



UNIVERSIDAD DE JAÉN
Escuela Politécnica Superior de Linares

Trabajo Fin de Grado

**DISEÑO Y POSTERIOR
ESTUDIO AERODINÁMICO
DE UN ALERÓN TRASERO
DE UN AUTOMOVÍL DE
COMPETICIÓN**

Alumno: García Escobar, Juan José

Tutores: Miró Barnés, Mario
Guerrero Villar, M^a Francisca

Depto.: Ingeniería mecánica y minera

Junio, 2016

ÍNDICE

1. Introducción.	4
1.1. Abstracto.	4
2. Aerodinámica en los automóviles de competición.	4
2.1. Antecedentes en este campo.	4
2.2. Alerones en los automóviles de competición.	8
2.3. Alerón y sus elementos.	12
2.4. Reglamento <i>FIA</i> para <i>LMGTE</i> .	14
3. Estudio del rango de velocidades.	16
4. Fundamentos teóricos del <i>TFG</i>.	18
4.1. Número Reynolds.	18
4.2. Clasificación aerodinámica.	19
4.3. Fuerzas implicadas.	20
4.4. Coeficientes aerodinámicos.	22
4.5. Eficiencia aerodinámica.	23
4.6. Coeficiente de momento.	24
4.7. Capa límite.	24
4.8. Centro de presiones.	25
4.9. Gradiente de presión.	25
5. Selección de perfiles a considerar.	25
5.1. NACA 0009.	31
5.2. NACA 0012.	31
5.3. NACA 2410.	32
5.4. NACA 2412.	33
6. Dinámica de fluidos computacional (<i>CFD</i>).	33
7. Procesos numéricos.	37
7.1. Geometría.	37
7.2. Elaboración de la malla.	42
7.3. <i>Fluent</i> .	45
7.4. Resultados.	46
8. Validación del procedimiento numérico.	47
8.1. Descripción de la metodología numérica.	47
8.2. Validación.	48
9. Estudio del alerón mediante método numérico.	49
9.1. Estudio del ángulo de ataque.	49
9.2. Estudio del tamaño de la cuerda.	51
9.3. Estudio del efecto Gurney.	52
10. Influencia del vehículo en el estudio.	55
11. Propuesta de diseño óptimo.	56

12.	Conclusiones.	58
13.	Bibliografía.	59

1. Introducción.

1.1. Resumen.

Este trabajo de fin de grado consiste en el diseño y posterior estudio de un alerón trasero para un automóvil de competición. Para comenzar, se ha realizado una introducción sobre la historia de los alerones traseros en los automóviles de competición, así de esta manera vamos cogiendo algún que otro concepto aerodinámico. Lo siguiente, explicar la teoría de todos y cada uno de los principios y parámetros que intervienen en el estudio. Tanto el diseño como el análisis aerodinámico se han llevado a cabo a través del programa *ANSYS Workbench*. Se han simulado (2D) cuatro tipos de perfiles *NACA*, dos simétricos y dos asimétricos, para un método numérico desarrollado por nosotros mismos. En los resultados de las diferentes simulaciones hemos podido comprobar la importancia del ángulo de ataque, la cuerda, y el perfil *Gurney* en un perfil alar. Además, se ha incorporado uno de los cuatro perfiles a un automóvil de competición para estudiar la influencia de este sobre los coeficientes aerodinámicos del propio perfil. Y por último, se ha hecho una propuesta de diseño óptimo.

2. Aerodinámica en los automóviles de competición.

2.1. Antecedentes en este campo.

Según *Mcbeath, Simon. Aerodinámica del automóvil de competición. Barcelona. CEAC. 2005*. (1) el desarrollo de la aerodinámica ha provocado que el rendimiento de los coches de competición aumenten de forma muy notable. Cuando nos referimos a competición no hacemos referencia a un tipo de campeonato en especial, sino a todos en general puesto que tanto monoplasas *Fórmula 1* y *Fórmula 3*, como coches *sport*, coches *GT*, coches *rallyes*, hasta *turismos* hacen uso de esta parte de la mecánica.

Debido a este aumento del rendimiento, en varias competiciones se han visto obligados a modificar el reglamento para limitar de esta manera los bajos tiempos por vuelta conseguidos al igual que los pasos por curva, ya que todo esto es inversamente proporcional al peligro al que se exponen los pilotos en carrera. Llegando a prohibir el uso de algunos elementos aerodinámicos como los alerones en competiciones como la *Fórmula Ford*.



Figura 2.1: Fórmula Ford en 2005.

En las categorías de iniciación el objetivo de las limitaciones establecidas por el reglamento es de que los jóvenes pilotos aprendan poco a poco a usar cada uno de los elementos aerodinámicos, que se irán introduciendo a medida que vayan ascendiendo de categoría.

Michael May, ingeniero suizo y piloto de carreras aficionado, fue el primero en experimentar con un ala invertida montada sobre la cabina de su *Porsche 550 Spyder* en el año 1956, intentando de esta manera aprovechar ese gran potencial. Pero tras los buenos resultados obtenidos el 27 de Mayo en “*Nürburgring 1000 Kilometres*”, consiguiendo la

vuelta más rápida, se le prohibió correr debido a las quejas presentadas por *Huschke Von Hanstein* (jefe *Porsche Racing*). Estas quejas tuvieron mucha importancia ya que amenazó con retirar sus cuatro coches *Werks* de la competición, y como la marca tenía mucha influencia los funcionarios retrocedieron y prohibieron este ala invertida. Después de esto, *May* corrió la carrera de *Supercortemaggiore* al mes siguiente, la cual no llegó a terminarla, y decidió guardar este concepto para el futuro.



Figura 2.2: Porsche 550 Spyder de Michael May (1956).

En la década de los 60, los vehículos tuvieron una considerable mejora aerodinámica, pero esta ya no se debía al montaje de alas invertidas (alerones), sino a la forma de la carrocería o altura de esta con respecto al suelo. Las carrocerías pasaron a tener un frontal mucho más afilado, para mejorar de esta manera la aerodinámica, al igual que la disminución de la altura de la carrocería. Todo esto lo que consiguió fue aumentar mucho la velocidad punta en las rectas, apareciendo así el peligro de que los coches pudiesen salir volando.

El problema de esto estaba sobre todo en los coches *GT*, puesto que las velocidades tan elevadas que se alcanzaban acompañadas de las grandes superficies de estos, incrementaban el peligro de volar. De ahí surgió la idea de incorporar *spoilers* en la parte delantera de la carrocería, cuya finalidad era la de limitar la cantidad de flujo de aire debajo del coche. Además, se encargan de dirigirlo lejos de los neumáticos cuando el coeficiente de arrastre es bajo.

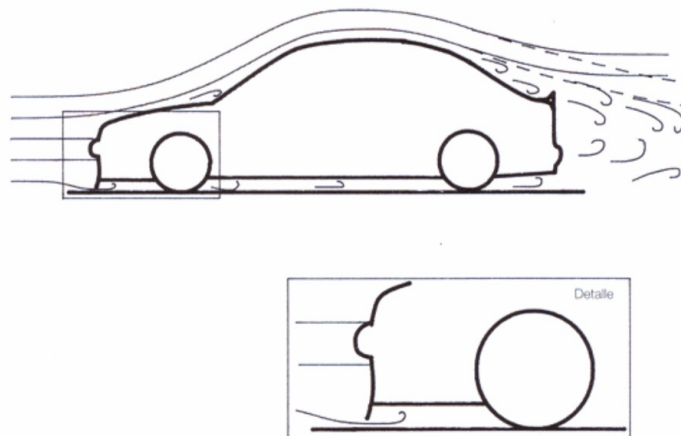


Figura 2.3: Spoilers delanteros.

Después de muchos experimentos y estudios, se optó por la implantación de los alerones que disminuían la velocidad punta del vehículo, pero se lograban unos tiempos por vuelta

mucho menores. Fue *Jim Hall*, ingeniero y piloto en *Estados Unidos*, quien adoptó el concepto de ala invertida del ingeniero suizo *Michael May*. Este lo introdujo en su famoso *Chaparral 2E*, a través del cual quedaron definidos todos los coches de carreras construidos hasta entonces. *Hall* incorporó un pedal para poder variar el ángulo de ataque del ala invertida, permitiendo de esta manera reducir la resistencia y así ser más veloz en algunos tramos del circuito (tramos rectos). En *Laguna Seca* con *Phil Hill* como piloto obtuvo la victoria, y ahí fue donde se convirtió en el coche favorito del público y del propio *Jim Hall*.



Figura 2.4: Chaparral 2E (1966).

A partir de este momento, se comenzaron a utilizar los alerones de aluminio en la *Fórmula 1*. Donde la *CSI (Commission Sportive Internationale)* los admitió, pero con muchísimas restricciones debido a la gran cantidad de fallos en las estructuras.

En los años 70, los alerones en monoplazas y coches *Sport* siguieron aumentando, mientras que en turismos aún se estaba experimentando. En *Europa*, esta clase de turismos eran los denominados vehículos de *Grupo 2* (derivados de la producción en serie para su adaptación en competiciones deportivas, en base a unas regulaciones –*WIKIPEDIA*–). Pero fue en 1977, cuando *Peter Wright* (diseñador coches carreras) introdujo el revolucionario “efecto suelo” en su *Lotus 78*. Aunque este concepto de intentar pegar el coche lo máximo posible al suelo, ya lo logró *Jim Hall* en su *Chaparral 2J* de 1970 mediante dos ventiladores en la parte trasera. *Gordon Murray* intentó introducirlo en la *Fórmula Uno* en su *Brabham BT46B* de 1978, sin ningún resultado debido a que la *FIA* tenía prohibido el uso de elementos aerodinámicos móviles, y este llevaba un ventilador enorme en la parte trasera que aumentaba el flujo de aire por debajo del automóvil.



Figura 2.5: Chaparral 2J (1970) y Brabham BT46B (1978).

Wright y Colin Chapman (dueño de *Lotus*), gracias al fondo plano implementado en sus monoplazas llegaron a reducir mucho la zona de frenada, y aumentar el paso por curva. Cuando apareció el *Lotus 79* en 1978, se pudo apreciar como todos los problemas que se originaban en su predecesor (*Lotus 78*), se habían solucionado con éxito. De tal manera, que ese mismo año ganó tanto el campeonato de constructores como el de pilotos, con *Mario Andretti* al mando del monoplaza.

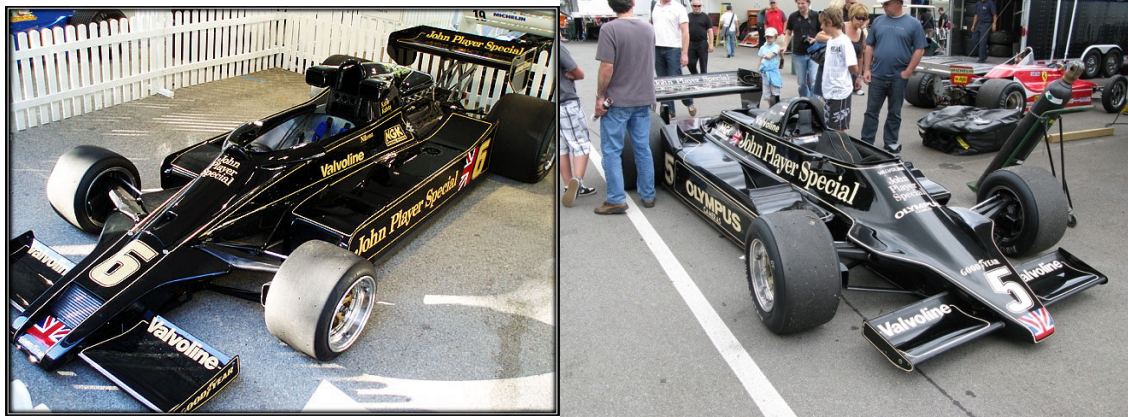


Figura 2.6: Lotus 78(1977) y Lotus 79 (1978).

Pronto otras escuderías superaron a *Lotus*, como por ejemplo *Williams Grand Prix* con su monoplaza *FW07* diseñado por *Patrick Head* para la temporada de 1979. En los coches *Sport*, también se desarrolló bastante el efecto suelo. De hecho, en 1982 se prohibió el fondo plano en la *F1*, sin embargo en el resto de categorías se siguió utilizando. Para compensar esta prohibición, en la *Fórmula 1* aparecieron otros elementos como los alerones traseros con apéndices adicionales en el exterior, los difusores, morro delantero inclinado, y la suspensión activa. La suspensión activa tampoco fue aprobada, pese a que se demostrasen grandes resultados al mantener el vehículo a la mínima distancia con el suelo en todo momento.



Figura 2.7: FW07 (1979).

Al final, se optó por seguir estudiando mucho más a fondo los alerones (estudio del “control del flujo de aire”) tal y como se comenzó con la aerodinámica. Cabe destacar también, que la *Fórmula Uno* sufrió muchos cambios debido a la modificación del reglamento, tras la muerte de *Aytor Senna* y *Roland Ratzenberger* (1994).



Figura 2.8: Ayrton Senna (1960 – 1994) y Roland Ratzenberger (1960 – 1994).

Los coches *Sport* fueron reemplazados por los coches *GT*, por ejemplo:



Figura 2.9: McLaren F1 GT-R, Nissan Nismo GT-R, Toyota Supra GT, y Ferrari F40 GT (1995).

Después de este breve resumen sobre la historia en general de la aerodinámica en los vehículos, vamos a centrarnos en los alerones traseros que es lo que realmente nos interesa.

2.2. Alerones en los automóviles de competición.

Desde el famoso *Chaparral 2E* de *Jim Hall* allá por lo años 60, los alerones en competición han evolucionado mucho pero el concepto de *May* sigue siendo el mismo, que es el de generar una carga aerodinámica capaz de ayudarnos a mejorar los pasos por curvas y disminuir la zona de frenado en carrera sin necesidad de modificar las prestaciones del motor.

Como hemos podido observar antes, los primeros alerones traseros que surgen eran grandes y bastante altos, esto se debe a que se buscaba que el aire llegase limpio a este (sin turbulencias). Se puede destacar el gran éxito que obtuvo el *Chrysler Avenger Tiger* de 1972, gracias a la incorporación del alerón trasero aparte de otra serie de componentes que ofrecían una imagen bastante deportiva, a pesar de los beneficios nulos del propio alerón (muy bajo y adelantado).



Figura 2.10: Chrysler Avenger Tiger (1972).

La marca alemana *BMW* logró una importante evolución en el mundo de los vehículos deportivos, al pasar del modelo *BMW E9 CS* al *BMW CSL 3.0* conocido como “Batmobile”. Esta evolución se produjo al introducir aletas delanteras y el alerón trasero, el cual estaba perfectamente diseñado para ser muy eficaz.



Figura 2.11: BMW CSL 3.0 (1973).

Después del gran paso que consiguió *BMW* con el modelo antes mencionado, casi todas las otras marcas de vehículos intentaron igualarla, este fue el caso de *Ford* que mejoró su modelo *Capri RS2600* presentando el *Capri RS3100*. Lo desventaja con respecto a la competencia, era que su alerón dejaba muchísimo que desear (alta resistencia al avance).

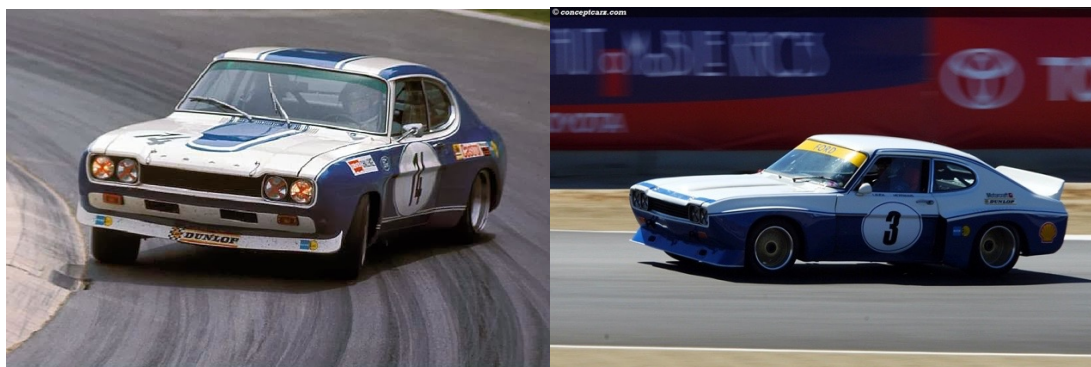


Figura 2.12: Ford Capri 2600 (1973) y Ford Capri RS3100 (1974).

A finales de los años 70, la aerodinámica sufrió un gran desarrollo, y esto vino de la mano de los coches superdeportivos. Este tipo de coches en esa época pasaron a alcanzar una velocidades muy altas, por lo tanto necesitaban de la aerodinámica para poder llegar a los objetivos marcados (tiempos cada vez más bajos). El *Porsche 911 Turbo*, es un buen ejemplo de esta necesidad.



Figura 2.13: Porsche 911 Turbo (1978).

Uno de los vehículos más revolucionarios dentro de la batalla aerodinámica entre avance y apoyo (antisustentación), fue el *MG Metro 6R4*. Construido por *Rover* y entre 1985 – 1986 compitió en el campeonato mundial de rally. Contaba con grandes spoilers que generaban una enorme carga aerodinámica .



Figura 2.14: MG Metro 6R4 (1985).

Ford tras su fracaso ante *BMW* de 1974 con su modelo *Capri RS3100*, el cual era toda una expectativa, en el año 1986 sacó el *Sierra RS Cosworth* con 205cv y acompañado de un alerón trasero espectacular, que arrasó.



Figura 2.15: Ford Sierra RS500 Cosworth (1986).

El concepto de alerón se cambió un poco cerca de los 90, ya que ahora lo que se buscaba en *Europa* era conseguir resultados eficaces a altas velocidades, como es el caso del *Ferrari F40*.



Figura 2.16: Ferrari F40 (1987 – 1992).

En la década de los 90, las marcas japonesas fueron las únicas que continuaron con el desarrollo de alerones en vehículos deportivos. Las más destacadas fueron: *Toyota*, *Subaru*, y *Nissan*. El *Nissan Skyline GT-R* de 1990 fue una auténtica maravilla dentro del mundo de la automoción. Además, incorporaba un alerón trasero en fibra de carbono ajustable mediante dos tornillos de tipo *Allen*, permitiendo de este modo que el piloto pueda escoger entre una mayor o una menor carga aerodinámica.



Figura 2.17: Nissan Skyline GT-R (1990).

Y por último, cabe destacar las impresionantes prestaciones que nos ofrece el *Lotus Exige* puesto que su diseño permite convertir a este vehículo en un alerón gigante. Además, uno de los mejores alerones que nos podemos encontrar a día de hoy en superdeportivos es el alerón del *Bugatti Veyron*, gracias a su movilidad ya que ayuda a altas velocidades y en frenadas.



Figura 2.18: Lotus Exige (2005) y Bugatti Veyron (2005).

Si nos vamos a los coches de carreras, podemos observar que normalmente el ángulo de ataque del alerón trasero no es variable. No como el *Chaparral 2E* y *2F*, en los cuales mediante un pedal podíamos variar ese ángulo según nos interesase. Esto se cumple en casi

todos los campeonatos, quitando alguna que otra excepción como puede ser la *Fórmula Uno* donde existen este tipo de alerones traseros móviles conocidos como *DRS* (*Drag Reduction System*). Este sistema reduce la carga aerodinámica en las rectas, para así alcanzar velocidades máximas mayores, introduciéndose en la temporada de 2011.



Figura 2.19: Sistema DRS en monoplaza de Red Bull Racing (2011).

Los coches GT según la *FIA* deben montar alerones sencillos. Por lo que para cada tipo de competición, nos tendremos que ir al reglamento correspondiente para cumplirlo en todo momento.



Figura 2.20: Alerón trasero Aston Martin GT.

Hay que destacar, que casi toda la información que se tiene viene de la aviación. Esto es bastante importante, porque no es lo mismo el estudio de un ala cuando el aire le llega limpio (sin turbulencia), como es el caso de un avión, a un ala invertida de un vehículo que el aire le llega muy turbulento. Esto nos obliga a tener que analizar en todo momento cada una de las partes de nuestro alerón, ya que ocurren cosas muy diferentes.

2.3. Alerón y sus elementos.

Lo primero de todo antes de continuar es tener claro el concepto de alerón, y cada uno de los elementos que puede llevar consigo.

Un alerón se trata de una superficie que se encuentra situada en la parte trasera de la carrocería del vehículo con la finalidad de aumentar la fuerza normal que ejerce el suelo sobre el coche gracias al paso de un fluido (aire), y de esta manera lograr una fricción mayor entre los neumáticos y la pista (crece el agarre, la tracción, y la velocidad final).

Los coches de competición pueden tener alerones compuestos por un solo elemento, por dos elementos, o por múltiples elementos. Esto depende en gran parte de la categoría a la que pertenezcan (reglamento), y del circuito (circuito con más curvas necesita una carga aerodinámica mayor). Como ya vimos anteriormente, los vehículos *GT* montan alerones muy sencillos puesto que están obligados por la *FIA*.

Los que se puedan permitir una mayor resistencia al avance, podrán ganar carga aerodinámica mediante el uso de varios elementos en el alerón (por ejemplo, un monoplaza de *Fórmula Uno*). En definitiva, si necesitamos una carga aerodinámica más grande de la que podemos lograr con un solo elemento sin importarnos la resistencia, la solución es añadir más elementos o *flaps*.

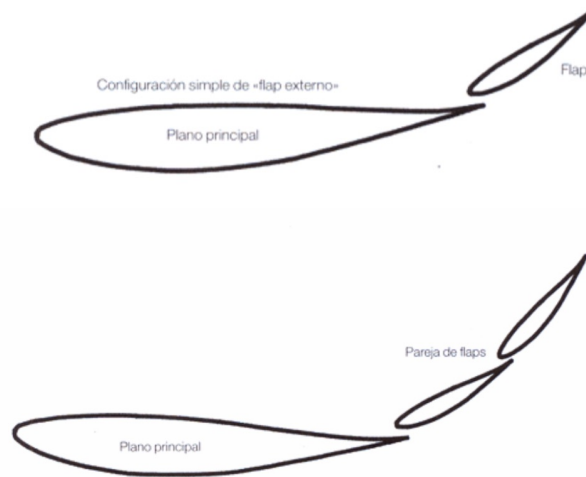


Figura 2.21: Alerón de dos elementos, y alerón de tres elementos.

Además, existen alerones múltiples con dos o más planos de flujo de aire. Incrementando de esta manera el área total en un sitio reducido. Aunque presenta un problema grave, que es que la caída de presiones del plano superior suele afectar al comportamiento del flujo de aire del alerón situado en el plano inferior. Por este motivo, la carga aerodinámica nunca llega a ser el doble que la que se obtiene con un solo plano principal.

