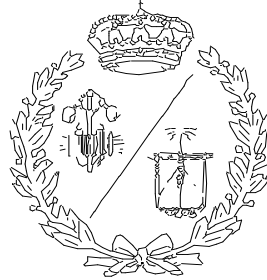


**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS  
INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN**

**UNIVERSIDAD DE CANTABRIA**



***Proyecto Fin de Grado***

**Análisis aerodinámico de perfiles alares en  
forma de diamante en régimen supersónico  
mediante CFD**

**Aerodynamic analyses of diamond shape air-  
foil at supersonic speed using CFD**

Para acceder al Título de

**GRADUADO EN INGENIERÍA MECÁNICA**

Autor: Juan de Dios Rico Ruiz

Septiembre - 2020



E.T.S. Ing. Industriales  
y de Telecomunicación  
Universidad de Cantabria

*A mis abuelos, por ser un ejemplo de trabajo, esfuerzo, y perseverancia.*

*A mi madre, por estar siempre a mi lado y no hacerme olvidar mis sueños.*

*A mi padre, por mostrarme el camino para cumplirlos y recorrerlo a su lado.*

## RESUMEN

En el presente Proyecto Fin de Grado se realiza un análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico. En primer lugar, se estudia la influencia de los diferentes parámetros geométricos que definen este tipo de perfiles alares en la generación de sustentación, resistencia al avance, momento de cabeceo, y eficiencia aerodinámica.

En segundo lugar, se diseñan tres propuestas de perfiles alares en base a las conclusiones obtenidas en el primer estudio. Se procede a realizar un análisis aerodinámico de estos, para posteriormente determinar que perfil alar es el más adecuado en función de la eficiencia aerodinámica. El perfil alar seleccionado es estudiado en un mayor grado de detalle, y de forma más precisa.

En tercer lugar, se diseña y analiza aerodinámicamente un prototipo de ala en delta que implemente el perfil alar seleccionado. La combinación de esta configuración alar, y del perfil alar indicado, tiene como objetivo mejorar la eficiencia aerodinámica de una aeronave en régimen supersónico, y por tanto reducir su consumo de combustible, a la par que disminuir la emisión de gases contaminantes para el medio ambiente.

Todo este proyecto se realiza en el contexto de la dinámica de fluidos computacional, que es la base de los diferentes análisis aerodinámicos realizados, ya que permite simular el comportamiento de los perfiles alares objeto de estudio para unas condiciones de vuelo dadas.



## **ABSTRACT**

In this project, an aerodynamic analysis of diamond shape airfoil at supersonic speed is carried out. First, we study the influence of the geometry of this type of airfoils in the generation of lift, drag, pitching moment, and aerodynamic efficiency.

Second, we design three proposals for airfoils using the conclusions obtained from the first study, and we do an aerodynamic analysis of them. Later, we select the airfoil with the most aerodynamic efficiency. This airfoil is studied in a greater degree of detail and accuracy.

Third, we design and analyze a delta wing prototype that implements the airfoil selected. The objective of combine the delta wing configuration and the airfoil selected is to improve the aerodynamic efficiency of a jet fighter at supersonic speed. In this way, we also get reduce the fuel consumption and the emissions of polluting gases.

Finally, it is important to mention that the computational fluid dynamics (CFD) is the base of all the aerodynamic analysis because it allows to simulate the behavior of the airfoils under flight conditions.

## ÍNDICE GENERAL

DOCUMENTO 1. MEMORIA .....	6
DOCUMENTO 2. ANEXOS.....	132
DOCUMENTO 3. ESTUDIO BÁSICO DE SEGURIDAD Y SALUD .....	260
DOCUMENTO 4. PLIEGO DE CONDICIONES .....	265
DOCUMENTO 5. PRESUPUESTO.....	272
DOCUMENTO 6. BIBLIOGRAFÍA.....	275

# **DOCUMENTO 1. MEMORIA**

## ÍNDICE MEMORIA

1. INTRODUCCIÓN .....	10
1.1. LOS ODS, Y LA INDUSTRIA AERONÁUTICA .....	10
2. ANTECEDENTES .....	12
3. OBJETIVOS.....	14
4. EL PERFIL ALAR.....	15
4.1. PARTES DE UN PERFIL ALAR .....	15
4.2. TIPOS DE PERFIL ALAR.....	16
4.3. PERFIL ALAR NACA .....	17
4.3.1. Perfil alar NACA de 4 dígitos.....	17
4.3.2. Perfil alar NACA de 5 dígitos.....	18
4.3.3. Perfil alar NACA de 4 y 5 dígitos modificados .....	18
4.3.4. Perfil alar NACA Serie 1.....	18
4.3.5. Perfil alar NACA Serie 6.....	19
4.3.6. Perfil alar NACA Serie 7.....	19
4.3.7. Perfil alar NACA Serie 8.....	20
5. FUERZAS AERODINÁMICAS .....	20
6. SUSTENTACIÓN.....	21
6.1. TEORÍAS DE GENERACIÓN DE SUSTENTACIÓN .....	22
6.2. FACTORES QUE AFECTAN A LA SUSTENTACIÓN .....	24
6.3. TEORÍA DE LA CAPA LÍMITE.....	26
6.3.1. Descripción matemática .....	28
7. RESISTENCIA .....	31
7.1. RESISTENCIA PARÁSITA .....	32
7.1.1. Resistencia de forma .....	32
7.1.2. Resistencia de fricción .....	32
7.1.3. Resistencia de interferencia.....	33
7.2. RESISTENCIA INDUCIDA.....	33
7.2.1. Resistencia alar .....	33
7.2.2. Resistencia por vórtice.....	34
7.3. COEFICIENTE DE RESISTENCIA .....	34
7.4. RESISTENCIA TOTAL .....	35
8. CENTRO DE PRESIONES .....	37
9. PESO.....	37
10. EMPUJE .....	37
11. AERODINÁMICA COMPRESIBLE.....	38
12. RÉGIMEN DE VUELO .....	39
12.1. RÉGIMEN COMPRESIBLE SUBSÓNICO .....	40
12.2. RÉGIMEN TRANSÓNICO .....	40
12.2.1. Coeficiente de presión crítico .....	41
12.2.2. Mach crítico .....	42
12.2.3. Mach de divergencia.....	42
12.2.4. Perfil alar supercrítico .....	43

12.3. RÉGIMEN SUPERSÓNICO.....	46
13. ONDA DE CHOQUE.....	46
13.1. ONDA DE CHOQUE NORMAL.....	47
13.2. ONDA DE CHOQUE OBLICUA.....	48
14. ONDA DE EXPANSIÓN.....	52
15. PERFIL ALAR EN FORMA DE DIAMANTE.....	54
16. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD).....	55
16.1. SOFTWARE COMERCIAL.....	56
16.1.1. Preprocesado.....	56
16.1.2. Cálculo.....	56
16.1.3. Postprocesado.....	57
16.2. MALLADO.....	57
16.2.1. Deformación.....	57
16.2.3. Topología de los elementos.....	58
16.2.4. Estructura.....	59
17. ECUACIONES DE NAVIER-STOKES.....	59
17.1. MODELOS DE TURBULENCIA.....	60
17.1.1. DNS.....	61
17.1.2. LES.....	61
17.1.3. RANS.....	61
18. MÉTODOS DE DISCRETIZACIÓN.....	64
18.1. MÉTODO DE DIFERENCIAS FINITAS.....	64
18.2. MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS.....	65
18.3. MÉTODO DE VOLÚMENES FINITOS.....	65
19. MÉTODOS NUMÉRICOS.....	65
19.1. MÉTODO DE PRESIÓN.....	65
19.2. MÉTODO DE DENSIDAD.....	65
19.3. CONVERGENCIA.....	66
20. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE VARIANTES GEOMÉTRICAS DEL PERFIL ALAR EN FORMA DE DIAMANTE.....	66
20.1. VARIANTES GEOMÉTRICAS.....	67
20.2. SIMULACIÓN MEDIANTE CFD.....	69
20.2.1. Geometría.....	69
20.2.2. Mallado.....	71
20.2.3. Configuración.....	72
20.3. RESULTADOS Y CONCLUSIONES.....	77
20.3.1. Variación del espesor del perfil alar.....	77
20.3.2. Variación de la longitud de cola del perfil alar.....	80
20.3.3. Variación de la longitud de morro del perfil alar.....	83
20.3.4. Comparación de los perfiles alares JDR_2, JDR_6, y JDR_9.....	86
21. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE PROTOTIPOS DE PERFIL ALAR EN FORMA DE DIAMANTE.....	89
21.1. PROTOTIPOS DE PERFIL ALAR.....	89
21.2. ELECCIÓN DEL PROTOTIPO DE PERFIL ALAR.....	90

21.3. SIMULACIÓN MEDIANTE CFD .....	94
21.3.1. Geometría.....	95
21.3.2. Mallado .....	96
21.4. RESULTADOS Y CONCLUSIONES .....	98
22. ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL PROTIPO DE ALA EN DELTA CON PERFIL ALAR_JDR_II .....	103
22.1. PROTOTIPO DE ALA EN DELTA .....	104
22.2. SIMULACIÓN MEDIANTE CFD .....	105
22.2.1. Geometría.....	105
22.2.2. Mallado .....	107
22.3. RESULTADOS Y CONCLUSIONES .....	109
23. CONCLUSIONES GENERALES.....	129

# 1. INTRODUCCIÓN

Los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) son una serie de propósitos lanzados por la Organización de las Naciones Unidas (ONU) y sus países miembros, con el fin de solucionar los principales problemas que acometen a la sociedad actual. Estos propósitos nacen como una continuación de los Objetivos de Desarrollo del Milenio (ODM), y en ellos se incluyen nuevas aéreas de actuación como el desarrollo sostenible, la lucha contra el cambio climático, y la desigualdad social. Los ODS son los siguientes: [1]

- 1º Poner fin a la pobreza en todas sus formas en todo el mundo.
- 2º Poner fin al hambre.
- 3º Garantizar una vida sana, y promover el bienestar para todos en todas las edades.
- 4º Garantizar una educación inclusiva, equitativa, de calidad, y promover oportunidades de aprendizaje durante toda la vida para todos.
- 5º Lograr la igualdad entre géneros, y empoderar a todas las mujeres y niñas.
- 6º Garantizar la disponibilidad de agua, su gestión sostenible, y el saneamiento para todos.
- 7º Garantizar el acceso a una energía asequible, segura, sostenible, y moderna.
- 8º Promover el crecimiento económico inclusivo y sostenible, el empleo y el trabajo decente para todos.
- 9º Construir infraestructuras resilientes, promover la industrialización sostenible, y fomentar la innovación.
- 10º Reducir la desigualdad en y entre los países.
- 11º Lograr que las ciudades sean más inclusivas, seguras, resilientes, y sostenibles.
- 12º Garantizar modalidades de consumo y producción sostenibles.
- 13º Adoptar medidas urgentes para combatir el cambio climático y sus efectos.
- 14º Conservar y utilizar sosteniblemente los océanos, mares, y recursos marinos.
- 15º Gestionar sosteniblemente los bosques, luchar contra la desertificación, detener e invertir la degradación de las tierras, y la pérdida de biodiversidad.
- 16º Promover sociedades justas, pacíficas e inclusivas.
- 17º Revitalizar la alianza mundial para el desarrollo sostenible.

