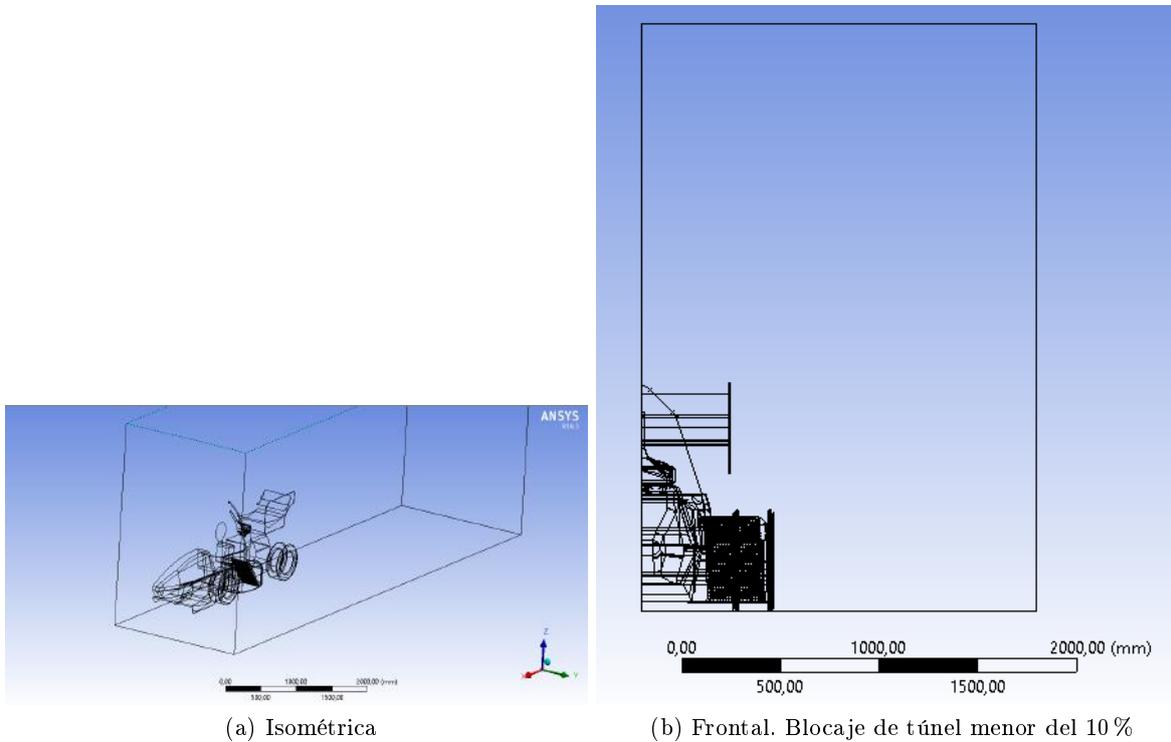


Figura 10.0.1.: Modelo importado en ANSYS

El objetivo en el mallado era obtener unos valores de y^+ muy similares a los que mejores resultados dieron en el Anexo I (tamaños de celda mínimos de 6 mm con un y^+ de 120 aproximadamente), para posteriormente emplear el método de resolución $k - \varepsilon$ que tan buenos resultados aportó. Por ello, en los alerones y partes más pequeñas, se eligió un valor de tamaño de elemento adyacente a la pared de 6 mm mientras que en la carrocería y otras zonas más grandes se optó por un tamaño algo mayor puesto que la resolución necesaria en esas zonas no es crítica.

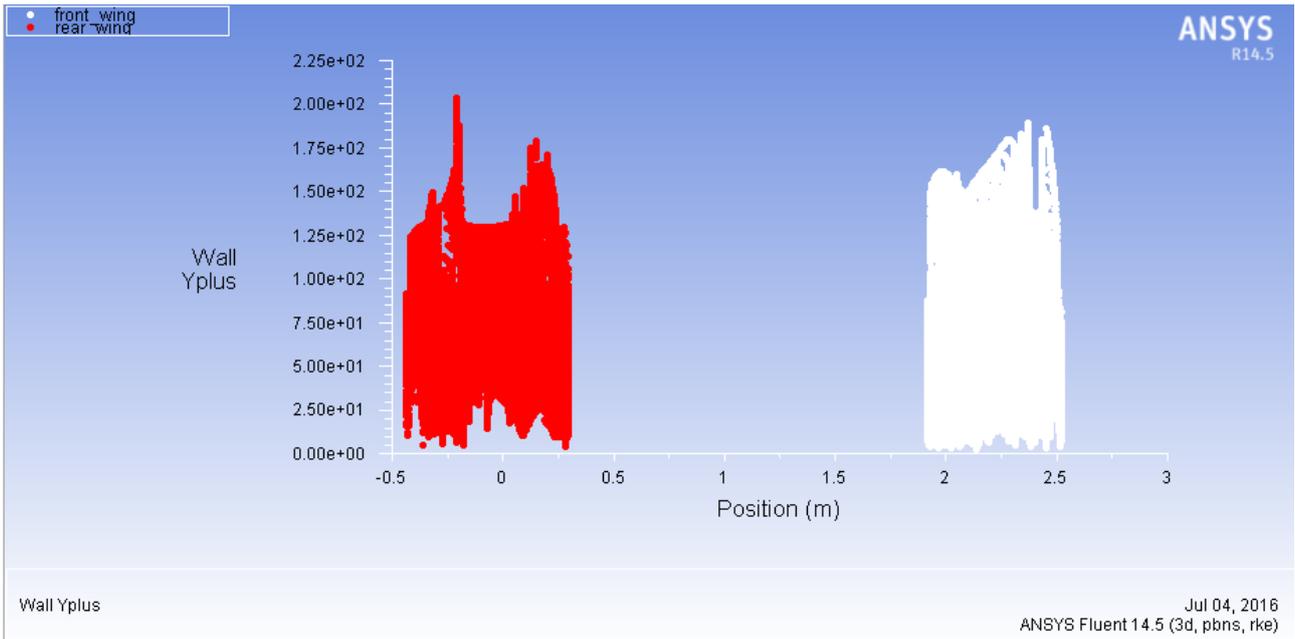


Figura 10.0.2.: y^+ del alerón delantero (rojo) y trasero (blanco)

Además, la malla automática se refina también con la curvatura y proximidad a otras paredes.

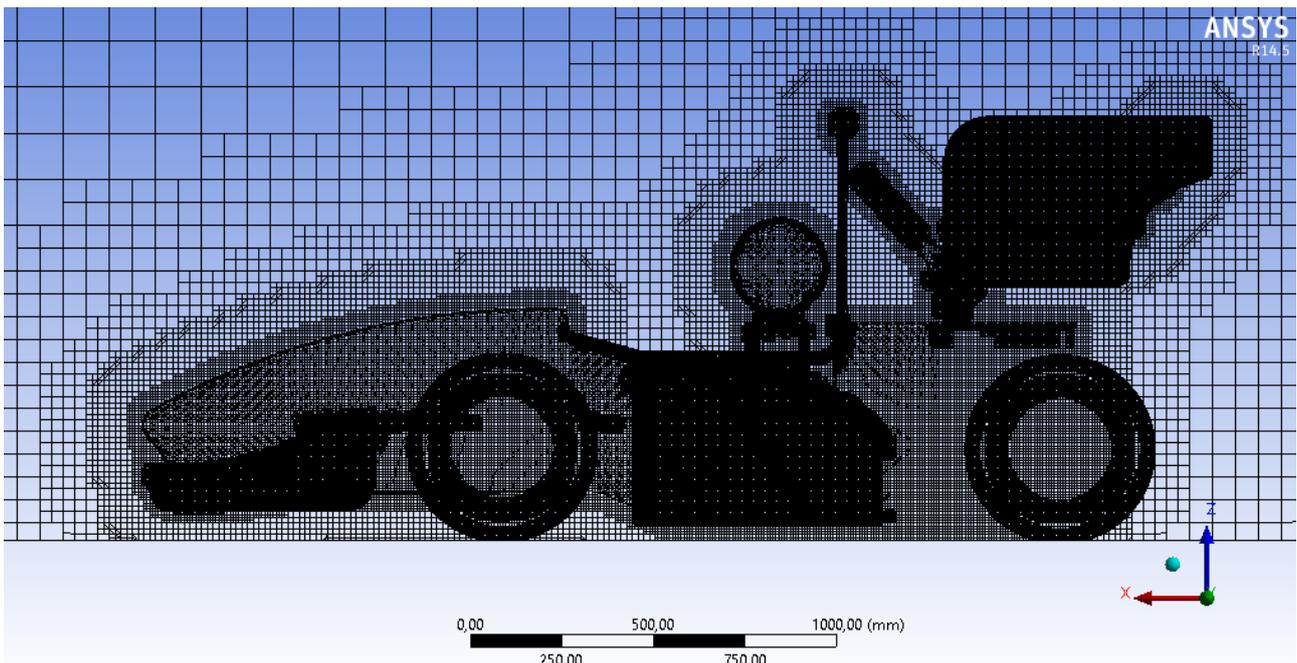


Figura 10.0.3.: Vista lateral de la malla

Finalmente se obtuvieron 4.300.000 elementos aproximadamente, con una *orthogonal quality* mayor que 0,88 para el 95 % de ellos, como muestra la siguiente gráfica:

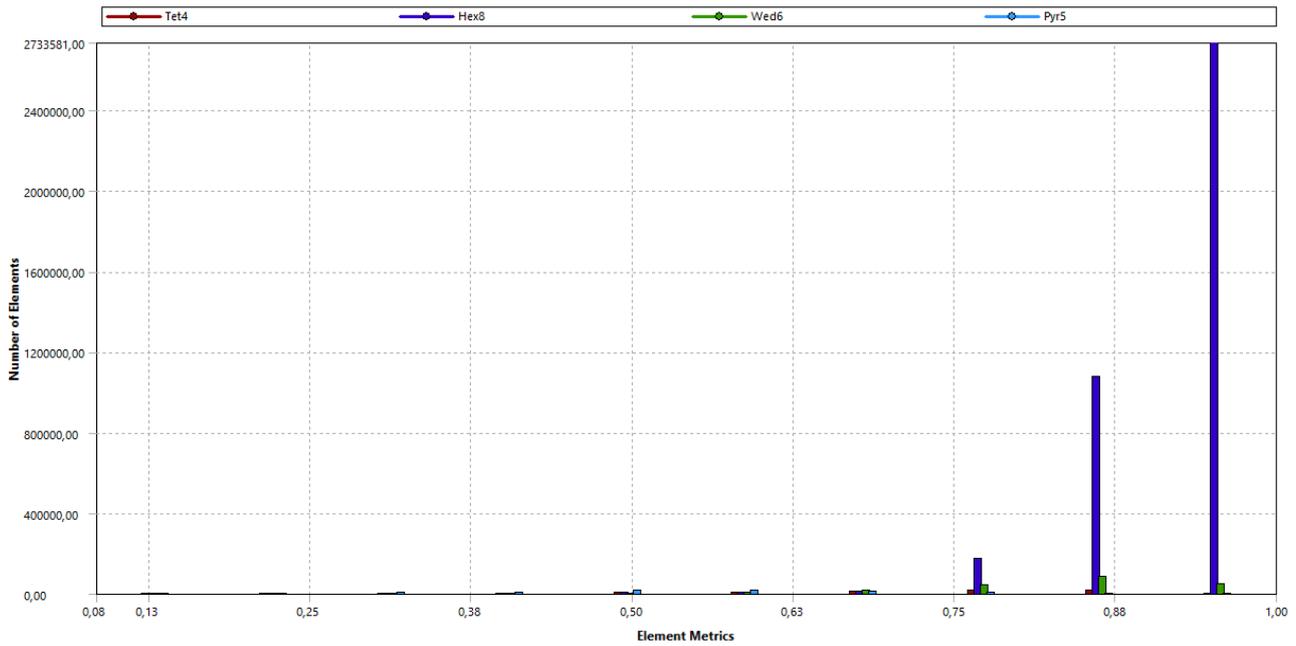


Figura 10.0.4.: Vista lateral de la malla

La malla por tanto, en principio, parece ser correcta.

11. Modelo de resolución

Para el modelo de resolución se empleará el $k - \varepsilon$ con *Standard Function* en el tratamiento de pared, dado que fue el que mejores resultados aportó en el estudio del perfil S1223 del Anexo I. Todos los parámetros de las ecuaciones permanecerán como predeterminados. Además, se empleará un método de resolución SIPMLEC de segundo orden en la determinación de la presión y disipación turbulenta. De nuevo la velocidad de la corriente aguas arriba será de 15 m/s, que entrará paralela a la dirección de avance recta del vehículo. El suelo se mueve también con la misma velocidad y sentido, mientras que las ruedas giran con rodadura ideal pura (551 rev/min).

12. Resultados

Los valores de carga aerodinámica y resistencia en los alerones se ven variados respecto a los obtenidos en las simulaciones anteriores, en las que no existía perturbación de otros cuerpos. Obviamente la carga aerodinámica obtenida es menor, en algunos casos hasta de la mitad de la calculada con el alerón

únicamente, y la resistencia aumenta ligeramente. En la siguiente tabla se puede comparar los valores arrojados en el caso del alerón aislado con el caso del alerón montado en el vehículo:

	Aleron delantero		Alerón trasero	
	Aislado	Montado	Aislado	Montado
Carga aerodinámica (N)	181	102	354	147
Resistencia (N)	13	10,8	45	48,1
Eficiencia	14	9,4	7,9	3

Cuadro 12.1.: Comparativa entre alerones aislados y en el monoplaza

Es en el alerón trasero donde se observa que se pierde más de la mitad de la carga aerodinámica cuando se monta en el vehículo respecto al estudio aislado. Esto es obviamente debido a su posición en la zona trasera del vehículo, donde se encuentra con un flujo muy turbulento y desprendido. Además, en este caso en concreto, su posición tan cerca de la admisión del vehículo y la barra antivuelco empeoran aun más sus prestaciones.