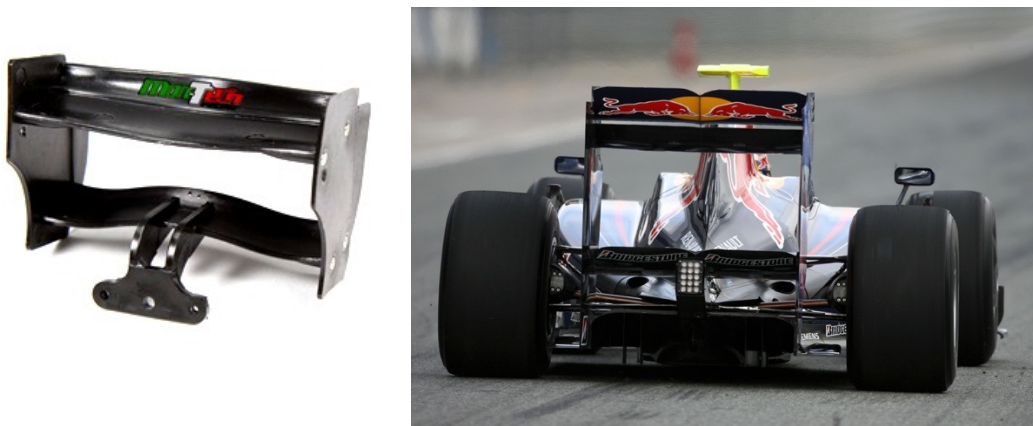


Figura 2.22: Alerón trasero múltiple (monoplaza *Fórmula 1*).

Hasta ahora los elementos de un alerón que hemos visto son los principales, pero veamos ahora algunos de los elementos secundarios como pueden ser las derivas laterales, o los perfiles *Gurney*.

Las derivas laterales poseen una gran importancia en la aerodinámica del ala invertida, ya que permiten aumentar hasta en un 30% su carga. Esto se debe, a que estos elementos no

permiten que se derrame aire de la zona de alta a la zona de baja presión. En numerosas ocasiones también sirven de sujeción del alerón al coche.

El *flap* o perfil *Gurney*, se conoce como una pequeña pestaña (forma de ángulo recto) que sobresale del borde de salida del ala, y que permite elevar el rendimiento de la misma sin necesidad de desarrollar diseños muy complejos. Su tamaño suele expresarse en porcentaje de la cuerda, y no debe superar en ningún momento el 5% de la cuerda. Ayuda sobre todo a bajar la presión en el lado de succión, y a mantener la capa límite del flujo de aire unida hasta casi el final del ala. Este perfil logró bastante éxito en la década de 1970, que fue cuando el piloto de carreras *Dan Gurney* lo incorporó en sus vehículos.

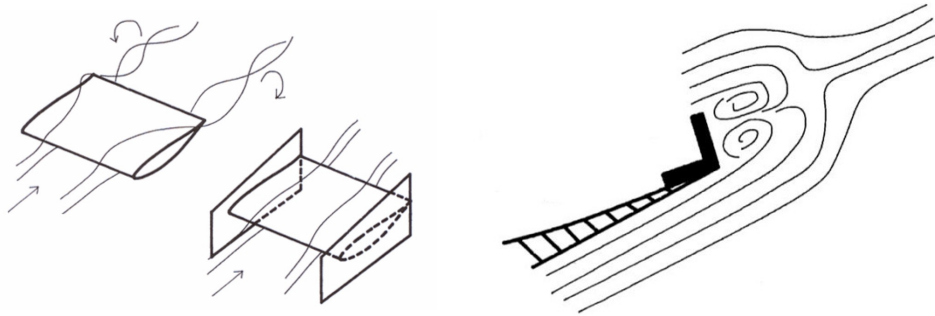


Figura 2.23: Efecto de las derivas laterales, y del perfil *Gurney*.

También, debemos destacar el enorme valor que tiene el estudio del efecto según el tipo de montura del alerón trasero. Existen dos opciones: “poste central”, y derivas laterales. En el caso del “poste central”, debemos intentar que este interfiera lo menos posible con el alerón. Y en el caso de las derivas laterales, afectarán sin duda al flujo de aire de los bordes del ala invertida, y acortarán la envergadura (muy limitada casi siempre por el reglamento de la categoría).

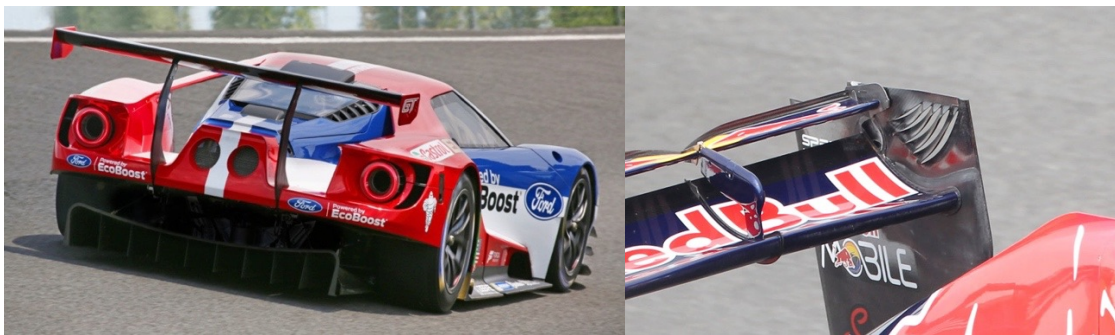


Figura 2.24: Alerón trasero montado con postes centrales, y con derivas laterales.

Con esto, podríamos dar por terminado este apartado sobre conceptos básicos de un alerón para vehículos de competición.

2.4.Reglamento *FIA* para *LMGTE*.

En este apartado, vamos a centrarnos en el reglamento técnico que “LM” GTE, “LE MANS” GRAND TOURISME ENDURANCE. FEDERATION INTERNATIONALE DE L’AUTOMOBILE. FIA. 2006 (2) nos facilita y que debemos cumplir en todo momento, para poder formar parte de la competición *Le Mans Gran Turism Endurance* (LM “GTE”). Esta categoría se divide en dos grupos, según el Artículo 11: *LMGTE PRO* para profesionales, y *LMGTE AM* sólo para aficionados (coches con un año de antigüedad, y si no es así tendrán que cumplir una serie de requisitos).

El reglamento técnico para coches gran turismo al igual que cualquier otro tipo de reglamento, es muy amplio. Como a nosotros lo que verdaderamente nos interesa/influye es todo lo relacionado con la aerodinámica, pues veamos que artículos hacen referencia a esta:

- Artículo 043→Wing Profile: Sección generada por dos arcos con diferentes curvas y/o centros que se incorporan a un borde en la parte delantera de un borde de salida en la parte trasera, con el propósito de ejercer un efecto aerodinámico, elevación o fuerza hacia abajo.

Los elementos de carrocería que tienen un espesor constante, perfil absolutamente simétrico, son verticales, no se consideran como perfiles de ala (Wing Profile).

- Artículo 20→Balance of Performances (BoP): Para mejorar el rendimiento de un LM "GTE" según el Comité de Resistencia, podemos variar la altura del alerón trasero (campo de la aerodinámica).

- Artículo 902→Exterior Carrocería→Rear wing: Para el fondo plano tenemos una tolerancia de superficie igual a $\pm 5\text{mm}$. El ala trasera se debe someter a dos pruebas:

- i. *Deflexión en el perfil del ala: El punto del borde de salida del perfil de ala más posterior debe desviar no más de 10mm verticalmente (de una referencia en una parte estructural del chasis) bajo una carga vertical de 2400N, aplicada sobre la superficie del perfil.*

La carga se debe aplicar de manera uniforme, y simultáneamente en el punto situado a 50% de la longitud de la cuerda del perfil, y en los puntos situados a $Y = 164\text{mm}$, $Y = 452$, e $Y = 740\text{mm}$ sobre ambos lados de la línea central longitudinal del coche.

La deflexión angular también puede ser considerada, y se puede llevar a cabo si se cree necesaria.

- ii. *Deflexión en el soporte de ángulo: Debe ser lo suficientemente rígido para que se desvíe no más de X mm bajo una carga de 100N aplicada a 90° en cualquier punto a lo largo de su longitud.*

Altura del soporte de ángulo(mm)	Desviación (X mm)
25	4
20	3
15	2
10	1

Tabla 2.1: Desviación según la altura del soporte.

La altura del soporte en ángulo se mide desde el punto más alto de la mitad posterior del perfil (Zona R), de acuerdo con el siguiente diagrama:

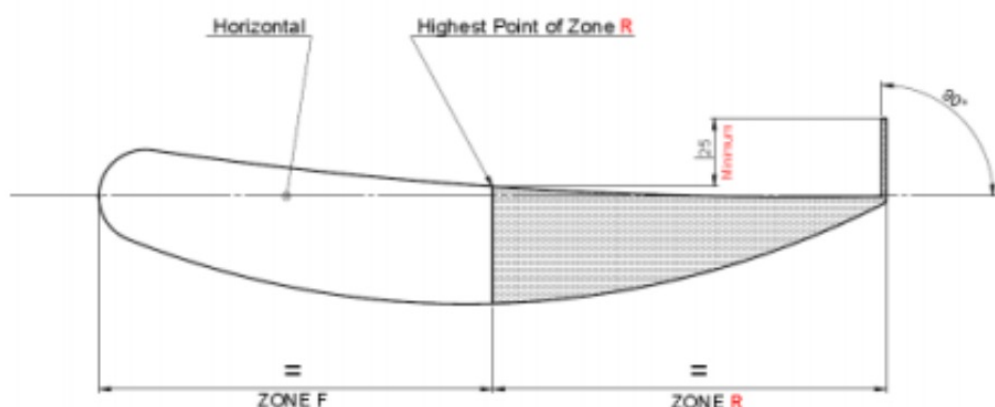


Figura 2.25: Zonas del perfil de ala.

La carga se aplica en la parte superior del borde de salida, a través de un adaptador adecuado de 25mm de ancho.



Figura 2.26: Adaptador para la prueba.

Estos serían los artículos que más nos pueden interesar para el estudio que queremos desarrollar sobre el alerón trasero de un automóvil de la categoría LM “GTE”.

3. Estudio del rango de velocidades.

El estudio del rango de velocidades es bastante importante a la hora de diseñar un alerón, y realizar su posterior estudio aerodinámico. Por este motivo, lo primero que vamos a hacer es seleccionar el circuito en el cual nuestro coche va a correr, que como ya hemos comentado anteriormente se trata del circuito de *Le Mans: La Sarthe*.

Tal y como vemos en *AUTOMOBILE CLUB. 24 Hours of Le Mans. Automobile Club de l'Ouest. 2016* (3) el circuito francés de *La Sarthe*, se caracteriza porque en él se disputan la famosa prueba de las 24 Horas de Le Mans. En la prueba se llegan a dar unas 370 vueltas, con 13'6km de longitud por vuelta. Las velocidades máximas que se pueden llegar a alcanzar en este circuito están entorno a los 340 km/h. El tiempo por vuelta de los LMGTE Pro va desde los 3: 58min a los 4: 16min, aproximadamente.

Entre las zonas a destacar se encuentran: el *Puente Dunlop* todo un símbolo de este circuito, la recta de *Hunaudières* que es el tramo más rápido con una longitud de 5km, la curva *Mulsanne*, la curva *Indianápolis*, la curva *Arnage* muy resbaladiza y lenta, las curvas rápidas de *Porsche*, y la chicane *Ford* justo antes de meta.



Figura 3.1: Circuito La Sarthe (Le Mans).

Lo siguiente, va a ser analizar las velocidades que se alcanzan en el mismo a lo largo de las 24 Horas. Lo que más nos interesa son los pasos por curva, puesto que ahí será donde

nuestro coche necesite una mayor carga aerodinámica para alcanzar buenos tiempos. Para ello, hemos analizado la velocidad media en cada una de las zonas del circuito, tal y como se puede apreciar en la siguiente imagen:



Figura 3.2: Velocidad media en cada zona del circuito.

Si recogemos estos datos y los agrupamos en una tabla, el resultado es:

Zona	Velocidad (km/h)
Chicane Dunlop	280
"S" de la Foret	190
Tetre Rouge	155
Chicane PlayStation	120
Hunaudières	320
Chicane Michelin	130
Mulsanne	60
Indianápolis	160
Arnage	60
Porsche	200
Chicane Ford	150

Tabla 3.1: Velocidad media por zona.

Si nos fijamos detalladamente en el circuito, vemos que una de las zonas que podríamos despreciar es la zona de *Hunaudières*, ya que se trata de una zona recta (sin curvas). Entonces, si lo que buscamos es una velocidad que nos caracterice este circuito lo que debemos hacer es la media de todas las velocidades, y darla por válida.

$$V_{media} = \frac{280 + 190 + 155 + 120 + 130 + 60 + 160 + 60 + 200 + 150}{10}; \quad (1)$$

$$V_{media} = 150'5 \text{ km/h} = 41'8 \text{ m/s}$$

Esta sería nuestra velocidad media de paso por curva para el circuito *La Sarthe* en la categoría de *24 Horas de Le Mans*.

4. Fundamentos teóricos del TFG.

4.1. Número de *Reynolds*.

Si queremos conocer de qué tipo es el flujo con el que trabajamos, conocer el *Número de Reynolds* (Re) nos puede ayudar. El desarrollo de este parámetro se ha basado en cualquier clase de fluido transportado (el flujo de salida de un recipiente por un tubo, por ejemplo). Fue *Osborne Reynolds* sobre el año 1883, cuando comenzó a diferenciar regímenes de flujo y a designar sus valores numéricos. Pudo observar como el tipo de flujo en una tubería depende de la velocidad y propiedades del fluido, y del diámetro de la tubería. Tanto este apartado, como todos los siguientes sobre los fundamentos teóricos del TFG han sido desarrollados gracias a *Anderson, John D. Fundamentals of aerodynamics. London. MCGRAW-HILL. 1984. (4).*

Reynolds nos relaciona la densidad (ρ), la viscosidad (μ), y la velocidad del fluido (v), aparte de la dimensión típica (D)(por ejemplo: diámetro de la tubería). De manera que nos queda en forma adimensional.

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu} \quad (2)$$

Gracias a este número, podemos diferenciar cualquier tipo de flujo principalmente en: *Flujo Laminar* o *Flujo Turbulento*. Veamos cada una de sus características:

- Flujo Laminar* ($Re < 2000$): se trata de un movimiento ordenado, estratificado, y suave. El fluido se mueve en láminas paralelas, es decir, formando planos paralelos los unos a los otros.
- Flujo Turbulento* ($Re > 4000$): movimiento del fluido en forma caótica, formando pequeños remolinos aperiódicos.



Figura 4.1: Diferencia entre *Flujo Laminar* y *Flujo Turbulento*.

Como se puede observar si nos fijamos en los valores numéricos, existe un salto entre el *Flujo Laminar* y el *Flujo Turbulento*, en este rango se encuentra lo que se denomina como *Flujo Transicional* ($2000 \leq Re \leq 4000$). En este flujo, se producen pequeñas ondulaciones variables en el tiempo, perdiendo estabilidad.

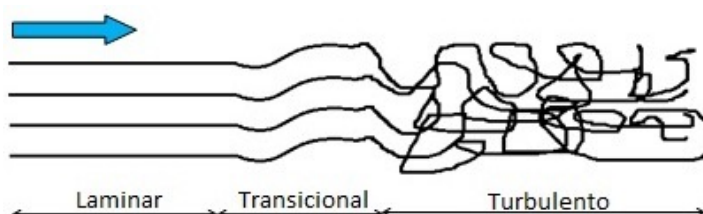


Figura 4.2: *Flujo Transicional*.

Para un alerón trasero de cualquier coche, este método nos permitirá comparar datos obtenidos a diferentes velocidades y diferentes escalas. Además, de para determinar el tipo

de flujo que recorre el ala invertida. La fórmula será la siguiente, en la cual la dimensión característica pasa a ser la cuerda del perfil alar:

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu}; \text{ Donde } v = 41'8 \text{ m/s} \quad (3)$$

Veamos la influencia de la temperatura a la que se encuentre el aire sobre el *Número de Reynolds*:

$T(^{\circ}\text{C})$	$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$	$\mu \text{ (Pa} \cdot \text{s)}$	Re
10	1'25	$1'76 \cdot 10^{-5}$	$c \cdot 2'97 \cdot 10^6$
20	1'21	$1'8 \cdot 10^{-5}$	$c \cdot 2'81 \cdot 10^6$
30	1'17	$1'85 \cdot 10^{-5}$	$c \cdot 2'64 \cdot 10^6$

Tabla 4.1: *Número de Reynolds en función de c para temperaturas diferentes.*

En la Tabla 4.1, se ve claramente como la temperatura no influye en gran medida. Para este estudio, cogeremos una temperatura de 20°C. Lo siguiente, será analizar *Reynolds* en función de la cuerda:

$$Re = c \cdot 2'81 \cdot 10^6 = \begin{cases} c = 0'3\text{m} \rightarrow Re = 0'843 \cdot 10^6 \\ c = 0'35\text{m} \rightarrow Re = 0'984 \cdot 10^6 \\ c = 0'4\text{m} \rightarrow Re = 1'124 \cdot 10^6 \end{cases} \quad (4)$$

La longitud de cuerda óptima la estudiaremos más adelante. Aunque podemos apreciar que ocurre lo mismo que con la temperatura, no influye apenas. La conclusión que sacamos de todo esto es que trabajaremos a un alto *Número de Reynolds* (flujo turbulento).

4.2. Clasificación aerodinámica.

La clasificación aerodinámica de un fluido se hace en base a su naturaleza, *Número de Mach*, y viscosidad. Pasemos a ver esta clasificación:

- i. Naturaleza:
 - *Incompresible*: en estos la densidad permanece constante a lo largo de todo el flujo, y tienen la capacidad de oponerse a la compresión. La masa y el volumen permanecen inalterables. Normalmente suelen encontrarse a velocidades inferiores a 100 m/s.
 - *Compresible*: se trata de cualquier fluido que cambie su densidad ante cualquier cambio. Hay que destacar, que todos los fluidos son compresibles (líquidos también), pero solo se consideran cuando los cambios de volumen son grandes. Se encuentran a velocidades cercanas a la velocidad del sonido, por este motivo es tan importante el *Número de Mach*.
- ii. *Número de Mach*: fue desarrollado por el físico y filósofo *Ernest Mach*, definiéndose como el cociente entre la velocidad del fluido (en este caso) y la velocidad del sonido.

$$M = \frac{V}{V_s} \rightarrow V_s: \text{Velocidad del sonido (depende del medio físico)} \quad (5)$$

La clasificación es la siguiente:

- *Subsónico* ($M < 0'7$).
- *Transónico* ($0'7 < M < 1'2$).
- *Supersónico* ($1'2 < M < 5$).
- *Hipersónico* ($M > 5$).

Como hemos visto antes, cuando $M < 0'3$ el fluido será incompresible puesto que las variaciones de densidad son despreciables.

- iii. Viscosidad: propiedad física que mide la resistencia a las deformaciones graduales producidas por tensiones cortantes/tracción. Es decir, la resistencia al movimiento de un fluido. Aquel que no tenga viscosidad, se conoce como “*fluido ideal*” (*superfluidos*).

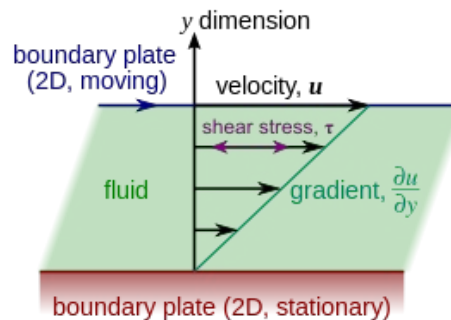


Figura 4.3: Viscosidad en un fluido.

4.3. Fuerzas implicadas.

Antes de nada, sería conveniente ver un esquema representativo de las fuerzas que van a aparecer en nuestro perfil del ala:

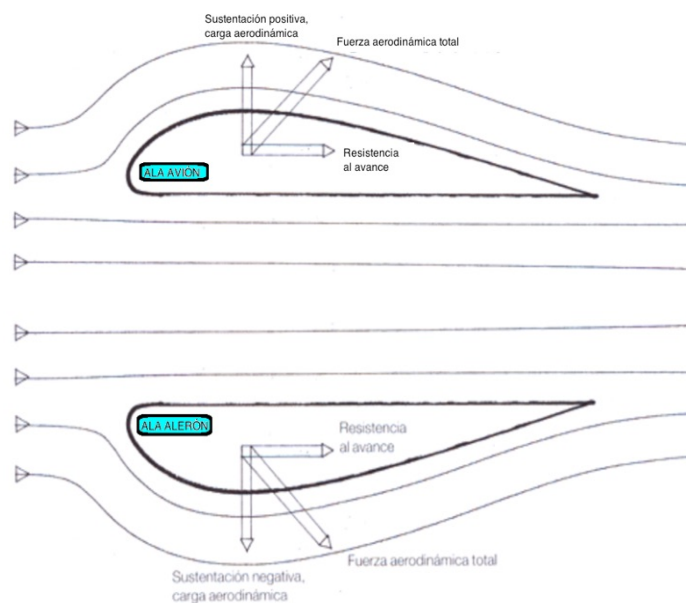


Figura 4.4: Fuerzas implicadas en un perfil aerodinámico.

A simple vista se puede observar como lo única diferencia que existe entre un ala de avión y un ala de un alerón trasero de un coche en cuanto a fuerzas, es simplemente el sentido de la fuerza de sustentación. La fuerza aerodinámica se origina por: *Teorema Bernoulli*, *Ecuación Continuidad*, y *Efecto Venturi*.

- i. *Teorema Bernoulli*: el físico italiano *Daniel Bernoulli* en 1738 descubrió la relación directa entre la velocidad y la presión del fluido. Aunque fue *Euler* en 1755 el que supo expresarlo matemáticamente.

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = cte \rightarrow \frac{1}{2}\rho v^2: \text{Presión dinámica.} \quad (6)$$

Donde p es la presión estática del fluido en un punto determinado, ρ la densidad, y v la velocidad. Por lo tanto, si la velocidad del flujo sube la presión local disminuirá.

En el ala de un alerón trasero, el aire que fluye por debajo del ala (zona de más curvatura) tiene que recorrer una distancia mayor para ir desde el borde de ataque al de salida, que el aire que fluye por encima del perfil alar. Por lo tanto, el que va por el camino más largo aumenta su velocidad, provocando una reducción de presión. Esta reducción de presión es lo que genera una carga aerodinámica hacia abajo.

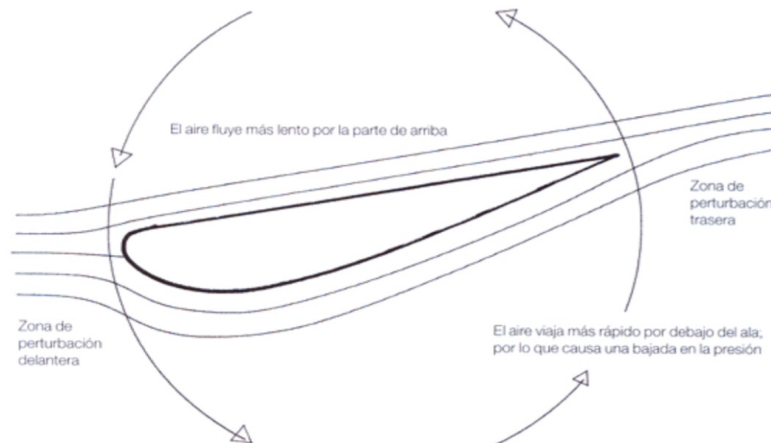


Figura 4.5: Teorema Bernoulli en un ala invertida.

- ii. *Ecuación Continuidad*: nos permite analizar el comportamiento de un flujo dentro de una tubería o volumen cerrado. Si no hay pérdida de masa dentro, se supone que el flujo de masa de entrada debe ser igual al de salida.

$$\boxed{\frac{\Delta m_e}{t} = \frac{\Delta m_s}{t}} \rightarrow \text{Si } \frac{\Delta m}{t} = \rho A v \rightarrow \text{Donde } \rho = \text{cte} \rightarrow \boxed{Av = \text{cte}} \quad (7)$$

El área será inversamente proporcional a la velocidad del fluido, tal y como se demuestra en la anterior ecuación.