Estos 17 objetivos con 169 metas fueron presentados en Septiembre del 2015, teniendo como propósito su consecución para el año 2030. Todos ellos representan aspectos de mejora de la sociedad diferentes, pero se encuentran internamente correlacionados, de forma que el alcance de uno de ellos ayuda a la conquista de los restantes.

## 1.1. LOS ODS, Y LA INDUSTRIA AERONÁUTICA

El sector aeronáutico juega un papel importante en el logro de estos objetivos, pudiendo abordar diferentes problemas en cada uno de ellos, pero sin duda aquel en el que existe una mayor capacidad de mejora es la lucha contra el cambio climático y sus efectos.

Las emisiones de gases de efecto invernadero por parte de la aviación comercial suponen entre un 2% y 3% de las emisiones globales según la Asociación Internacional de Transporte Aéreo (IAT) [2]. Al cómputo global de emisiones le debemos sumar además las emitidas por aeronaves militares.

El gas de efecto invernadero emitido principalmente en la quema del combustible de la aeronave es el CO<sub>2</sub>. Por ejemplo, según la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) un vuelo en clase económica de Londres a Nueva York genera 0,67 toneladas

de CO<sub>2</sub> por pasajero [3]. También, debemos de añadir la emisión de otros gases perjudiciales para el medio ambiente como óxidos de nitrógeno y aerosoles.

El ya alto porcentaje de emisiones de gases de efecto invernadero y perjudiciales para el medioambiente, sumado a las expectativas de futuro de un continuo crecimiento del tráfico aéreo tanto en el sector comercial como militar, hace necesario la búsqueda de soluciones que implique una drástica reducción de la emisión de este tipo de gases. Este objetivo presenta tres vías de trabajo:

- Combustibles alternativos: en la actualidad las aeronaves utilizan como combustible en su mayoría el keroseno, o algún derivado de este, cuya combustión da pie a los gases comentados anteriormente. Se está trabajando en la obtención de combustibles que reduzcan o eliminen la emisión de este tipo de gases.
- Estructuras más ligeras: la aplicación de materiales menos pesados, pero igualmente resistentes en la estructura de la aeronave, así como la implementación de nuevas configuraciones estructurales, permiten reducir el peso de la aeronave, consiguiendo disminuir el consumo de combustible, y la emisión de gases contaminantes.
- Sistemas de propulsión más eficientes: se están desarrollando nuevas tecnologías que persiguen que los sistemas de propulsión sean más eficientes, sin sacrificar prestaciones y seguridad. De cara a futuro se está estudiando la implementación de motores híbridos, o incluso totalmente eléctricos, que eliminaría en su totalidad este problema.
- Aeronaves aerodinámicamente más eficientes: una reducción de la resistencia al avance de la aeronave implica directamente una disminución del consumo del combustible, y por tanto una menor emisión de gases contaminantes. A su vez, una alta capacidad de generar sustentación se relaciona con una menor potencia necesaria para el vuelo, lo que conlleva también un menor consumo de combustible. La resistencia al avance, y la generación de sustentación son características asociadas a la aerodinámica del aeronave, por lo que es esencial un diseño aerodinámico eficiente para conseguir reducir la emisión de gases contaminantes.

Alcanzar este logro no solo aporta beneficios en la lucha contra el cambio climático, sino que también en el aspecto técnico y económico, ya que se consiguen aeronaves con un mayor alcance, y un menor consumo, lo que repercute directamente y de forma beneficiosa en la competitividad y rentabilidad de las compañías aéreas.

El presente proyecto nos centramos en la vía del diseño de aeronaves aerodinámicamente más eficientes con el fin de conseguir una disminución del consumo de combustible, y reducir la emisión de gases contaminantes.

En la actualidad, en los aviones comerciales podemos encontrar numerosas implementaciones en el diseño de la aeronave que permiten mejorar su eficiencia aerodinámica. Algunos ejemplos de ello son el uso de una configuración alar de ala en flecha, la incorporación de dispositivos hipersustentadores, o dispositivos de punta alar. Estos últimos reciben el nombre de *Winglets* por el fabricante Boeing, o *Sharklets* por su competencia Airbus, y se encuentran en los extremos libres de las alas. Su función es disminuir la generación de vórtices de aire en dicha zona del ala, lo que se traduce en una reducción de la resistencia aerodinámica, y por tanto en un menor consumo de combustible. Las compañías aéreas estiman que, el uso de los dispositivos de punta alar en los aviones



comerciales ha supuesto un ahorro entorno a un 3% o 4% en el consumo de combustible por cada vuelo realizado.



*Figura 1.1. Dispositivo de punta alar del Airbus A350.*

Este margen de mejora en la eficiencia aerodinámica de las aeronaves no solo es importante en la aviación comercial, sino también en la aviación militar. Dentro de este sector podemos encontrar diferentes tipos de aeronaves: bombarderos, cazas, aviones de transporte, aeronaves de reconocimiento, etc. Dadas las características de su vuelo cabe destacar los aviones de caza. En la actualidad, estos aviones se caracterizan por su armamento, agilidad en el vuelo, y sobre todo por ser capaces de alcanzar velocidades supersónicas.

El vuelo supersónico presenta un gran reto hoy en día, ya que debido a los fenómenos físicos que conlleva se produce un aumento muy sustancial de la resistencia al avance de la aeronave. Por lo tanto, una mejora en el diseño aerodinámico puede conseguir una importante reducción del consumo de la aeronave, y de las emisiones generadas. Por ello, en este proyecto a la hora de trabajar en la obtención de aeronaves aerodinámicamente más eficientes, profundizaremos en el vuelo supersónico de los aviones de combate, y esencialmente en el diseño del elemento principal en la generación de sustentación, el ala.

Por último, subrayar que la innovación tecnológica en la aviación militar siempre va un paso por delante que la comercial, de forma que las tecnologías del hoy en las aeronaves militares, serán las del mañana en los aviones comerciales. Por tanto, la mejora de la eficiencia aerodinámica en vuelo supersónico de las aeronaves militares toma un papel esencial de cara a conseguir en un futuro la viabilidad técnica, y económica de los vuelos supersónicos comerciales, permitiendo su regreso, y a sentar las bases para su futuro desarrollo.

## 2. ANTECEDENTES

Desde que los hermanos Wright enseñaron a la humanidad a volar, este se ha propuesto nuevos retos aeronáuticos, y sin duda uno de estos grandes desafíos es el de superar la barrera del sonido. Durante el final de la Segunda Guerra Mundial el ser humano ya poseía aeronaves con motores lo suficientemente potentes como para ser capaces de volar a velocidades cercanas a las del sonido, o incluso mayores, pero las altas temperaturas y esfuerzos estructurales a los que los aviones se veían sometidos impedían que fueran capaces de lograrlo. Fue en 1947 cuando el piloto estadounidense Charles E. Yeager pilotando el avión Bell X-1 de la compañía Bell Aircraft consiguió superar la barrera del sonido en un vuelo sostenido alcanzado Mach 1,06. Este hito supuso un gran paso en el desarrollo de los vuelos supersónicos, así como el comienzo de estos hasta la actualidad.



*Figura 2.1. La aeronave Bell X-1 en vuelo.*

Desde el logro del Bell X-1 hasta la actualidad se han desarrollado grandes avances en este sector, de forma que las aeronaves supersónicas de hoy en día difieren mucho tanto en la tecnología implementada como en el diseño. Lo que si ha permanecido constante es que las aeronaves diseñadas para este régimen de vuelo pertenecen en su mayoría al ámbito militar, con el permiso del avión anglo-francés Aérospatiale-BAC Concorde, y el ruso Túpolev Tu-144. Ambos han sido los únicos aviones comerciales de pasajeros capaces de volar a velocidades supersónicas. En la actualidad permanecen inoperativos.



*Figura 2.2. Aérospatiale-BAC Concorde de la compañía British Airways*

En los tiempos actuales, la corriente de diseño de aviones supersónicos se ha decantado por utilizar una configuración de ala en delta con canard. Para comprender la razón del uso de este tipo de configuraciones, primero demos saber que un objeto que se desplaza a velocidades superiores a la del sonido genera una onda de choque. Esta onda de choque es la causante de la mayor parte de la resistencia al avance a la que se enfrenta el objeto. Las alas en delta se caracterizan por tener una forma triangular y ser cortas, de forma que el borde de ataque quede dentro de la onda de choque generada por el morro de la aeronave a velocidades supersónicas, reduciendo de forma considerable la resistencia aerodinámica, y por tanto el consumo de combustible y las emisiones de gases contaminantes. También se definen por ser inestables, lo que proporciona agilidad a la aeronave permitiendo realizar cambios bruscos de sentido, lo que es deseable en los aviones de combate. También, una de sus ventajas es la robustez estructural, que es esencial a la hora de resistir los grandes esfuerzos aerodinámicos, y las altas temperaturas que actúan sobre el ala como fruto del rozamiento del aire a elevadas velocidades.

Por otro lado, las alas en delta presentan una serie de inconvenientes como la menor generación de sustentación, y una mayor resistencia al avance frente a las alas convencionales a velocidades subsónicas, así como el elevado nivel de separación de la capa límite a altos ángulos de ataque. Además, su inestabilidad hace necesario el uso de ordenadores de aborde que controlen de forma autónoma las superficies aerodinámicas durante el vuelo. Con el fin de subsanar estos inconvenientes se implementó el uso de canards.

El canard es un elemento aerodinámico similar a un estabilizador horizontal convencional, que se encuentra colocado delante del ala principal, y que permite mejorar la maniobrabilidad de la aeronave sobre todo a altos ángulos de ataque o durante una entrada en pérdida, así como controlar el flujo incidente en el ala principal, y reducir la carga que actúa sobre esta.



Figura 2.3. Caza polivalente Dassault Rafale con configuración canard

Los aviones diseñados para volar en régimen supersónico emplean perfiles alares delgados, y con bordes de ataque agudos. Una geometría muy empleada es la de forma de diamante o rombo. Estos perfiles aerodinámicos se caracterizan por combinar ondas de choque y de expansión en su superficie, generando una diferencia de presiones capaz de generar sustentación, y presentar una menor resistencia al avance que los perfiles convencionales, reduciendo así el consumo de combustible, y la emisión de gases contaminantes.