Otro gráfico interesante es la distribución de carga aerodinámica/sustentación que ejerce cada una de las partes del vehículo. Este dato es muy útil a la hora de entender donde sería posible ganar algo de *downforce* en los diseños de temporadas venideras

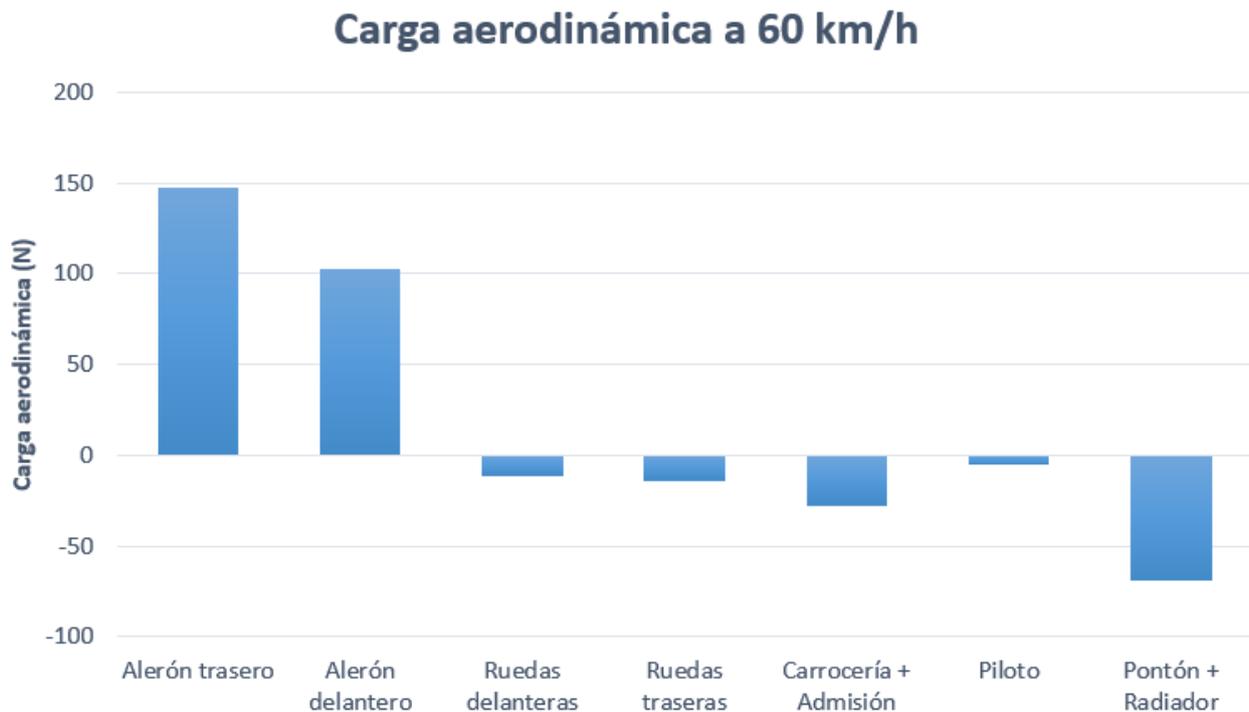
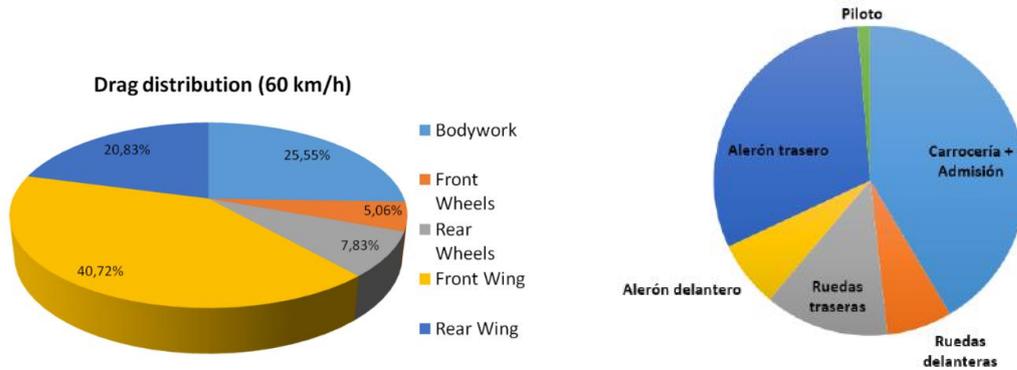


Figura 12.0.1.: Sustentación (hacia arriba) y carga aerodinámica (abajo) de cada una de las partes

Como se puede observar, la gran mayoría de los elementos aportan sustentación positiva, siendo únicamente los alerones aquellos que cargan el vehículo contra el suelo.

Por último, también es interesante el reparto de resistencia aerodinámica en cada una de las partes anteriores. Se puede comparar con el estudio de la temporada pasada viendo como la distribución de la resistencia es ahora mucho más equilibrada, habiendo disminuido el porcentaje debido a los alerones.



(a) Distribución de la resistencia de la temporada 2014/15 (b) Distribución de resistencia de la 2015/16

Figura 12.0.2.: Comparación de la distribución de resistencia entre los monoplazas de la 2014/15 (izq) y 2015/16 (der)

A modo ilustrativo se muestran a continuación algunas de las distribuciones de velocidades, presiones y líneas de corriente obtenidas. En general, a modo cualitativo al menos, parecen estar en unos valores aceptables y ser coherentes con la geometría y la configuración de la simulación

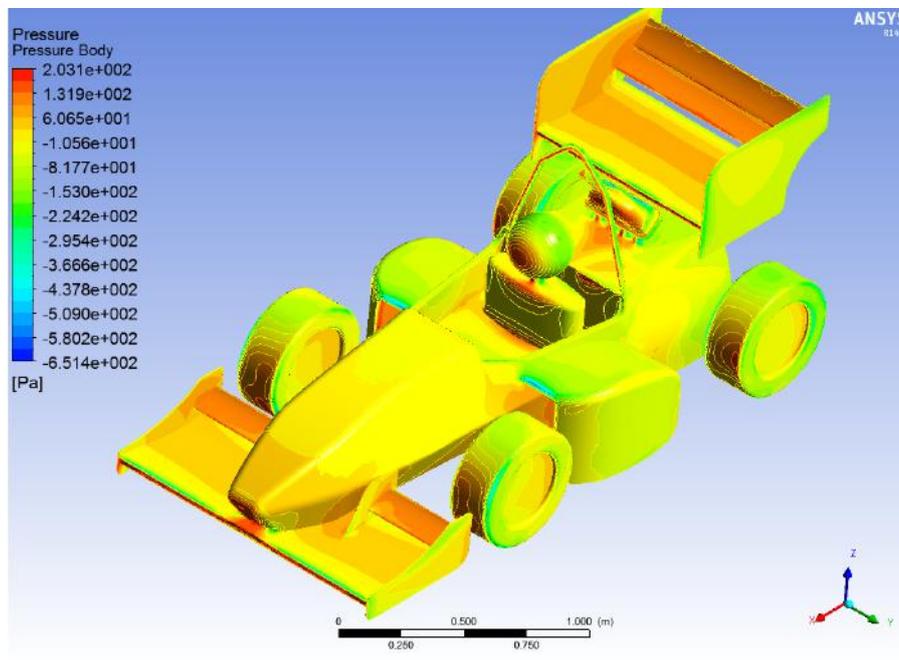


Figura 12.0.3.: Campo de presiones

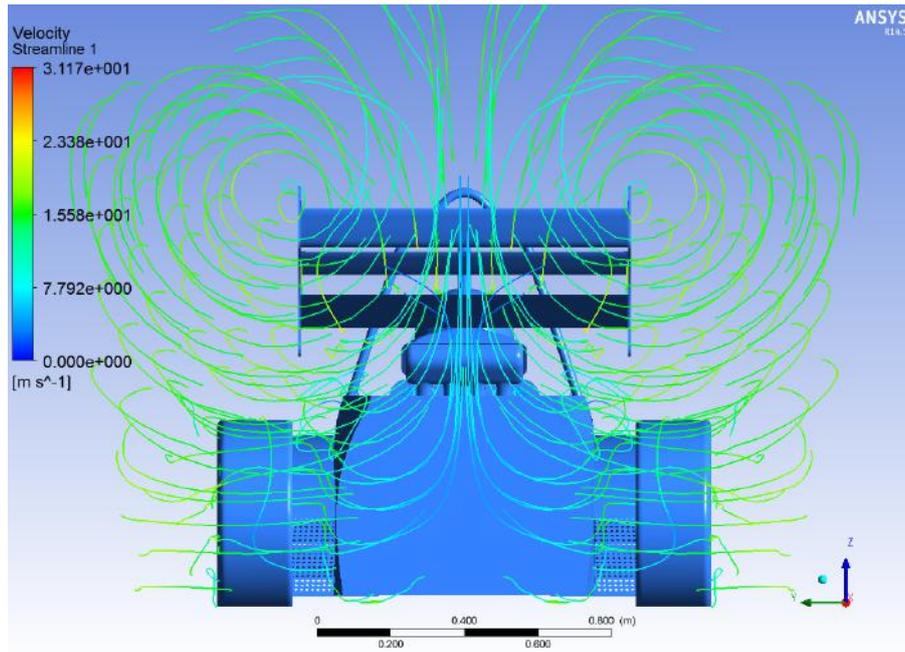


Figura 12.0.4.: Vorticidad desprendida del alerón trasero

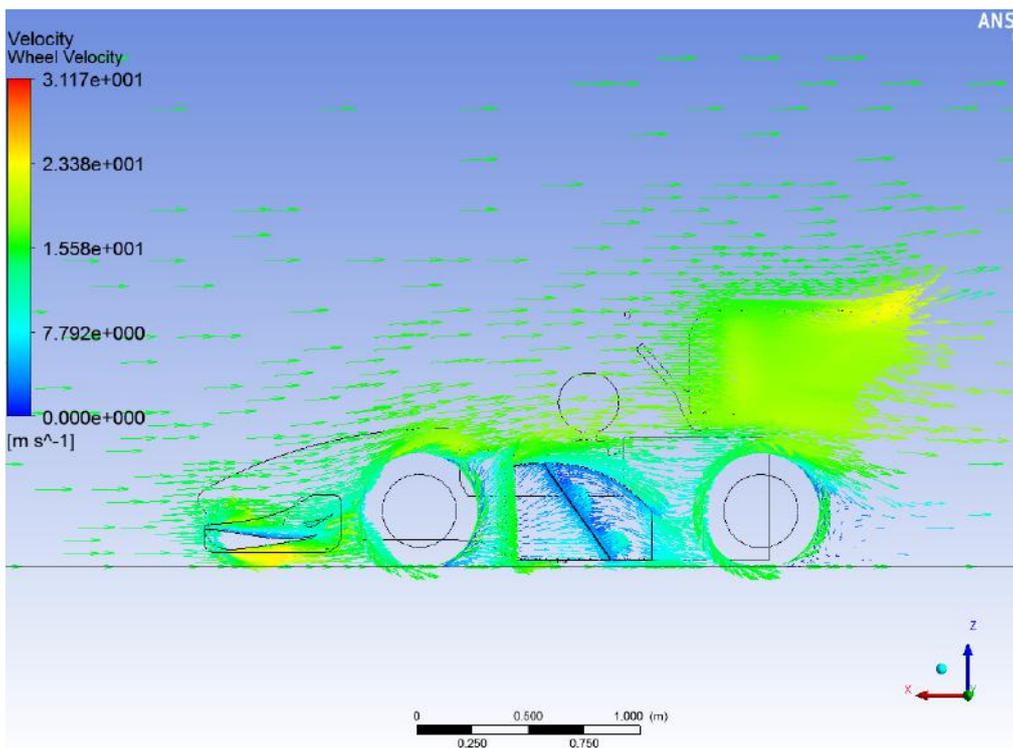


Figura 12.0.5.: Campo de velocidades en el radiador del pontón

12.1. Posición del alerón trasero

Finalmente, se parametrizó la posición del conjunto del alerón trasero respecto al conjunto global del coche. Bien es cierto que debido a otros elementos del monoplaça y la caja definida por normativa limitan enormemente el movimiento de este, se han probado las configuraciones correspondientes a:

- En altura, altura original y 10 mm mayor
- En posición longitudinal, distancia al morro original y 20, 40 y 60 mm mayor (alerón hacia atrás).

Todas estas variaciones se llevaron a cabo con el objetivo de alejar el máximo el perfil principal de la toma de admisión, ya que en la configuración original ésta estaba excesivamente cerca. Además, se debe encontrar la posición del alerón en la que menos flujo turbulento provenga de los elementos que se sitúan por delante (admisión y barra antivuelco principal mayoritariamente).

Los resultados obtenidos se muestran en la siguiente gráfica

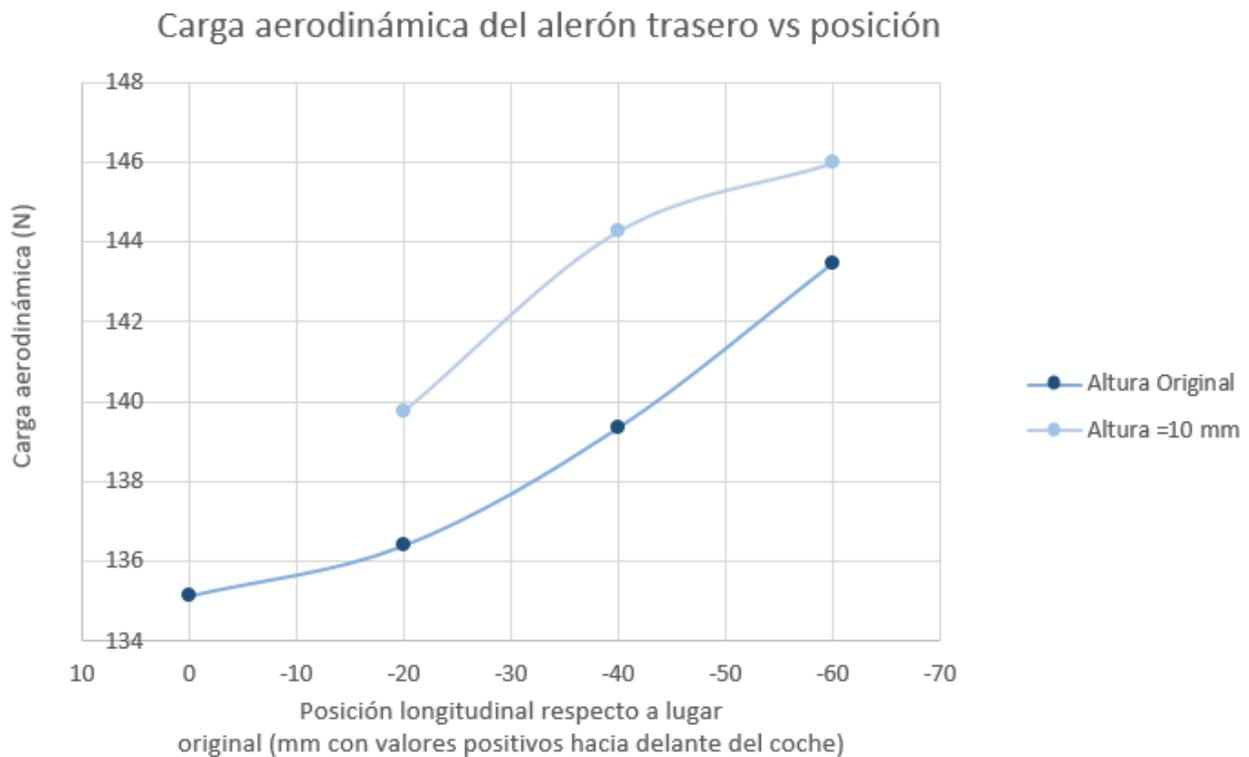


Figura 12.1.1.: Carga aerodinámica del alerón trasero según su posición relativa al vehículo. Distancias positivas implican mayor altura y más cerca del morro

La tendencia es claramente a aumentar la carga aerodinámica que produce cuanto mayor es la distancia respecto al resto de elementos (especialmente la toma de admisión). Sin embargo, existe un máximo delimitado por las dimensiones que permite la normativa. **Así, la configuración que siendo legal aporta un mayor *downforce* (13 N más que la original) se encuentra 10 mm más alta y 60 mm más retrasada que la posición inicial.**

Parte V.
Fabricación

La fabricación de los alerones es muy similar a la de las dos temporadas anteriores. Si se realiza correctamente se obtienen piezas suficientemente rígidas de gran ligereza. Básicamente la estructura sigue la misma idea que la de un ala de avión pero sin incluir largueros, ya que el alto espesor de los perfiles junto con su pequeña envergadura no los hace necesarios. De esta forma, se laminan, por separado, las costillas compuestas por núcleo de foam y tres capas de fibra de carbono a cada lado, las dos conchas o pieles de los perfiles (extradós e intradós) y las derivas laterales. Una vez todo se encuentra curado, se pega con adhesivo bicomponente epoxy estructural, lijando para el acabado final.