- iii. *Efecto Venturi*: surge de los dos principios anteriores (*Teorema Bernoulli* y *Ecuación Continuidad*), por el físico italiano *Giovanni Venturi* en el siglo XVIII desarrollado por el *Tubo de Venturi*. En este tubo observó que al pasar el fluido por la sección menor la velocidad aumentaba, y la presión disminuía.

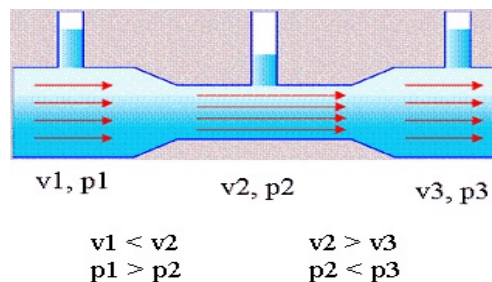


Figura 4.6: Tubo de Venturi.

Con esto, ya podríamos explicar la fuerza aerodinámica. La explicación es la siguiente:

- 1) Cogemos un volumen de control.
- 2) Observamos que en la parte del extradós (mayor curvatura) el aire tiene que ocupar un área menor. Según *Venturi*, la velocidad aumentará y la presión disminuirá.

- 3) En el intradós ocurrirá exactamente lo contrario que en el extradós, es decir, al aumentar el área también aumentará la presión pero la velocidad disminuye.
- 4) Como conocemos tanto el incremento de presión (ΔP), y la sección/área del perfil (S) $\rightarrow \boxed{F = S \cdot \Delta P}$ (8).
- 5) La dirección de esta fuerza será la misma que la del gradiente de presiones.

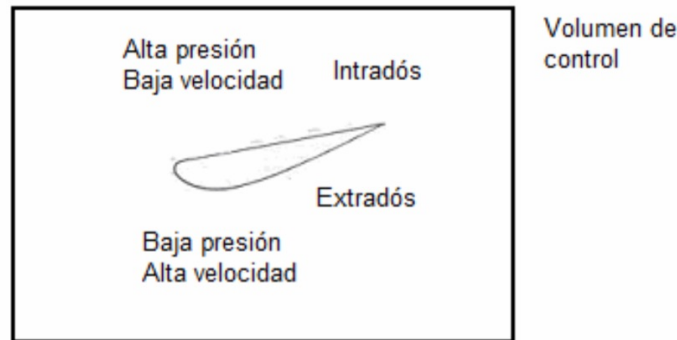


Figura 4.7: Volumen de control.

Aunque como la fuerza depende de muchos factores externos, para comparar se utilizarán sus correspondientes coeficientes adimensionales (C_L y C_D). Estos solo van a depender de la forma y del ángulo de ataque del ala.

4.4. Coeficientes aerodinámicos.

Por lo tanto, tenemos dos coeficientes aerodinámicos que son el de carga aerodinámica (C_L), y el de resistencia al avance (C_D). Pero antes de nada, veamos la importancia de la fuerza aerodinámica.

La carga aerodinámica (F_L) empuja al alerón hacia abajo y este a su vez al coche, provocando de esta manera un mejor agarre con el suelo. Si expresamos la fuerza total ejercida de forma matemática:

$$F = \mu \cdot N \rightarrow \text{Donde } \begin{cases} \mu: \text{Coeficiente de rozamiento} \\ N: \text{Fuerza normal} \end{cases} \rightarrow N = m \cdot g + F_L \quad (9)$$

Tal y como dijimos anteriormente, la carga aerodinámica depende de muchos factores por lo que utilizamos el coeficiente de antisustentación.

$$\boxed{C_L(\alpha) = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v^2 S}} ; \boxed{c_l(\alpha) = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v^2 c}} ; \boxed{F_L = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_L(\alpha)} \quad (10)$$

Sería interesante enfrentar el coeficiente de carga aerodinámica al ángulo de ataque que puede experimentar cualquier perfil alar:

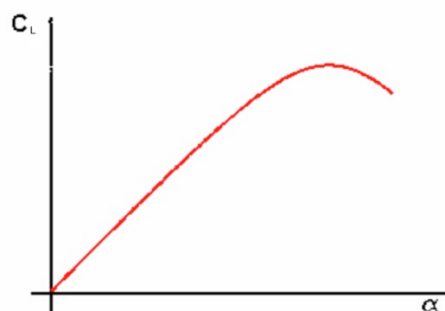


Figura 4.8: Gráfica $C_L - \alpha$.

En esta gráfica se puede observar como el C_L sigue una tendencia lineal, hasta que llega a un punto donde no crece y empieza a decrecer. Esta última zona corresponde al desprendimiento de la capa límite, cuyo comportamiento explicaremos más adelante.

En cuanto a la resistencia aerodinámica, se trata de la fuerza que se opone al avance de un objeto por el aire. Y su coeficiente adimensional (coeficiente de resistencia), es el siguiente:

$$C_D(\alpha) = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} ; c_d(\alpha) = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v^2 c} ; F_D = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D(\alpha) \quad (11)$$

La gráfica que enfrenta el coeficiente de resistencia con el ángulo de ataque es:

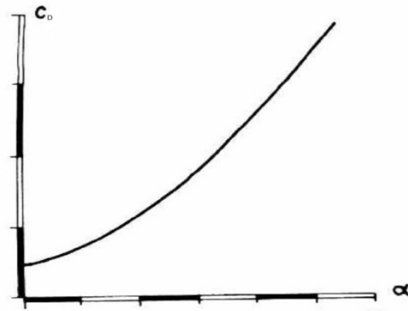


Figura 4.9: Gráfica $C_D - \alpha$.

A diferencia de antes, en esta gráfica C_D no alcanza ningún punto crítico, el coeficiente aumentará siempre que el ángulo de ataque lo haga.

Analizando la fuerza de resistencia vemos que se divide en dos componentes: *resistencia parásita* (fricción aire), y *resistencia inducida* (sustentación).



Figura 4.10: Gráfica Resistencia – Velocidad.

La resistencia nos limitará la velocidad del vehículo, por lo tanto es importante que analicemos la relación existente entre resistencia y potencia. La potencia absorbida por el motor, expresada en CV será:

$$CV = \frac{C_D \cdot A \cdot v^3}{1225} \rightarrow \begin{cases} A: \text{área frontal del vehículo.} \\ v: \text{velocidad del mismo.} \end{cases} \quad (12)$$

4.5.Eficiencia aerodinámica.

La relación del levantamiento o empuje (alerones) entre la resistencia al avance, es lo que se conoce como eficiencia aerodinámica.

$$f = \frac{C_L}{C_D} = \frac{F_L}{F_D} \quad (13)$$

El objetivo será buscar la más alta posible, que será la que nos proporcione el mejor ángulo de ataque maximizando la carga aerodinámica y minimizando la resistencia al avance.

4.6. Coeficiente de momento.

Junto a los coeficientes de resistencia y antisustentación, tendremos el coeficiente de momento. Estos tres coeficientes son los más importantes en cuanto a términos aerodinámicos a la hora de estudiar un perfil alar, puesto que los tomaremos como referencia.

Ahora bien, este coeficiente es resultado del momento provocado por las fuerzas aerodinámicas respecto a algún punto.

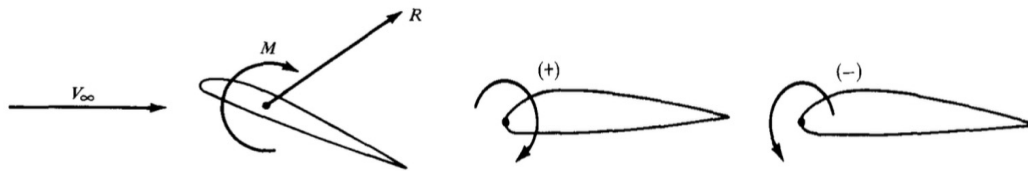


Figura 4.11: Momento respecto a un punto, y criterio de signos.

$$M \approx - \int_S (x - x_0) p n_z dA \rightarrow \boxed{C_M(\alpha) = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 S L}}; \boxed{c_m(\alpha) = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 c^2}} \quad (14)$$

El momento puede estudiarse en cualquier punto, tal y como se muestra en la ecuación anterior. Pero lo más común, es estudiarlo con respecto al centro aerodinámico ($c_{m_{ac}}$) o al cuarto de cuerda ($c_{m_{c/4}}$) del alerón.

4.7. Capa límite.

La capa límite se corresponde con la zona del fluido donde debido a la presencia de un sólido en contacto el movimiento se ve limitado, es decir, la zona donde la velocidad del fluido varía desde 0 hasta 99% de la velocidad de la corriente. Su espesor aumenta conforme vamos avanzando por el perfil.

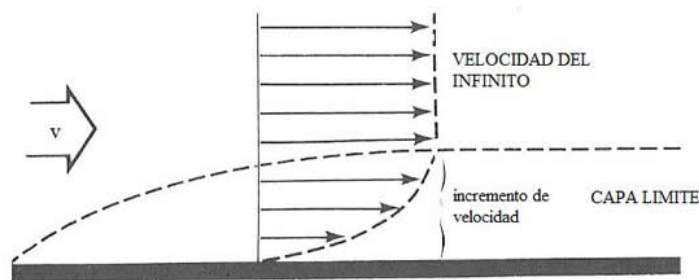


Figura 4.12: Velocidades dentro de la capa límite.

Desde el punto de vista aerodinámico, siempre nos interesa una capa límite turbulenta para que permanezca adherida a ángulos de ataque mayores, y así evitar entrar en pérdida demasiado pronto. Un perfil cuando entra en pérdida, nos referimos a que la capa límite se desprende, y que por lo tanto la carga aerodinámica disminuye rápidamente.

El desprendimiento (*stall*) provoca la pérdida de efectividad del ala, puesto que queda fuera de control la interacción entre el fluido y la superficie alar. Esto aparece cuando el gradiente de velocidades del flujo y los esfuerzos cortantes disminuyen. Los efectos indeseables a los que da lugar pueden ser:

- Pérdida de sustentación o antisustentación en el perfil.
- Interacción de las zonas de alta y baja presión.
- Aparición de fuerzas contrarias al avance.
- Aparición de vértices y zonas de presiones negativas en la parte trasera del vehículo.

4.8. Centro de presiones.

El centro de presiones se corresponde con el punto teórico del perfil donde se considera aplicada toda la fuerza de antisustentación, en el caso de un ala invertida. Puesto que la presión se da en todo el perfil alar, pero consideramos que toda esa fuerza se ejerce sobre un punto situado justo en la línea de la cuerda.

La posición del centro de presiones se suele expresar en porcentaje de la longitud de cuerda, y varía con el ángulo de ataque. Suele estar entorno al 25% y el 60%, intentando que sea el menor posible para así mantener siempre una buena estabilidad.

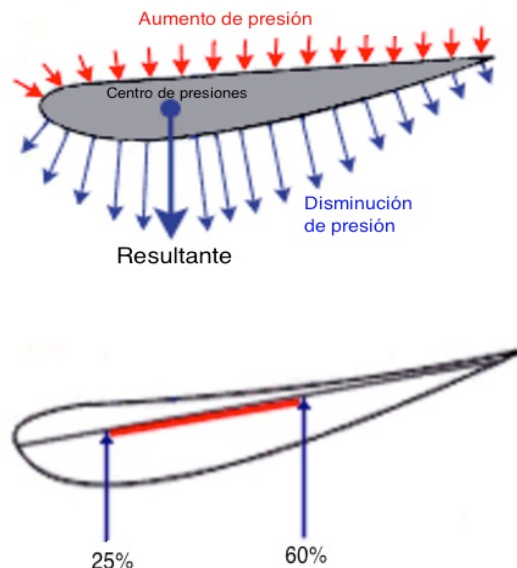


Figura 4.13: Resultante del centro de presiones, y zona más común.

Se ha demostrado que si aumentamos el ángulo de ataque, el centro de presiones se desplaza más hacia adelante. Y que cuando este está situado muy atrás, el perfil entra en pérdida.

4.9. Gradiente de presión.

Un gradiente de presión adversa se corresponde con la zona donde la presión es creciente, sabiendo que según las leyes de la naturaleza un fluido siempre fluye de alta presión a baja presión.

El flujo de aire se debe controlar en estas zonas, para conseguir una carga aerodinámica efectiva. Por esto, es muy importante el estudio de la capa límite, ya que nos ayudará a observar así la dirección del aire en cada zona del perfil.

5. Selección de perfiles a considerar.

La sección transversal del ala invertida, según *Anderson, John D. Fundamentals of aerodynamics. London. MCGRAW-HILL. 1984. (4)*, es lo que se conoce como perfil aerodinámico. Cada perfil posee una serie de características que definen su forma, y que a su vez sirven al fabricante para poder clasificarlos.

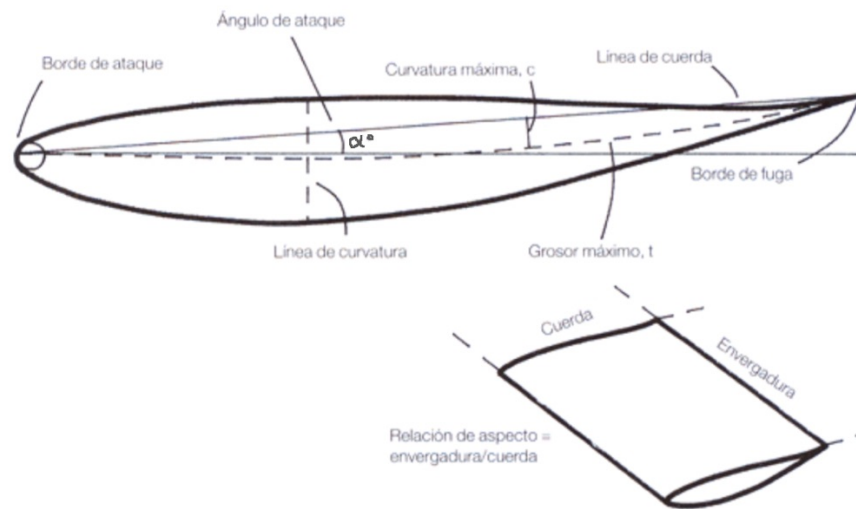


Figura 5.1: Perfil aerodinámico.

Como vemos, se divide en diferentes partes y regiones, que se nombrarán a continuación:

- Borde de ataque (*Leading Edge*): parte delantera del ala.
- Borde de salida (*Trailing Edge*): punto donde confluyen las corrientes de aire del extradós e intradós, para abandonar el perfil.
- Intradós (*Lower Surface*): parte inferior.
- Extradós (*Upper Surface*): parte exterior/superior del perfil alar.
- Región de curvatura máxima: área que va desde la abscisa del borde de ataque y la abscisa de la curvatura máxima.
- Región de espesor máximo: área entre la abscisa del borde de ataque y la abscisa del espesor máximo.

Por lo tanto, los parámetros geométricos de un perfil alar serán los siguientes:

- Cuerda (*Chord*): línea recta que va desde el borde de ataque al borde de salida.
- Radio del borde de ataque: describe la forma del borde de ataque, e influye en gran medida sobre la pérdida. Se expresa en porcentaje de la cuerda (%c).
- Línea de curvatura media (*Mean Camber Line*): línea equidistante entre el extradós y el intradós.
- Curvatura máxima (*Maximum Camber*): distancia máxima entre la línea curvatura media y la cuerda. También se expresa en %c.
- Espesor (*Thickness*): segmento trazado desde el punto referencial del ala.
- Espesor máximo (*Maximum Thickness*): la longitud máxima posible del espesor, y se expresa en porcentaje de cuerda.

La relación entre la envergadura (distancia entre punta y punta) y la cuerda se conoce como *Relación de Aspecto*.

$$\text{Relación Aspecto (AR)} = \frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda}} = \frac{b}{c} \quad (15)$$

Los perfiles se pueden clasificar según su forma, según sus características, y según su velocidad de operación. Veamos en qué consisten estas tres clasificaciones:

a) Según su forma:

i. *Perfiles simétricos:*

- Sin curvatura.
- Con aplicaciones en alas rotativas, porque estas apenas varían su centro de presión
- Rendimiento aceptable en condiciones alternantes.
- Ventajas: bajo costo, y facilidad de construcción.

ii. *Perfiles asimétricos:*

- Superficie superior diferente a la inferior, generalmente con más curvatura.
- Se puede lograr mayores cargas verticales que con los simétricos, debido a esa curvatura.

b) Según sus características:

i. *Perfiles flujo laminar:*

- Propósito de alcanzar velocidades más altas.
- Borde ataque más puntiagudo, y sus superficies son casi simétricas.
- Parte gruesa al 50% de la cuerda.
- La fuerza de resistencia generada es muy pequeña.
- Distribución de presiones mucho más uniforme.

ii. *Perfiles alta sustentación:*

- Permite que aviones grandes tengan alas más pequeñas con alto alargamiento.
- Puede maniobrar sin entrar en pérdida.

iii. *Perfiles bajo momento:*

- Bajo momento de cabeceo.
- Su aplicación principal suele ser en helicópteros.

iv. *Perfiles críticos:*

- Velocidad sónica casi no suele ser alcanzada.
- Flujo sónico en casi todos los puntos.

c) Según su velocidad de operación:

i. *Perfiles subsónicos:*

- Bordes redondeados.
- Centro aerodinámico al 25 – 50% de la cuerda.

ii. *Perfiles transónicos:*

- Conocidos como perfiles críticos.
- Objetivo: retrasar la aparición de ondas de resistencia en el régimen de velocidad transónica.
- Se caracterizan por superficie superior muy aplanada, sección trasera muy arqueada, y un mayor radio de borde de ataque.
- Eficiencia de combustible en aviones subsónicos cerca del número de *Mach*.

iii. *Perfiles supersónicos:*

- Destinado a naves que vuelan en régimen de vuelo subsónico.

- “Perfiles de cuña doble” y “Perfiles biconvexos” con bordes de ataque y salida muy afilados.
- El borde más afilado implica mayor sensibilidad a cambios en el ángulo de ataque.

Una de las familias más importantes de perfiles es la familia *NACA* (*National Advisory Committee for Aeronautics: Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica*). Además, se tiene mucha información sobre estos perfiles, por este motivo es tan valioso su estudio. Pasemos con la clasificación:

a) Serie de 4 dígitos:

i. Dígitos:

- Primera cifra: máxima curvatura, que se describe como porcentaje de la cuerda.
- Segundo dígito: distancia de curvatura máxima desde el borde de ataque, en decenas de porcentajes de cuerda.
- Dos últimos dígitos: espesor máximo del perfil como porcentaje de la cuerda.

ii. Ejemplo:

- *NACA 2412*: 2% curvatura máxima al 40% de la cuerda, y con un espesor máximo de 12% de la cuerda.

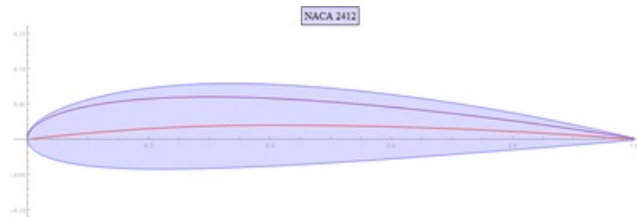


Figura 5.2: Perfil *NACA 2412*.

b) Serie 5 dígitos:

i. Dígitos:

- Primero: C_L al multiplicarlo por 0'15.
- Segunda y tercera cifra: distancia curvatura máxima (como porcentaje de cuerda) al dividirlo entre 2.
- Cuarto y quinto dígito: espesor máximo del perfil, en porcentaje de cuerda.

ii. Ejemplo:

- *NACA 12018*: 0'15 de C_L , curvatura máxima al 10% de la cuerda, y un espesor máximo del 18%.

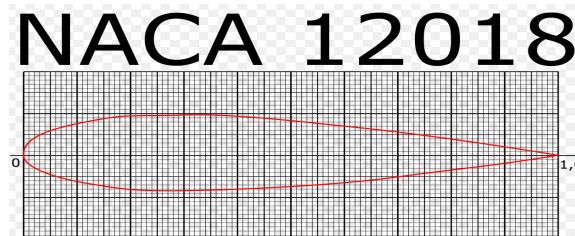


Figura 5.3: Perfil *NACA 12018*.

c) Modificaciones Series de 4 y 5 dígitos:

i. Modificaciones con 2 dígitos:

- Uno de ellos para describir la redondez del borde de ataque, con 0 siendo agudo (> 6 más redondeado).
 - Otro nos sirve para la distancia de máximo espesor del borde de ataque, en decenas de por ciento de la cuerda.
- ii. *Ejemplo:*
- *NACA 1234-05*: se trata de un *NACA 1234*, pero con un borde afilado y un espesor máximo al 50% de la cuerda.
- d) Serie I:
- i. *Dígitos:*
- El número “1” indica la serie.
 - Un dígito describe la distancia de la zona de presión mínima en decenas de porcentaje de cuerda.
 - Esto va seguido de un guion (-).
 - Siguiente dígito: coeficiente de sustentación en décimas.
 - Los dos últimos: espesor máximo en %*c* (donde *c* es la cuerda del perfil).
- ii. *Ejemplo:*
- *NACA 16-123*: presión mínima al 60%*c*, coeficiente de sustentación de 0'1, y espesor máximo al 23% de la cuerda.
- e) Serie 7:
- i. *Dígitos:*
- Número “7” indica la serie.
 - Segundo dígito: distancia zona de presión mínima en %*c* (extradós).
 - Tercero: distancia zona de presión mínima en %*c* (intradós).
 - La letra hace referencia a un perfil de la series *NACA* estándar.
 - Siguiente dígito: describe el coeficiente de sustentación en décimas.
 - Y los dos últimos: espesor máximo en decenas de porcentaje de la cuerda.
- ii. *Ejemplo:*
- *NACA 712A315*: presión mínima en el extradós al 10%*c*, y al 20%*c* en intradós, perfil estándar “A”, con un coeficiente de sustentación de 0'3, y un espesor máximo al 15% de la cuerda.
- f) Serie 8:
- Para perfiles supercríticos, diseñados para maximizar el flujo por encima y por debajo del ala.
 - Misma numeración que los de la *Serie 7*, pero comenzando con el dígito “8”.

Si agrupásemos cada una de las series de los perfiles *NACA* junto a sus ventajas y desventajas, y acompañada de sus aplicaciones, obtendríamos el siguiente cuadro comparativo:

Serie	Ventajas	Desventajas	Aplicaciones
4 dígitos	- Buenas características al desplome - Bajo rango de movimiento de centro de presión a altas velocidades. - Rugosidad del área tiene pocos efectos.	- Bajo coeficiente de sustentación máximo. - Resistencia relativamente alta. - Momento de cabeceo alto.	- Aviación general. - Estabilizadores horizontales. - Jets supersónicos. - Aspas de helicóptero. - Cubiertas. - Misiles/Aletas de cohetes.
5 dígitos	Mayor coeficiente de sustentación máximo.	Comportamiento pobre al desplome.	- Aviación general. - Bombarderos de motor de pistón.

	• Momento de cabeceo bajo. • Rugosidad tiene poco efecto.	• Resistencia relativamente alta.	• Commuter. • Jets de negocios.
Serie 1	• Evita picos de presión baja. • Baja resistencia a alta velocidad.	• Relativamente bajo levantamiento.	• Hélices para aeronaves. • Hélices para buques.
Serie 6	• Alto coeficiente de sustentación máximo. • Optimizado para altas velocidades.	• Alta resistencia fuera del rango de condiciones óptimas de operación. • Momento de cabeceo alto. • Comportamiento pobre al desplome. • Muy susceptible a la rugosidad.	• Cazas de motor de pistón. • Jets de negocios. • Jets de entreno. • Jets supersónicos.
Serie 7	• Arrastre muy bajo sobre un pequeño rango de condiciones de operación. • Momentos de cabeceo bajos.	• Máximo coeficiente de levantamiento muy reducido. • Alta resistencia fuera del rango de condiciones óptimas de operación. • Comportamiento pobre al desplome. • Muy susceptible a la rugosidad.	• Pocas veces se ha utilizado.
Serie 8	• Desconocido.	• Desconocido.	• Casi nunca se han usado.