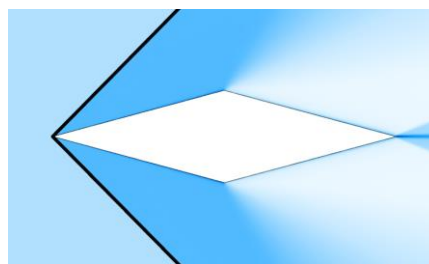


Figura 2.4. Perfil en forma de diamante

### 3. OBJETIVOS

Los beneficios medioambientales, económicos y técnicos, así como la participación en un sector puntero, como es el de la aviación militar, cuyos avances tecnológicos sientan las bases de la futura aviación civil, hacen que el objetivo del presente Proyecto Fin de Grado sea el diseño de un prototipo de ala que combine una configuración alar de ala en delta, y un perfil alar en forma de diamante, en aras de obtener una mejor eficiencia

aerodinámica en una aeronave de combate que vuela en régimen supersónico a Mach 2, y a una altura de 5500 m. Para alcanzar dicha meta se realiza:

- Un estudio aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico, con el fin de analizar la influencia de los diferentes parámetros geométricos que definen este tipo de perfiles en la generación de sustentación, resistencia al avance, momento de cabeceo, y eficiencia aerodinámica.
- El diseño de tres propuestas de perfiles alares en forma de diamante en base a los resultados obtenidos en el estudio previo. Estos perfiles serán analizados aerodinámicamente, y el perfil con mejores resultados de eficiencia aerodinámica será estudiado en un mayor grado de profundidad y precisión.
- El diseño y análisis aerodinámico de un prototipo de ala en delta que implemente el perfil alar en forma de diamante seleccionado, prestando mayor atención a la mejora de la eficiencia aerodinámica en las condiciones de vuelo antes mencionadas.

Los diferentes análisis aerodinámicos que se llevan a cabo en el proyecto se sustentan en los resultados obtenidos a partir de la simulación mediante dinámica de fluidos computacional correspondiente al caso de estudio.

## 4. EL PERFIL ALAR

Un perfil alar es el área transversal de un elemento que, al desplazarse a través del seno de un fluido, produce una distribución de presiones capaz de generar sustentación. Si el fluido es el aire, también recibe el nombre de perfil aerodinámico.

En una aeronave, lo encontramos por ejemplo en la sección transversal del ala. Además, este concepto no es solo aplicable al campo de la aeronáutica, sino también al automovilismo, máquinas hidráulicas, eólicas ... Un ejemplo de ello son los alerones de los monoplazas de Fórmula 1, cuya sección es un perfil alar invertido de forma que genere una sustentación negativa que imprima una carga aerodinámica que permita al automóvil tomar las curvas a mayor velocidad.

### 4.1. PARTES DE UN PERFIL ALAR

Las diferentes partes o elementos que sirven para caracterizar un perfil alar son:

- Borde de ataque: primer punto del perfil en el que impacta el fluido.
- Borde de salida o de fuga: último punto del perfil alar o de fuga del fluido.
- Radio de curvatura del borde de ataque: radio del círculo tangente al extradós e intradós, y cuyo centro se encuentra en la intersección de la tangente al origen de la línea de curvatura media y la cuerda.
- Extradós: superficie superior del perfil.
- Intradós: superficie inferior del perfil.
- Cuerda: línea recta imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida.
- Línea de curvatura media: línea imaginaria equidistante entre el intradós y el extradós, y que define la curvatura del perfil. En el caso de que esté por encima de la cuerda diremos que es positiva, en caso contrario diremos que es negativa. Si se produce ambas situaciones tendremos un perfil con doble curvatura.
- Espesor máximo: distancia máxima entre el intradós y el extradós, tomando esta medida de forma perpendicular a la cuerda (según la convención británica), o a la línea de curvatura media (según la convención americana).

- Posición del espesor máximo: distancia entre el borde de ataque y la proyección ortogonal del punto de mayor espesor sobre la cuerda. Su valor suele expresarse como porcentaje de longitud de la cuerda.
- Curvatura máxima: longitud máxima entre la línea de curvatura media y la cuerda.
- Posición de la curvatura máxima: longitud entre el borde de ataque, y la proyección ortogonal del punto de curvatura máxima sobre la cuerda. Su valor suele expresarse como porcentaje de longitud de la cuerda.

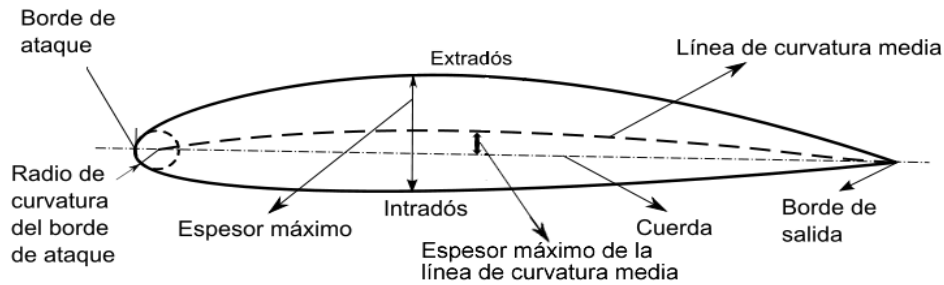


Figura 4.1. Partes de un perfil alar

## 4.2. TIPOS DE PERFIL ALAR

Existen una gran variedad de perfiles, y cada uno de ellos ha sido diseñado para cumplir unas necesidades de vuelo. Podemos clasificarlos atendiendo a la forma del extradós e intradós en:

- Perfiles simétricos: perfiles aerodinámicos en los que el extradós e intradós son idénticos. En ellos la cuerda y la línea de curvatura media coinciden. Generalmente poseen una menor resistencia al avance, aunque generan menor sustentación. Este tipo de perfiles suelen ser utilizados para vuelos supersónicos, ya que disminuyen la resistencia asociada a la onda de choque.

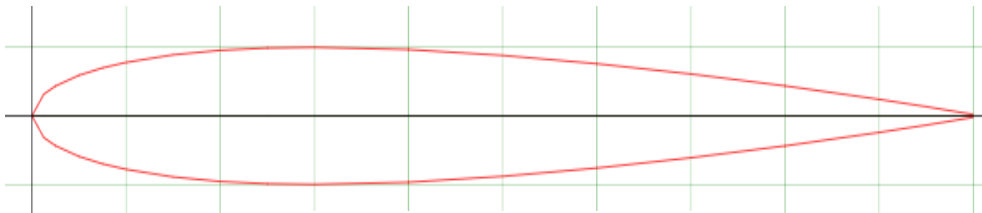


Figura 4.2. Perfil alar simétrico

- Perfiles asimétricos: perfiles aerodinámicos en los que el extradós e intradós no tienen la misma forma, por lo que la línea de curvatura media no coincide con la cuerda. Se caracterizan por general una mayor sustentación, a pesar de generar una mayor resistencia al avance. Esto último no es muy deseado en vuelo supersónico, por lo que este tipo de perfiles están asociados a vuelo subsónico.

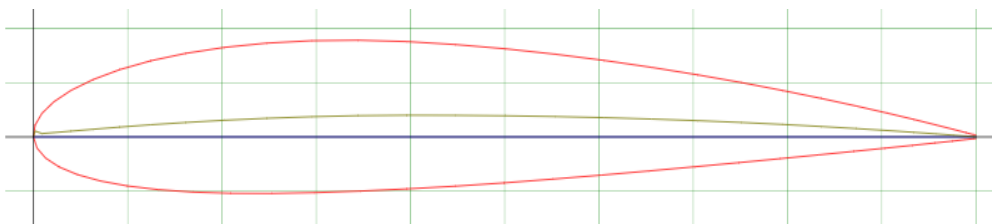


Figura 4.3. Perfil alar asimétrico

Además, los podemos clasificar también según el rango de velocidades de vuelo:

- Perfiles subsónicos: diseñados para vuelo a velocidades inferiores a la del sonido. Los usan aeronaves como avionetas, ultraligeros ...
- Perfiles supercríticos: diseñados para vuelo a velocidades cercanas a la del sonido. Los utilizan los aviones comerciales.
- Perfiles supersónicos: diseñados para vuelo a velocidades superiores a la del sonido. Los emplean los aviones de caza.

También podemos encontrar otro tipo de perfiles aerodinámicos característicos como:

- Perfiles de flujo laminar: mueven el punto de transición de flujo laminar a turbulento, acercándolo al borde de salida, disminuyendo por tanto la resistencia aerodinámica. Para ello reducen el espesor, y modifican su geometría. La sustentación se comienza a producir a velocidades más elevadas, y por tanto entran en pérdida antes.
- Perfiles en forma de diamante: son perfiles diseñados para vuelo supersónico, y combinan la acción de ondas de choque y de expansión en su superficie para generar una diferencia de presiones que produzca sustentación. Generan menor resistencia al avance a velocidades supersónicas que los perfiles convencionales.

### 4.3. PERFIL ALAR NACA

La National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) fue una antigua agencia federal estadounidense, que se encargó de realizar un importante trabajo de investigación y desarrollo en el campo de la aeronáutica. Uno de sus diferentes logros es la creación de los perfiles NACA. Estos perfiles utilizan una nomenclatura que permite describir las características del propio perfil utilizando una serie de dígitos precedidos de la palabra *NACA*. [4]

#### 4.3.1. Perfil alar NACA de 4 dígitos

Esta familia utiliza cuatro dígitos para definir perfectamente la geometría del perfil alar. La estructuran que siguen es *NACA ABCC*:

- Dígito A: indica el valor de la curvatura máxima en porcentaje de la cuerda.
- Dígito B: describe la distancia de la curvatura máxima desde el borde de ataque en 1/10 de porcentaje de cuerda.
- Dígitos CC: hacen mención del espesor máximo como porcentaje de cuerda.

Por ejemplo, el perfil NACA 2414 posee una curvatura máxima del 2% de la cuerda, que se encuentra a una distancia del borde de ataque del 40% de la cuerda, y su espesor máximo es del 14% de la cuerda.

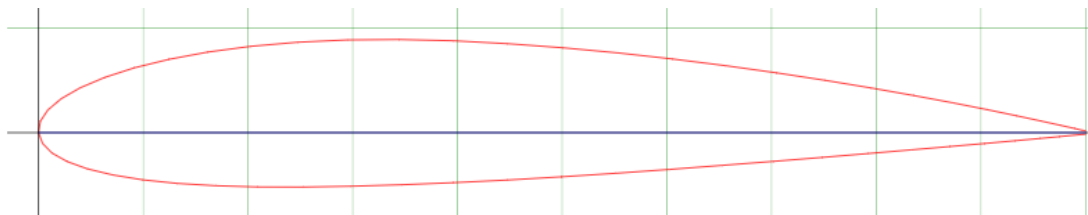


Figura 4.4. Perfil alar NACA 2414



### 4.3.2. Perfil alar NACA de 5 dígitos

Esta serie se creó con el objetivo de mejorar el coeficiente de sustentación máximo de los perfiles de la serie precedente. La asignación numérica de esta familia es más compleja que la anterior, siendo la estructura usada *NACA ABBCC*:

- Dígito A: al ser multiplicado por 0,15 indica el coeficiente de sustentación de diseño.
- Dígitos BB: el doble de la distancia de curvatura máxima medida desde el borde de ataque, y expresada como porcentaje de la cuerda.
- Dígitos CC: el espesor máximo a partir de la línea de curvatura media, indicado como porcentaje de cuerda.