A continuación se detalla el avance de la fabricación de los mismos hasta pocos días antes de la entrega del Trabajo Fin de Grado (12 de Julio de 2016). A pesar de no estar terminados para la fecha, se ha querido mostrar parte del proceso de fabricación.

13. Moldes

Todas las piezas que se realizan son planas y por tanto no requieren de laminación sobre molde, exceptuando las dos pieles que determinan la forma del perfil, por lo que es crítico que los moldes sean lo más parecidos al diseño. Los moldes se obtienen a partir de una plancha de poliuretano especialmente diseñada para mecanizados y el uso de lija sobre ella. En algún caso en el que se necesitaba una plancha de mayores dimensiones que las que se encontraban en stock se pegaban varias con pegamento monocomponente de poliuretano. Además algunas planchas fueron reforzadas con tablas de madera por la parte inferior.



(a) Pegado de las planchas de poliuretano



(b) Lijado de las planchas

Figure 13.0.1.: Moldes antes del mecanizado

El poliuretano se llevó a uno de nuestros mejores patrocinadores, y que durante años se ha encargado no sólo del mecanizado de los alerones sino también de carrocería, pontones... en definitiva, toda pieza que necesitase un molde de poliuretano de grandes dimensiones: CAPA Esculturas. Entre otras, poseen un brazo robótico con un cabezal en el que pueden insertarse varias fresas de diferentes tamaños, y que nos ceden durante 2/3 semanas para realizar los moldes necesarios.



Figura 13.0.2.: Visita a CAPA Esculturas a comienzos de la temporada 2015/16. En el fondo, el brazo robótico que emplearon en la mecanización de nuestros moldes, ocupado con otra pieza

Una vez mecanizados, dado que el resultado de la fresa no es suficientemente fino, se debe lijar para obtener el poliuretano con una rugosidad adecuada. Tras esto, se cubre con resina topcoat de viniléster o poliéster, que debe ser lijada posteriormente. Así, se dan varias capas de resina y lija hasta que el acabado es el adecuado. Se debe notar que el acabado superficial de la pieza será como mucho igual al del molde, y por tanto, cuanto mejor sea el acabado del molde, mejor será el acabado de la pieza. Pueden darse pinturas especiales para acabados mate, con brillo...



(a) Estado nada mas llegar de CAPA Esculturas



(b) Creces del mecanizado



(c) Aplicación del Topcoat en spray



(d) Lijado del Topcoat

Figura 13.0.3.: Proceso de creación de los moldes

14. Piezas en fibra de carbono

Una vez fabricados los moldes, el resto de las piezas, excluyendo los tirantes, están formadas por material compuesto de fibra de carbono y resina epoxi. La técnica de laminación que se emplea es la de *hand lay-up*, o vía húmeda. En ella, se toma el tejido de fibra de carbono seco, y se impregna mediante un rodillo o brocha con la resina. Una vez apiladas todas las capas necesarias, el laminado se cubre entre otras por una bolsa sellada en la que se hace el vacío para compactar y evitar porosidades en las piezas. Existen dos tipos de pieza en el alerón, aquellas que se laminan en plano y que contienen además un núcleo de foam para obtener una mayor rigidez (derivas laterales, costillas y anclajes) y piezas compuestas únicamente por fibra de carbono (pieles).

14.1. Costillas y anclajes

Las costillas son el elemento estructural que soporta la forma de las pieles exteriores, siendo, al no existir cajón de torsión, el elemento que soporta la mayor parte de los esfuerzos de torsión. Por ello se laminan con dos capas de fibra de carbono twill a cada lado de un núcleo de foam. Se consigue así una pieza extremadamente ligera para la resistencia que ofrece, la cual es suficiente.

Se laminan en total 7 costillas del elemento principal (4 para el alerón delantero y 3 para el trasero) y 16 del flap secundario (6 en total para el delantero, y 10, 5 en cada flap del trasero).



Figura 14.1.1.: Bolsa cerrada con las costillas en el interior

En la figura 14.1.2a se puede observar la plancha de la cual posteriormente se recortan, lijan y finalizan las costillas. Finalmente, el resultado obtenido se muestra en la imagen 14.1.2b. Estas últimas están preparadas para ser pegadas en las pieles del alerón, una vez curado este.



(a) Costillas recién desmoldeadas



(b) Costillas recortadas listas para pegar

Figura 14.1.2.: Costillas en proceso de recorte

Los anclajes son en realidad costillas con un añadido que sale del alerón para llegar hasta la zona del chasis donde se atornilla.



(a) Anclajes alerón delantero



(b) Anclajes alerón trasero

Figura 14.1.3.: Anclajes de los alerones recién laminados

14.2. Derivas Laterales

Las derivas laterales, además de cumplir una función estructural, pues sostienen los flaps y por ejemplo a ellos van anclados los tirantes de sujeción, deben cumplir también una función estética, ya que en la vista lateral del coche son muy llamativos y debido a su elevado tamaño, se emplean en muchas ocasiones para pegar los vinilos de los patrocinadores. Es por esto que, en vez de usar dos capas de la fibra de carbono clásica, se emplea una fibra de carbono especial, donada también por uno de nuestros patrocinadores, Textream.

En cuanto a características técnicas del tejido, la única diferencia radica en que los hilos del tejido

se esparcen y aplanan, quedando una estructura similar a una cesta de mimbre, con cuadrados mucho más marcados que en el caso de la fibra normal. Además, según Textreme, se obtiene un peso un 20 % menor que con la fibra regular para la misma resistencia y módulo elástico.



Figura 14.2.1.: Derivas laterales laminadas con fibra 'especial'

En lo que al resto atañe, el proceso de laminación es exactamente el mismo, que en las costillas, mediante vía húmeda siguiendo la secuencia de dos capas de fibra, núcleo foam y otras dos capas de fibra.

14.3. Pielés

Las pieles son sin lugar a dudas el segundo elemento estructural más importante, pues aguantan toda la carga a flexión de los alerones, que, aunque no es excesivamente elevada dada la baja envergadura de estos, si es importante, sobre todo dada la regla que establece que aplicada una fuerza de 200N en cualquier lugar y dirección del alerón, este no se puede deformar más de 5 mm.

Como se comentó anteriormente, las pieles se laminan sobre un molde de tal forma que se obtiene la forma definitiva una vez desmoldeado.

A la hora de entregar el trabajo no habían sido aún laminadas y por tanto no fue posible incluir fotos de las mismas.

Parte VI.

Conclusiones y futuros estudios

A lo largo de las páginas anteriores se ha desarrollado un extenso trabajo y estudio acerca de los alerones delantero y trasero que mejor se adaptan a a la normativa actual de la Fórmula SAE. Dicho estudio debe ser como mínimo el punto de partida para posteriores diseños, con el fin de no realizar trabajo por duplicado. Especialmente el dimensionado inicial y el efecto que montar un paquete aerodinámico tiene en la puntuación de las pruebas es muy parecido aunque cambie el concepto aerodinámico completo.

15. Conclusiones

Desde una perspectiva más general el trabajo que se ha realizado en las anteriores líneas es el de una optimización de una variable (carga aerodinámica) en función de varios parámetros. Sin embargo, para que la "función objetivo" no contuviese todos los parámetros a la vez, en primer lugar se definieron los parámetros de curvatura y espesor, para posteriormente definir, en este orden, posición del perfil principal (tres parámetros: posiciones longitudinal y vertical y ángulo de ataque), posición del primer flap (otros tres parámetros) y en el caso de que existiese, el segundo flap. Así, nos encontramos, en el caso del alerón trasero que se han optimizado once parámetros en aras de obtener la máxima carga aerodinámica en paquetes de 2, 3, 3 y 3 parámetros en cada etapa.

La idea básica es la presentada anteriormente, pero el procedimiento puede variar en gran cantidad. En este caso se ha hecho uso de las facilidades de la parametrización de Workbench para obtener valores de resistencia, turbulencia... generales que una vez exportados a Excel se graficaban y se decidía la mejor opción. Existen, evidentemente, muchas otras formas de realizar esta optimización. Así, mediante, por ejemplo, algoritmos genéricos es posible construir vectores que incluyan en una sola etapa los once parámetros, haciendo que el sistema evolucione hacia la mejor solución teniendo en cuenta todos los parámetros a la vez, en vez de ir fijandolos por etapas.

Sea como fuere, se ha conseguido una mejora importante respecto al año anterior ya no tanto a nivel de valores de carga aerodinámica (de acuerdo a las simulaciones de los alerones aislados alrededor de un 50 % mayor) sino también en el entendimiento de herramientas como XFLR5, y ANSYS Fluent, incluyendo modelos de turbulencia, mallas etc que quedan aquí escritas para futuros trabajos.

15.1. Resultados

Se presentan a continuación los resultados que ya se han mostrado en la sección 12

	Aleron delantero		Alerón trasero	
	Aislado	Montado	Aislado	Montado
Carga aerodinámica (N)	181	102	354	147
Resistencia (N)	13	10,8	45	48,1
Eficiencia	14	9,4	7,9	3

Cuadro 15.1.: Comparativa entre alerones aislados y en el monoplaza

Se puede observar como usando valores de $y+$ similares en ambas simulaciones, misma velocidad aguas arriba y parámetros muy parecidos, la presencia de otras partes del vehículo afecta muy negativamente, reduciendo la carga a casi la mitad. Aun así se consigue (tomando como referencia el área frontal del monoplaça) un C_L de 1,1 sin placa efecto suelo, con la que se podría conseguir sin demasiada resistencia adicional un C_L de alrededor de 1,5. Desafortunadamente el diseño definitivo no está preparado para ser incluido en el modelo global del vehículo y por tanto, no se tienen aún simulaciones con la misma.

Aunque el nivel de carga obtenido ha sido el más bajo de los objetivos planteados ($C_L=1,5$ incluyendo la placa) el estudio desde el punto de vista del equipo se da por satisfactorio, pues no sólo se han mejorado las características aerodinámicas del vehículo sino que además se ha asentado una buena base para en próximos años seguir creciendo

16. Futuras mejoras

Ya con la vista puesta en próximas temporadas, existen dos vías claramente diferenciadas para optimizar aun más el paquete aerodinámico, siempre que la nueva normativa que entrará en vigor a partir del año que viene lo permita.

1. **Mantener el mismo concepto:** El que es el concepto clásico, más que nada por ser el empleado en varias de las categorías de monoplaças (entre ellas la Fórmula 1), está compuesto por un alerón delantero, uno trasero y un difusor para evacuar el aire de debajo del vehículo. Los alerones pueden ser más o menos agresivos, aunque, en este caso, en donde los laterales del vehículo están ocupados por los pontones que llevan aire al radiador, se suele emplear una configuración menos cargada de elementos aerodinámicos, abogando por la ligereza y simpleza. Este es el contexto en el que se ha desarrollado todo el trabajo. Futuros trabajos en este campo podrían ser, como se ha comentado anteriormente, elegir un mejor algoritmo de optimización o revisar los modelos de turbulencia, y validar las simulaciones con datos experimentales
2. **Optar por un paquete aerodinámico más agresivo:** Esta, que es la tendencia actual de la Fórmula SAE, incluye, además de alerones mucho más elaborados, con biplanos tanto en el delantero como en el trasero, otros alerones laterales en el lugar donde se situaba el radiador anteriormente. Este exige un rediseño de toda la parte trasera del monoplaça, pues, se suele pasar el radiador de agua y aceite a la parte más trasera, detrás del eje trasero, para hacer hueco a un enorme fondo plano que abarca toda la vía del vehículo de exterior a exterior de las ruedas y los alerones laterales. En la imagen a continuación se muestra el prototipo para esta temporada de la Universidad Politécnica de Valencia, que lleva a cabo este último concepto.

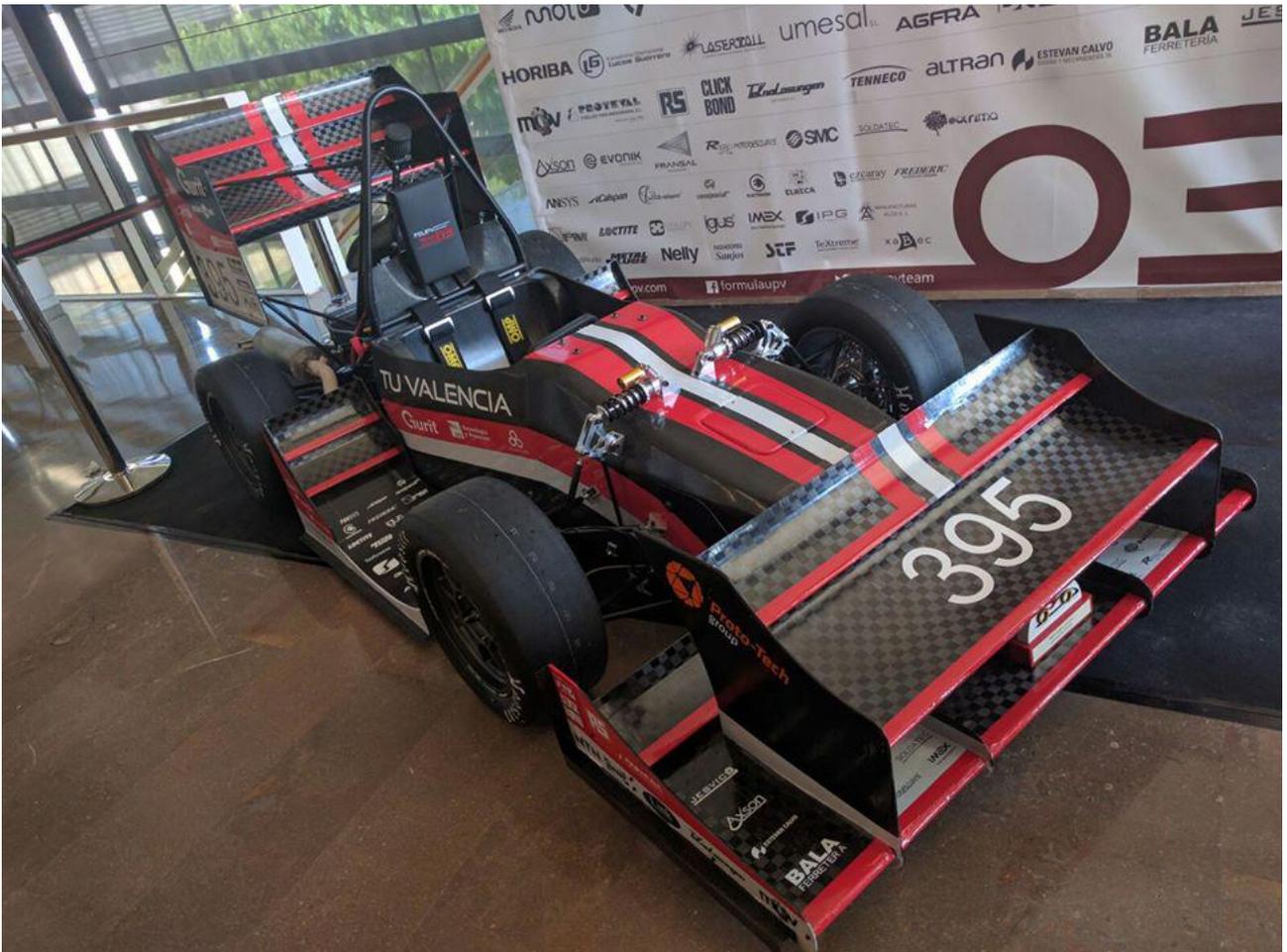


Figura 16.0.1.: Tercer prototipo de la Universidad Politécnica de Valencia. Paquete aerodinámico agresivo

En mi opinión considero que lo bonito de este trabajo es, no sólo la posibilidad de diseñar un sistema sino además la necesidad de construirlo, lo cual implica que el diseño no debe tener únicamente en cuenta únicamente parámetros aerodinámicos, sino también de facilidad de fabricación, montaje y desmontaje, metodología de fabricación... En resumen, un desarrollo de inicio a fin.