Tabla 5.1: Cuadro comparativo de perfiles *NACA*.

Otras familias de perfiles que han logrado tener cierta importancia a lo largo de la historia, son las siguientes:

a) Perfiles *Wortmann*:

- Surgieron en la década de los 60, conocidos como perfiles *FX*.
- Las siglas *FX* seguidas de dos más, y separadas mediante un guion de otras cuatro.
- *FX 63-137*: perfil del año 19(63), con 137 dividido entre 10 de curvatura máxima en porcentaje de cuerda.

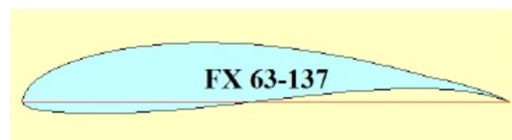


Figura 5.4: Perfil *FX 63-137*.

b) Perfiles *Vertol*:

- Durante los años 1975 al 1987.
- Diseños con métodos numéricos basados en el análisis de la capa límite con un método potencial junto con un análisis de flujo transónico viscoso.
- Ejemplos: *VR-12* y *VR-15*

c) Perfiles *OA*:

- Década los años 70 por la ONERA francesa (*Office National d'Estudes et de Recherches Aérospatiales*).
- Se caracterizan por combinar altos coeficientes de sustentación, y altos números de Mach de divergentes.
- Ejemplos: *OA-206* y *OA-209*.

d) Perfiles *RAE*:

- Finales de 1960 por la británica *RAE*.
- Este tipo de perfiles se suele utilizar para rotores.
- Ejemplos: *RAE-9615* y *RAE-9645*.

Nosotros vamos a realizar el estudio para dos perfiles *NACA* simétricos y dos asimétricos. Veamos cada uno de ellos, junto a las gráficas de datos experimentales disponibles. Todos estos datos experimentales han sido extraídos de *Abbott, Ira H.; Doenhoff, A.E. von. Theory of Wing Sections. Dover Publications Inc.1960. (5)*.

5.1. *NACA 0009*.

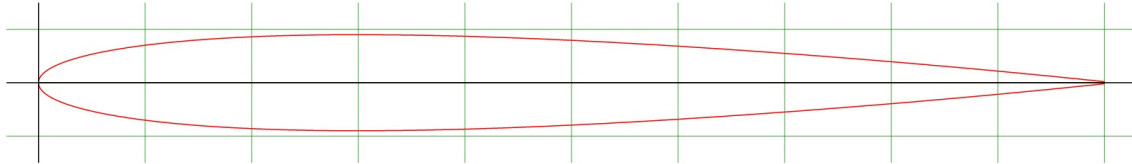
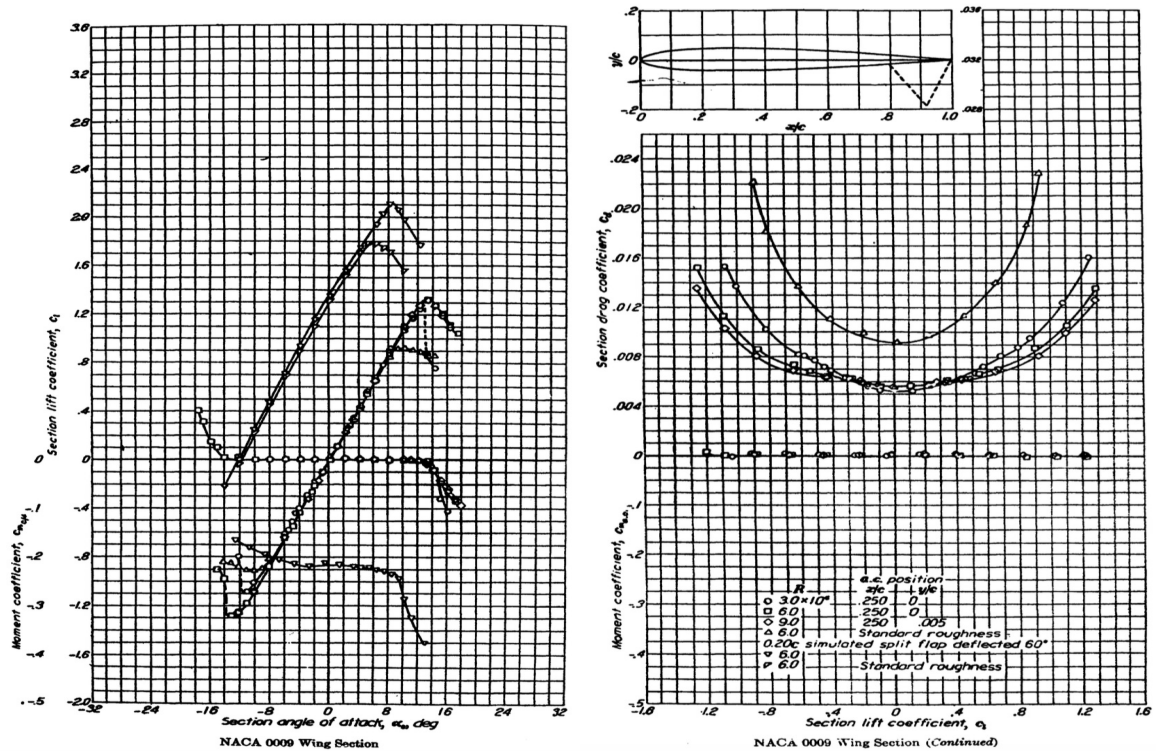


Figura 5.5: Perfil *NACA 0009*.



5.2. *NACA 0012*.

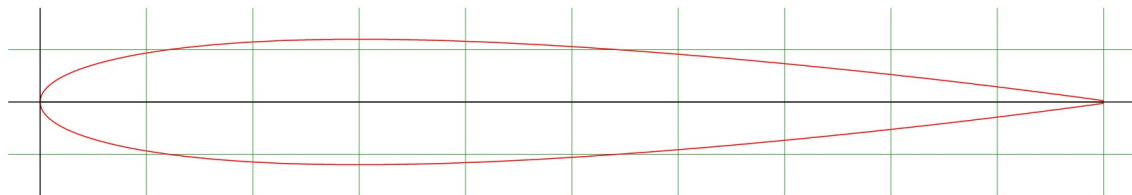


Figura 5.7: Perfil *NACA 0012*.

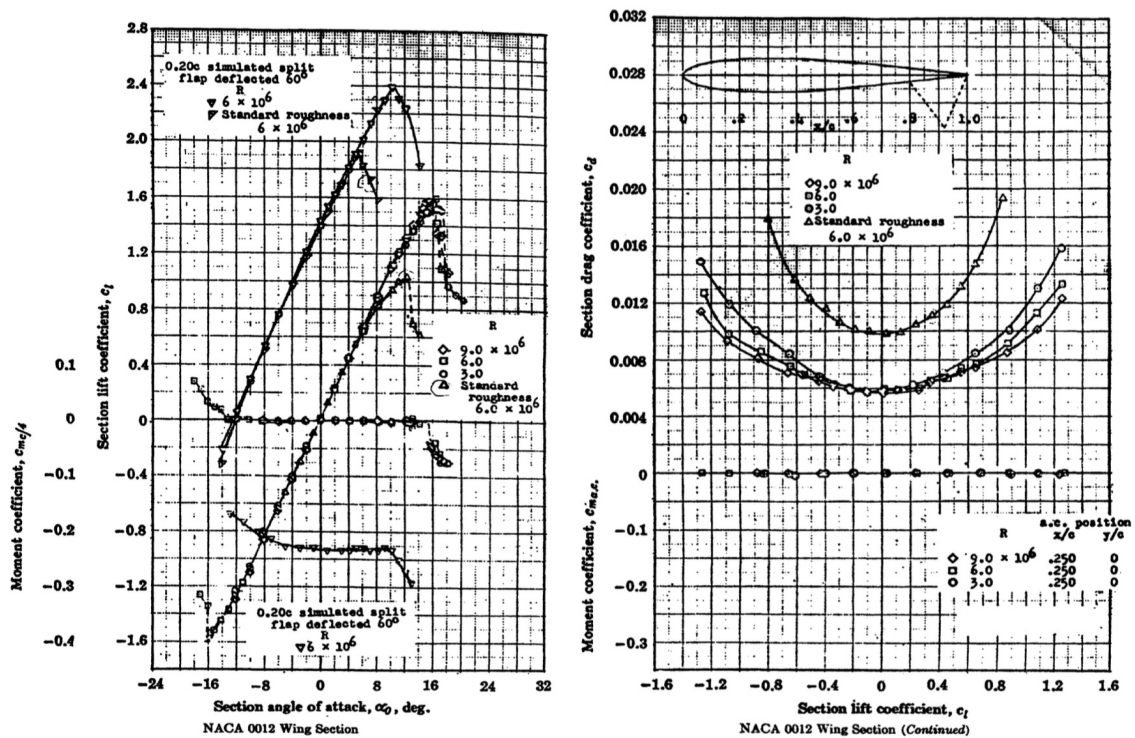


Figura 5.8: Gráficas c_l y $c_{m_{c/4}}$ frente $\alpha(^{\circ})$, y c_d y $c_{m_{ac}}$ frente c_l para un perfil NACA 0012.

5.3. NACA 2410.

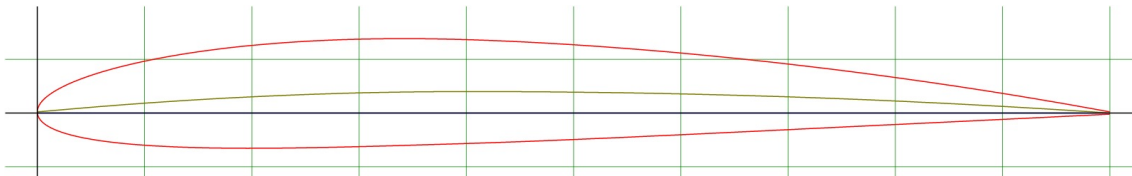


Figura 5.9: Perfil NACA 2410.

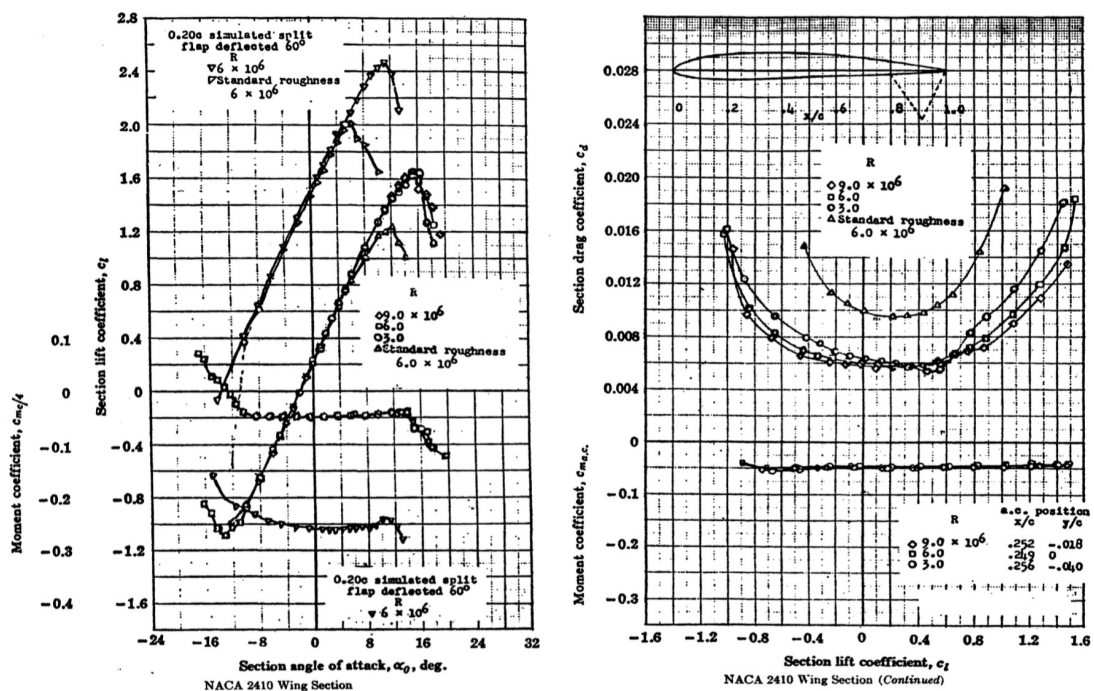


Figura 5.10: Gráficas c_l y $c_{m_{c/4}}$ frente $\alpha(^{\circ})$, y c_d y $c_{m_{ac}}$ frente c_l para un perfil NACA 2410.

5.4. NACA 2412.

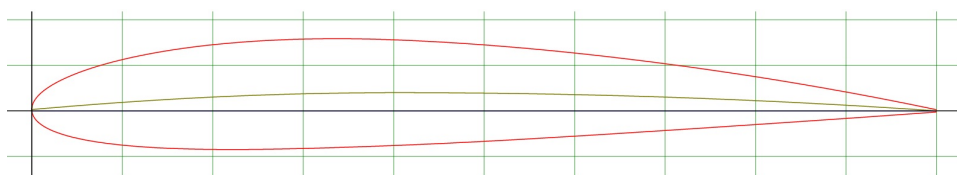


Figura 5.11: Perfil NACA 2412.

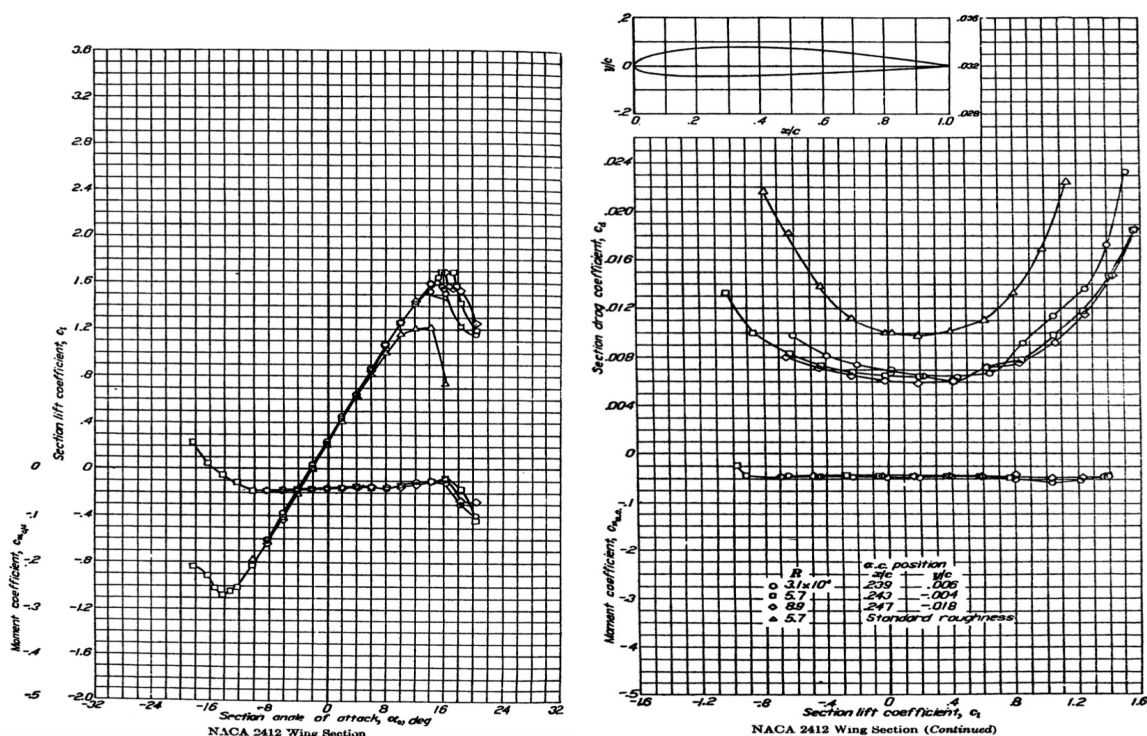


Figura 5.12: Gráficas c_l y $c_{m_{c/4}}$ frente $\alpha(^{\circ})$, y c_d y $c_{m_{ac}}$ frente c_l para un perfil NACA 2412.

Si nos fijamos en cada una de las gráficas anteriores, podemos observar como estos ensayos han sido realizados a *Número de Reynolds* similares al nuestro, orden de 10^6 (flujo turbulento).

6. Dinámica de fluidos computacional (CFD).

En este apartado, haremos una pequeña introducción a la dinámica de fluidos computacional basándonos en el primer capítulo del libro *Anderson, John David. Computational Fluid Dynamics. New York. MCGRAW-HILL. 1995.* (6).

Lo primero que se nos puede venir a la cabeza cuando escuchamos el término “dinámica de fluidos computacional” es: ¿por qué?. Pues desde los años 1980 a 1990, se estudiaron muy detenidamente los vehículos transatmosféricos, los cuales alcanzan velocidades hipersónicas. Un claro ejemplo fue el proyecto que se llevó a cabo por *Estados Unidos* a mediados de los años 80, con el concepto artístico para el *NATIONAL AEROSPACE PLANE (NASP)*, pero esto se ha convertido en una realidad hasta que no se lleguen a desarrollar muy bien los análisis de flujo para tres dimensiones (3D). Porque mediante túneles de viento esto es imposible, no están diseñados para trabajar con altos números de *Mach* y altas temperaturas simultáneamente.

Los CFD constituyen el “*Tercer Enfoque*” (“*Third Approach*”) para los fluidos dinámicos. En el siglo *XVII*, comenzaron estudiando estos fluidos de forma experimental en

Francia e Inglaterra. Más adelante en *Europa* también, en los siglos *XVIII* y *XIX* los estudios se basaban en la teoría de los fluidos dinámicos. Durante casi todo el siglo *XX*, se combinaba la teoría pura con los ensayos experimentales (“*Two Approach World*”), que cambió con la llegada de los equipos de alto rendimiento capaces de resolver casi todos los problemas mediante procesos numéricos. Hoy en día, se combina el análisis computacional con los métodos teóricos y con los experimentales.

La dinámica de fluidos computacional continuará avanzando, debido a su gran importancia. Hay que destacar, que *CFD* son un complemento perfecto para los otros dos métodos, sin llegar a ser alguno más importante que otro.

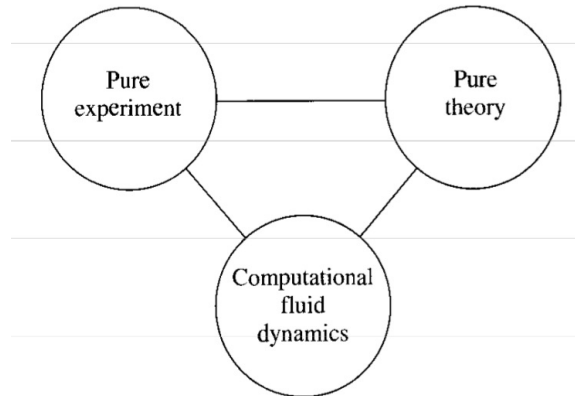


Figura 6.1: Los tres métodos para el estudio de fluidos dinámicos.

Tanto el túnel de viento como la dinámica de fluidos computacional nos proporcionan datos sobre el flujo de un fluido a configuraciones diferentes, pero el túnel de viento es bastante trabajoso comparado con los *CFD*. Incluso estos pueden ser transportados a donde quieras cuando quieras, o algo mejor aún, te ofrecen la posibilidad de trabajar con otros profesionales que se encuentran a kilómetros de distancia. Como nos dice *John D. Anderson* en su libro *Computational Fluid Dynamics*[: “*Un programa de ordenador es, por lo tanto, una herramienta transportable, como si fuese un túnel de viento transportable*”.

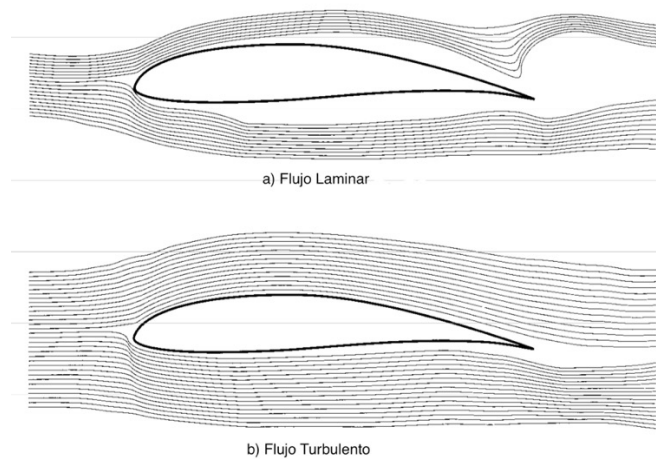


Figura 6.2: Líneas de corriente de un fluido con $Re = 10^5$, $M = 0.5$, y $\alpha = 0^\circ$ sobre un perfil Wortman (FX63 – 137) en régimen laminar (a) y turbulento (b).

Los *CFD* nos pueden servir como una herramienta de investigación. El ejemplo lo tenemos arriba en la Figura 6.2, en la cual se pueden observar las líneas que describe tanto un flujo laminar como turbulento, que gracias a los *CFD*, podemos estudiar las diferencias físicas entre estos dos. La dinámica de fluidos computacional nos demuestra como el flujo laminar es inestable, mientras que el turbulento es estable, basándose en el método de *tiempo*

de marcha (“*time-marching*”). En un laboratorio experimental, sería imposible obtener esto con tantísima exactitud, aunque es bueno ensayar experimentalmente para poder hacer una comparativa.

Cabe destacar su valor como herramienta de diseño, veamos el porqué. Por los años 70, solo existían los análisis bidimensionales (*2D*), pero aun así ni punto de comparación con los que se hacen ahora, debido al rendimiento tan pobre de los ordenadores de la época (incapaces de correr algoritmos complejos). Y lo que nos interesa no es eso, sino los ensayos en tres dimensiones (*3D*), que su comienzo tuvo lugar en la década de los 90. Adquiriendo mayor prestigio en el proceso de diseño de aviones, por ejemplo se empleó en el *F – 20* (avión militar).



Figura 6.3: Avión militar(F – 20) diseñado con ayuda de CFD.

Nos facilita los contornos de los coeficientes de presión, marcándonos las líneas a presión constante. Para cualquier ingeniero de estructuras, esto le es primordial a la hora del diseño de la estructura del avión, porque gracias a estos coeficientes de presión podemos conocer las cargas aerodinámicas a las que va a estar sometida la estructura, incluso los vórtices que se originan a lo largo de la corriente.

La dinámica de fluidos es muy útil, como ya hemos visto, sirviéndonos de gran ayuda para todas aquellas disciplinas donde el flujo de un fluido es importante. Por ejemplo, la aerodinámica automovilística, como es el caso de nuestro estudio. Para el avance en el sector del automóvil, los *CFD* se emplean con mucha frecuencia, tanto de herramienta de investigación como de herramienta de diseño. Los ingenieros automovilísticos lo necesitan para procesos físicos de flujo que recorren la carrocería de un vehículo cualquiera, mejorando su consumo por ejemplo.