Un ejemplo de esta serie sería el NACA 23021, que tendría un coeficiente de sustentación  $C_L=0,3$  produciéndose la curvatura máxima a un 15% de la cuerda desde el borde de ataque, y con un valor de espesor máxima del 21% de la cuerda.

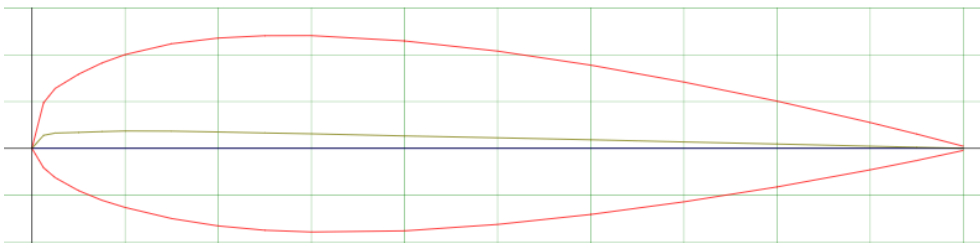


Figura 4.5. Perfil alar NACA 23021

### 4.3.3. Perfil alar NACA de 4 y 5 dígitos modificados

Algunos perfiles aerodinámicos de las familias anteriormente comentadas sufren una serie de modificaciones, haciendo necesario variar ligeramente su nomenclatura. Se introducen dos nuevos dígitos precedidos de un guion:

- 1º Dígito: se refiere a la redondez del borde de ataque.
  - 0: borde afilado.
  - 6: se mantiene el borde del perfil original.
  - 6>: mayor redondez del borde de ataque que el original.
- 2º Dígito: indica la posición del espesor máximo desde el borde de ataque como 1/10 del porcentaje de cuerda.

Para obtener una mayor precisión a la hora de describir el perfil se permite utilizar números con decimales.

Un ejemplo de este tipo de perfiles aerodinámicos es el NACA 1234-05, que es un perfil NACA 1234 con borde afilado, y cuyo espesor máximo se encuentra en la mitad de la cuerda.

### 4.3.4. Perfil alar NACA Serie 1

La creación de esta nueva familia de perfiles alares es el comienzo de un nuevo enfoque de diseño, en el que pasamos de diseñar la forma del perfil para posteriormente medir sus características en el túnel de viento, a que la forma del perfil sea una derivación directa de las características de sustentación deseadas.

La Serie 1 utiliza cinco dígitos siguiendo la siguiente estructura *NACA 1A-BCC*, de forma que:

- 1: serie a la que pertenece.

- Dígito A: distancia del área de mínima presión medida desde el borde de ataque, y expresada en 1/10 de porcentaje de cuerda.
- Dígito B: coeficiente de sustentación de forma que  $C_L=0,B$ .
- Dígitos CC: espesor máximo en porcentaje de cuerda.

Por ejemplo, el perfil NACA 16-212 es un perfil de la Serie 1, donde la zona de mínima presión se encuentra en el 60 % de la cuerda desde el borde de ataque. Posee un coeficiente de sustentación  $C_L=0,2$  y un espesor máximo del 12% de la cuerda.

#### 4.3.5. Perfil alar NACA Serie 6

Surgen como mejora de la Serie 1, con el objetivo de maximizar el flujo laminar sobre la superficie del perfil, reduciendo así de forma sustancial la resistencia. Además, se busca una reducción del gradiente de presión adverso, la mejora de las características de sustentación máxima, y la obtención de un Mach crítico mayor, de forma que se retrase la resistencia por onda de choque.

La nomenclatura empleada usa 6 dígitos con la estructura *NACA 6A<sub>B</sub>-CDD*, donde:

- 6: serie a la que pertenece.
- Dígito A: distancia a la zona de mínima presión en 1/10 de porcentaje de cuerda.
- Dígito B: proporciona los límites superior e inferior ( $\pm 0, B$ ) del rango del coeficiente de sustentación, dentro del cual el gradiente de presión en el extradós e intradós es favorable, reduciendo de forma considerable la resistencia.
- Dígito C: coeficiente de sustentación de diseño  $C_L=0,C$ .
- Dígito DD: espesor máximo en porcentaje de cuerda.

Además, esta estructura suele ir acompañada de un  $a=x$ , siendo  $x$  la fracción de cuerda sobre la que se mantiene flujo laminar. En caso de que no se dé ningún valor se toma por defecto  $a=1$ .

Un perfil NACA 651-212  $a=0,6$  es un perfil que pertenece a la Serie 6, en el que la zona de mínima presión se encuentra en un 50% de la cuerda desde el borde de ataque, la resistencia es mínima para un rango de  $\pm 0.1$  del coeficiente de sustentación  $C_L=0,2$  y el espesor máximo es un 12% del valor de la cuerda. Además, mantiene flujo laminar sobre el 60% de la cuerda.

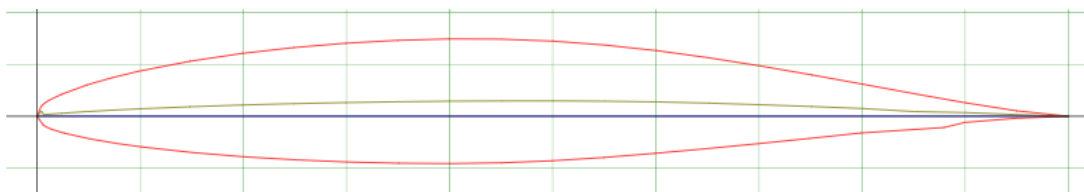


Figura 4.6. Perfil alar NACA 651-212  $a=0,6$

#### 4.3.6. Perfil alar NACA Serie 7

Con esta serie de perfiles se consigue un mayor avance en la maximización de flujo laminar al identificar de forma independiente las zonas de baja presión tanto en el intradós como en el extradós.

Se utilizan 6 dígitos y 1 letra, siendo la estructura utilizada *NACA 7ABLetraCDD*, siendo:

- 7: serie a la que pertenece.
- Dígito A: distancia al área de mínima presión en el extradós expresada 1/10 de porcentaje de cuerda.



- Dígito B: distancia al área de mínima presión en el intradós expresada 1/10 de porcentaje de cuerda.
- Letra: hace referencia al estándar de perfiles de las series NACA anteriores.
- Dígito C: coeficiente de sustentación de diseño  $C_L=0,C$ .
- Dígitos DD: valor del espesor máximo en porcentaje de cuerda.

Un ejemplo es el perfil NACA 747A315, que es un perfil de la Serie 7, donde la zona de mínima presión en el extradós se encuentra en un 40% de la cuerda, y en el intradós se encuentra en un 70% de la cuerda. Usa el estándar de perfiles A, y tiene un coeficiente de sustentación  $C_L=0,3$ . El espesor máximo toma un valor del 15% de la cuerda.

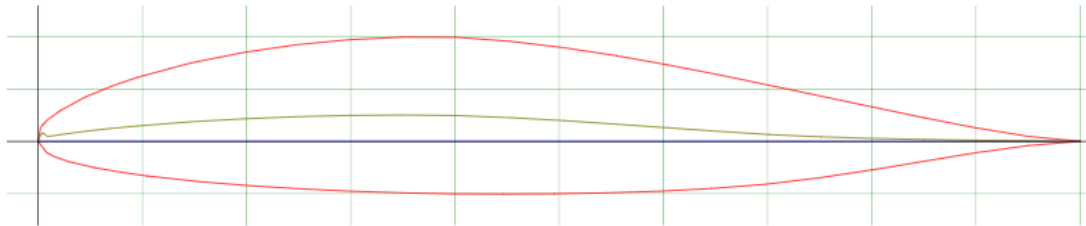


Figura 4.7. Perfil alar NACA 747A315

#### 4.3.7. Perfil alar NACA Serie 8

La Serie 8 son perfiles supercríticos, y fueron diseñados para maximizar de forma independiente el flujo laminar en el extradós e intradós. La nomenclatura es la misma que en la serie anterior, con la diferencia de que comienza con un 8 en vez de un 7, haciendo referencia a la serie a la que pertenece.

## 5. FUERZAS AERODINÁMICAS

Las fuerza aerodinámicas que actúan sobre un perfil alar se deben a dos motivos: la distribución de presiones, y el esfuerzo cortante sobre la superficie del perfil. Ambos son producidos por la interacción del perfil con el flujo de aire que lo atraviesa. La presión se ejerce de forma perpendicular a la superficie del perfil, mientras que el esfuerzo cortante es tangente a esta. El sumatorio de ambas fuerzas a lo largo de la superficie del perfil da lugar a una fuerza y momento aerodinámico resultante. [5]

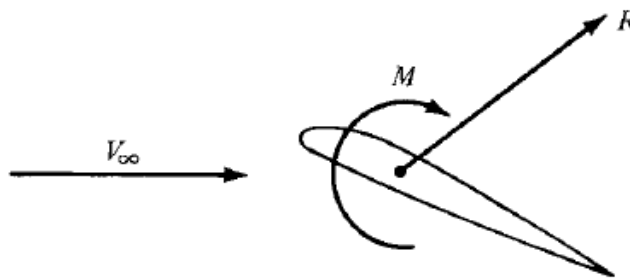


Figura 5.1. Fuerzas aerodinámicas en un perfil alar

La fuerza aerodinámica resultante  $R$  se puede descomponer en una componente perpendicular a la dirección de la corriente libre, denominada sustentación  $L$ , y una componente paralela, denominada resistencia  $D$ . En algunos casos también puede ser interesante descomponer la fuerza aerodinámica resultante en una componente normal a la cuerda, fuerza normal  $N$ , y otra paralela a la cuerda, fuerza axial  $A$ .

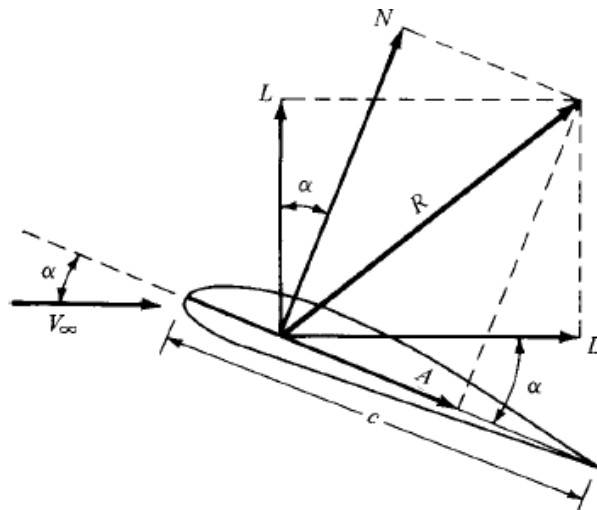


Figura 5.2. Componentes de la fuerzas aerodinámica resultante

La corriente o flujo libre es el movimiento de la masa de aire que se encuentra lo suficientemente alejado del perfil, de forma que no sufra los efectos de su presencia. Las propiedades del flujo libre se escriben acompañadas de un infinito en el subíndice.