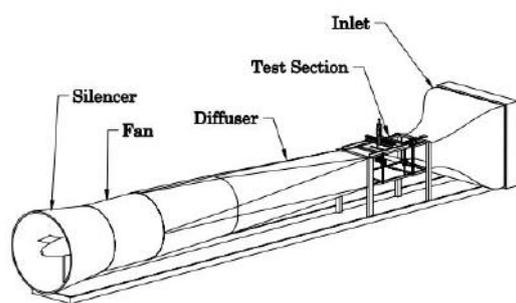
Anexo I: Validación de ANSYS Fluent

Con anterioridad a la realización de las simulaciones de ambos alerones y perfiles, y con el fin de observar el efecto de variaciones en los modelos de turbulencia y malla, se tomó un ensayo realizado en Virginia en torno a los años 2000 y se reconstruyó virtualmente en ANSYS Fluent. La peculiaridad de dichos ensayos es que son relativamente modernos, a números de Reynolds del orden de medio millón (márgenes en los que se mueven los alerones), y ensayan perfiles con curvaturas y espesores similares a los de los perfiles elegidos. Por ello, se elegirá un perfil similar al obtenido en los estudios con el XFLR5 y se obtendrá la curva $C_l - \alpha$, se comparará con la obtenida experimentalmente y se determinará que modelos emplear. Todos los valores de malla, modelo de turbulencia... obtenidos en este anexo serán los empleados en todas las simulaciones de los alerones y el modelo completo del monoplaza.

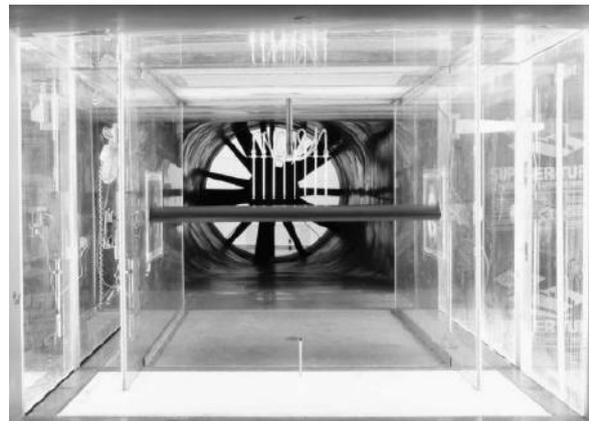
17. Ensayo experimental

17.1. Instalaciones del ensayo

Los ensayos que se tomaron como referencia se realizaron en el túnel de viento de baja turbulencia de la Universidad de Illinois-Champaign. Se trata de un túnel aerodinámico de retorno libre, aspirado, con una sección de ensayos de 1 metro cuadrado aproximadamente (la cámara de ensayos tiene 2,8 x 4 pies en sección y 8 en longitudinal). Para lograr el objetivo de baja turbulencia, imprescindible dado que a bajos Reynolds el comportamiento de la capa límite laminar tiene una gran importancia en los resultados, tiene incluidas varias parrillas de *honeycomb* y pantallas antiturbulencia. De esta forma se consigue una intensidad de turbulencia menor al 0,1%. Además, la cámara de ensayos se ensancha de forma lineal a lo largo de su longitud unos 12 milímetros para absorber el crecimiento de la capa límite a lo largo de las paredes.



(a) Esquema



(b) Imagen la cámara de ensayos y el fan de salida

Figure 17.1.1.: Túnel viento de la UIUC

A pesar de que la velocidad de ensayo (80 km/h) es ligeramente superior a la media de un vehículo

Formula Student (55 km/h, a la que se han ensayado los alerones), la menor cuerda de los perfiles ensayados en Illinois (300 mm contra 500 aproximadamente) mantiene un número Reynolds del orden. La simulación, con el fin de hacerla lo más parecido posible al ensayo experimental, se realizará en las mismas condiciones que dicho ensayo. La simulación posterior de los alerones reales será ligeramente diferente en cuanto a magnitudes (menor velocidad, mayor cuerda) pero igual en números adimensionales.

	Ensayo Experimental	Simulación Ensayo	Simulación Alerones
Tipo	2D	2D	2D & 3D
Cuerda del perfil (mm)	305	305	500
U_∞ (km/h)	80	80	55
Re	450.000	450.000	490.000

Cuadro 17.1.: Comparación de condiciones

Las mediciones de sustentación se hacen a través de una balanza instalada en el techo de la cámara y por tanto se obtiene una precisión más que aceptable. La resistencia aerodinámica sin embargo, dado que suele al menos un orden de magnitud menor, se obtiene mejor a través del método del momento. Básicamente, la resistencia se calcula con la diferencia de velocidades entre la corriente libre y la estela.

$$D = \rho \int_{-\infty}^{\infty} u_1 (u_\infty - u_1) dy$$

Donde u_1 es la velocidad en la estela del objeto y u_∞ la velocidad de la corriente aguas arriba. Ref (3)

Se puede decir que la Ref (2) de donde se extraen los datos es una excelente colección de datos aerodinámicos de 34 perfiles diferentes, correcciones incluidas. Aquí únicamente se numeran, pudiendo encontrarse su desarrollo en Ref (2)

- Resistencia adicional:
- Fenómeno de bloqueo
- Curvatura forzada de las líneas de corriente

Además, la rugosidad media del perfil estudiado (S1223) es de 0,22 mm aproximadamente.

17.2. Comparación

El perfil elegido para hacer la comparación será el S1223, mencionado en el capítulo 5. Dadas su características geométricas y aerodinámicas, fue empleado como aproximación inicial, y a partir de él se obtuvo el diseño de perfil final. Por ello, es una excelente geometría a analizar, puesto que los gradientes de presión son similares a los del perfil simulado durante el resto de este trabajo. Como se ha comentado al inicio del capítulo, el objetivo es determinar tanto el modelo de turbulencia a emplear, así como estudiar las variaciones en los resultados debido a diferentes modelos y tamaños de malla.

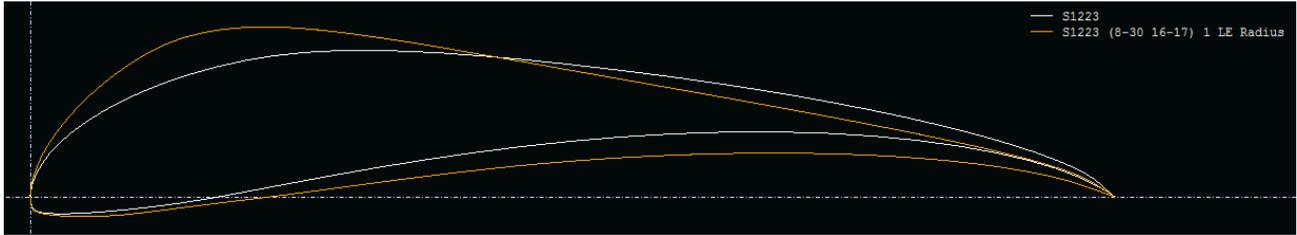


Figura 17.2.1.: Comparación entre el S1223 original (blanco) y el perfil final empleado en los flaps (naranja)

18. Simulación

18.1. Condiciones

Se usa un modelo de resolución basado en la presión, dado que la densidad se mantiene constante al ser la velocidad del ensayo menor a 0,3 Mach. La ecuación de energía queda entonces desacoplada, y se supone que la temperatura es constante. Los valores característicos del aire (densidad, viscosidad, ...) se toman como los de referencia a 1 atmósfera y 25°C. Obviamente, no es necesario mencionar que no existen flujos de calor, ni flujo bifásico...

18.2. Malla

Para determinar la influencia de la malla en el resultado y establecer el tipo y número de elementos óptimos que aporten un resultado cercano a la realidad sin un excesivo coste computacional, se decidió variar los siguientes parámetros:

18.2.1. Tipo de malla

Se variará entre una malla de tipo *cutcell*, formada por cubos y hexaedros, y un mallado tetraédrico.

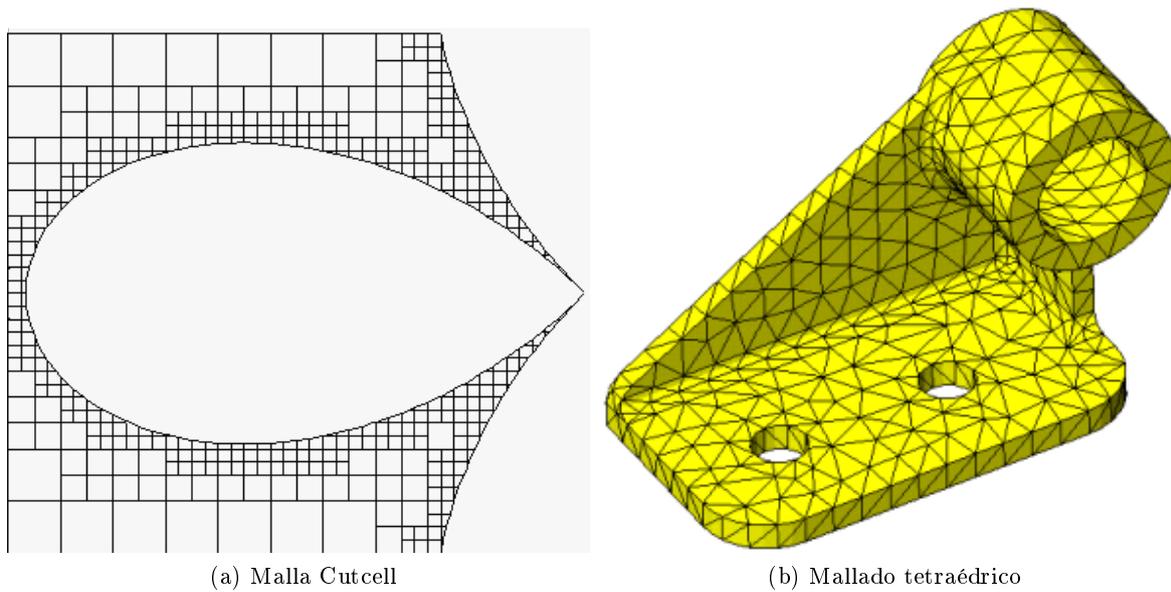


Figura 18.2.1.: Cutcell vs Mallado tetraédrico

Una de las grandes ventajas observadas en un mallado cutcell es la menor cantidad de elementos necesarios para obtener un mismo tamaño de malla en torno al perfil (hasta la sexta parte de un mallado tetraédrico) (Ver tabla 18.1) . Además, la calidad de la malla, medida a través de parámetro de *Orthogonal Quality* es en torno a casi un 10 % mejor, y por tanto, en principio, y a priori de los resultados que se obtengan en la simulación, parece conveniente emplear una malla *cutcell*. Además del número de elementos, que va directamente relacionado con el tiempo necesario para obtener la simulación, se medirá también el tiempo empleado por ANSYS para mallar y resolver las ecuaciones.

18.2.2. Inflation

En las mallas destinadas a simulaciones de mecánica de fluidos, debido a la presencia de la capa límite, es muy común el uso de elementos rectangulares muy alargados en la dirección predominante de la corriente, en zonas muy cercanas a las paredes. En ANSYS Fluent este tipo de malla recibe el nombre de *inflation*.

En general, no sólo en las *inflation*, uno de los parámetros más importantes en la malla cercana a la pared es el denominado y^+ . Dicha cantidad indica, adimensionalmente, donde se sitúa respecto a la estructura típica de capa límite el primer elemento de la malla. En la gran mayoría de problemas incompresibles se pueden distinguir tres zonas de capa límite: Una primera, muy cercana a la superficie (del orden de cien veces menor que la propia capa límite) de carácter laminar y muy baja energía cinética; una región intermedia de transición, del orden de diez veces menor que el espesor total de la capa límite; y una última zona mucho más extensa donde se desarrolla el flujo turbulento. Si se grafica la variable y^+ frente a la velocidad adimensionalizada con la tangencial de la corriente libre, se obtiene una figura como la imagen 18.2.2