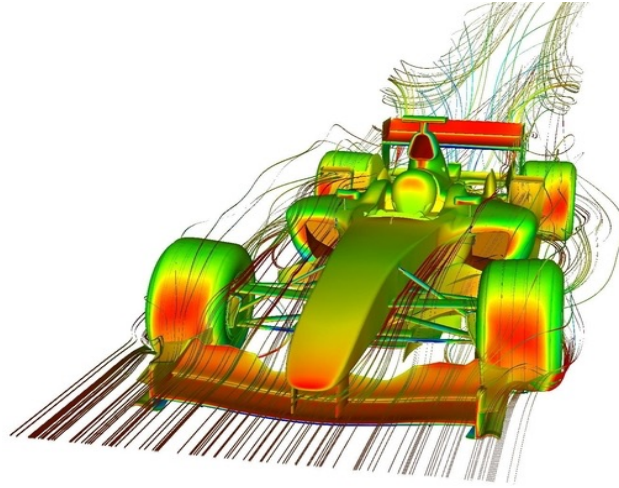


Figura 6.4: CFD para McLaren F1, se pueden apreciar las líneas de corriente.

Otra pregunta que nos podemos hacer cuando escuchamos la expresión *Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)*, puede ser: ¿qué es esto?. Pues bien, para empezar es importante que sepamos que cualquier flujo de cualquier fluido debe estar gobernado por los tres principios fundamentales siguientes: conservación de la energía, 2ª ley de *Newton* ($F = ma$), y conservación de la energía. Todo esto, se encuentra expresado de forma matemática (ecuaciones matemáticas), que los *CFD* reemplazan con formas algebraicas discretizadas las integrales y derivadas parciales, a través de números del campo de flujo en puntos discretos para un tiempo/espacio. El producto final de los *CFD* es una colección de números en oposición con una solución analítica de forma cerrada. El ingeniero debe obtener una descripción cuantitativa del problema.

La dinámica de fluidos computacional, tal y como hemos comentado al principio, es posible gracias a las equipos de alta eficiencia, capaces de operar con miles y millones de números. El humano no puede trabajar, en ciertos procesos, sin su ayuda. Como conclusión, podemos decir que el avance de los equipos implica avanzar en la dinámica de fluidos computacional.

Para que veamos la relevancia que tiene el empleo y desarrollo de los *CFD*, solo tenemos que irnos a la década de 1950 y 1960, donde la principal preocupación a nivel aerodinámico era los cálculos de la distancia de desprendimiento de choque (*shock detachment distance*) en los trasbordadores espaciales, como se puede observar en la siguiente figura:

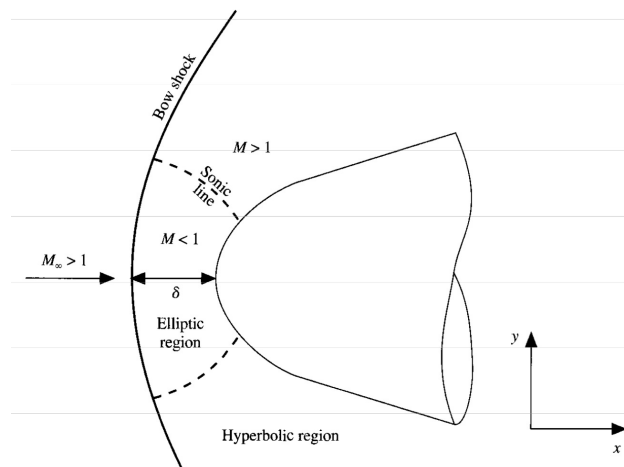


Figura 6.5: Esquema de *Shock detachment distance*.

Este sería otro problema, resuelto rápidamente por medio *CFD*, y que no se puede analizar de otra manera.

Ventajas	Desventajas
Bajo coste comparado con el experimental.	Soluciones de los <i>CFD</i>, son igual de exactas que la formulación matemática.
Tiempos cortos para una potencia de cálculo correcta.	Errores numéricos (redondeo, truncamientos, ...).
Evaluar resultados (Diseño).	
Se pueden resolver problemas muy complejos.	
Información abundante. En el método experimental solo tenemos información de ciertos puntos.	Condiciones de contorno, que dependen de las condiciones iniciales o frontera.

Tabla 6.1: Cuadro de ventajas e inconvenientes de los *CFD*.

7. Procesos numéricos

7.1. Geometría.

Todos y cada uno de los procesos numéricos empleados en este estudio son desarrollados por el software *ANSYS Workbench*, se trata de un banco de trabajo que nos ofrece multitud de herramientas para realizar todo tipo de simulaciones.

La geometría es siempre la parte principal de cada simulación, sin ella no podríamos llevar a cabo el resto del proceso numérico. En *Workbench*, la geometría la crearemos con la herramienta *Geometry*.

En nuestro caso, dividiremos este apartado en dos: por un lado la pieza o elemento a estudiar (alerón), y por otro lado las dimensiones que tendrá la malla (veremos en el apartado: *Elaboración de la malla*). En cuanto al alerón, lo primero es obtener los puntos que definen el perfil *NACA* seleccionado. Para ello, hemos elaborado un código *MatLab* que además de representarnos el perfil, nos facilita la cantidad de puntos que deseamos obtener.

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Cálculo Perfil NACA 4 Dígitos%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2
3  clear all;
4  close all;
5  clc;
6
7  %% Datos
8
9  %Tipo de perfil
10 typeNACA='MPXX';
11
12 %Extraemos los valores en función de la cuerda para el perfil:
13 Minit=str2double(typeNACA(1));
14 Pinit=str2double(typeNACA(2));
15 Tinit=str2double(typeNACA(3:4));
16
17 %Número de puntos:
18 gridPts=40;
19
20 %Constants:
21 a0=0.2969;
22 a1=-0.1260;
23 a2=-0.3516;
24 a3=0.2843;
25 a4=-0.1015; %Abrir borde de salida
26 % a4=-0.1036; %Cerrar borde de salida
27
28 %% Cálculos
29
30 %Valores porcentuales reales de las propiedades del perfil alar
31 M=Minit/100;
32 P=Pinit/10;
33 T=Tinit/100;
34
35 %Cuadrícula del perfil
36 x=linspace(0,1,gridPts)';
37
38 %Curvatura y gradiente
39 yc=ones(gridPts,1);
40 dyc_dx=ones(gridPts,1);
41 theta=ones(gridPts,1);
42 for i=1:gridPts
43     if (x(i)>=0 && x(i)<P)
44         yc(i)=(M/P^2)*((2*P*x(i))-x(i)^2);
45         dyc_dx(i)=(2*M)/(P^2)*(P-x(i));
46     elseif (x(i)>=P && x(i)<=1)
47         yc(i)=(M/(1-P)^2)*(1-(2*P)+(2*P*x(i))-x(i)^2);
48         dyc_dx(i)=(2*M)/((1-P)^2)*(P-x(i));
49     end
50     theta(i)=atan(dyc_dx(i));
51 end
52
53 %Distribución del espesor
54 yt=ones(gridPts,1);
55 for i=1:gridPts
56     term0=a0*sqrt(x(i));
57     term1=a1*x(i);
58     term2=a2*x(i)^2;
59     term3=a3*x(i)^3;
60     term4=a4*x(i)^4;
61
62     yt(i)=5*T*(term0+term1+term2+term3+term4);
63 end
64
65 %Superficie superior
66 xu=ones(gridPts,1);
67 yu=ones(gridPts,1);
68 for i=1:gridPts
69     xu(i)=x(i)-yt(i)*sin(theta(i));
70     yu(i)=yc(i)+yt(i)*cos(theta(i));
71 end
72
73 %Superficie inferior
74 xl=ones(gridPts,1);
75 yl=ones(gridPts,1);
76 for i=1:gridPts
77     xl(i)=x(i)+yt(i)*sin(theta(i));
78     yl(i)=yc(i)-yt(i)*cos(theta(i));
79 end
80
81 %Gráfica del perfil (con líneas)
82 f1=figure(1);
83 hold on; grid on;
84 axis equal tight;
85 plot(xu,yu,'r-');
86 plot(xl,yl,'b-');
87 xlabel('x(m)');
88 ylabel('y(m)');
89 title(typeNACA)

```

Figura 7.1: Código MatLab .

Tal y como se puede observar en el código, las coordenadas de los puntos del perfil se obtienen gracias a una serie de ecuaciones que las definen. Para un perfil *NACA* de 4 dígitos debemos seguir los siguientes pasos:

- i. Elegimos el número de puntos, va a ser igual al número de valores x desde 0 hasta 1.
- ii. Identificar cada dígito del perfil y definirlo, sabiendo que:

$$NACA MPXX \rightarrow \begin{cases} m = M/100 \\ p = P/10 \\ xx = XX/100 = t \end{cases} \quad (16)$$

- iii. Coordenadas de la línea de curvatura media:

$$\begin{cases} 0 \leq x \leq p \rightarrow y_c = \frac{m}{p^2}(2px - x^2) \\ p \leq x \leq 1 \rightarrow y_c = \frac{m}{(1-p)^2}(1 - 2p + 2px - x^2) \end{cases} \quad (17)$$

- iv. Espesores por encima y por debajo de la línea de curvatura media:

$$\pm y_t = 5t(0'2969\sqrt{x} - 0'126x - 0'3516x^2 + 0'2843x^3 - 0'1015x^4) \quad (18)$$

- v. Calculamos el ángulo de las tangentes a la línea media con la línea de la cuerda:

$$\begin{cases} \theta = \arctan\left(\frac{dy_c}{dx}\right) \\ 0 \leq x \leq p \rightarrow \frac{dy_c}{dx} = \frac{2m}{p^2}(2px - x^2) \\ p \leq x \leq 1 \rightarrow \frac{dy_c}{dx} = \frac{2m}{(1-p)^2}(p - x) \end{cases} \quad (19)$$

- vi. Coordenadas para la superficie inferior y para la superficie superior:

$$\begin{cases} Inferior(x_L, y_L) \rightarrow \begin{cases} x_L = x + y_t \sin \theta \\ y_L = y_c - y_t \cos \theta \end{cases} \\ Superior(x_U, y_U) \rightarrow \begin{cases} x_U = x - y_t \sin \theta \\ y_U = y_c + y_t \cos \theta \end{cases} \end{cases} \quad (20)$$

Una vez que tenemos todas las coordenadas de nuestro perfil alar, pasamos estos datos a un archivo de texto (.txt), formato que utiliza *Geometry* para leer archivos de puntos.