El ángulo de ataque  $\alpha$  o AOA, de sus siglas en inglés *Angle Of Attack*, es el ángulo formado entre la dirección de la corriente libre, y la cuerda del perfil.

El momento aerodinámico ejercido sobre el perfil depende del punto en el que se aplique. Este recibe el nombre de momento de cabeceo. Cuando el sentido del momento es horario, se produce un movimiento de cabeceo de nariz arriba, pero sí el sentido es antihorario, se obtiene un movimiento de cabeceo de nariz abajo.

Dado que no se posee una expresión matemática que describa la distribución de presiones, y esfuerzos cortantes sobre el perfil, que podamos integrar para obtener así el valor de la fuerza aerodinámica resultante, se trabaja con coeficientes adimensionales. Estos son obtenidos de forma experimental a través de túneles de viento. Los principales son: el coeficiente de sustentación  $C_L$ , el coeficiente de resistencia  $C_D$ , y el coeficiente de momento de cabeceo  $C_M$ . La relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia se denomina eficiencia aerodinámica  $C_L/C_D$ . A la hora de analizar aerodinámicamente los perfiles alares más adelante estos serán los parámetros más importantes a tener en cuenta.

## 6. SUSTENTACIÓN

En una aeronave en vuelo actúan una gran cantidad de fuerzas diferentes, que se pueden agrupar en cuatro fuerzas principales: sustentación, resistencia, empuje, y peso.



Figura 6.1. Fuerzas principales que actúan en una aeronave

La sustentación, como ya hemos adelantado anteriormente, es la componente de la fuerza aerodinámica resultante normal a la dirección de la corriente libre. Esta se opone al peso de la aeronave, y cuando es mayor que él, permite que la aeronave vuele.

## 6.1. TEORÍAS DE GENERACIÓN DE SUSTENTACIÓN

Existen diferentes teorías que explican la generación de sustentación en un perfil aerodinámico. Desafortunadamente la mayoría de estas explicaciones son incorrectas, convirtiéndose la generación de sustentación en un tema controvertido. [6]

En primer lugar, nos encontramos con el principio de tránsito en tiempo equivalente. Esta teoría parte de que, en un perfil alar el extradós posee una mayor longitud que el intradós. Por tanto, si dos partículas de aire deben recorrer ambas superficies para encontrarse al mismo tiempo en el borde de fuga, la partícula que recorra la línea de flujo superior deberá recorrer mayor longitud que la partícula que circula por la línea de flujo inferior. De esto se deduce que el flujo en el extradós posee una mayor velocidad.



Figura 6.2. Principio de tránsito en tiempo equivalente

Aplicando entonces la ecuación de Bernoulli:

$$p + \rho \cdot \frac{v^2}{2} = cte$$

Donde  $p$  es la presión,  $\rho$  la densidad, y  $v$  la velocidad del fluido.

Deducimos entonces que la presión en el extradós disminuye, debido a la mayor velocidad del flujo, mientras que en el intradós sucede justamente lo contrario. La diferencia de presión entre ambas superficies genera una fuerza de sustentación.

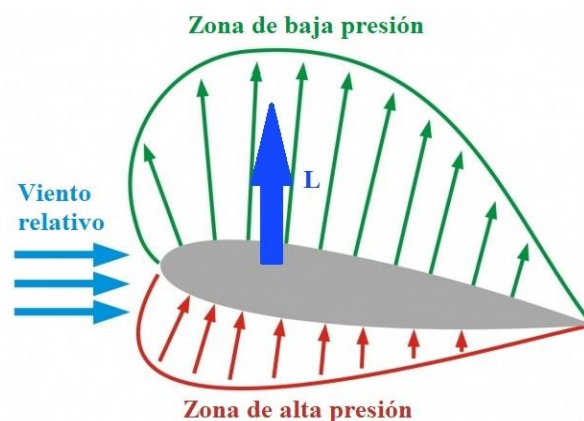


Figura 6.3. Distribución de presiones en un perfil alar

El principio del tránsito en tiempo equivalente es una teoría muy atractiva, ya que diferentes partes de ella son correctas, como la existencia de una diferencia de presión entre el extradós e intradós, aunque en su conjunto es errónea. Por ejemplo, en los perfiles simétricos, la longitud de la superficie superior e inferior es la misma. Además, experimentalmente se ha comprobado que el flujo en el extradós circula más rápido que en el intradós, pero su velocidad es mucho mayor que la requerida para que las dos partículas se encuentren en el borde de fuga al mismo tiempo. Además, la ecuación de Bernoulli empleada parte de simplificaciones que no corresponden con la realidad, como considerar el aire un fluido incomprensible, siendo en realidad comprensible.

Otra teoría muy utilizada se basa en la idea de que el extradós del perfil se asemeja al estrechamiento de un tubo Venturi. Por lo que, aplicando la ecuación de continuidad:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \rightarrow \rho_1 \cdot A_1 \cdot v_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot v_2$$

Siendo  $\dot{m}$  el caudal másico, y  $A$  la sección del tubo Venturi.

Considerando la densidad del aire constante, al disminuir el área aumenta la velocidad del flujo en el extradós. De forma que aplicando de nuevo la ecuación de Bernoulli, una mayor velocidad producirá una disminución de presión en el extradós, generándose sustentación.



Figura 6.4. Tubo Venturi

El enfoque de esta teoría es también erróneo. Uno de los diferentes problemas que presenta es que solo tiene en cuenta la presión y velocidad a lo largo del extradós, sin tener en cuenta la influencia del intradós en la generación de sustentación. Esto hace que la superficie inferior pueda tomar cualquier forma sin influir en la sustentación, lo que es incorrecto. A su vez esta teoría se basa en la similitud de un perfil alar con el estrechamiento de un tubo Venturi, pero un perfil alar no es igual, ya que no tiene otra superficie que simule el efecto de la otra mitad del tubo. Además, vuelve a aplicar la ecuación de Bernoulli, que como ya hemos comentado anteriormente es incorrecta.

Una última teoría errónea describe que la sustentación es una reacción de las partículas del flujo de aire al golpear el intradós. Estas partículas al rebotar en la superficie inferior salen desviadas hacia abajo, generando una fuerza de acción de igual sentido. Por tanto, aplicando la tercera ley de Newton, se producirá una fuerza de igual magnitud y dirección, pero de sentido contrario. La componente vertical de esta fuerza de reacción es la sustentación.

Al igual que la teoría anterior, esta no tiene en cuenta los efectos de una de las superficies del perfil, en este caso el extradós, siendo su forma un factor importante en la generación de sustentación. También se ha demostrado que al calcular la fuerza de sustentación aplicando esta teoría, difiere de la obtenida experimentalmente.

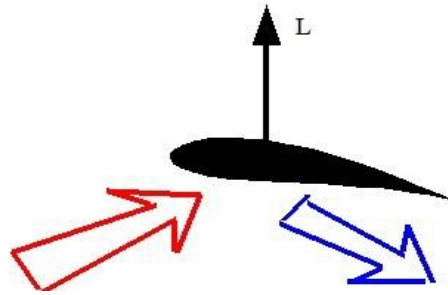


Figura 6.5. Rebote de una partícula de aire en el intradós

La teoría aceptada es la del flujo descendente, que se basa también en la aplicación de la tercera ley de Newton. El aire que fluye tanto por el extradós como por el intradós es empujado continuamente hacia abajo, debido a la propia forma del perfil, generando una fuerza descendente. Debido a la tercera ley de Newton se genera una fuerza de reacción a esta fuerza descendente, de forma que la componente normal de dicha reacción es la fuerza de sustentación.



Figura 6.6. Generación de sustentación por flujo descendente

Finalmente podemos concluir que en el extradós la presión es menor que en el intradós, existiendo por tanto una diferencia de presión entre ambas superficies. La mayor presión en el extradós está relacionada con una alta velocidad del fluido, mientras que la menor presión en el intradós está relacionada con una baja velocidad del fluido. A su vez la fuerza de sustentación se entiende como una fuerza de reacción a la fuerza originada por el flujo descendente.

## 6.2. FACTORES QUE AFECTAN A LA SUSTENTACIÓN

La sustentación está asociada a la geometría del ala, al fluido por el que se desplaza, y al movimiento que realiza. Esto queda reflejado en la ecuación de sustentación: [6]

$$L = \frac{1}{2} \rho s c_L v^2$$

En primer lugar, observamos que la sustentación es directamente proporcional a la velocidad  $v$ . Esto se debe a que una fuerza, tal y como explica la segunda ley de Newton, está vinculada a la variación de momentum, o cantidad de movimiento, y por tanto a la variación de velocidad. Cuantas más partículas de aire interactúen con el perfil en un lapso de tiempo, mayor será la fuerza del flujo descendente, y por tanto la sustentación. Además, cabe decir que este es el factor más importante, ya que se encuentra elevado al cuadrado, por lo tanto, al doblar la velocidad se cuadruplicará la sustentación.

En relación con lo explicado anteriormente, podemos ver que cuanto mayor sea la densidad del fluido  $\rho$ , más partículas interactúan con el perfil, aumentando la sustentación. Por esto podemos decir que la densidad es directamente proporcional a la generación

de sustentación. El aire es un fluido compresible, por lo que la densidad varía según la altitud de vuelo. Esta es la razón por la que los aviones tienen un techo de vuelo, ya que a cierta altitud no hay suficiente masa de aire como para generar la sustentación necesaria.

La superficie alar  $S$  es el área resultante de proyectar el contorno del ala de una aeronave sobre un plano horizontal. Una mayor superficie alar implica una mayor área expuesta al flujo de aire. Por tanto, más cantidad de flujo es redirigido hacia abajo aumentando la sustentación. La superficie alar es un parámetro que podemos controlar y modificar, pero hasta cierto punto, ya que al final su tamaño se ve limitado por razones de diseño.

Otra variable que considerar en la generación de sustentación es la elección del perfil alar adecuado. No existe ningún manual que te diga cómo influye de forma exacta, la variación de los diferentes parámetros que definen la geometría de un perfil alar, en la producción de sustentación. Aunque si existen unas nociones básicas. Por ejemplo, los perfiles con más curvatura generan normalmente una sustentación mayor que los simétricos, debido a que una mayor curvatura implica una trayectoria del flujo más descendente.

Además, en la producción de sustentación no solo entra en juego la geometría del perfil, sino como este interactúa con el aire, lo que introduce una serie de nuevas variables complejas de cuantificar de forma individual. Para recopilar la influencia de todas estas variables, se utiliza el coeficiente de sustentación  $C_L$ . Este es directamente proporcional a la sustentación, está asociado al propio perfil, y a las condiciones de vuelo ensayadas, por lo que deben ser similares a las reales.