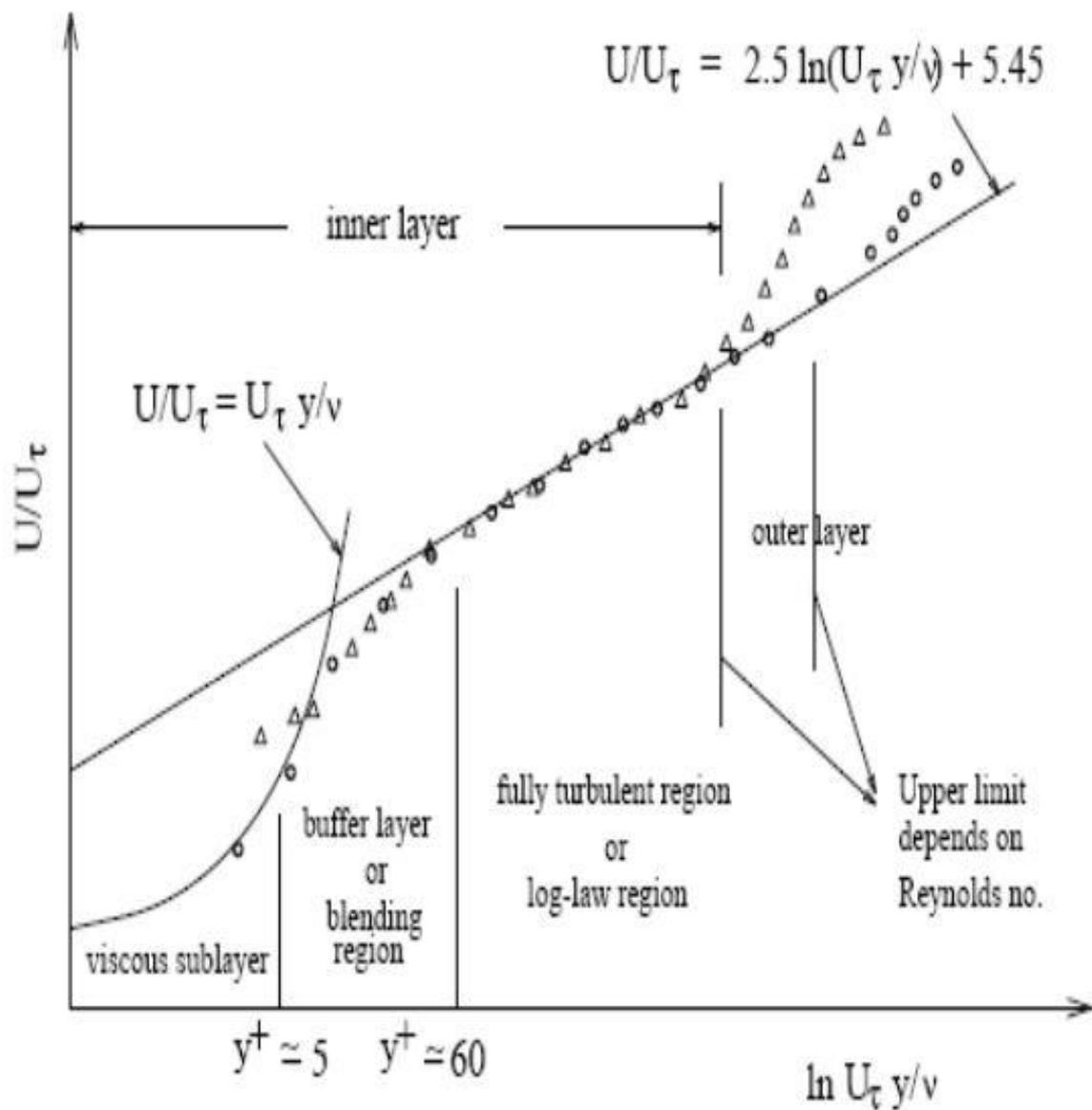


Figura 18.2.2.: y^+ frente a la velocidad adimensionalizada. Extraído de Ref. 6

Así se puede observar que para valores de y^+ de una sola cifra se pueden captar los fenómenos de la subcapa más interna, mientras que si esto no interesa, con un y^+ a partir de 60 será suficiente. La expresión de la que se obtiene su valor es similar al número de Reynolds, sustituyendo la distancia característica por la altura del centroide del primer elemento (Δy):

$$y^+ = \frac{\rho U_\tau \Delta y}{\mu}$$

siendo U_τ :

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

con τ_w la presión tangencial viscosa, que puede calcularse a partir del coeficiente de fricción C_f (Ref 8 y 9)

En la práctica, existen multitud de programas e incluso páginas web que, introduciendo el Reynolds, velocidad de corriente libre, densidad, viscosidad y el tipo de flujo (externo o interno) aproximan el valor que debería tener Δy para un y^+ dado. En la siguiente tabla se recogen los resultados que arrojó y que fueron posteriormente empleados en la calibración de las mallas

y^+	Δy (mm)	Número de elementos (No inflation)	
		Cutcell	Tetraédrico
7	0,21	No realizada	No realizada
15	0,5	$1,3 \times 10^6$	$5,6 \times 10^6$
35	1	$3,5 \times 10^5$	$1,4 \times 10^6$
55	1,5	$2,9 \times 10^5$	$7,5 \times 10^5$
100	2,9	$8,4 \times 10^4$	$2,3 \times 10^5$
190	6	$4,1 \times 10^4$	

Cuadro 18.1.: Valores de y^+ y Δy correspondientes

18.2.3. Tamaños del mallado principal

Además de las primeras capas destinadas a captar en comportamiento de la capa límite, y con el fin de que el alargamiento del *inflation* no sea excesivo, en los alrededores de las superficies del perfil se ha definido un tamaño objetivo de malla de un orden de magnitud mayor que las capas inmediatamente adyacentes al perfil (si el *inflation layer* tiene una altura de 0,5 mm, el mallado a su alrededor tendrá una dimensión de unos 5 mm aproximadamente). A partir de ahí, y a medida que nos alejamos del perfil, el tamaño de las celdas aumenta de acuerdo a un factor que se comentará más adelante.

Existen además otros parámetros que no se variarán sino que se determinarán a partir de literatura especializada y se mantendrán en dichos valores durante el resto de la simulación a no ser que se indique lo contrario.

Entre otros, se empleará un refinamiento automático con la curvatura de la geometría importada, un crecimiento máximo entre dos celdas consecutivas del orden de 1,3

18.3. Modelos de turbulencia

Además de una malla adecuada, en problemas donde existe desprendimiento o la resistencia juega un papel importante, es extremadamente importante seleccionar correctamente el modelo de turbulencia que se va a emplear. La dificultad de resolver las ecuaciones de Navier-Stokes directamente en flujos turbulentos radica principalmente en las muy diferentes escalas a las que sucede este fenómeno. Por ello, existen diferentes aproximaciones y modelos que, aunque con una cierta pérdida de realidad, rebajan enormemente la potencia de cálculo necesaria. Básicamente existen tres grandes niveles de aproximación. Aunque no es el fin de este trabajo, se describen de manera muy superficial los tres niveles a continuación:

Reynolds-Averaged Navier-stoke Equations (RANS)

Es el modelo que menos potencia requiere. Se trata de simplificar las ecuaciones de Navier-Stokes descomponiendo la variable fluida de interés (por ejemplo la velocidad), en una velocidad media (siendo ésta una media en el tiempo) y una velocidad variable de menor orden. Introduciendo este concepto en la expresión de cantidad de movimiento para flujos estacionarios incompresibles, se obtiene, después de algunas simplificaciones:

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho u'_j u'_i \right]$$

donde se ha despreciado el término no estacionario por ser una media temporal, y se han representado con « ' » las variables que fluctúan y con « ¯ » las variables medias.

La clave del desarrollo radica en que, la media temporal de los términos variables es 0, y por tanto, todos los productos cruzados al introducir $u = \bar{u} + u'$ desaparecen. Como resultado aparecen los denominados *Reynolds Stresses* (último sumando del segundo miembro de la ecuación), que pueden considerarse como fuerzas tangenciales que inducen el movimiento turbulento. Todos los modelos que se emplearán en este análisis pertenecen a esta categoría, y la diferencia entre ellos radica en la diferente manera de aproximar los *Reynolds Stresses*.

En primer lugar, se empleará el $k - \varepsilon$, que incluye dos ecuaciones además de las 5 de Navier Stokes para determinar k (energía que transporta la turbulencia) y ε (disipación de energía debido a la turbulencia). Se simulará tanto con la versión *Standard Wall Function* y *Enhanced Wall Treatment*, cuya diferencia radica en la aproximación de la capa límite y las zonas cercanas a las paredes. Además de los dos anteriores se empleará también el modelo SST (*Shear Stress Transport*) de cuatro ecuaciones, que combina el comportamiento del modelo $k - \varepsilon$ en flujos libres con la aproximación de $k - \omega$ para flujos interiores.

Eddy Simulation

Básicamente consiste en la resolución no estacionaria de torbellinos de una cierta dimensión 'despreciando' la información de una escala inferior a ésta. Sin embargo, aunque cuando funciona bien los resultados que arroja son excelentes, especialmente en casos con grandes áreas de recirculación y desprendimiento, es muy dependiente del mallado. Además, es un método mucho más caro computacionalmente que los anteriores. Existen aun así diferentes aproximaciones, incluso combinadas con métodos RANS en las que en las zonas más críticas se emplea una resolución tipo *Eddy*, mientras que en las que no requieren de tanta precisión o el flujo es más simple se emplea el modelo RANS.

Direct numerical simulation (DNS)

La última de las soluciones, que generalmente aporta los resultados más realistas, pero que también tiene un coste computacional altísimo consiste en resolver las ecuaciones de Navier-Stokes sin ningún modelo de turbulencia. Se resuelven todas las escalas espaciales y temporales del fluido, lo que implica que en muchas ocasiones la malla tiene que ser extremadamente fina y el paso del tiempo muy pequeño también.

18.4. *Set up*

En resumen, las variaciones que se iban a realizar estaban enfocadas en tres aspectos diferentes, cuyas opciones son:

- Tipo de malla:
 - Cutcell
 - Cutcell con *inflation*
 - Tetraédrica
 - Tetraédrica con *inflation*
- Tamaños de malla en la superficie del perfil:
 - 0,2 mm
 - 0,5 mm
 - 1 mm
 - 1,5 mm
 - 3 mm
 - 6 mm
- Modelos de turbulencia
 - $k - \varepsilon$ *standard wall function*
 - $k - \varepsilon$ *enhanced wall treatment*
 - SST de cuatro ecuaciones

Finalmente, si se hace un conteo del número de simulaciones que hay que realizar combinando los tipos de malla, tamaños de la misma, y modelos de turbulencia se obtienen un total de 84 combinaciones diferentes, dentro de cada cual hay que obtener varios puntos representativos para construir la curva $C_l - \alpha$. Para hacer frente a este gran número de simulaciones de forma lo más automática posible, se parametrizó la geometría y se construyó una red en ANSYS Workbench, mostrada en la figura 18.4.1

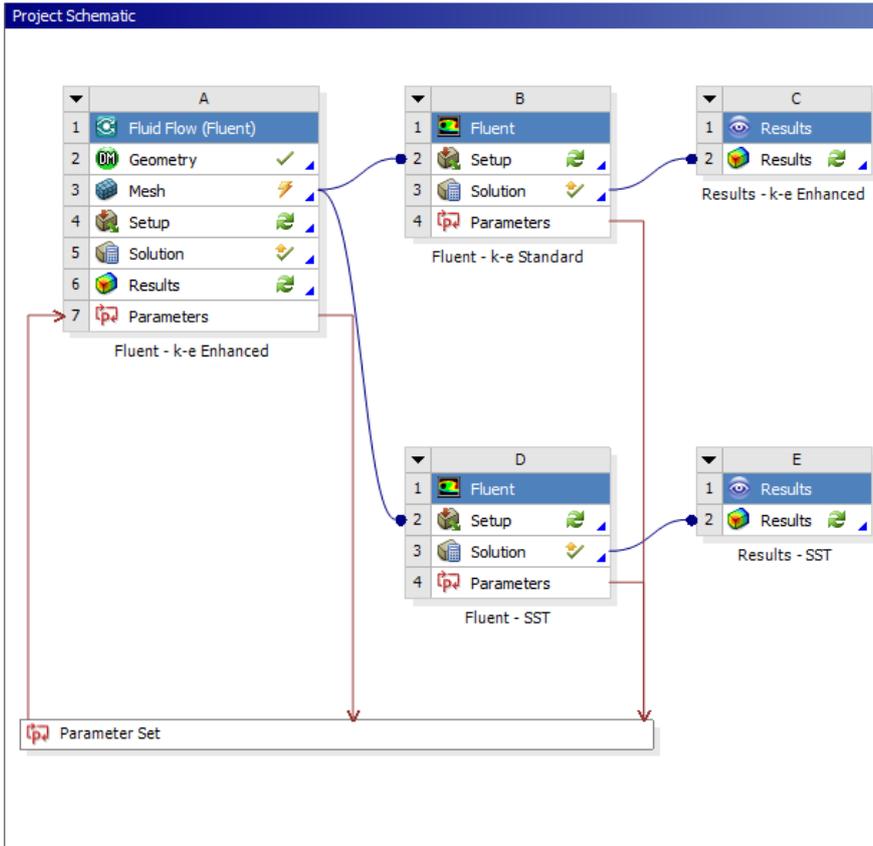


Figura 18.4.1.: Esquema de simulacion de ANSYS Workbench para el tipo de malla Cutcell

Básicamente, se estructuró de la siguiente manera: los tipos de malla se organizaron cada uno de ellos en un archivo .wbpj (Workbench Project). Dentro de cada uno de los archivos, desde la pestaña de *Parameter Set* (ver fig 18.4.2) , se habían preparado para cada tamaño de malla todos los puntos necesarios para la curva $C_l - \alpha$. Así, al llegar a un nuevo punto de la curva, se actualizaba la geometría, se mallaba y dicha malla se enviaba a cada uno de los tres solvers, cada uno de los cuales resolvía la misma geometría y mallado con diferentes modelos de turbulencia. Una vez se habían completado las tres simulaciones, se pasaba a un ángulo mayor del perfil (siguiente punto en la curva $C_l - \alpha$). Cuando ya se habían obtenido todos los puntos de dicha gráfica, se repetía todo el proceso para un diferente tamaño de malla.

D	E	F	G	
P2 - AoA ▼	P7 - Face Sizing Element Size	P3 - Mesh Min Size ▼	P4 - Mesh Growth Rate ▼	P8 -
	mm	mm		
0	0,3	0,01	1,3	
3	0,5	0,01	1,3	
6	0,5	0,01	1,3	
9	0,5	0,01	1,3	
12	0,5	0,01	1,3	
14	0,5	0,01	1,3	
15	0,5	0,01	1,3	
16	0,5	0,01	1,3	
17	0,5	0,01	1,3	
19	0,5	0,01	1,3	
21	0,5	0,01	1,3	
0	1	0,01	1,3	0,3-
3	1	0,01	1,3	0,3-
6	1	0,01	1,3	0,5-
9	1	0,01	1,3	0,6-

Figura 18.4.2.: Tabla de parámetros

18.5. Resultados

Dado que el número de simulaciones era extremadamente alto, cualquier mínimo problema de cualquiera de las opciones hacia que esta fuese descartada. Así, el primer descarte fue el tamaño de malla más pequeño (0,21 mm que daba lugar a una y^+ de 7) debido a un excesivo coste computacional. Simplemente el proceso de mallado duraba más de 4 horas, haciendo imposible obtener resultados en un tiempo razonable. Lo mismo ocurre para el mallado tipo tetraédrico de tamaño 0,5 mm.

En segundo lugar, se observó que el mallado con *inflation*, tanto cutcell como tetraédrico, es muy sensible a las variaciones de geometría. Esto es, los parámetros que lo definen deben cambiarse y estudiarse para cada uno de los casos y ángulos de ataque. Esto implica que habría que modificar a mano más de 120 simulaciones, lo cual de nuevo, hace inviable estudiar este caso. Así, en simulaciones que eran totalmente simétricas a lo largo del eje transversal (eje Y), aparecía en los resultados una fuerza lateral, cuando ésta debía ser nula. Comprobando los casos en los que los resultados no eran realistas, se observó que en el borde de salida la malla era defectuosa, tal y como se muestra en la

figura ??