```
1 1 1,000000 -0,001260 0,0
1 2 0,975528 -0,006241 0,0
1 3 0,904508 -0,019774 0,0
1 4 0,793893 -0,038286 0,0
1 5 0,654508 -0,057319 0,0
1 6 0,500000 -0,072385 0,0
1 7 0,345492 -0,079203 0,0
1 8 0,206107 -0,073015 0,0
1 9 0,095492 -0,054458 0,0
1 10 0,024472 -0,028266 0,0
1 11 0,000000 0,000000 0,0
1 12 0,024472 0,023521 0,0
1 13 0,095492 0,037640 0,0
1 14 0,206107 0,042413 0,0
1 15 0,345492 0,039946 0,0
1 16 0,500000 0,033496 0,0
1 17 0,654508 0,024516 0,0
1 18 0,793893 0,015525 0,0
1 19 0,904508 0,008055 0,0
1 20 0,975528 0,003044 0,0
1 21 1,000000 0,001260 0,0
```

Figura 7.2: Archivo de texto con coordenadas perfil *NACA* 2412.

Si nos vamos a *ANSYS Workbench*, y en nuestro proyecto abrimos la herramienta *Geometry* solo tenemos que cargar el archivo de texto para dibujar ese perfil (Figura 7.2).

Seguidamente, debemos proceder a crear una superficie para este conjunto de puntos (Figura 7.3), para llevar a cabo nuestro estudio en 2D.

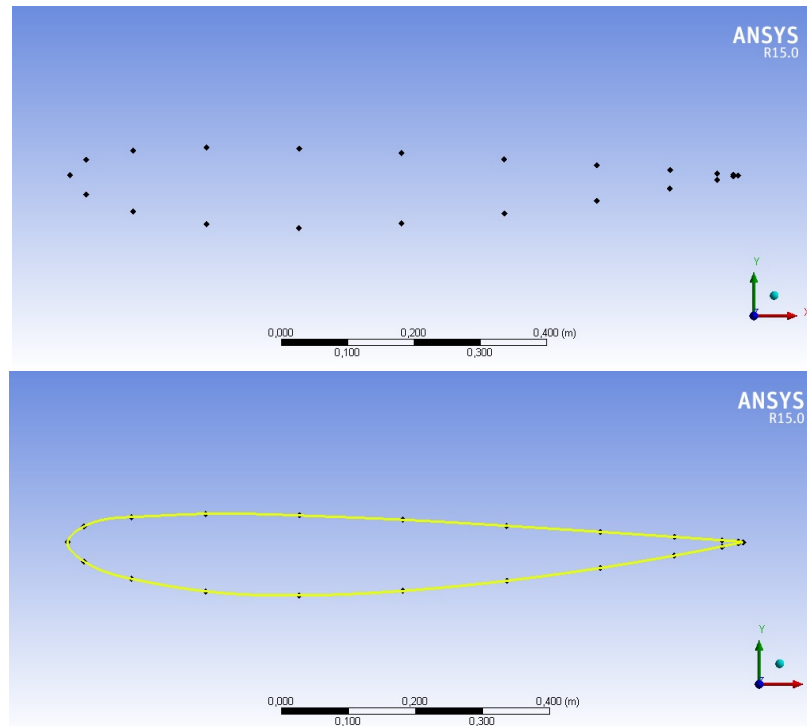


Figura 7.3: Puntos y línea del perfil *NACA 2412*.

Con el alerón ya dibujado, nos centraremos en dimensionar la malla que emplearemos en la simulación computacional. Este sería uno de los puntos clave, para obtener unos resultados bastante semejantes a los experimentales. Nosotros hemos realizado el siguiente dimensionado:

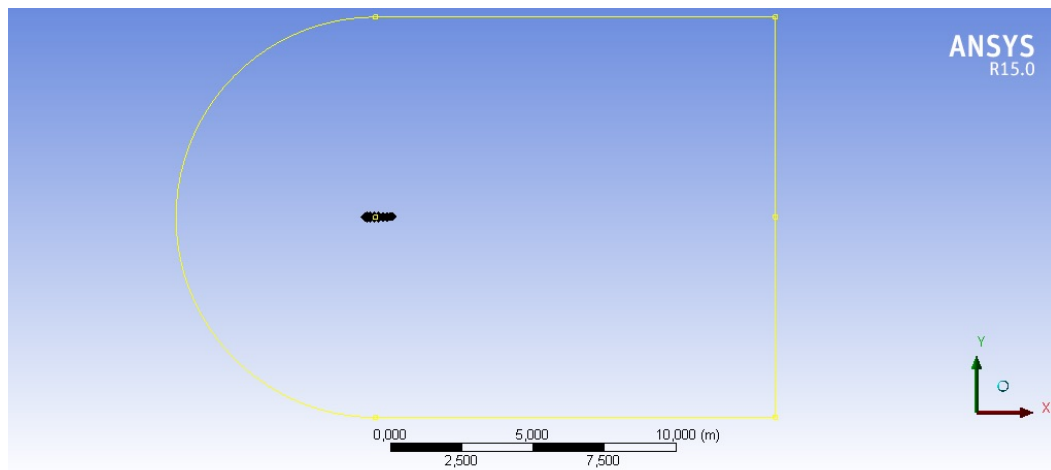


Figura 7.4: Sketch para perfil *NACA 2412*.

Donde:

$$\begin{cases} D4 = 14 \text{ m} \\ H5 = p = 0'4 \text{ m} \\ V6 = m = 0'02 \text{ m} \\ H7 = 14 \text{ m} \\ V9 = 7 \text{ m} \\ V10 = 7 \text{ m} \end{cases}$$

Para una mayor exactitud, añadimos dos zonas de refinado (*Add Frozen*) a nuestra malla. Estas deben estar localizadas cerca de nuestro elemento de estudio (perfil).

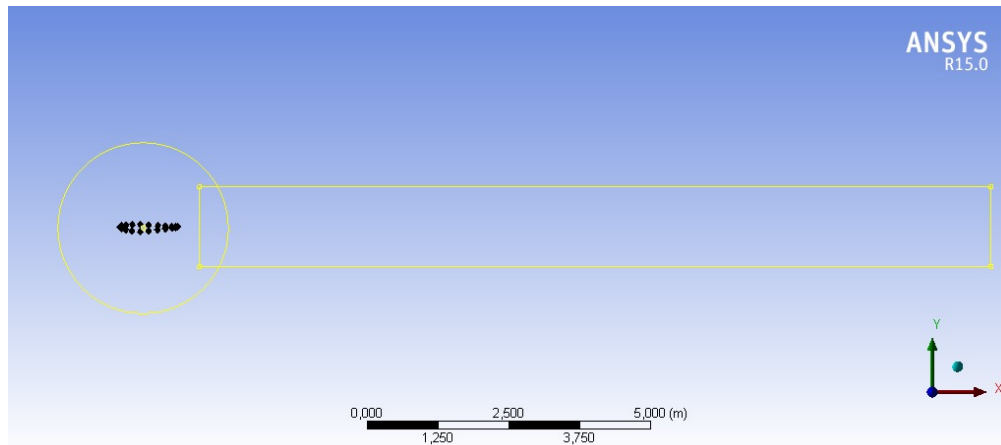


Figura 7.5: Sketch zonas refinado para perfil NACA 2412.

Donde:

$$\begin{cases} D11 = 3 \text{ m} \\ H12 = p = 0'4 \text{ m} \\ V13 = m = 0'02 \text{ m} \\ V14 = 0'7 \text{ m} \\ V15 = 0'7 \text{ m} \end{cases}$$

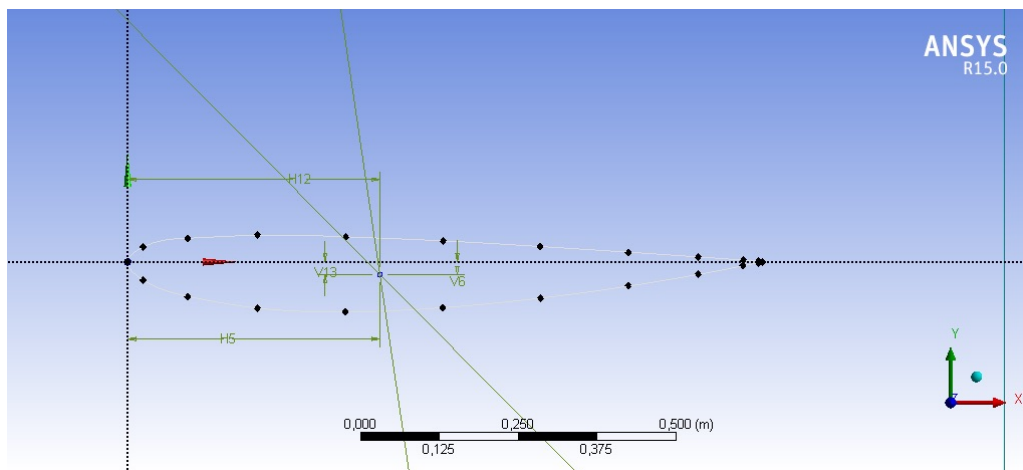


Figura 7.6: Zoom en sketch acotado para perfil NACA 2412.

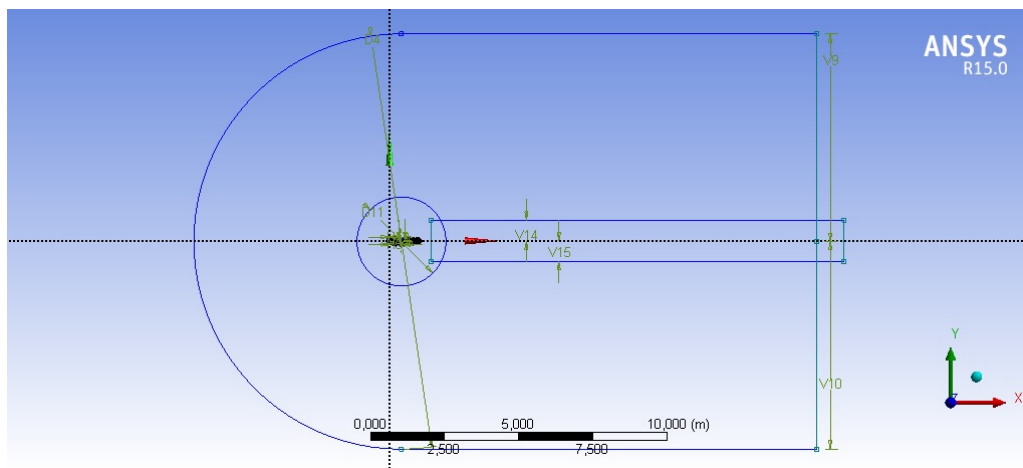


Figura 7.7: Sketch acotado para perfil NACA 2412.

Y por último, ejecutaremos una partición (*Split Edges*) de la superficie del alerón. Esto nos ayudará cuando trabajemos con los contornos.

Con esto, podríamos dar paso al siguiente apartado, donde hablaremos del mallado y definiremos cada una de sus variables.

7.2. Elaboración de la malla.

El mallado (*meshing*) es una parte del proceso bastante compleja, debido a que depende de una gran cantidad de variables, las cuales nos permiten crear cualquier tipo de malla. El tipo de estudio es el que determina la complejidad, y en nuestro caso al haber desprendimiento de la capa límite hace que tengamos una malla bastante densa en ciertos puntos.

Lo primero de todo, es abrir en *ANSYS Workbench* la herramienta de mallado *Mesh*. Cuando tengamos cargada nuestra geometría (descrita anteriormente), nos iremos a las propiedades de la malla, sabiendo que se trata de una malla para *CFD* con suavizado alto y centro de relevancia fino. En cuanto a la dimensión, tendremos un tamaño máximo de $0'10\text{ m}$.

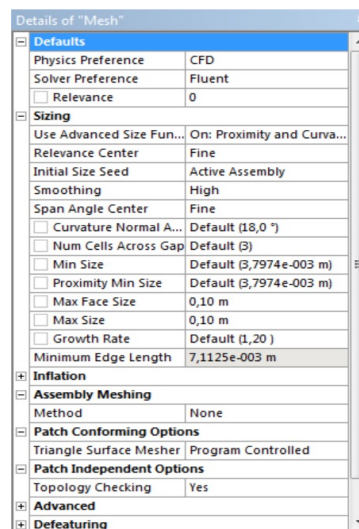


Figura 7.8: Detalles de la malla.

Como bien hemos comentado antes, habrá zonas refinadas. Estas zonas se definen en zonas donde necesitemos un estudio más detallado del fluido. Para ello, emplearemos un tamaño del elemento de $0'02\text{ m}$, y una tasa de crecimiento de $1'2$.

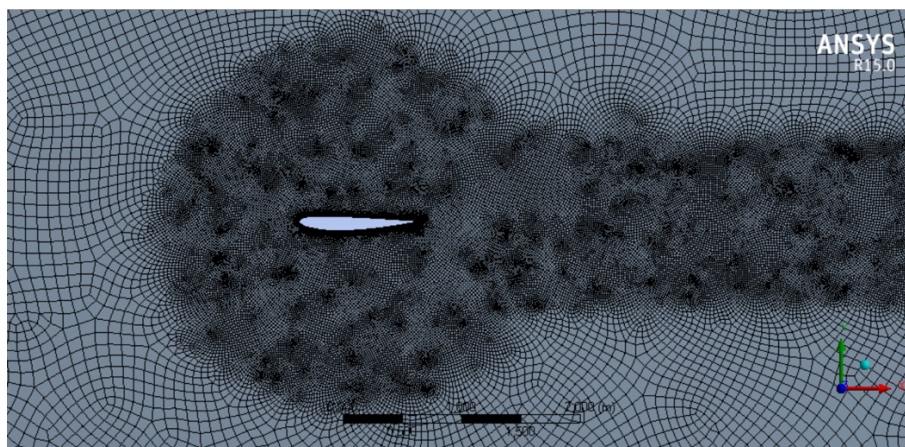


Figura 7.9: Zonas de mallado refinado.

Además de estas zonas de alta densidad en el mallado, sería conveniente hacer una división en el perfil alar de nuestro alerón, porque de esta manera podremos indicarle que se trata de un comportamiento duro (*hard behavior*).

Lo siguiente antes de irnos a las condiciones de contorno, será añadir una *Inflation* con las líneas del perfil como contorno, con 10 capas, y con un espesor máximo de 0'01. Como condiciones de contorno tendremos cinco: *inlet*, *outlet*, *free*, *part1*, y *part2*. Tal y como se puede apreciar en las siguientes figuras:

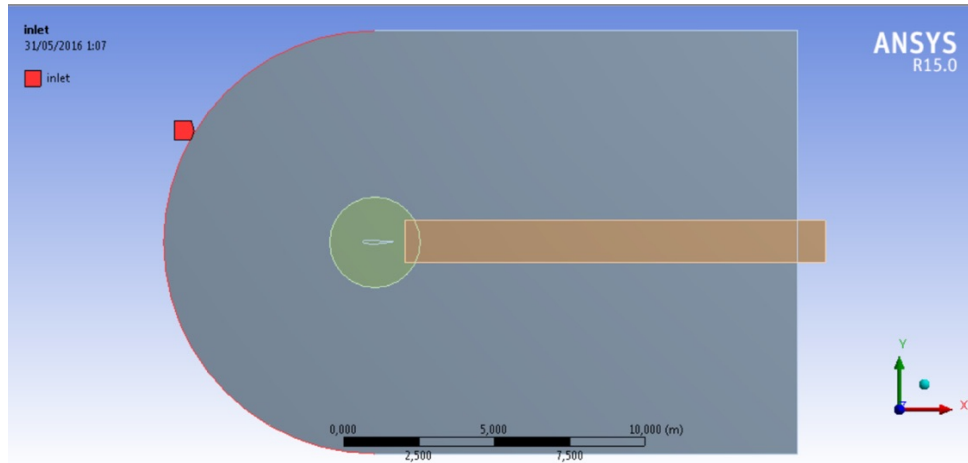


Figura 7.10: Inlet.

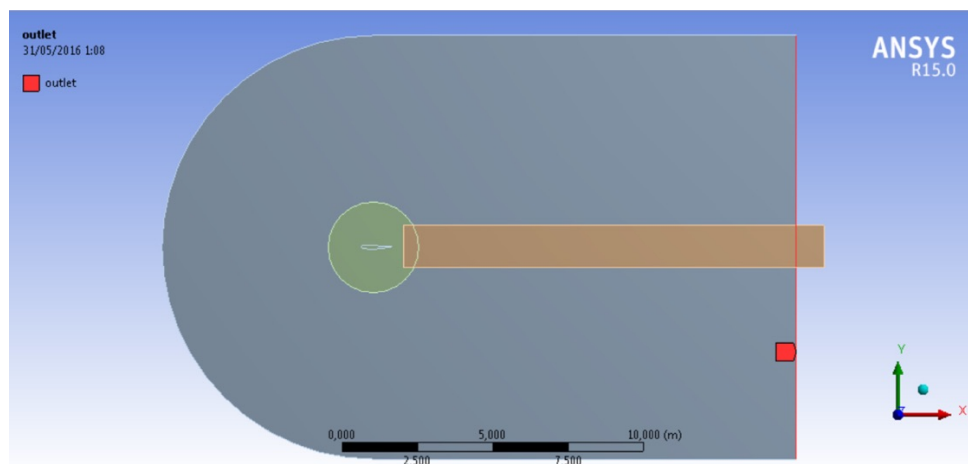


Figura 7.11: Outlet.

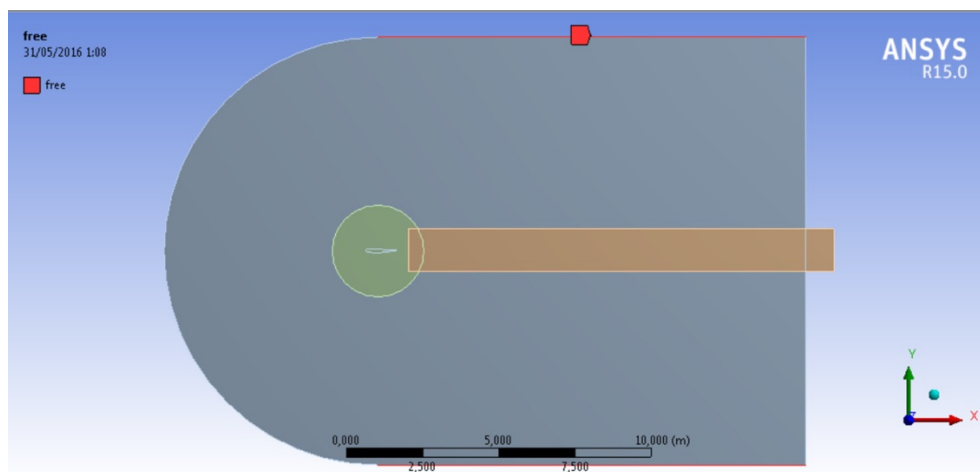


Figura 7.12: Free.

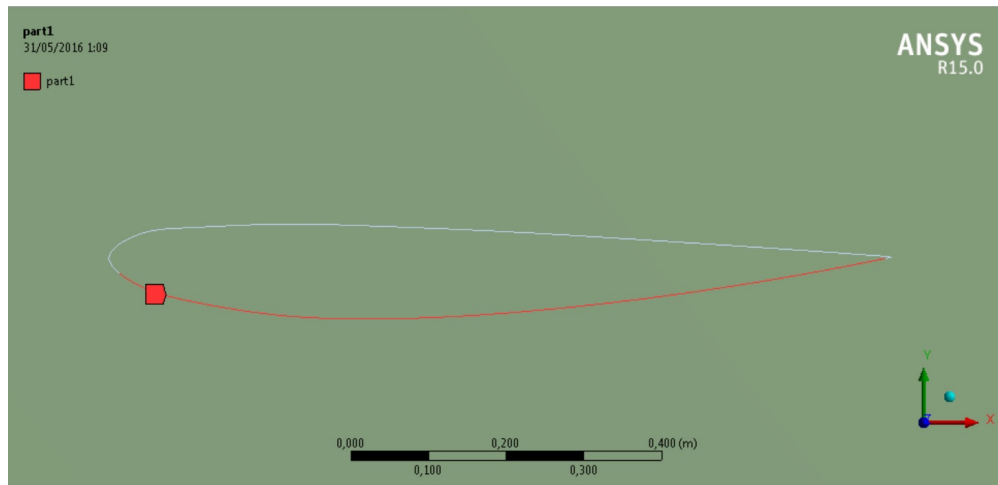


Figura 7.13: Part1.

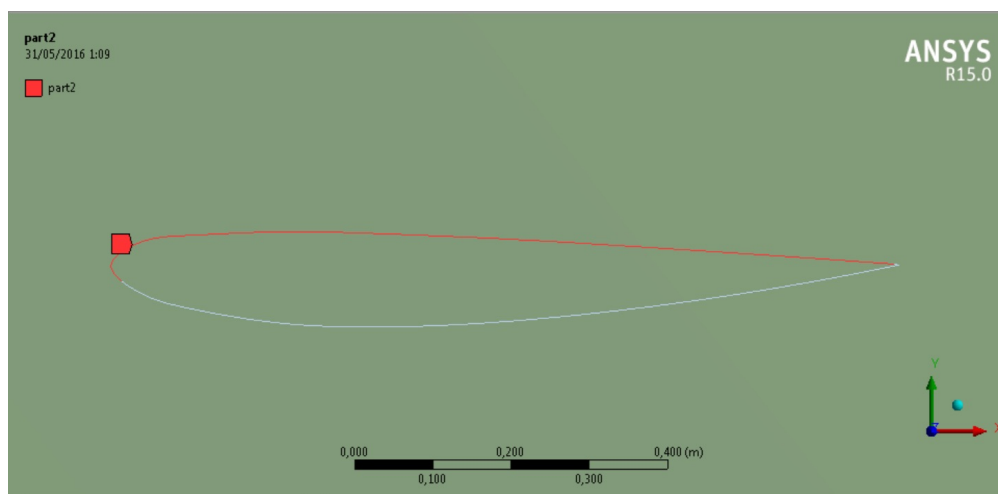


Figura 7.14: Part 2.

En último lugar, tendremos el resultado final del mallado para nuestro perfil *NACA*.

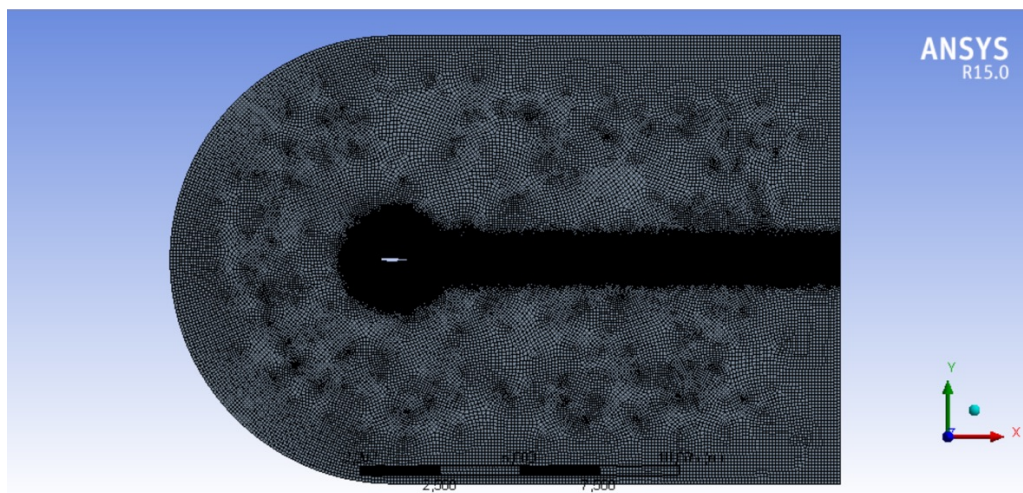


Figura 7.15: Malla completa.

Esta malla será la que emplearemos para el estudio del fluido en la siguiente parte del proceso numérico, *Fluent*.

7.3. *Fluent*.

Para el análisis de la dinámica de fluidos computacional, el software del que vamos a hacer uso es *Fluent*. Se trata de la herramienta más poderosa para el estudio de *CFDs*, ayudándonos a obtener resultados exitosos.

Antes de comenzar con la parametrización del modelo, seleccionaremos las condiciones de trabajo dentro del *Setup*, como se puede observar a continuación:

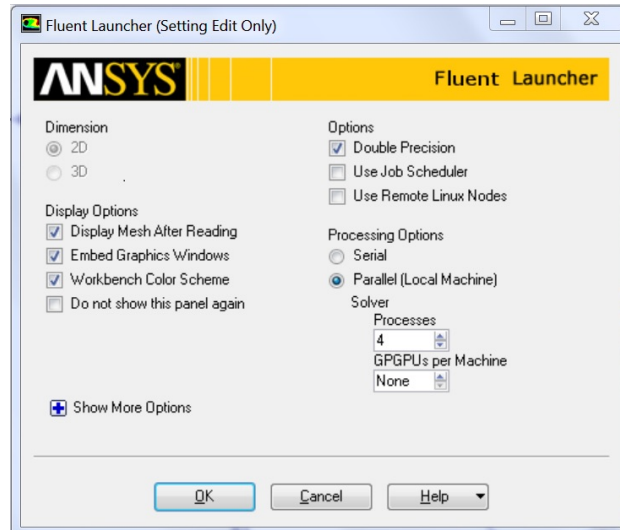


Figura 7.16: *Setup* para el análisis computacional.

El modelo, en términos generales, está basado en la densidad (*Density Based*) haciendo uso de la ecuación de energía. Para el modelo viscoso, realizaremos una comparativa para elegir el modelo que nos ofrezca resultados semejantes a los experimentales, esto se verá en el apartado de *Validación del proceso numérico*.

El material, en este caso un fluido, será el aire con propiedades de gas ideal (*ideal-gas*). Las condiciones de contorno las definiremos una a una, debido a que cada una de ellas depende de un conjunto de variables.

- i. *Inlet*: depende de la *velocidad de entrada del fluido*, que en este caso es 41.8 m/s en dirección x .
- ii. *Outlet*: esta condición de contorno depende de la *presión*.
- iii. *Free*: es una condición de tipo *campo lejano de presión* (*pressure-far-field*).
- iv. *Part 1* y *Part 2*: pared (*wall*) de tipo adiabática, estacionaria, y sin deslizamiento.

Lo más importante, quizás sea añadir las gráficas para los coeficientes de resistencia y antisustentación (C_L y C_D) del perfil, y así poder estudiarlos para las diferentes simulaciones. Para solución de iniciación (*Solution Initialization*) partimos de las variables de entrada (*inlet*).

Solution Initialization

Initialization Methods

☐ Hybrid Initialization

☒ Standard Initialization

Compute from

inlet

Reference Frame

☒ Relative to Cell Zone

☐ Absolute

Initial Values

Gauge Pressure (pascal)

0

X Velocity (m/s)

41.8

Y Velocity (m/s)

0

Turbulent Kinetic Energy (m2/s2)

6.55215

Laminar Kinetic Energy (m2/s2)

1e-06

Specific Dissipation Rate (1/s)

3877.707

Initialize Reset Patch...

Reset DPM Sources Reset Statistics

Figura 7.17: *Solution Initialization* para nuestro procedimiento numérico.

Y en cuanto a los cálculos (*Run Calculation*), se emplearán criterios de convergencia para obtener los diferentes resultados de cada uno de los casos.

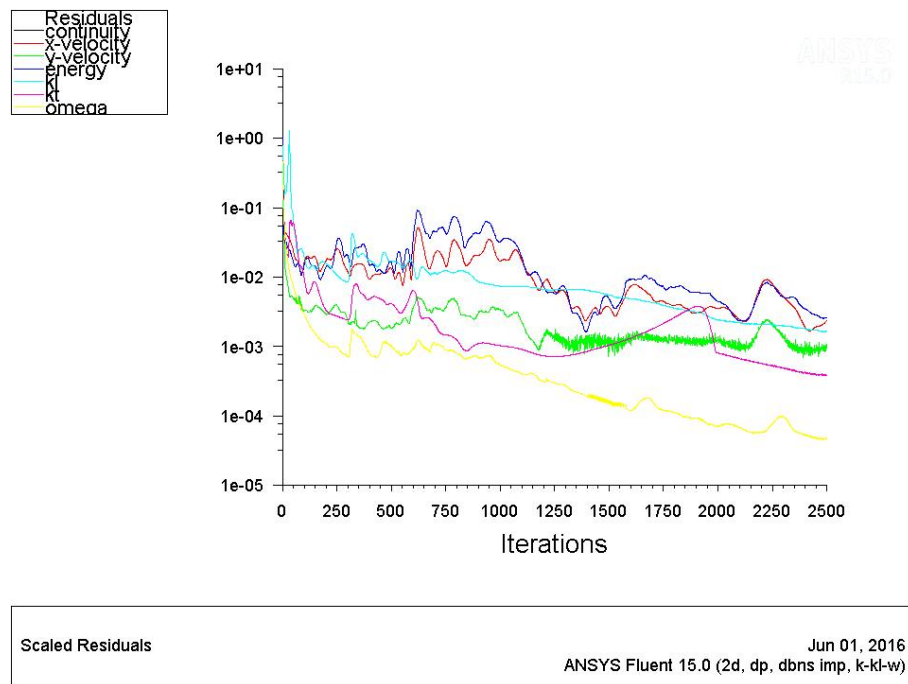


Figura 7.18: Gráfica de *Scaled Residuals* para 2500 iteraciones.

7.4.Resultados.

Los resultados se estudiarán con la herramienta *Results*, a través de la cual podemos analizar los contornos o vectores en función de la variable que deseemos (presión, temperatura, velocidad, ...).

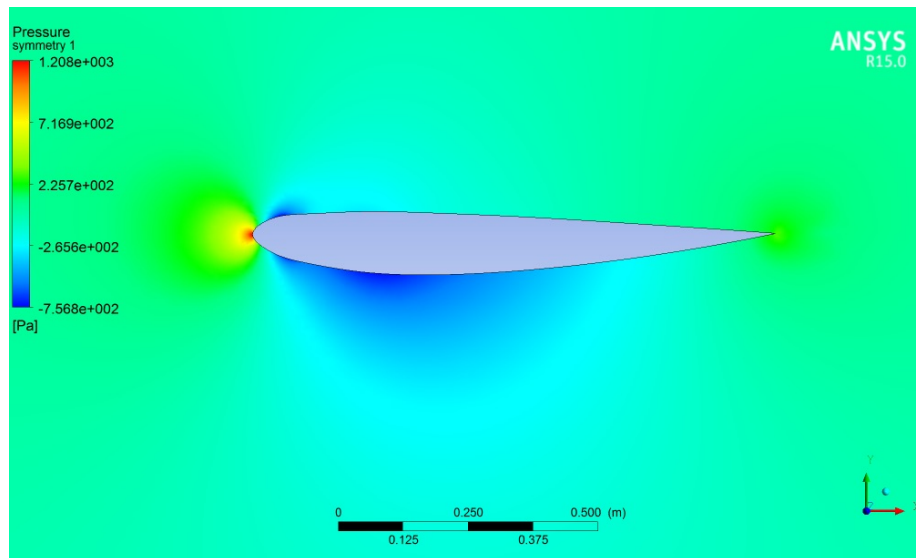


Figura 7.19: Contorno de presión (*NACA 2412*, $\alpha = 0^\circ$).

El plano de simetría *Symmetry1*, es el que emplearemos para analizar los contornos o vectores, para un rango local y un modo variable, como hemos explicado antes.

Con todo esto, ya habríamos visto lo que es todo el proceso numérico empleado en nuestro estudio. Por lo tanto, ahora procederemos a validar el método.

8. Validación del procedimiento numérico.

8.1.Descripción de la metodología numérica.

La metodología numérica que vamos a emplear aquí, es exactamente la misma que la que hemos descrito en los apartados anteriores, gracias a la información obtenida de Qua, Qiulin et al. Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil. Aerospace Science and Technology. 2014. 38. 56-63. (7). Una metodología que comienza por la geometría, y pasando por el mallado y el análisis computacional en *Fluent*, llegamos a los resultados que a nosotros nos interesan.