Dado que la velocidad y densidad del aire son condiciones que nos vienen dadas, que la superficie alar esta limita por razones de diseño, el coeficiente de sustentación, y por tanto la elección del perfil alar, toma un papel crucial en la generación de sustentación.

El ángulo de ataque  $\alpha$  o AOA también es un parámetro muy influyente en la generación de sustentación. Al graficar la variación del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque, obtendremos una curva similar a la mostrada en la imagen inferior.

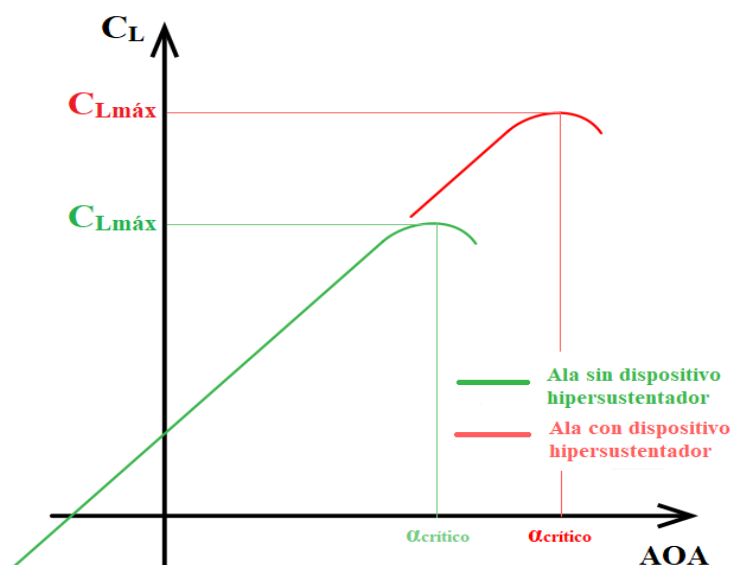


Figura 6.7. Gráfica  $C_L$  vs AOA con y sin dispositivos hipersustentadores



En primer lugar, podemos observar cómo en un primer tramo el coeficiente de sustentación es directamente proporcional al ángulo de ataque, hasta llegar al ángulo de ataque crítico, punto donde el coeficiente de sustentación es máximo. A partir del ángulo de ataque crítico, el coeficiente de sustentación disminuye drásticamente, entrando en pérdida la aeronave. Normalmente los valores del ángulo de ataque donde la aeronave puede operar son pequeños.

El aumento de la sustentación con un mayor ángulo de ataque (siempre y cuando este sea menor al crítico), es la explicación de por qué una aeronave levanta la nariz en el momento de despegar.

A continuación, podemos observar que para un ángulo de ataque nulo no obtenemos un coeficiente de sustentación igual a cero, esto se debe a que se trata de un perfil asimétrico, por lo que incluso a un ángulo de ataque nulo se sigue empujando flujo hacia abajo. En el caso de un perfil simétrico obtendríamos un coeficiente de sustentación igual a cero para un valor nulo del ángulo de ataque. También es interesante observar que para pequeños ángulos de ataque negativos se sigue produciendo sustentación.

Finalmente hacemos mención del uso de dispositivos hipersustentadores, que tal y como podemos observar en la gráfica, nos permiten obtener un aumento de la sustentación, y un mayor rango de valores para los que la aeronave puede volar sin entrar en pérdida. A su vez, este aumento del coeficiente de sustentación máximo nos permite generar mayor sustentación a velocidades más bajas, que es clave en fases como el despegue o el aterrizaje. Un ejemplo de dispositivos hipersustentadores son los *flaps* o *slats*, que modifican la geometría del perfil, y la superficie alar. Por tanto, los dispositivos hipersustentadores hacen a las aeronaves aerodinámicamente más eficientes, reduciendo el consumo de combustible, y la emisión de gases contaminantes.



Figura 6.8. Dispositivos hipersustentadores en el ala de un avión comercial

### 6.3. TEORÍA DE LA CAPA LÍMITE

Las moléculas en movimiento de un fluido transportan masa, cantidad de movimiento, y energía de un punto a otro del fluido. Este fenómeno produce efectos de conducción térmica, difusión de masa, y viscosidad. Aquellos fluidos en los que se producen se denominan viscosos. En la naturaleza todos los fluidos son viscosos, pero existen algunos en los que los efectos antes descritos son despreciables, considerándose fluidos no viscosos. [5]

El aire es un fluido viscoso, pero la influencia de la viscosidad, difusión de masa, y conductividad térmica se limita a una delgada capa inmediata a la superficie del perfil alar, llamada capa límite. El flujo de aire exterior a la capa límite se puede considerar no viscoso.

La viscosidad del aire es la causante de los esfuerzos cortantes producidos sobre la superficie del perfil. El cortante requiere de un gradiente de velocidades, siendo sus efectos significativos en aquellos puntos donde el gradiente es mayor. En el flujo libre, los gradientes de velocidad son mínimos, y por consecuencia también lo son los esfuerzos cortantes. En contraposición, en la capa límite los gradientes de velocidad son importantes, originándose fuertes tensiones cortantes.

Las moléculas de aire fronterizas a la superficie del perfil se adhieren a esta, formando una capa infinitamente delgada, de forma que su velocidad sea nula. Esto se conoce como condición antideslizante. Por tanto, la velocidad del flujo dentro de la capa límite pasa de ser nula en la pared de la superficie del perfil, a casi coincidir con la del flujo libre en la frontera de la capa límite. Dado que la capa límite es muy delgada, el cambio de velocidades se produce rápidamente, lo que explica los fuertes gradientes de velocidad dentro de la capa límite.

Debido a las fuerzas viscosas e inerciales de las moléculas que componen un fluido, podemos encontrar dos tipos de flujo: laminar, y turbulento. Un flujo laminar se caracteriza por un movimiento ordenado de las partículas del fluido, como si fueran láminas que fluyen paralelas entre sí, y sin entremezclarse. El caso contrario es el de un flujo turbulento, donde las partículas describen un movimiento caótico, y aleatorio.

El número de Reynolds  $R_e$  es un parámetro adimensional que relacionando las fuerzas viscosas e inerciales de un fluido. Se define como:

$$R_e = \frac{\rho l_c u}{\mu} = \frac{l_c u}{\nu}$$

Siendo la longitud característica  $l_c$ , la componente horizontal de la velocidad  $u$ , la viscosidad dinámica  $\mu$ , y la viscosidad cinemática  $\nu$ . Esta última se define como:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

A través del número de Reynolds se puede caracterizar el movimiento del fluido, determinando si es un flujo laminar, o turbulento. Se suele tomar los siguientes valores orientativos:

- Sí  $R_e \leq 5 \cdot 10^5$  se considera flujo laminar.
- Sí  $R_e > 5 \cdot 10^5$  se considera flujo turbulento.

El flujo en la capa límite comienza siendo laminar. La lámina de aire adherida a la superficie posee una velocidad nula, lo que se denomina condición antideslizante. Debido a los efectos viscosos del aire en la capa límite, se produce una fricción entre la primera lámina de aire, y la justamente superior, disminuyendo la velocidad de la última. A su vez, la segunda lámina fricciona con la siguiente, pero dicha fricción será menor, viéndose menos frenada que la anterior. Este proceso se repite a medida que nos alejamos de la superficie alar, y nos acerquemos a la frontera de la capa límite con la corriente libre. La velocidad de una partícula de aire en el contorno de la capa límite posee una velocidad infinitamente cercana a la del flujo libre.



Podemos concluir que la capa límite es una región de pequeño espesor adyacente a la superficie del perfil, donde la velocidad de una partícula de fluido pasa de ser nula en la pared del perfil, a acercarse infinitamente a la del flujo libre en el contorno de esta, debido a los efectos viscosos presentes en dicha región.

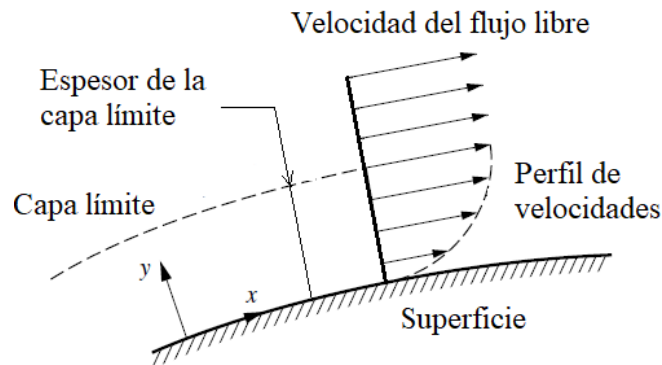


Figura 6.9. Capa límite en la superficie de un perfil alar

### 6.3.1. Descripción matemática

La dinámica de fluidos está gobernada por las ecuaciones de Navier-Stokes, ya que estas describen como se relacionan la densidad, temperatura, presión, y velocidad de un fluido en movimiento. Estas ecuaciones se basan en la conservación de la masa, del momentum o cantidad de movimiento, y de la energía.

Un análisis matemático de la capa límite aplicando las ecuaciones de Navier-Stokes nos permitirá conocer más profundamente los diferentes fenómenos que se producen en ella. Para facilitar el proceso, sin comprometer la fiabilidad de los resultados, supondremos un flujo bidimensional, estacionario y laminar. Además, consideraremos el aire un fluido incompresible, y de viscosidad constante. [7]

El eje de coordenadas se sitúa en la superficie del perfil alar, de forma que el eje X sea tangente a la superficie, y el eje Y normal a la superficie.

En las proximidades de la superficie del perfil, las fuerzas paralelas a ella son mayores que las normales, de forma que las ecuaciones de Navier-Stokes se reducen a:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau}{\partial y}$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

Siendo  $u$  y  $v$  las componentes de la velocidad del flujo tangente y perpendicular a la superficie respectivamente. Además, para flujo laminar el esfuerzo cortante es:

$$\tau = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial u}{\partial y}$$

La presión se comporta como una variable desconocida en la ecuación de Navier-Stokes, pero en nuestro caso tomaremos este dato del flujo libre fuera de la capa límite, que es conocido.

Para resolver estas ecuaciones diferenciales deberemos plantear las siguientes condiciones de contorno:

$$u(x, 0) = 0$$

$$v(x, 0) = v_0(x)$$

$$u(x, \delta(x)) = U(x)$$

La primera condición de contorno nos dice que la componente horizontal de la velocidad de una partícula del flujo de aire en la pared, es decir, en la superficie del perfil, es nula (condición antideslizante). Mientras que la segunda condición nos indica que esa partícula posee una componente vertical de la velocidad, cuyo valor depende de la posición en el eje X. Finalmente, teniendo en cuenta que  $\delta(x)$  es el espesor de la capa límite, la última condición de contorno añade que la componente horizontal de la velocidad de una partícula de aire situada justo en el confín de la capa límite es igual a la velocidad del flujo libre externo  $U(x)$ . Esta última condición también se puede expresar como:

$$\lim_{y \rightarrow \infty} u(x, y) = U(x)$$

La velocidad del flujo libre externo se relaciona con la presión a través de la ecuación de Bernoulli expresada en su forma diferencial:

$$-\frac{dp}{\rho} = U \frac{dU}{dx}$$

A continuación, pasamos a interpretar el significado físico de las ecuaciones que describen la capa límite. En la ecuación de Navier-Stokes, los términos de la izquierda reflejan la aceleración de una partícula del flujo de aire. Esto puede ser considerado como la fuerza de inercia no dimensional.