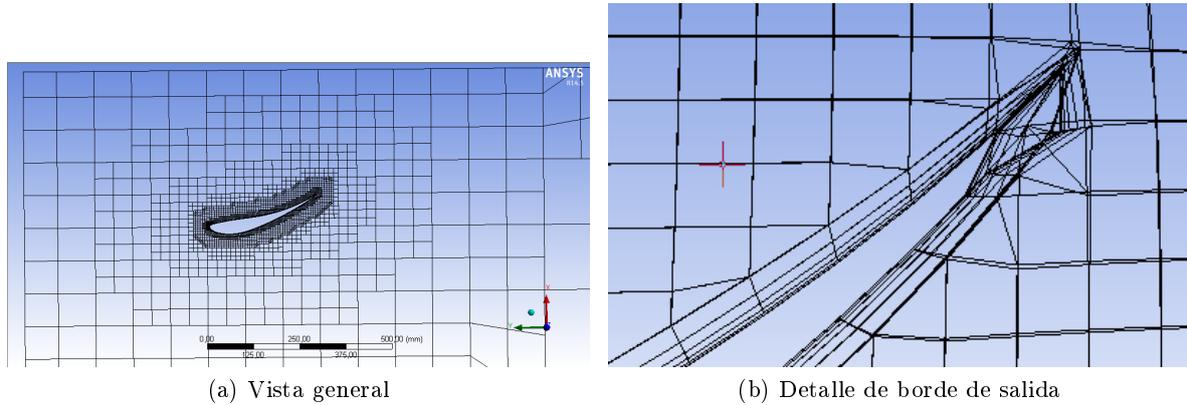


Figura 18.5.1.: Malla *inflation* 'automática'

Dado que la elección de la configuración de flaps y elemento principal de los alerones se realizará también a través de los parámetros de *Workbench*, no tiene sentido mantener el mallado *inflation* si luego no se podrá empelar. Quedan por tanto descartados con anterioridad a comprobar los datos tanto el mallado de capa límite como el tamaño de malla de 0,2 mm en la superficie del perfil.

El resto de las configuraciones se estudiaron sin ninguna complicación. Los resultados se muestran a continuación.

18.5.1. Mallado tetraédrico

Ya en la sección 18.2.1 se comprobó que el mallado tetraédrico, en principio tenía, en cuanto a número de elementos para mismo tamaño de malla y calidad de los elementos, peores características que la malla cutcell. Una vez se tienen los resultados, se comprueba que en ninguno de los casos, independientemente del modelo de turbulencia o tamaño de malla, se acerca la curva $C_l - \alpha$ a la experimental. En las siguientes tres figuras se muestra la comparativa entre ellas.

Cl - Ángulo de ataque | Tetraédrica k-e Enhanced

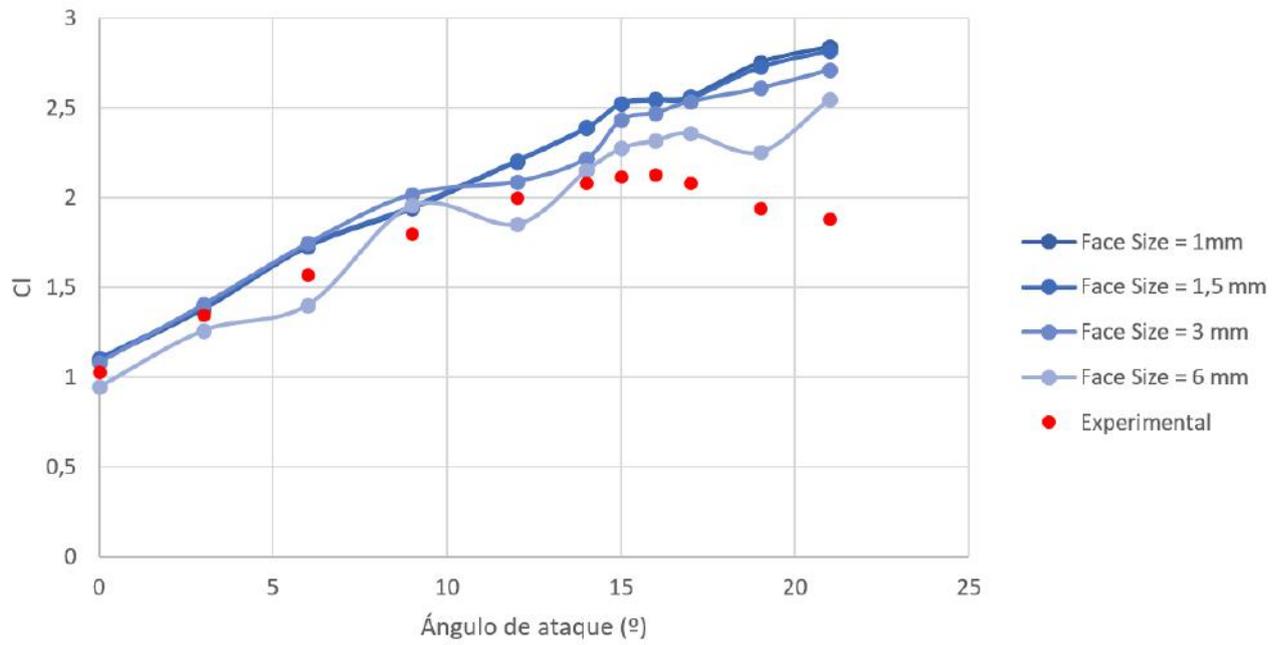


Figura 18.5.2.: Comparación $C_l - \alpha$ con malla tetraédrica y modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ enhanced wall treatment

Cl - Ángulo de ataque | Tetraédrica k-e Standard

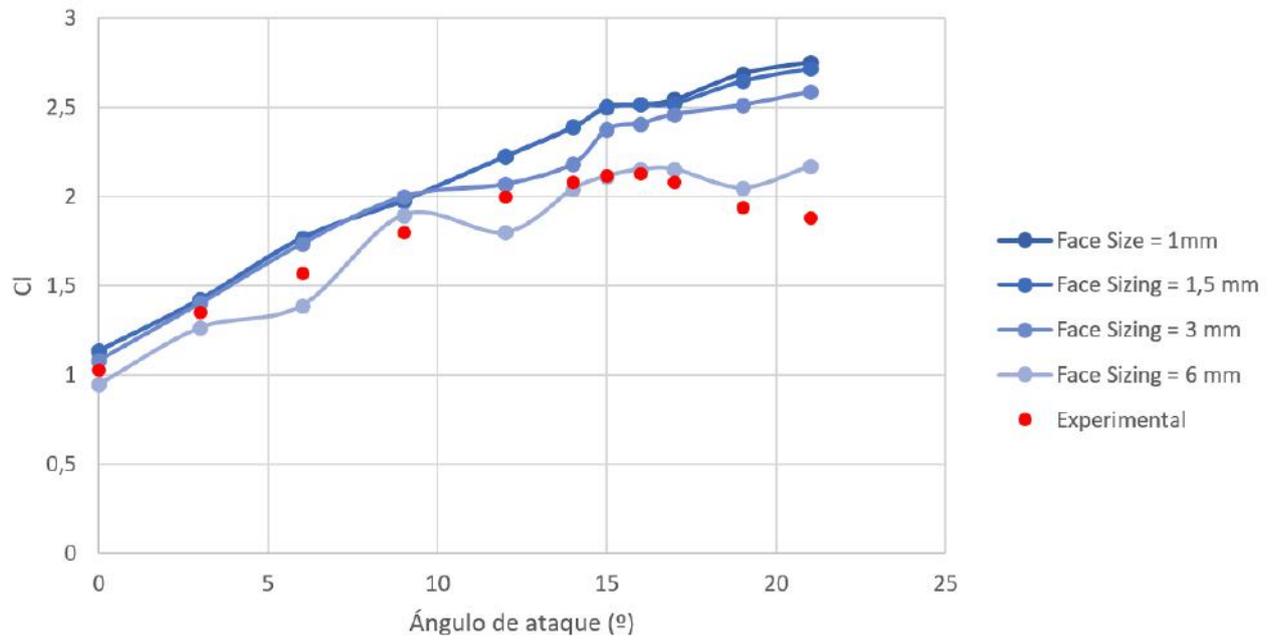


Figura 18.5.3.: Comparación $C_l - \alpha$ con malla tetraédrica y modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ *standard wall treatment*

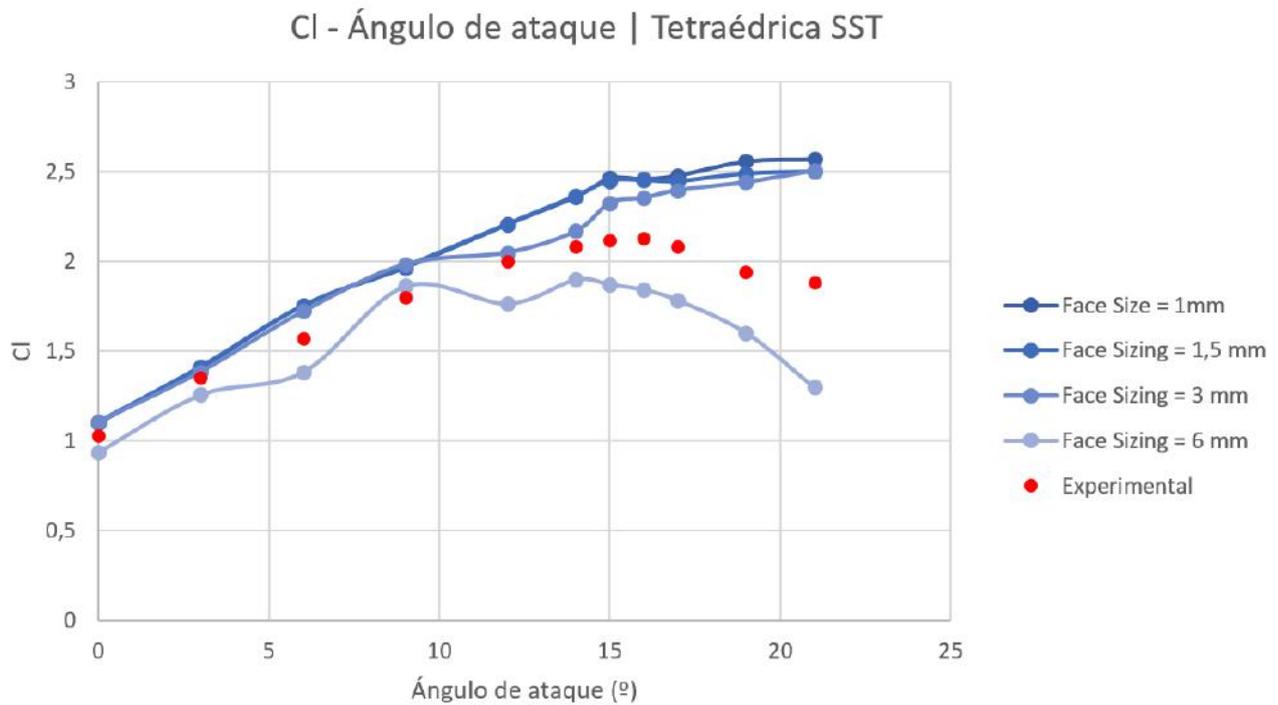
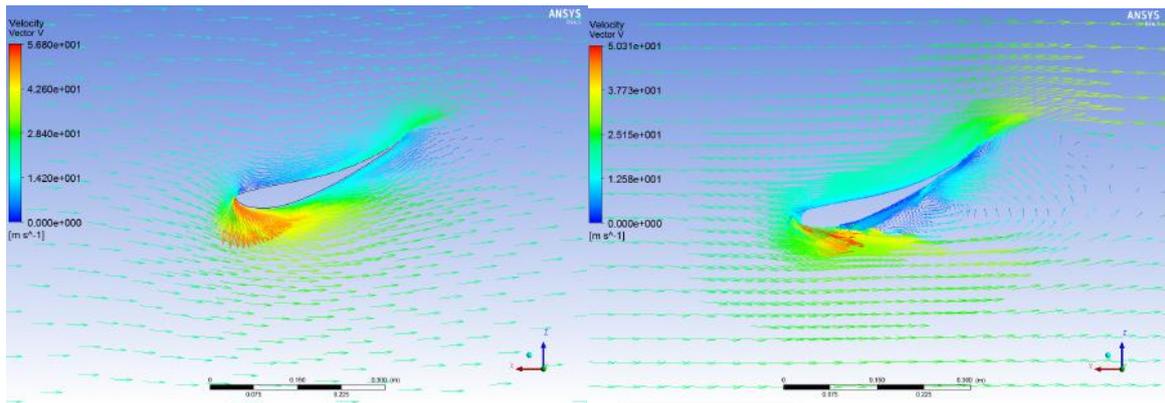


Figura 18.5.4.: Comparación $C_l - \alpha$ con malla tetraédrica y modelo de turbulencia SST

Como se puede comprobar, los datos arrojados por la simulación no se acercan en ningún caso a la curva real medida en túnel de viento. Es más, en la mayoría de ellos, sobre todo con los modelos $k - \varepsilon$ ni siquiera se observa la entrada en pérdida del perfil. Dado que *Workbench* tiene la opción de exportar cada uno de los puntos de diseño (cada configuración con unos determinados parámetros) y guardarla como una simulación propia, se puede comprobar el estado del campo de presiones y velocidades en alguna de las simulaciones que emplean este modelo de turbulencia. Representando por ejemplo el campo vectorial de velocidades en malla tetraédrica de 3 mm y modelo de turbulencia $k - \varepsilon enhanced$ (Figura 18.5.5a) y el obtenido mediante una malla de 1,5 mm de tipo cutcell siendo el modelo de turbulencia SST de cuatro ecuaciones (Figura 18.5.5b) se observan grandes diferencias:



(a) $k - \varepsilon$ enhanced con malla tetraédrica de 3mm (b) SST de cuatro ecuaciones con malla cutcell de 1,5 mm

Figura 18.5.5.: Diferencias en el campo de velocidades para un ángulo de ataque de 21°

Es claro que el modelo $k - \varepsilon$ enhanced, no capta correctamente la entrada en pérdida y el desprendimiento. O por lo menos lo retrasa respecto a otros modelos, y a la realidad. Lo mismo sucede con el modelo $k - \varepsilon$ standard, que, aunque no se han incluido imágenes para no extender en exceso la sección, también encuentra dificultades para obtener el ángulo en el que el perfil entra en pérdida. Esto se podía prever con las curvas $C_l - \alpha$, donde, efectivamente, las dos primeras continúan la parte lineal hasta los 21 grados, unos 5 más de la entrada en pérdida en el perfil real. Se comprobará en el próximo apartado que la simulación de la imagen 18.5.5b es una de las serias candidatas a ser elegidas, pues su comportamiento en la zona lineal es casi perfecto y capta con suficiente precisión la entrada en pérdida.

Otra gráfica muy indicativa del nivel de aproximación que se ha conseguido con el mallado tetraédrico es la que se puede observar en la figura ??



Figura 18.5.6.: Error medio relativo de cada curva respecto a la experimental

Los errores son, en la gran mayoría de las configuraciones, del orden del 15 %, exceptuando el caso de tamaño de malla 6 mm, modelo $k - \varepsilon$ *standard*. Sin embargo, si nos fijamos en el gráfico de la imagen 18.5.3 la dispersión es excesiva. De hecho, si se calcula la desviación media sale del 6 %. Como existen puntos por encima y otros por debajo de la gráfica experimental aproximadamente en la misma medida, la media del error relativo es pequeña, pero en cada punto, el error es cercano oscila entre el 5 y 10 % en valor absoluto.