Haremos un hincapié en la parte de los *CFDs* (*Fluent*), porque debemos de encontrar el método numérico con resultados semejantes a los obtenidos en el túnel de viento (todos los resultados han sido sacados del libro *Teory of Wind Sections* []). Para encontrar este método, lo que haremos será ir variando el modelo viscoso de nuestra simulación e ir comparando.

Trabajaremos con un perfil *NACA 2412* de 1 m de cuerda, con ángulo de ataque de 0 grados ($\alpha = 0^\circ$), y con una velocidad de entrada equivalente a un número de *Reynolds* alto ($Re = 3'1 \cdot 10^6$). Todos los datos utilizados son los mismos que los empleados por el director *Ira H. Abbot* en su análisis experimental.

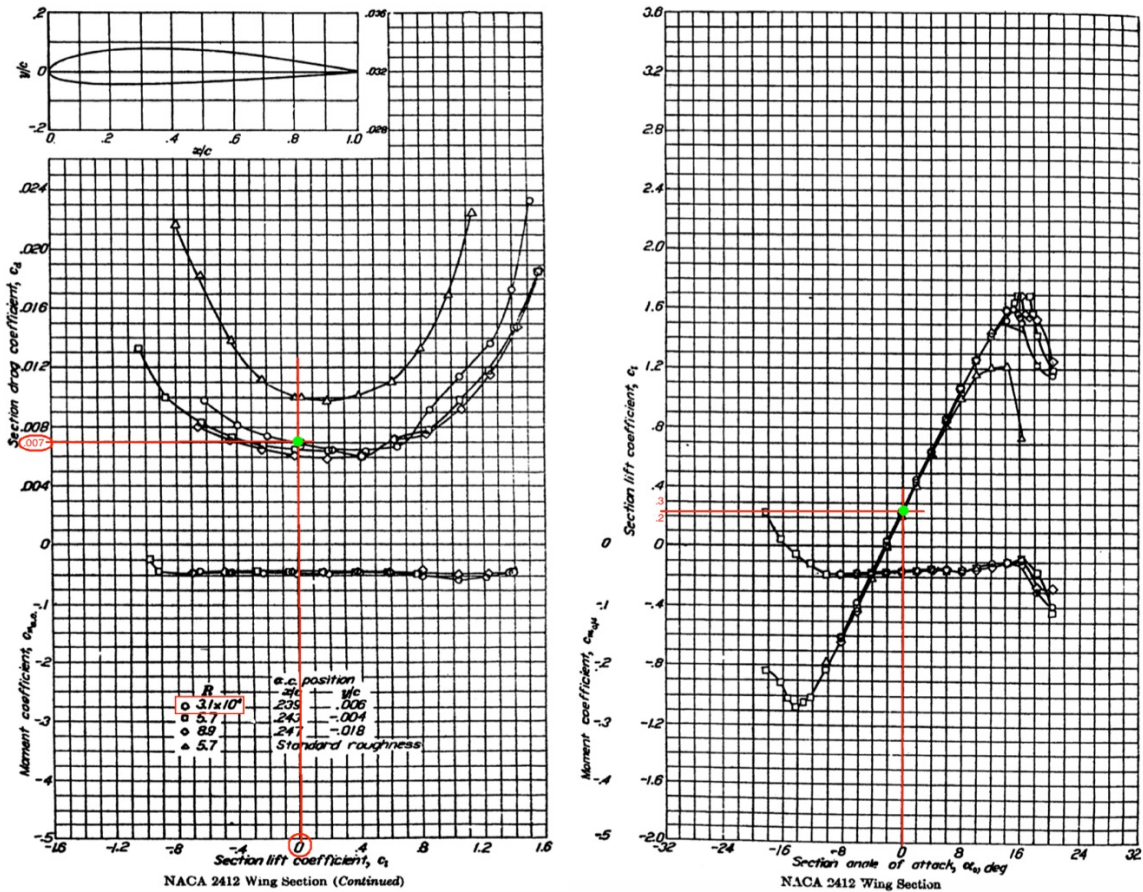


Figura 8.1: Coeficientes C_D y C_L mediante análisis experimental (NACA 2412, $\alpha = 0^\circ$).

En las dos gráficas anteriores, podemos observar los datos experimentales de los coeficientes de resistencia y sustentación para un perfil *NACA 2412* con un ángulo de ataque de 0 grados, y un número de *Reynolds* de $3'1 \cdot 10^6$. Los mismos datos que para nuestro CFD, como ya habíamos comentado.

La velocidad de entrada que usaremos en la condición de contorno (*inlet*), se obtiene mediante el número de *Reynolds*, tal y como se puede observar a continuación:

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu}; v = \frac{\mu Re}{\rho c} = \frac{3'1 \cdot 10^6 \cdot 1'8 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m}}{1'21 \frac{kg}{m^3} \cdot 1 m} = \boxed{46'116 \text{ m/s}} \quad (21)$$

Con estos parámetros procederemos a realizar los cálculos que sean necesarios para validar nuestro procedimiento numérico, y de esta manera poder trabajar con el resto de perfiles aerodinámicos.

8.2. Validación.

Los seis modelos viscosos que emplearemos en este estudio comparativo, son los siguientes: *Inviscid*, *Sparlat-Allmaras (1 eqn)*, *k-epsilon (2 eqn)*, *k-omega (3 eqn)*, *Transition k-kl-omega (3 eqn)*, y *Transition STT (4 eqn)*. La simulación será de segundo orden.

Obteniendo para cada uno de ellos los correspondientes coeficientes aerodinámicos (C_D y C_L), y comparándolos con los experimentales de la Figura 78.

Datos Exp.	
NACA 2412	
C_D	0,007
C_L	-0,22

Tabla 8.1: Valores de C_D y C_L experimentales (NACA 2412, , $\alpha = 0^\circ$).

Veamos ahora a continuación la tabla comparativa de los modelos viscosos:

Procesos Numéricos (Modelos Viscosos)						
	Inviscid	Sparlat-Allmaras (1eqn)	k-epsilon (2eqn)	k-omega (2 eqn)	Transition k-kl-omega (3 eqn)	Transition SST (4eqn)
C_D	0,00169	0,00987	0,01015	0,01034	0,00772	0,00970
C_L	-0,21333	-0,19030	-0,19149	-0,18586	-0,20529	-0,19299

Tabla 8.2: Tabla comparativa de los procesos numéricos (NACA 2412, , $\alpha = 0^\circ$).

En esta tabla, se puede apreciar a simple vista que el modelo viscosos que más se acerca a los valores obtenidos experimentalmente, es el modelo Transition k-kl-omega (3 eqn). Pues ya sabemos, que nuestro procedimiento numérico con este modelo viscoso nos ofrecerá unos resultados excelentes.

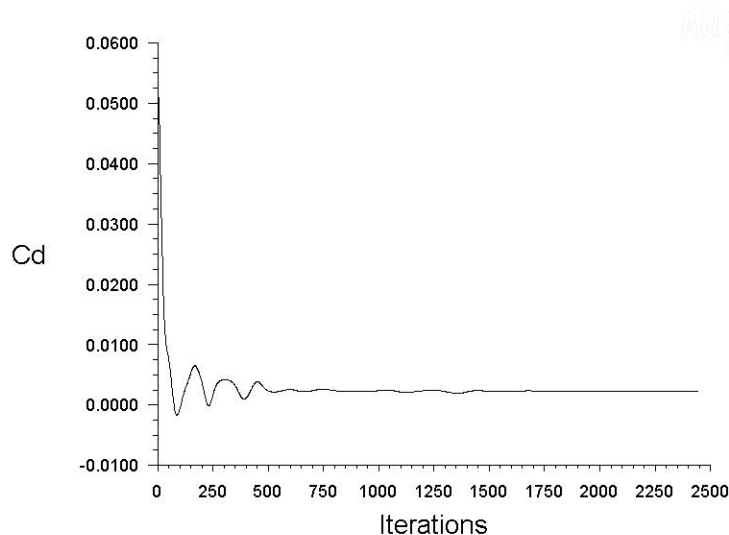


Figura 8.2: Gráfica de convergencia para C_D con *Transition k-kl-omega (3 eqn) model* (NACA 2412, $\alpha = 0^\circ$).

Una vez que hemos comprobado que está todo correcto, lo siguiente será realizar todas las simulaciones que nosotros veamos convenientes para nuestro análisis numérico.

9. Estudio del alerón mediante método numérico.

9.1. Estudio del ángulo de ataque.

En el estudio del ángulo de ataque compararemos los cuatro perfiles seleccionados (NACA 2412, NACA 2410, NACA0012, y NACA0009) para el método numérico visto hasta

ahora. Por lo tanto, iremos variando el ángulo de ataque (α) para una longitud de cuerda de 0'3 m, y una velocidad de entrada de 41'8 m/s (velocidad media del circuito).

La dirección del viento del aire es la que nos define en todo momento el ángulo de ataque al que está sometido nuestro perfil, como se muestra en la siguiente figura:

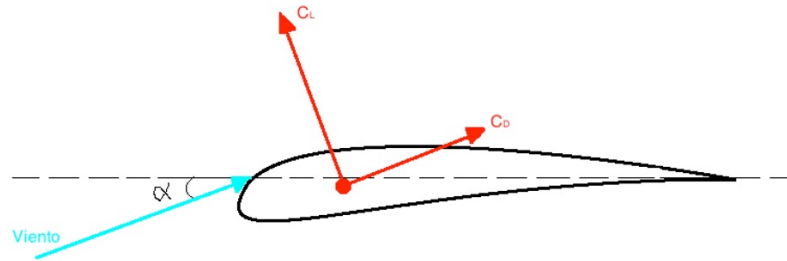


Figura 9.1: Ángulo de ataque y coeficientes aerodinámicos provocados por el viento sobre un perfil alar.

Y para cada ángulo, también tendremos unos coeficientes de resistencia y antisustentación diferentes, puesto que la dirección del viento es la que nos lo indica. El coeficiente de resistencia sigue la misma dirección que el aire, pero sin embargo, el de antisustentación es perpendicular a él.

Nosotros hemos elegido un total de siete valores para α : 0, -2, -4, -6, -8, -10, y -12. Valores negativos para evitar la sustentación, y valores relativamente pequeños para evitar un mayor desprendimiento de la capa límite.

Lo que haremos, será comparar los resultados de C_D y C_L obtenidos en *Fluent* para cada perfil y ángulo de ataque de manera gráfica a través del software *MatLab*. A continuación, se pueden observar las gráficas resultantes:

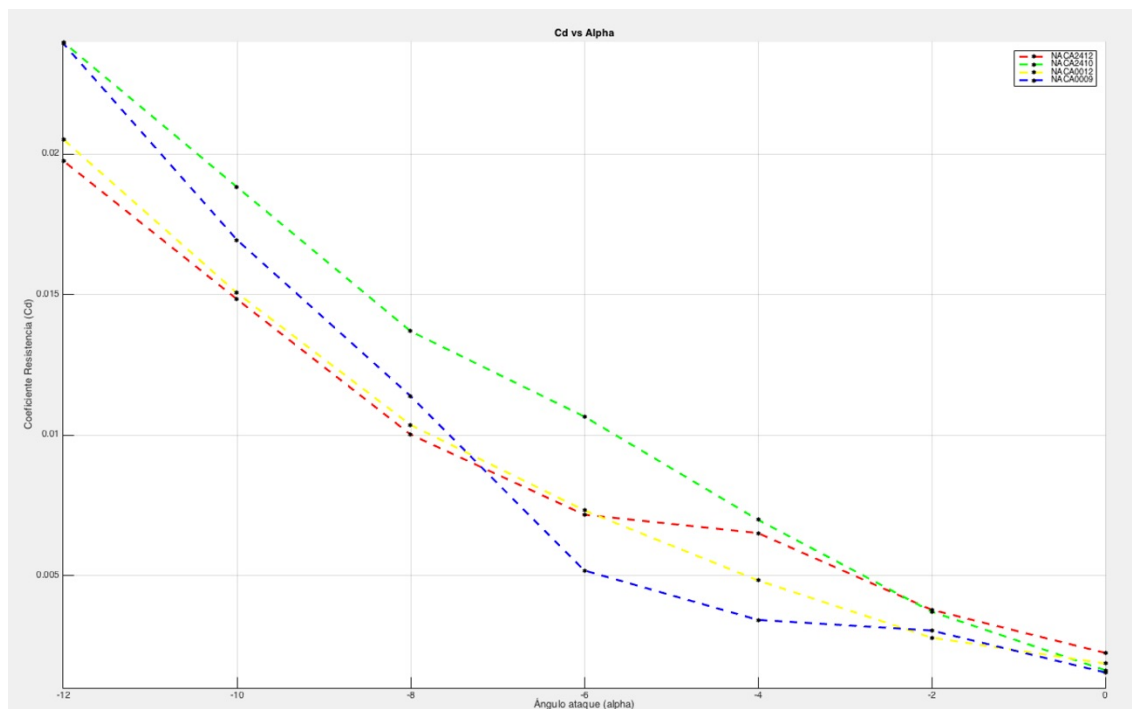


Figura 9.2: Gráfica de C_D vs α para los cuatro perfiles NACA.

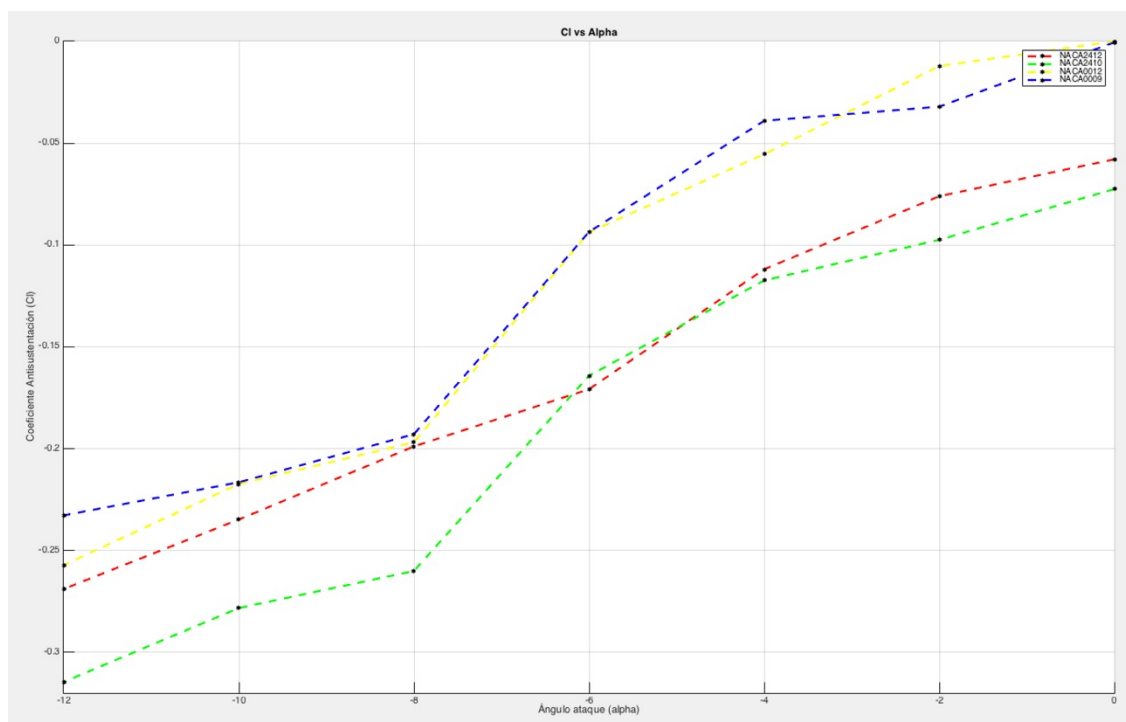


Figura 9.3: Gráfica de C_L vs α para los cuatro perfiles *NACA*.

Este estudio, nos servirá de gran ayuda para determinar el diseño óptimo de nuestro alerón para un automóvil de competición. Pero antes debemos seguir con los análisis.

9.2. Estudio del tamaño de la cuerda.

En este apartado, el perfil *NACA2410* ha sido el seleccionado para estudiar la eficiencia aerodinámica en función de la longitud de cuerda (c). Las longitudes de cuerda simuladas son: 0'2, 0'4, 0'6, 0'8, y 1 (expresadas en metros).

La simulación consistirá en comparar los coeficientes de resistencia y antisustentación para cada una de las longitudes de cuerda, sabiendo que el ángulo de ataque es de 0° , y que el procedimiento numérico es el validado. Veamos la tabla comparativa, y las gráficas correspondientes:

NACA 2410		
c (m)	C_D	C_L
0,2	0,001224475	-0,044457017
0,4	0,002417341	-0,084511064
0,6	0,004396482	-0,13111853
0,8	0,005608864	-0,17431031
1	0,006563947	-0,21740409

Tabla 9.1: Coeficientes aerodinámicos en función de c (*NACA 2410*, $\alpha = 0^\circ$).

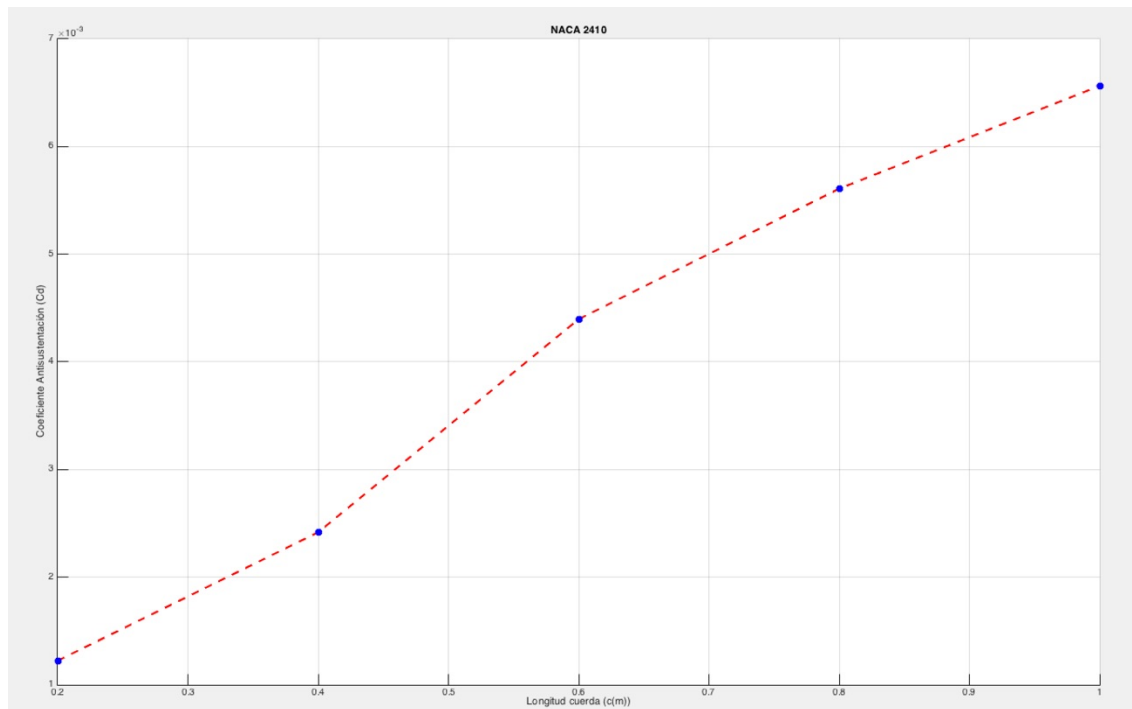


Figura 9.4: Gráfica de C_D vs c para *NACA2410*.

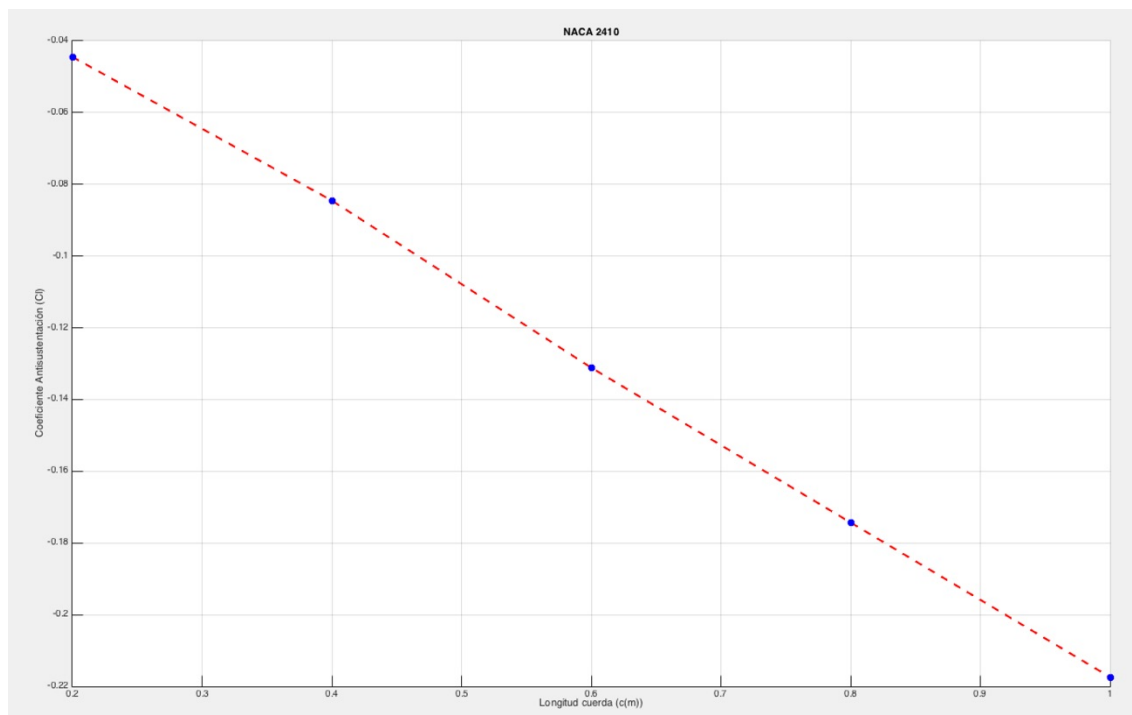


Figura 9.5: Gráfica de C_L vs c para *NACA2410*.

A medida que vamos reduciendo la cuerda del perfil, el tamaño de la malla se va reduciendo de forma proporcional.

Este estudio, también nos aporta información muy útil a la hora de la propuesta de diseño óptimo.

9.3. Estudio del efecto *Gurney*.

El perfil seleccionado es el mismo que antes, *NACA2410*, pero esta vez el estudio se hará para un ángulo de ataque de -16° y otro de -8° , y una longitud de cuerda de 0'3 m. El

perfil *Gurney* se añade en la parte trasera del alerón, como se puede observar en la siguiente figura:

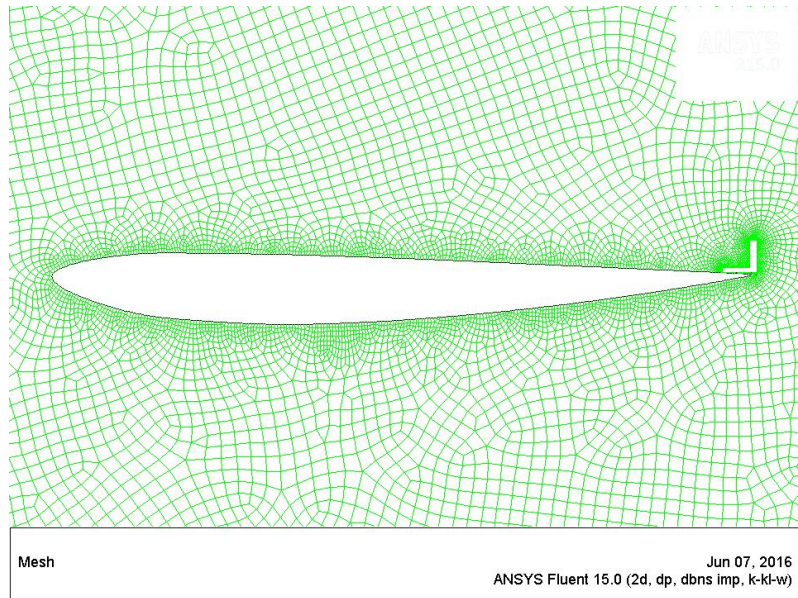


Figura 9.6: Perfil *NACA2410* con *Gurney* en la parte trasero de tamaño 5% de c .

A través de la simulaciones en *Fluent*, compararemos los resultados para un perfil con y sin perfil *Gurney*. Comenzamos por los coeficientes adimensionales C_D y C_L :

NACA 2410				
α (°)	Sin Perfil <i>Gurney</i>		Con Perfil <i>Gurney</i>	
	C_D	C_L	C_D	C_L
-8	0,013699071	-0,26007152	0,044256104	-0,41670416
-16	0,040287874	-0,36978051	0,10757932	-0,48760252

Tabla 9.2: Coeficientes aerodinámicos para *NACA 2410* con y sin perfil *Gurney* a diferentes ángulos de ataque.

En este caso, sería interesante representar las líneas de corriente en función de la velocidad para poder observar el desprendimiento de la capa límite.

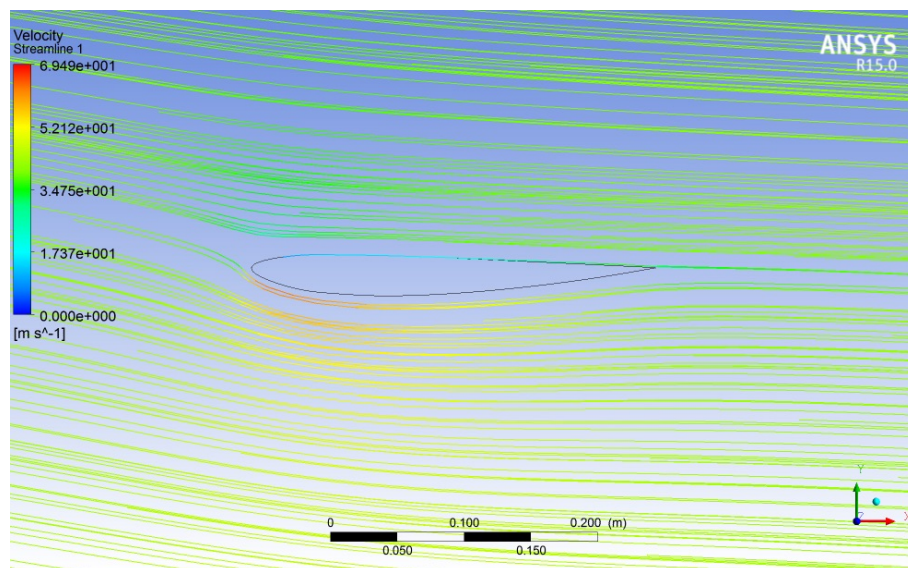


Figura 9.7: Streamline de velocidad en perfil *NACA2410* ($\alpha = -8^\circ$) sin *Gurney*.

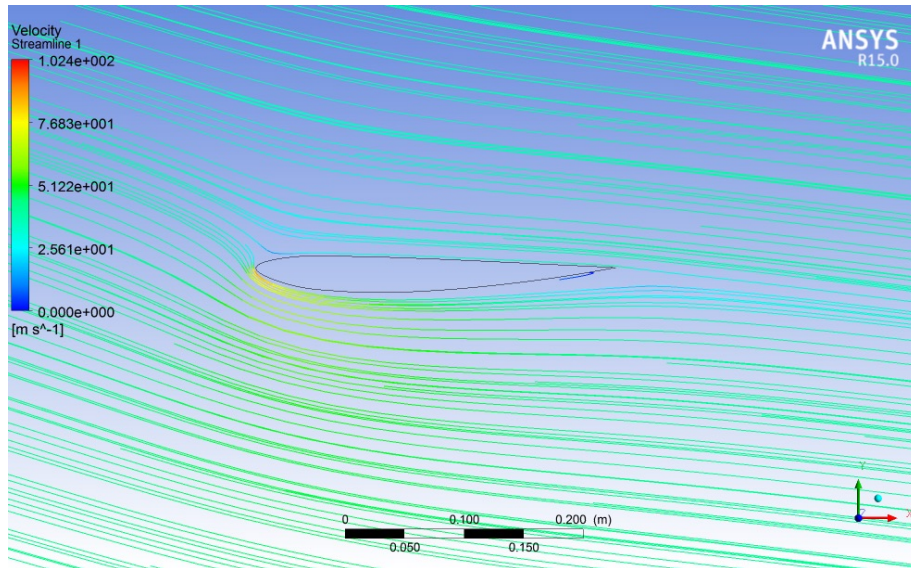


Figura 9.8: Streamline de velocidad en perfil $NACA2410(\alpha = -16^\circ)$ sin Gurney.

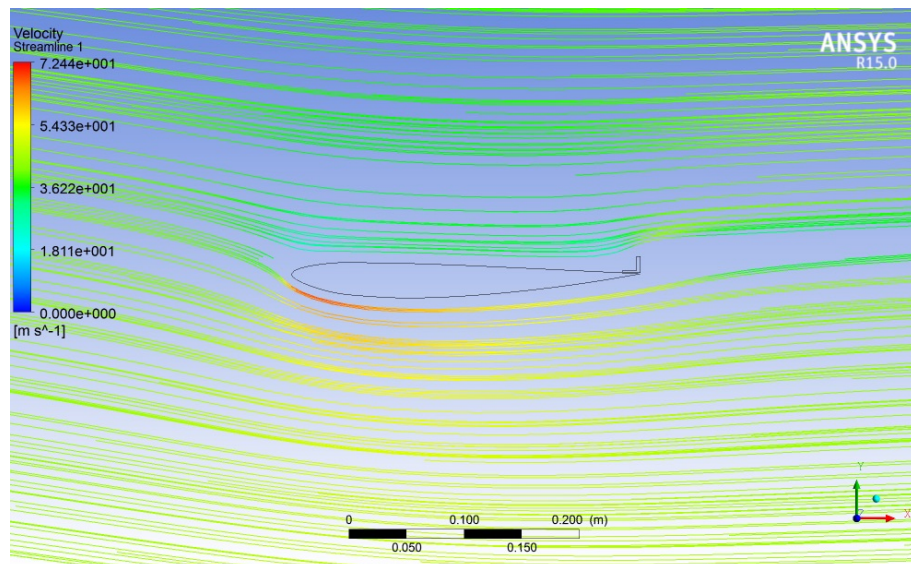


Figura 9.9: Streamline de velocidad en perfil $NACA2410(\alpha = -8^\circ)$ con Gurney.

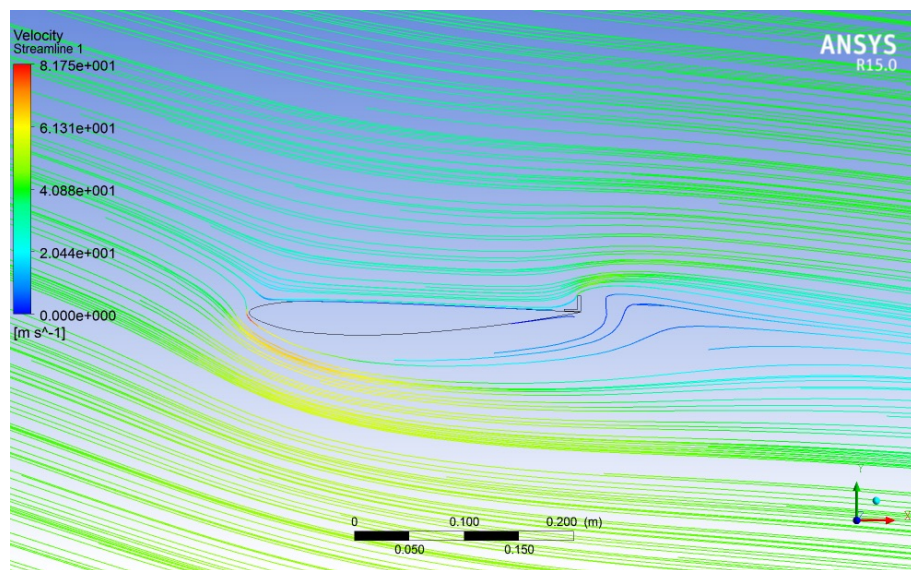


Figura 9.10: Streamline de velocidad en perfil $NACA2410(\alpha = -16^\circ)$ con Gurney.

Con esto, daríamos por finalizado el estudio del alerón solo, y pasaríamos a ver la influencia que tiene el vehículo sobre el alerón, en términos aerodinámicos.

10. Influencia del vehículo en el estudio.

Lo primero de todo, será dibujar nuestro modelo (*Geometry*) y mallarlo (*Mesh*) a través del software *ANSYS Workbench*. En cuanto a la geometría, deberá ser lo más parecida a un automóvil de competición real. Nosotros hemos podido desarrollar un modelo lo suficientemente semejante a uno de los vehículos de la competición *LMGTE*.