En cuanto a la expresión de la derecha, el primer término contribuye a que se genere una desaceleración en dicha partícula si  $\partial p / \partial x > 0$ . Por ejemplo, si consideramos un volumen cuya longitud en el eje X es  $dx$ , y sobre el que actúa una presión mayor en  $x+dx$  que en  $x$ , la fuerza resultante debida a la presión será opuesta al sentido del eje X. También puede ocurrir el efecto contrario si  $\partial p / \partial x < 0$ .

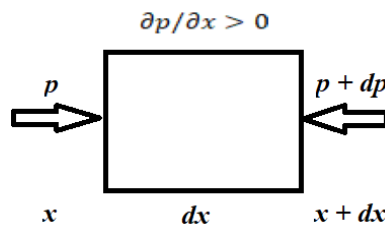


Figura 6.10. Volumen de longitud  $dx$

El segundo término de la derecha representa la fuerza no dimensional debida a la viscosidad, que es positiva si  $\partial \tau / \partial y > 0$ . Por ejemplo, al considerar un volumen de longitud  $dy$  en el eje Y, en el que actúa un esfuerzo cortante  $\tau$  positivo, se producirá un cortante  $\tau + d\tau$  hacia la derecha en la superficie superior  $y+dy$ , y un cortante  $\tau$  hacia la izquierda en la superficie inferior  $y$ . También puede ocurrir el efecto contrario si  $\partial \tau / \partial y < 0$ .

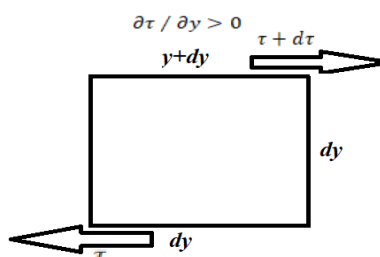


Figura 6.11. Volumen de altura  $dy$

También podemos observar que en el borde de la capa límite ( $y \rightarrow \infty$ ) ocurre que  $\frac{\partial u}{\partial y}\bigg|_{y=\infty} = 0$ ; y  $u = U(x)$ , por lo que la ecuación de Navier-Stokes tiende hacia la ecuación de Bernoulli.

Por otro lado, teniendo en cuenta que en la superficie del perfil ( $y \rightarrow 0$ ) se cumplen las condiciones de contorno anteriormente explicadas:

$$u(x, 0) = 0$$

$$v(x, 0) = v_0(x)$$

Además, la derivada del esfuerzo cortante en la dirección del eje Y es:

$$\frac{\partial \tau}{\partial y}\bigg|_{y=0} = \frac{1}{R_e} \cdot \frac{\partial \pi}{\partial y^2}\bigg|_y = 0$$

Obtenemos entonces que la ecuación de Navier Stokes en la superficie del perfil es:

$$\frac{1}{R_e} \cdot \frac{\partial u^2}{\partial y^2}\bigg|_{y=0} = \frac{\partial p}{\partial x} + v_0(x) \frac{\partial u}{\partial y}$$

Esta expresión se conoce como la condición de pared, y describe el comportamiento del flujo en la capa límite. Por ejemplo, para  $v_0 = 0$  se obtiene que:

$$\frac{\partial \sigma}{\partial y}\bigg|_{y=0} = \frac{\partial p}{\partial x}$$

Esto nos indica que en la pared las fuerzas debidas a la presión y viscosidad del fluido son iguales, y se encuentran compensadas.

La distribución de velocidades  $u(x,y)$  para un valor constante de  $x$  es denominada perfil de velocidades.

Para  $\partial p / \partial x < 0$ , que de acuerdo con la ecuación de Bernoulli en su forma diferencial se traduce en  $\partial U / \partial x > 0$ , y que se conoce como un gradiente de presión favorable, el perfil de velocidades debe tener una curvatura negativa en la pared. El flujo de aire se ve frenado por la acción de las fuerzas viscosas, y acelerado por las fuerzas de presión.

En el caso de un gradiente adverso de presión,  $\partial P / \partial x > 0$ , la curvatura del perfil de velocidades en la pared debe ser positivo. En este supuesto el flujo es acelerado por las fuerzas viscosas, y frenado por las fuerzas de presión. Esto puede ser entendido también como que las fuerzas viscosas del flujo libre externo traccionan y aceleran el fluido cercano a la pared, en oposición a las fuerzas de presión.

En un punto de la superficie del perfil, las fuerzas originadas por el gradiente adverso de presión se igualarán a las fuerzas viscosas. Este se conoce como punto de estancamiento, y se produce para:

$$\frac{\partial u}{\partial y}\bigg|_{y=0} = 0$$

Una vez superado este punto de estancamiento en dirección al borde de fuga, las fuerzas originadas por el gradiente adverso de presión son mayores a las fuerzas viscosas, produciéndose un flujo de aire hacia la izquierda, que no puede escapar sin separar una

línea de corriente de la pared del perfil, causando la separación de la capa límite y generándose un flujo turbulento. La separación del flujo de la superficie genera un cambio drástico en la distribución de presiones, que se traduce en un gran aumento de la resistencia al avance.

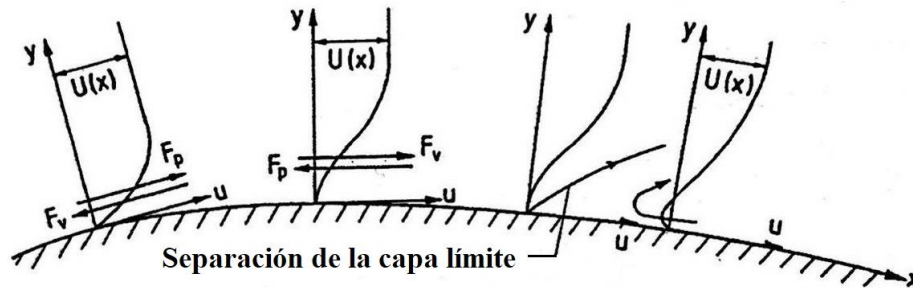


Figura 6.12. Proceso de separación de la capa límite en un perfil alar

La forma efectiva de un perfil alar es la silueta que describe el flujo de aire que atraviesa dicho perfil. Cuando el flujo es laminar la forma efectiva posee el aspecto del propio perfil. Por lo contrario, cuando se genera un flujo turbulento en cualquier parte del perfil, la forma efectiva cambia, siendo distinta a la del perfil, disminuyendo la generación de sustentación, y aumentando la resistencia aerodinámica.

El punto de estancamiento, o de separación de la capa límite, varía en función del ángulo de ataque. Cuando el ángulo de ataque disminuye, el punto de estancamiento se desplaza hacia el borde de salida. Por lo contrario, al aumentar el ángulo de ataque, el punto de estancamiento se desplaza hacia el borde de ataque. En el momento que el ángulo de ataque coincide con el crítico, se produce la separación total de la capa límite en el extradós, disminuyendo de forma brusca la sustentación. Este fenómeno se conoce como *entrada en pérdida*, y explica la forma que describe la curva  $C_L$ -AOA.

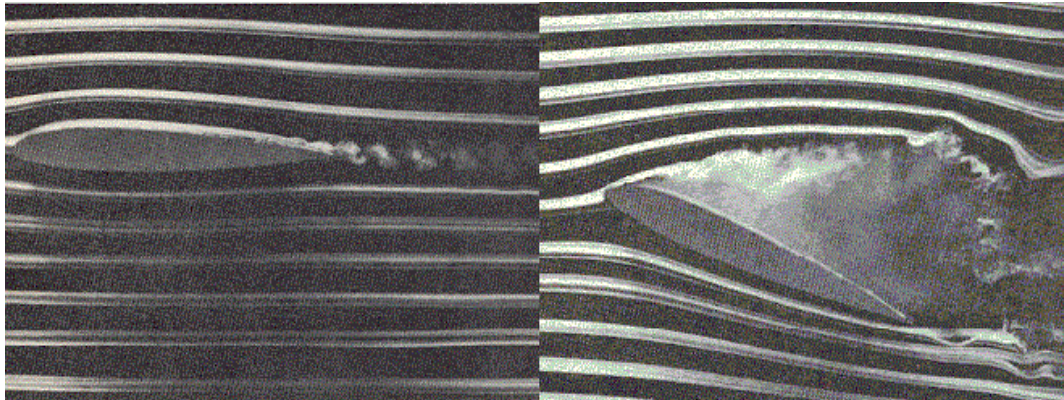


Figura 6.13. Variación de la posición punto de estancamiento al cambiar el AOA

## 7. RESISTENCIA

La resistencia es la fuerza aerodinámica que se opone al movimiento de la aeronave a través del aire, siendo siempre opuesta a su trayectoria. La ecuación que define la fuerza de resistencias es:

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

Como podemos observar, la ecuación de la resistencia se asemeja a la de la sustentación, con la diferencia de emplear el coeficiente de resistencia  $C_D$ , en vez del de sustentación  $C_L$ . El coeficiente de resistencia es un parámetro adimensional que refleja la influencia de los complejos efectos aerodinámicos que intervienen en la resistencia de la aeronave. Al igual que el de sustentación, su valor depende el perfil alar empleado, y de las condiciones de vuelo. Se determina experimentalmente a través de un túnel de viento donde se simula de forma controlada dichas condiciones de vuelo.

La resistencia puede ser parásita o inducida, dependiendo de sí está asociada o no a la generación de sustentación. [6]

## 7.1. RESISTENCIA PARÁSITA

La resistencia parásita es la producida por elementos y factores que no contribuyen a la generación de sustentación. Se debe principalmente a la viscosidad del aire. Esta aumenta con la velocidad. Podemos encontrar tres formas de resistencia parásita: resistencia de forma, fricción e interferencia.

### 7.1.1. Resistencia de forma

Este tipo de resistencia se encuentra asociada a la forma y tamaño de la estructura expuesta a la corriente de aire. En primer lugar, depende del área frontal del objeto, de forma que cuanto mayor sea esta, mayor oposición ejercerá el objeto al paso normal del flujo libre. Además, como su propio nombre indica, depende de la forma del objeto, ya que diferentes objetos con igual área frontal pueden presentar diferentes valores de resistencia de forma. Esto se debe a que la forma del objeto influye en el tipo de flujo que se obtendrán aguas abajo, por lo que aquellos objetos cuya forma permita mantener un flujo laminar ejercerán menor resistencia que los que generen un flujo turbulento.