Tras un meticuloso análisis queda claro que en general la malla tetraédrica no es adecuada para obtener el punto de desprendimiento y la entrada en pérdida al menos en flujos de Reynolds relativamente bajos (se recuerda que el número de Reynolds del ensayo es de 450.000 aproximadamente). Queda entonces descartada para cualquier simulación futura.

18.5.2. Mallado Cutcell

Como ya se explicó en el apartado 18.2.1, el mallado cutcell está basado en cubos, de tal forma que la transición de una malla fina a otra más gruesa se realiza mediante la transformación de dos cubos a uno de doble de tamaño. Es una malla existente únicamente en simulación de dinámica de fluidos computacional y que suele arrojar buenos resultados. Además, comparativamente con la malla tetraédrica, obtiene el mismo tamaño de malla en la superficie del perfil con muchos menos elementos (hasta la sexta parte).

Siguiendo la misma filosofía que en el apartado anterior, se graficaron las curvas obtenidas en las simulaciones contra la curva experimental. Todas las configuraciones posibles con este mallado se muestran en las siguientes tres imágenes.

C_l - Ángulo de ataque | Cutcell k-e Enhanced

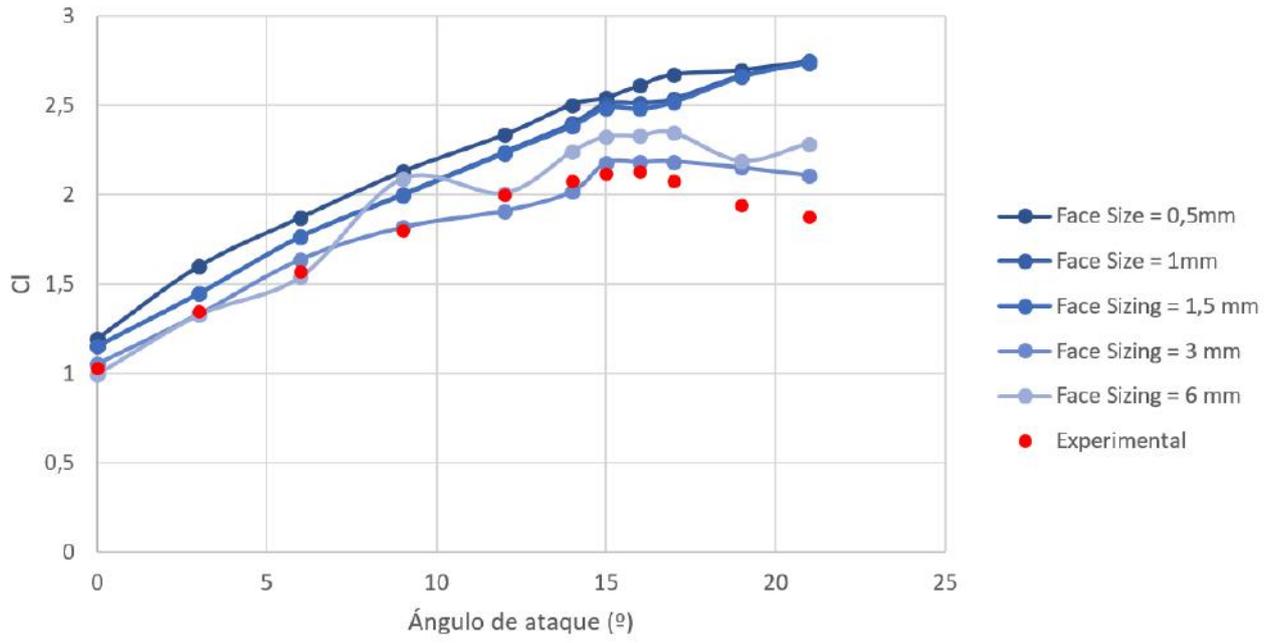


Figura 18.5.7.: Comparación $C_l - \alpha$ con malla cutcell y modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ enhanced wall treatment

CI - Ángulo de ataque | Cutcell k-e Standard

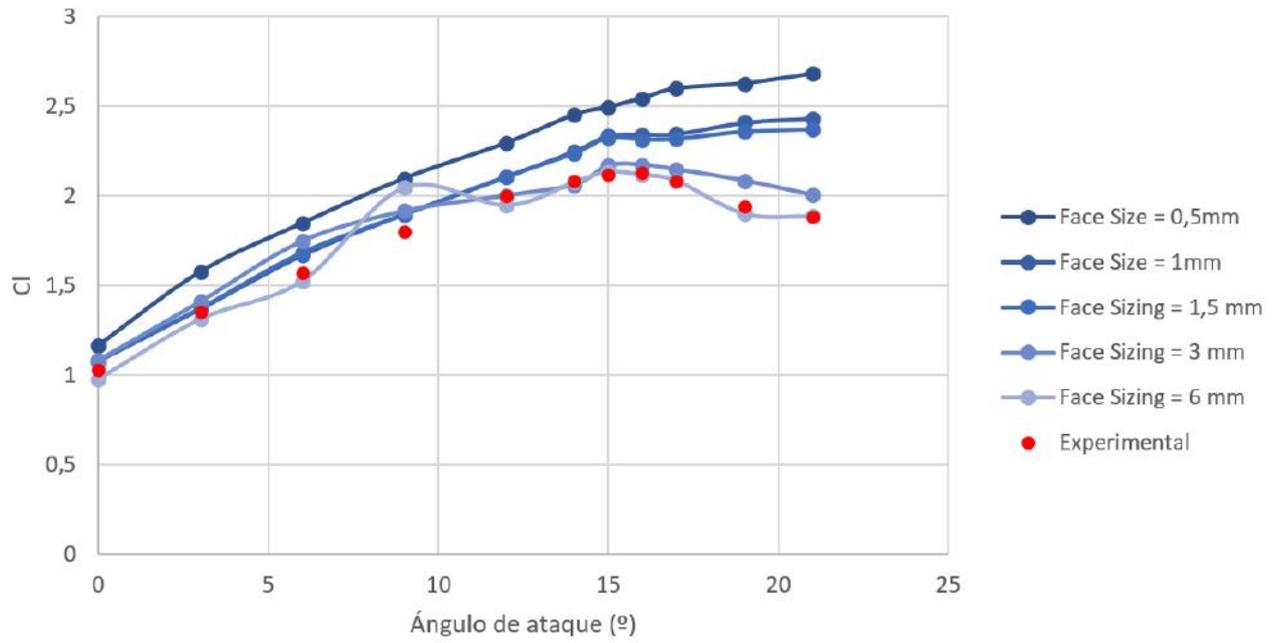


Figura 18.5.8.: Comparación $C_l - \alpha$ con malla cutcell y modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ *standard wall treatment*

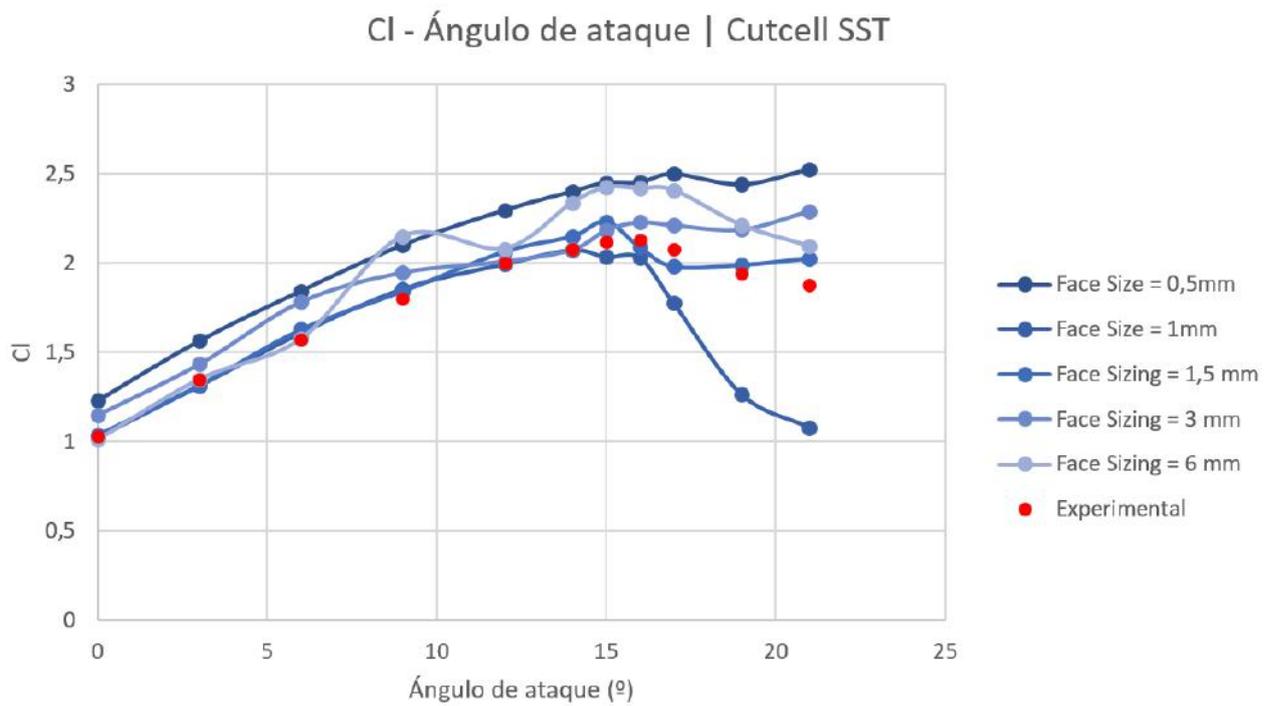


Figura 18.5.9.: Comparación $C_l - \alpha$ con malla cutcell y modelo de turbulencia SST

De las gráficas anteriores en comparación con las del mallado tetraédrico es muy llamativo el hecho de que las tendencias son muy similares cuando se trabaja con un mismo tamaño de malla y mismo modelo de turbulencia, exceptuando que con el mallado cutcell si se intuye la entrada en pérdida del perfil, mientras que en el tetraédrico no. En la figura 18.5.10 se muestran dos casos que claramente describen dicha idea.

CI - Ángulo de ataque | Cutcell vs Tetraédrico

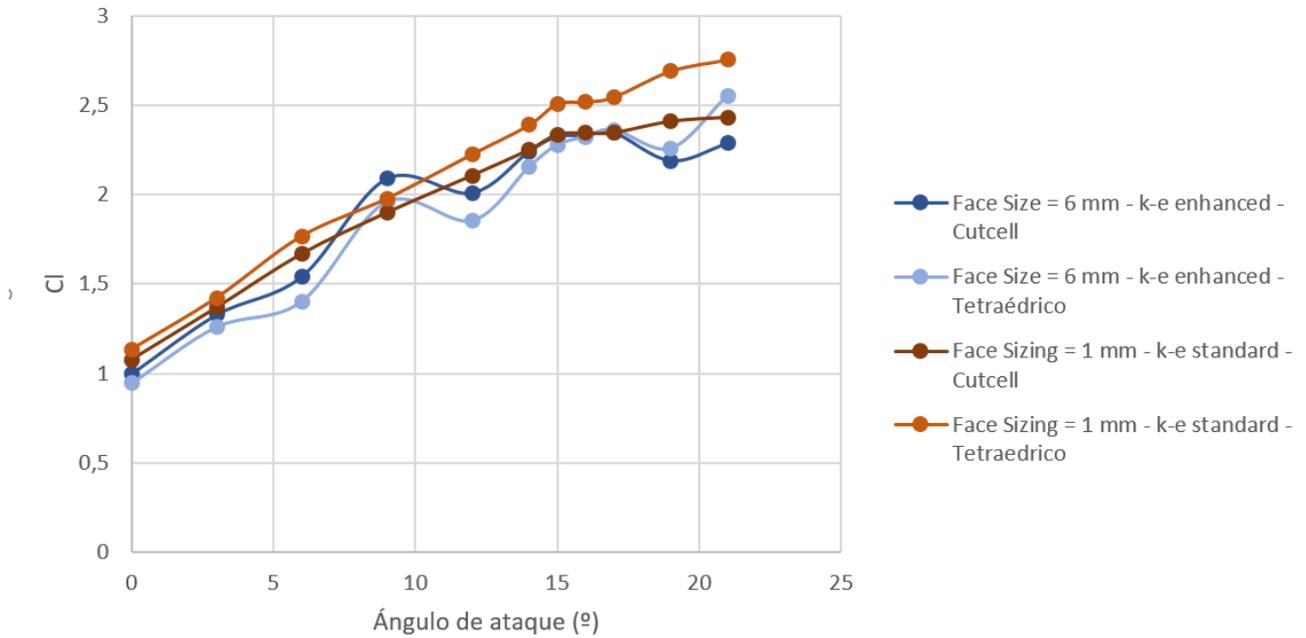


Figura 18.5.10.: Comparativa modelo $k - \varepsilon$ standard - $k - \varepsilon$ enhanced

Volviendo a las figuras 18.5.7 a 18.5.9, existen dos claros candidatos: tanto el modelo de turbulencia SST con una malla de 1,5 mm como el $k - \varepsilon$ standard con malla de 6 mm funcionan correctamente. Esto queda confirmado por la gráfica de barras que detalla el error de cada configuración.