Figura 10.1: Aston Martin LM GTE.

La malla está dividida en dos zonas, donde una de ellas tendrá un refinado para las zonas de interés (perfil alar y sección del vehículo). Dando como resultado la siguiente malla, para analizar en la herramienta *Fluent*:

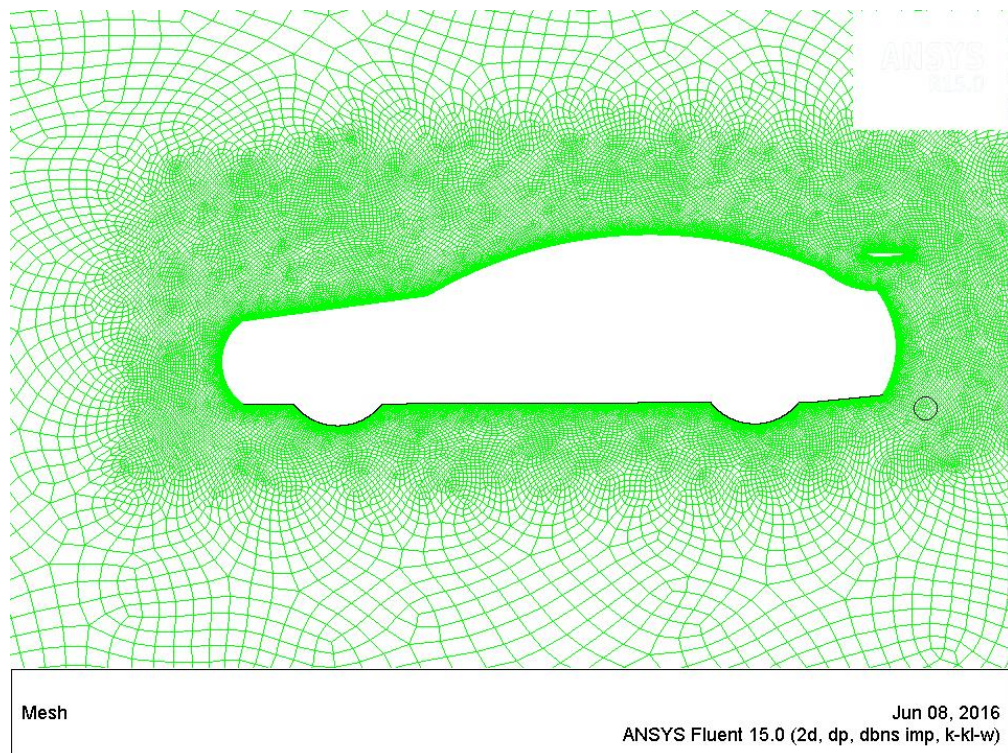


Figura 10.2: Malla de nuestro modelo en *Fluent*.

Lo segundo, será observar los coeficientes aerodinámicos del perfil *NACA2410* ($\alpha = 0^\circ$ y $c = 0.3 \text{ m}$), una vez que ha sido incorporado al automóvil.

	NACA 2410		
	C_D	C_L	f
Sin Coche	0,013699069	-0,26007152	18,98461275
Con Coche	0,012204282	-0,20786394	17,0320499

Tabla 10.1: Coeficientes de resistencia y sustentación, y eficiencia aerodinámica con y sin automóvil.

Y por último, veremos cuáles serían las líneas del flujo de aire alrededor del vehículo con el perfil alar para una velocidad de entrada de $41'8 \text{ m/s}$.

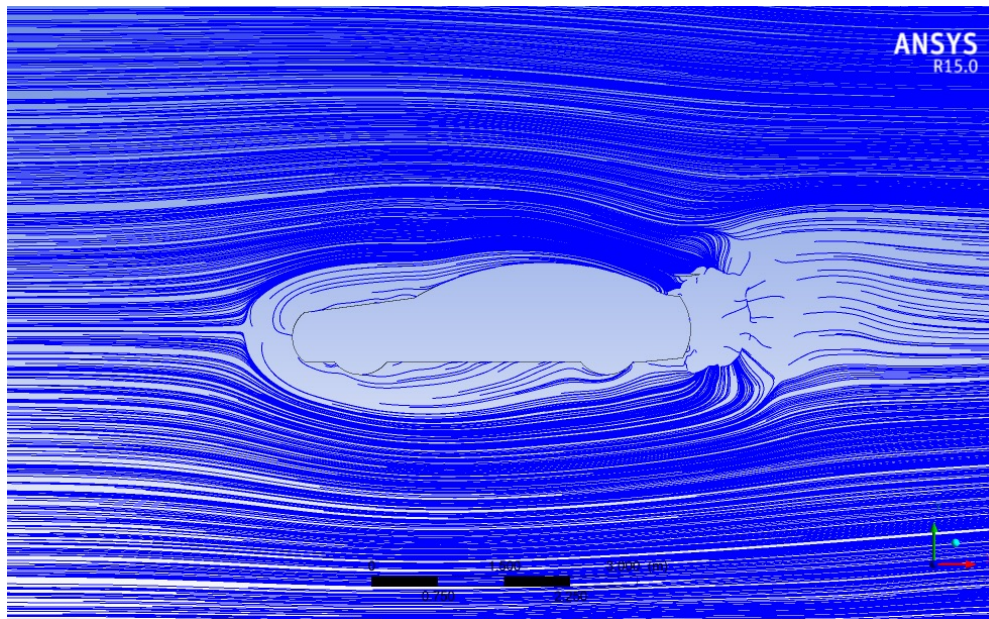


Figura 10.3: Streamline alrededor del modelo (vehículo con alerón $NACA2410$).

Para concluir, solo nos faltaría por estudiar el diseño óptimo para un alerón trasero de un automóvil de competición, siguiente apartado.

11. Propuesta de diseño óptimo.

La propuesta de diseño óptimo, se llevará a cabo una vez que hayamos analizado al detalle cada uno de los estudios realizados previamente. Centrándonos en la variación de los coeficientes aerodinámicos, que implica una variación de la eficiencia aerodinámica.

En perfiles aerodinámicos $NACA$, como los que hemos estudiado, sería conveniente empezar eligiendo uno de los cuatro como mejor perfil para nuestro alerón.

	NACA 2412	NACA 2410	NACA 0012	NACA 0009
Media f =	19,45737704	21,40822449	10,6565753	11,39466901

Tabla 10.2: Eficiencias aerodinámicas media de cada perfil.

En nuestro caso, hemos estudiado las eficiencias aerodinámicas medias de cada perfil para los diferentes ángulos de ataque, tal y como hemos comentado antes. Y el perfil seleccionado es el $NACA2410$, por su elevada eficiencia aerodinámica (f).

El ángulo de ataque para nuestro perfil alar es de -8° , debido a que aporta al vehículo un buen empuje comparado con la resistencia al avance que ofrece ($f = 18'98$).

Para la longitud de cuerda óptima, después de ojear todos y cada uno de los gráficos y valores de C_D y C_L , se ha asignado una longitud de cuerda de $0'3\text{ m}$ (como bien se puede observar en las simulaciones anteriores).

Por último, nos quedaría por elegir si nuestro alerón lleva incorporado en la parte trasera el perfil *Gurney* o no. Según los valores obtenidos en el apartado *Estudio del efecto Gurney*, hemos optado por no incorporarlo.

A continuación, podemos ver las siguientes figuras de velocidad y presión para este diseño:

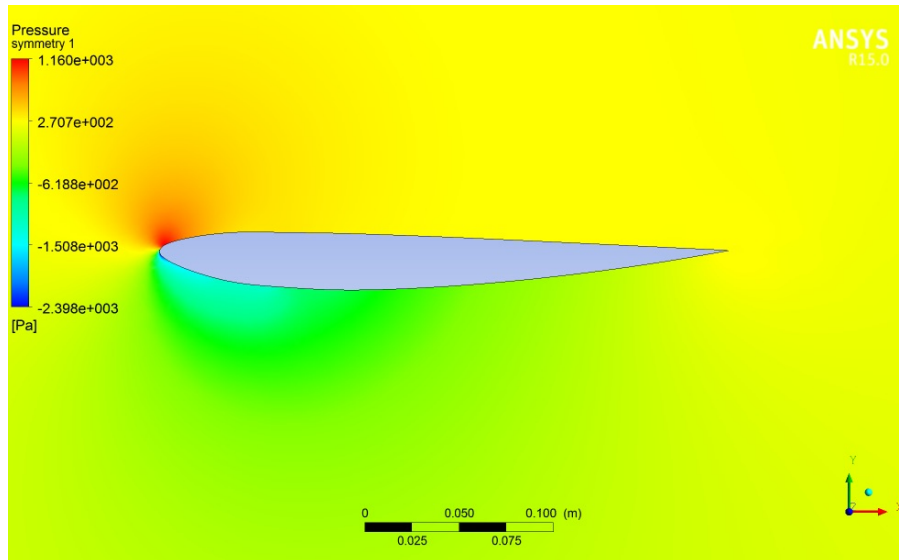


Figura 10.4: Contorno de presión para diseño óptimo (*NACA2410*).

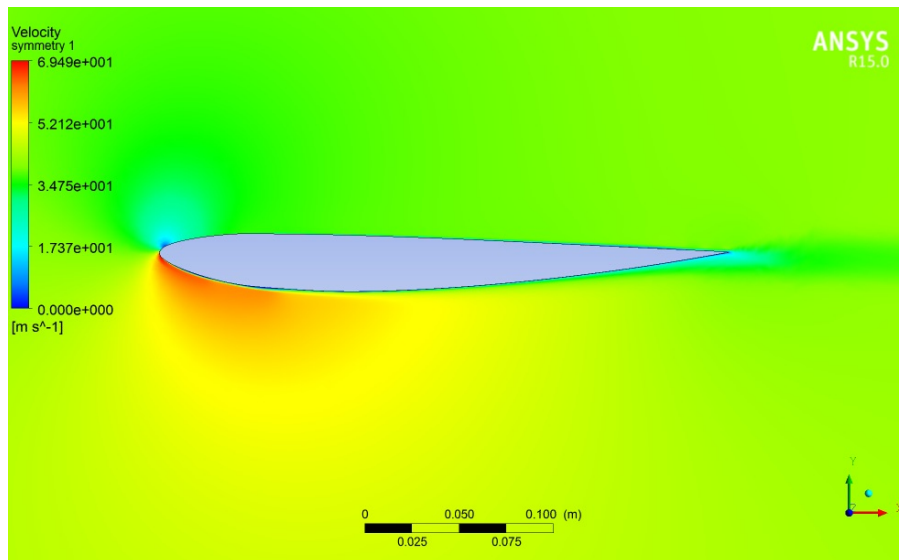


Figura 10.5: Contorno de velocidad para diseño óptimo (*NACA2410*).

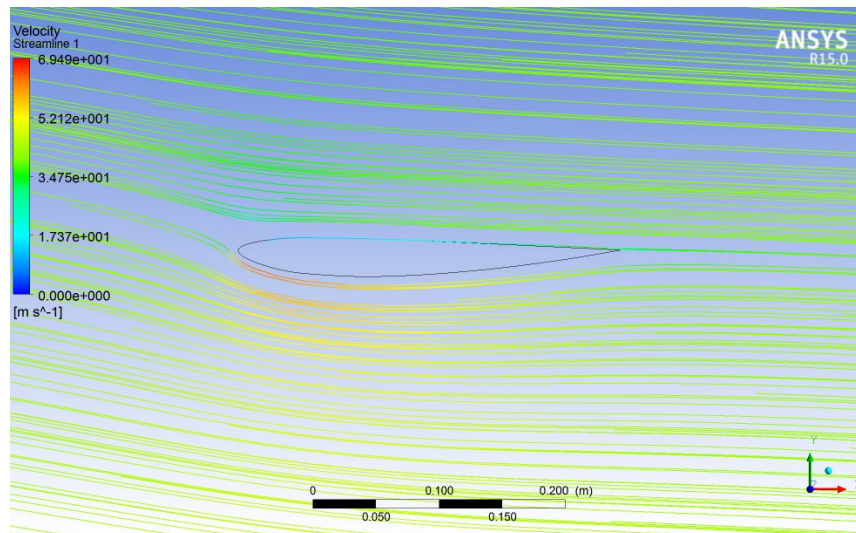


Figura 10.6: Streamline de velocidad para diseño óptimo (NACA2410).

Ahora que ya tenemos el diseño óptimo para nuestro alerón trasero para un automóvil de competición, daríamos por finalizado el estudio.

12. Conclusiones.

Después de haber analizado nuestro modelo para cada una de las simulaciones propuestas, vamos a pasar con las conclusiones:

- En este trabajo, hemos utilizado en todo momento el coeficiente de antisustentación. Este coeficiente es el que se emplea en alerones traseros, es decir, cuando se necesita un empuje hacia el suelo y no al contrario, como el caso de los aviones (coeficiente sustentación).

Por este motivo, cuando estudiamos el coeficiente de sustentación experimental para los diferentes perfiles *NACA* facilitados por el libro *Theory of Wind Sections*[], podemos apreciar que este adquiere valores positivos para ángulos positivos. En otras palabras, en los datos experimentales el coeficiente es positivo porque se trata de un perfil alar para un avión, y en nuestro caso los valores son los mismos pero negativos.

- Cuando trabajamos en *Fluent* con ángulos de ataque distintos de 0° , la dirección de la velocidad del aire la expresaremos mediante los cosenos o senos de ese ángulo.

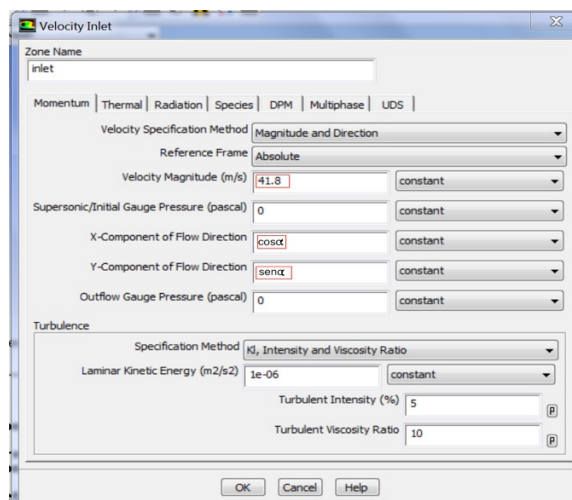


Figura 12.1: Componentes de la velocidad para un ángulo de ataque α .

Lo mismo no ocurre con los coeficientes adimensionales C_D y C_L :

$$\begin{cases} C_D \text{ y } v_{inlet} \rightarrow \begin{cases} x_{comp} = \cos \alpha \\ y_{comp} = \sin \alpha \end{cases} \\ C_L \rightarrow \begin{cases} x_{comp} = -\sin \alpha \\ y_{comp} = \cos \alpha \end{cases} \end{cases} \quad (22)$$

- El estudio sobre el tamaño óptimo de cuerda es poco útil, porque como se puede apreciar en la *Tabla 9.1* y en las *Figuras 9.4* y *9.5*, los coeficientes de resistencia y antisustentación son proporcionales a la cuerda. Esto lo explicamos en la teoría, con las siguientes fórmulas:

$$\boxed{c_d(\alpha) = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho v^2 c}} \quad \boxed{c_L(\alpha) = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 c}} \quad (10)(11)$$

Aunque esto nos ha servido para demostrar otra vez más que nuestro método numérico está perfectamente definido.

- En cuanto al diseño óptimo elegido, si miramos los contornos de velocidad se puede ver a simple vista que no existe apenas un desprendimiento notable de la capa límite. Esto es muy bueno, por el hecho de que nuestro alerón no entraría nunca en pérdida.
- Una manera de valorar si nos interesa incorporar o no el perfil *Gurney* en la parte trasera de nuestro perfil es mediante el análisis de la diferencia de potencia (*CV*).

$$CV = \frac{C_D \cdot A \cdot v^3}{1225} \quad (12)$$

Sin embargo, otra manera de valorar esto sería estudiando el circuito en el cual correrá nuestro vehículo de competición. Puesto que no es lo mismo un circuito con muchas zonas de curvas y pocas rectas, donde nos interesan valores altos de antisustentación para que el automóvil permanezca siempre en contacto con el asfalto de la pista, que un circuito con bastantes zonas rápidas, donde no nos interesa mucha resistencia aerodinámica (pérdida de velocidad).

- La influencia del coche es alta, porque la eficiencia aerodinámica (f) vemos que disminuye en gran medida. Pero al incorporar el alerón en el vehículo también podemos observar como el C_L aumenta, de la misma manera que disminuye la eficiencia.
- Por último, resaltar el enorme potencial del software *ANSYS Workbench* para la dinámica de fluidos computacional (*CFD*), porque nos permite realizar todo tipo de simulaciones, y obteniendo siempre resultados fabulosos.

13. Bibliografía.

1. **Mcbeath, Simon.** *Aerodinámica del automóvil de competición*. Barcelona : CEAC, 2005. 9788432911675.
2. **"LM" GTE, "LE MANS" GRAND TOURISME ENDURANCE.** FEDERATION INTERNATIONALE DE L'AUTOMOBILE. *Regulations*. [En línea] 1 de Enero de 2016. http://www.fia.com/regulations?search_api_views_fulltext=&page=1.
3. **AUTOMOBILE CLUB.** 24 Hours of Le Mans. *24 Hours of Le Mans*. [En línea] Automobile Club de l'Ouest, 16 de Abril de 2016. <http://www.lemans.org/en/24-hours-of-le-mans/>.

4. **Anderson, John D.** *Fundamentals of aerodynamics*. London : MCGRAW-HILL, 2008. 9780071254083.
5. **Abbott, Ira H. y Doenhoff, A.E. von.** *Theory of wind sections*. s.l. : Dover Publications Inc., 1960. 978-0486605869.
6. **Anderson, John David.** *Computational fluid dynamics*. New York : MCGRAW-HILL, 1995. 9780071132107.
7. *Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil*. **Qua, Qiulin, y otros.** s.l. : ELSEVIER, Octubre de 2014, Vol. 38, págs. 56-63. 12709638.
8. **Soriano, Jose Agüera.** *MECANICA DE FLUIDOS INCOMPRESIBLES Y TURBOMAQUINAS HIDRAULICAS*. MADRID : S.L. CIENCIA 3. DISTRIBUCION, 1996. 9788486204730.
9. **Katz, Joseph.** *RACE CAR AERODYNAMICS: DESIGNING FOR SPEED*. EE. UU : Robert Bentley, 1995. 9780837601427.
10. **Sengupta, Tapan K.** *AÑADIR x THEORETICAL AND COMPUTATIONAL AERODYNAMICS*. s.l. : JOHN WILEY & SONS, 2014. 9781118787595.
11. **Airfoil Tools.** *NACA 4 digit airfoil generator*. [En línea] [Citado el: 28 de Mayo de 2016.] <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>.
12. **Wikipedia.** *Wikipedia*. [En línea] [Citado el: 20 de Mayo de 2016.] https://es.wikipedia.org/wiki/European_Le_Mans_Series.