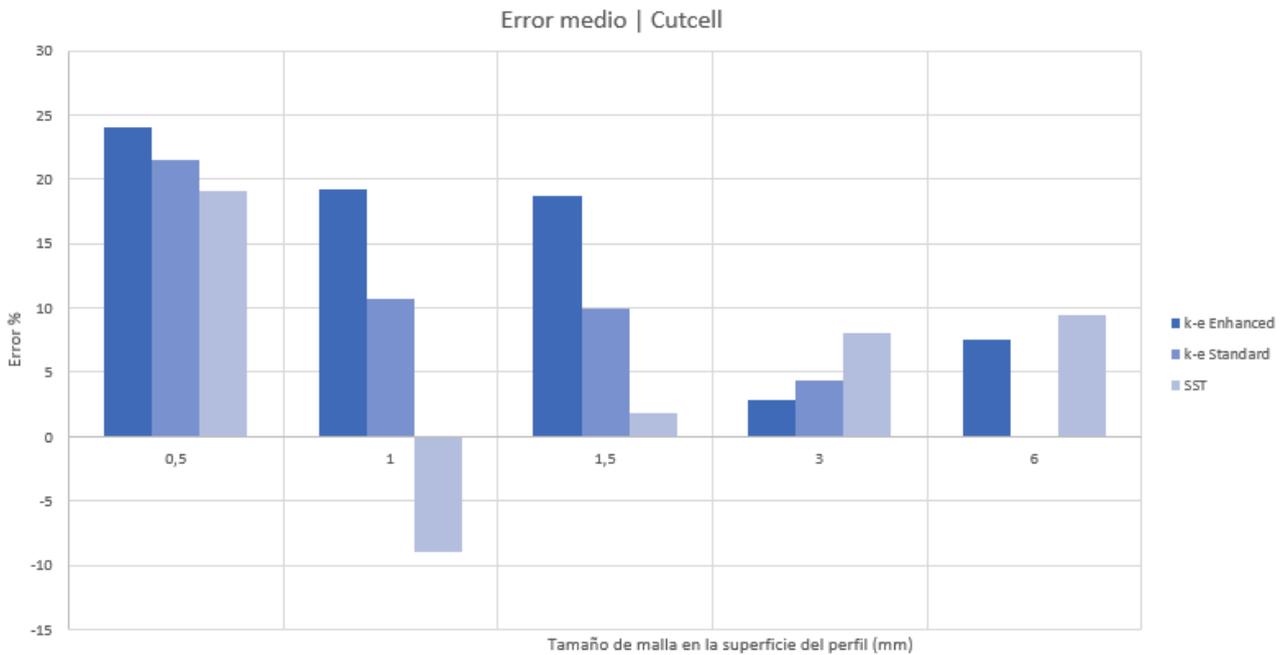


Figura 18.5.11.: Error medio relativo de cada curva respecto a la experimental

En esta imagen se observa como los errores de los dos casos comentados anteriormente son extraordinariamente bajos, especialmente la correspondiente al modelo $k - \varepsilon$ *standard*. Sin embargo, aunque este último modelo de turbulencia aporta mejor error medio (es prácticamente nulo), al igual que sucedía con un caso del mallado tetraédrico, existe una cierta dispersión, no simulando correctamente la parte lineal. El cálculo con el SST sin embargo, aunque tiene una entrada en pérdida no tan buena como el $k - \varepsilon$, si que tiene un comportamiento mucho mas regular y lineal en la zona lineal.

Antes de decidir entre ambos, resulta interesante estudiar cual es el motivo de que los mejores resultados para cada modelo de turbulencia se hayan dado con un tamaño de malla diferente y no necesariamente el más pequeño.

Modelo SST - Modelo $k - \varepsilon$ *standard*. **Tamaño de malla**

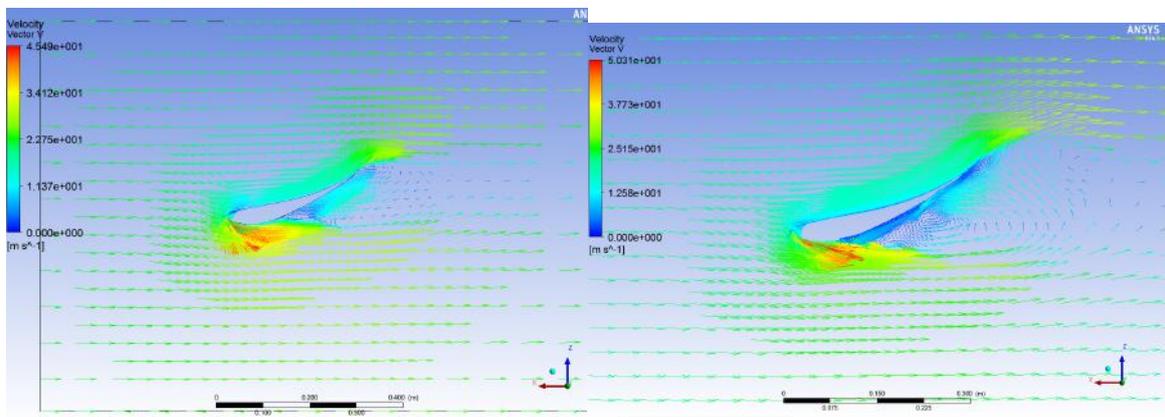
Resulta interesante, como se ha comentado unas líneas más arriba, que cada modelo de turbulencia funciona mejor a un cierto tamaño de malla (que corresponde a un cierto y^+). En principio, se supuso que cuanto menor fuese el tamaño de malla, mejor sería el resultado comparado con la realidad. Sin embargo, dependiendo del modelo de turbulencia que se emplee, existen ciertos tamaños de malla que funcionan mejor. Si se observa en las figuras 18.5.11 y 18.5.6, el modelo SST tiene su mínimo de error en el tamaño de 1,5 mm, el $k - \varepsilon$ *standard* en 6 mm, mientras que el $k - \varepsilon$ *enhanced* no tiene ningún tamaño para el que funcione correctamente. Si se acude al manual de ANSYS Fluent [Ref 13] se encuentra que la forma de tratar la turbulencia de cada uno de los modelos es la siguiente:

- $k - \varepsilon$ *standard wall function*: Este modelo, el más sencillo de todos, impone en otras una función en la capa límite determinada experimentalmente y adaptada a la situación concreta a través de varios parámetros de la simulación, como el número de Reynolds, o la longitud relativa del objeto a estudiar. En otras palabras, no resuelve numéricamente la capa límite, sino que determina que

altura debe tener esta, e impone un perfil de velocidades a partir de las condiciones de la simulación. Por ello, el comportamiento es mejor cuando la primera celda engloba toda la capa límite (y^+ del orden de 200 de acuerdo a la imagen 18.2.2). Si se acude a la tabla 18.1 comprobamos que efectivamente, el tamaño de malla de 6 mm en la superficie del perfil corresponde a un y^+ de 190, y por tanto, es el tamaño apropiado para obtener la mejor solución como se ha comprobado.

- *k - ε enhanced wall treatment*: Está segunda versión, del modelo $k - \epsilon$, además del perfil experimental de velocidades, resuelve las capas internas de la capa límite, haciendo especial hincapié en la subcapa viscosa. Además, resuelve la capa turbulenta exterior, y por tanto se dice que es un modelo qu incorpora una función de capa límite que queda determinada por la resolución de una capa límite dividia en dos zonas. Dado que la capa interior viscosa se extiende hasta números de y^+ del orden de 5. Por ello, necesita de un mallado muy fino en las proximidades de las paredes, mallado que no ha sido posible realizar en esta simulacion por falta de recursos computacionales. Por ello, las aproximaciones con este modelo son muy deficientes.
- SST: El modelo SST de cuatro ecuaciones incorporado en Fluent añade dos ecuaciones más al original SST. Este último nació como una variante del modelo ($k - w$) en el que se combinan las aproximaciones del $k - \epsilon$ en zonas más alejadas de la pared y el $k - w$ en las cercanias del contorno, con una función de adaptación entre ambas. A dicha variante del $k - w$ se le suman ahora dos ecuaciones más, una que determina la transición de la capa límite y otra la intermitencia de los fenómenos de turbulencia. Sin embargo, de nuevo, es necesario, según el manual, que la y^+ sea del orden unidad para poder resolver correctamente la turbulencia. Aun así, se observa en las gráficas que su comportamiento es aceptable teniendo en cuenta que la malla que se ha construido no tiene las propiedades adecuadas.

Repitiendo el esquema de la anterior sección, a continuación se presentan dos imágenes correspondientes al máximo ángulo de ataque del perfil para las dos configuraciones 'finalistas'.



(a) $k - \epsilon$ standard con malla cutcell de 6mm (b) SST de cuatro ecuaciones con malla cutcell de 1,5 mm

Figura 18.5.12.: Diferencias en el campo de velocidades para un ángulo de ataque de 21°

18.6. Decisión final y conclusiones

Para determinar el modelo y la malla que se emplearán en el resto de las simulaciones, se grafica a continuación las dos opciones que menor error y dispersión han obtenido:

- Malla Cutcell con un tamaño en la zona pegada al perfil de 6 mm y modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ *Standard wall function*
- Malla Cutcell con un tamaño en la zona adyacente al perfil de 1,5 mm y modelo de turbulencia SST

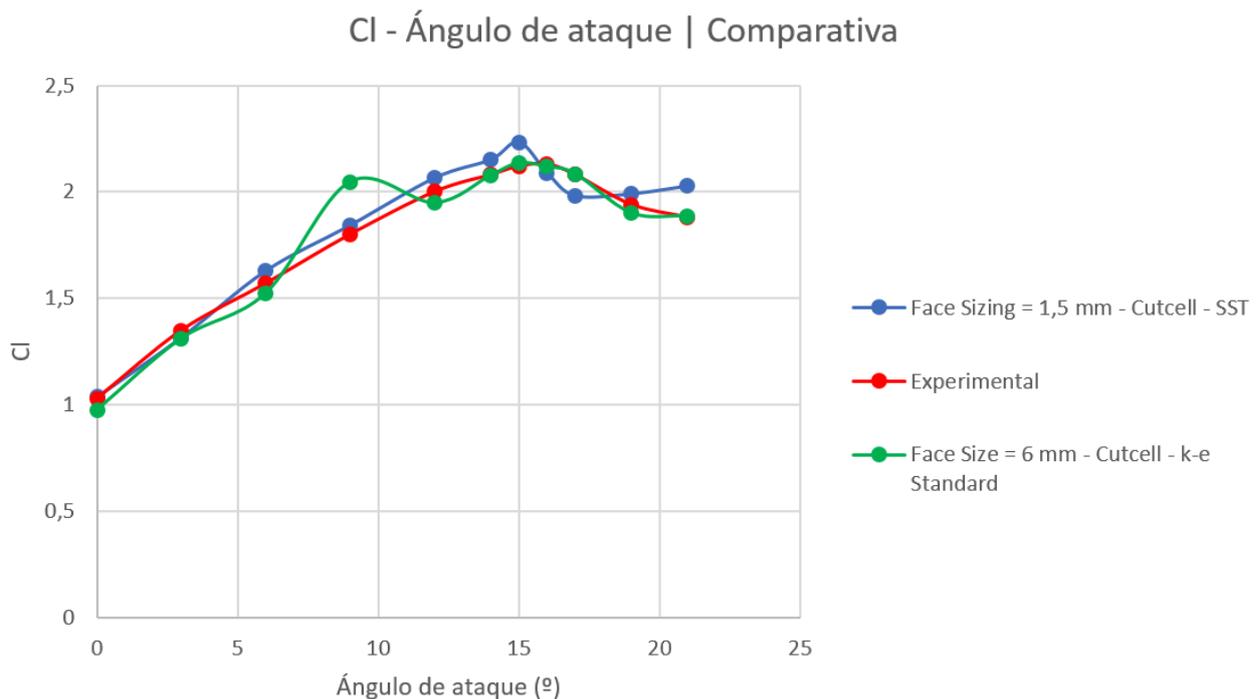


Figura 18.6.1.: Comparación entre las dos opciones con mejores características

Finalmente, aunque la zona lineal es mucho más exacta en el modelo SST, la entrada en pérdida precedida por el modelo $k - \varepsilon$ es idéntica a la realidad. Además, el coste computacional de este último es mucho menor pues, no sólo la malla que requiere es menos exigente, sino que al ser un modelo de dos ecuaciones contra las cuatro del SST la resolución también es más rápida, tardando hasta la tercera parte. Por último y ya factor decisivo, se sabe gracias al manual que es el $k - \varepsilon$ el modelo que está trabajando con las condiciones recomendadas, pudiendo ser el caso del SST una mera coincidencia, pues en principio la malla en la que se ha corrido no es la óptima para su formulación. En el $k - \varepsilon$ sin embargo, ya en la malla tetraédrica (Figura 18.5.6) el error era pequeño, aunque la dispersión ensuciaba dicho resultado. Una vez se pasó a malla Cutcell, los resultados han sido excelentes.

Finalmente, entonces, la configuración empleada será la Malla Cutcell con un tamaño en la zona pegada al perfil de 6 mm (y^+ de 190) y modelo de turbulencia $k - \varepsilon$ *Standard wall function*.

Quedan pendientes estudios como la consideración de la resistencia aerodinámica, pero, debido a que en el ensayo experimental solo se proveen tres datos de la polar del perfil, y dado que el objetivo del perfil aerodinámico en este caso es obtener la máxima carga aerodinámica sin lograr el desprendimiento, los datos aquí expuestos, aunque incompletos, son definitorios para justificar la decisión.

Para finalizar, algunas de las conclusiones más relevantes que se han extraído son:

- El tipo y tamaño de malla es un factor crucial en el resultado, no teniendo porque ser mejor una malla con el tamaño de elemento más bajo posible, especialmente cuando se está tratando con flujos desprendidos o transiciones en la capa límite.
- Asociado al tipo de malla se debe tener en cuenta el modelo de turbulencia a seleccionar. En este trabajo se han considerado tres debido a las capacidades limitadas de cálculo numérico, pero existen decenas de modelos que se adaptan mejor a las características de un problema u otro. Cada uno de ellos tiene una formulación diferente y por tanto debe elegirse un escenario que mejor se adapte a él.
- Es llamativo comprobar que de los más de 30 casos considerados, solamente en uno la simulación predice valores de carga aerodinámica por debajo de los reales. Se debe esto tener en cuenta, pues errores de hasta el 15 % en cuando a carga aerodinámica son extremadamente importantes, sobre todo si están por encima de lo experimental.

Referencias

1. Joseph Kratz, (1995), *Race Car Aerodynamics: Designing for speed* (1st ed.), Cambridge, Bentley Publishers.
2. University of Illinois (1995), *Summary of Low-Speed Airfoil Data*, Virginia, Soartech Publications.
3. Michael S. Selig, Robert W. Deters and Gregory A. Williamson (2011), *Wind Tunnel Testing Airfoils at Low Reynolds Numbers*, Orlando, AIAA 2011-875
4. Varios, *Use of k-epsilon and k-omega Models*, obtenida el 19 de Abril de 2016, <http://www.cfd-online.com/Forums/main/75554-use-k-epsilon-k-omega-models.html>
5. Walter Frei (2013), *Which Turbulence Model Should I Choose for My CFD Application?*, obtenida el 22 de Abril de 2016, <http://www.comsol.com/blogs/which-turbulence-model-should-choose-cfd-application/>
6. Salim M. Salim and S.C . Cheah (2009), *Wall y^+ Strategy for Dealing with Wall-bounded Turbulent Flows*, Hong Kong, IMECS 2009
7. Anónimo, *Y plus wall distance estimation*, obtenida el 25 de Abril de 2016, http://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation
8. LEAP CFD Team (2012), *Tips & Tricks: Inflation Layer Meshing in ANSYS*, obtenido el 25 Abril de 2016, <http://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-inflation-layer-meshing-in-ansys/>
9. LEAP CFD Team (2013), *Tips & Tricks: Estimating the First Cell Height for correct Y^+* , obtenido el 25 Abril de 2016, <http://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-cfd-estimate-first-cell-height/>
10. Anónimo, *Turbulence Modeling*, obtenido el 8 de Abril de 2016, <http://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence>
11. Anónimo, *The RANS Equations - The Basis of Turbulence Modeling*, obtenido 29 de Abril de 2016, <http://www.me.umn.edu/courses/me5341/handouts/essay%2011.pdf>
12. Sririam Saranathy Pakkam (2011), *High Downforce Aerodynamics for Motorsports*, University of North Carolina
13. ANSYS Fluent Official Documentation (2012)
14. Scott Wordley and Jeff Saunders (2005), *Aerodynamics for Formula SAE: Initial design and performance prediction*, Monash University, SAE International