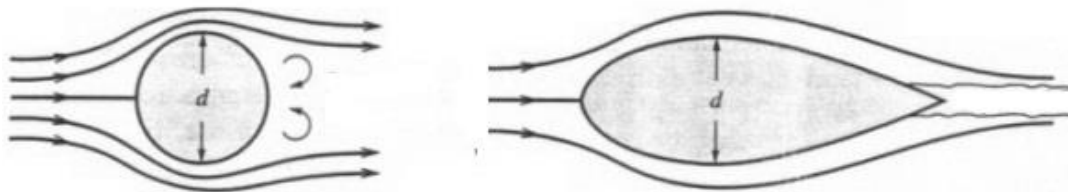


Figura 7.1. Flujo aguas abajo para objetos de igual área frontal

En el ejemplo de la figura 7.1. podemos observar que ambos objetos presentan una misma superficie frontal, pero la forma del primero induce un flujo turbulento aguas abajo, a diferencia del segundo objeto que genera un flujo más laminar. Por lo tanto, el segundo tendrá una menor resistencia de forma que el primero.

### 7.1.2. Resistencia de fricción

La resistencia de fricción, esta es producida por el rozamiento del aire con la superficie de la aeronave. Dado que es fruto de la interacción de un sólido y un fluido, su magnitud depende de las propiedades de ambos dos. En lo relativo al sólido, una superficie suave y sin rugosidad produce una menor resistencia que una rugosa y abrupta. También cuanto mayor sea el área de la superficie expuesta al flujo de aire, mayor será su resistencia. En cuanto al fluido, depende de la viscosidad. Un mayor número de Reynolds implica una mayor resistencia por fricción, por lo que directamente podemos deducir que un flujo turbulento producirá una mayor resistencia de fricción que un flujo laminar. Debido a que esta resistencia se debe a la interacción de las partículas del aire, con la



superficie de la aeronave, las condiciones de la capa límite juega un papel muy importante en la magnitud de esta resistencia.

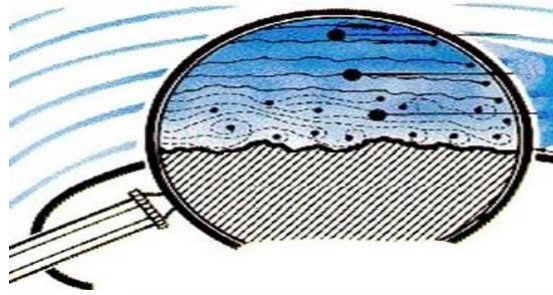


Figura 7.2. Rugosidad de la superficie de un perfil alar

### 7.1.3. Resistencia de interferencia

Esta forma de resistencia es generada por la confluencia de corrientes de aire, como consecuencia de las diferentes intersecciones entre elementos presentes en el fuselaje de la aeronave. El cruce de corrientes da lugar a la generación de un flujo turbulento. Un ángulo más cerrado en dichas intersecciones producirá una mayor resistencia. Para reducir esta forma de resistencia se tiende a suavizar los ángulos presentes en los componentes estructurales de la aeronave expuestos a la corriente de aire.



Figura 7.3. Elementos que originan resistencia de forma en una avioneta

## 7.2. RESISTENCIA INDUCIDA

La resistencia inducida a diferencia de la parásita, sí se encuentra relacionada con los elementos o factores que contribuyen a la generación de sustentación. Esta disminuye con velocidad. Podemos encontrar dos tipos: resistencia alar, y de vórtice.

### 7.2.1. Resistencia alar

La resistencia alar es la componente paralela a la dirección del flujo libre de la fuerza aerodinámica resultante. Siempre se opone a la trayectoria de vuelo, y por tanto al movimiento de la aeronave a través del aire.

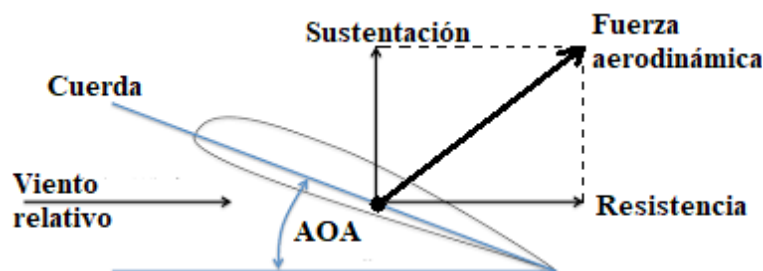


Figura 7.4. Resistencia alar

## 7.2.2. Resistencia por vórtice

La resistencia por vórtice es causada por la diferencia de presión existente entre el intradós y extradós, que en la punta del ala crea un flujo de aire de la zona de mayor presión a la de menor presión, dando lugar a la generación de un vórtice de aire. A medida que la aeronave avanza se forma una estela de vórtices contra rotativos en cada punta del ala. Los vórtices generan un flujo de aire en espiral detrás del propio ala, siendo más fuerte en la punta del ala y disminuyendo a medida que nos acercamos a la raíz. Este flujo inducido disminuye el ángulo de ataque efectivo del ala, que varía desde la punta del ala a la raíz.

Los vórtices generan una gran resistencia inducida especialmente con un alto ángulo de ataque y baja velocidad, ya que la diferencia de presión entre el extradós e intradós es mayor. Estas condiciones predominan en las fases críticas de despegue y aterrizaje, en las que el vuelo es más lento y el ángulo de ataque mayor.

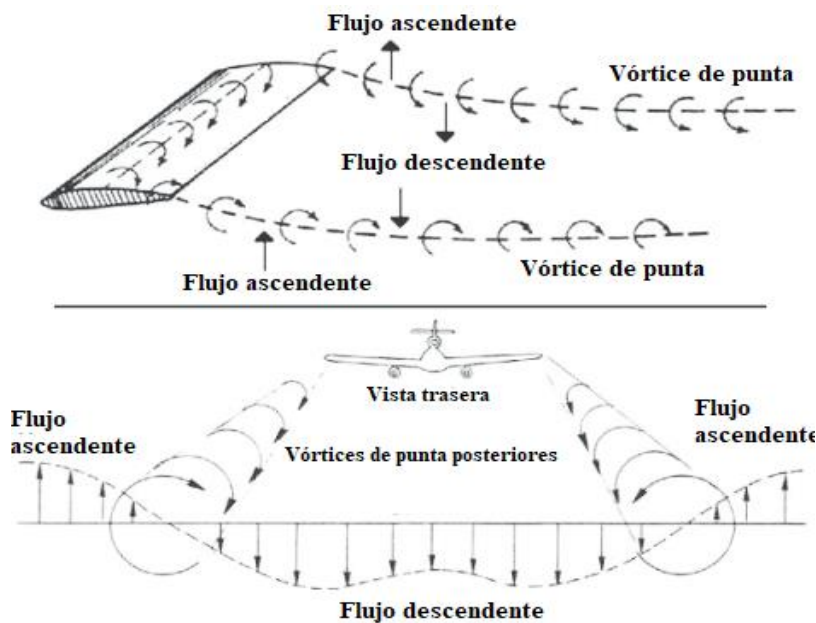


Figura 7.5. Estela de vórtices generados por las alas de un avión

Para reducir la resistencia por vórtices deberemos emplear alas con alta relación de aspecto, es decir, alas con una gran envergadura y una pequeña cuerda aerodinámica. También se ha comprobado que las alas elípticas son las más efectivas a la hora de reducir la resistencia por vórtice. En la actualidad los aviones modernos utilizan dispositivos de punta alar para disminuir esta resistencia inducida por vórtices.

## 7.3. COEFICIENTE DE RESISTENCIA

De igual forma que la resistencia se divide en parásita e inducida, el coeficiente de resistencia se compone de dos sumandos. Cada sumando se encuentra asociado a un tipo de resistencia:

$$C_D = C_{D0} + C_{DI}$$

El primer término es el coeficiente de resistencia parásita, que involucra los factores que no contribuyen a la generación de sustentación, es decir, viscosidad, resistencia de forma, fricción e interferencia. El segundo término es el coeficiente de resistencia inducida, que si se asocia a la producción de sustentación. Este aumenta con el ángulo de ataque, y es influido por la forma del ala. Se define matemáticamente como:

$$C_{DI} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Donde  $e$  es un factor de eficiencia adimensional comprendido entre cero y la unidad, y  $AR$  es la relación de aspecto. La relación de aspecto se define como:

$$AR = \frac{b^2}{s}$$

Siendo  $b$  la envergadura del ala, y  $s$  la superficie proyectada del ala.

Por otro lado, el coeficiente de resistencia, al igual que el coeficiente de sustentación, su valor varía con el ángulo de ataque. A grandes rasgos podemos decir que el coeficiente de resistencia es menor para ángulos de ataque pequeños, y mayor para grandes ángulos de ataque. La gráfica del coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque posee una forma similar a esta:

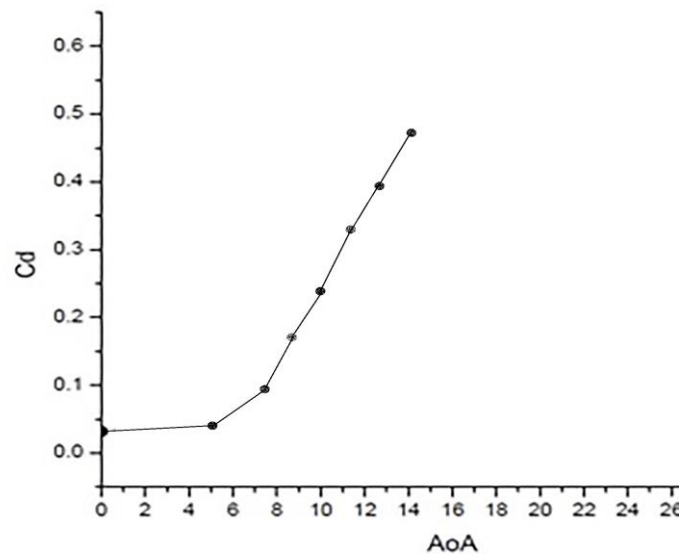


Figura 7.6. Gráfica  $C_D$  vs AOA

En primer lugar, para un ángulo cero el coeficiente de resistencia posee un valor asociado a la resistencia parásita. Para ángulos pequeños dicho valor se mantiene prácticamente constante. Entorno a los cinco grados, el valor del coeficiente se dispara. Esto se debe a que el área frontal crece, el grosor de la capa límite es mayor, y el flujo comienza a pasar de laminar a turbulento. Además, a esto le debemos sumar que a altos ángulos de ataque el coeficiente de resistencia inducida aumenta drásticamente. El coeficiente crece rápidamente hasta llegar a un valor ligado al ángulo crítico, a partir del cual se entra en pérdida.

## 7.4. RESISTENCIA TOTAL

La suma de la resistencia parásita e inducida se denomina resistencia total, y se expresa matemáticamente como:

$$D = \frac{1}{2} \rho s v^2 \left( C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \right)$$

Una relación interesante es la de la resistencia de una aeronave en función de la velocidad de esta:



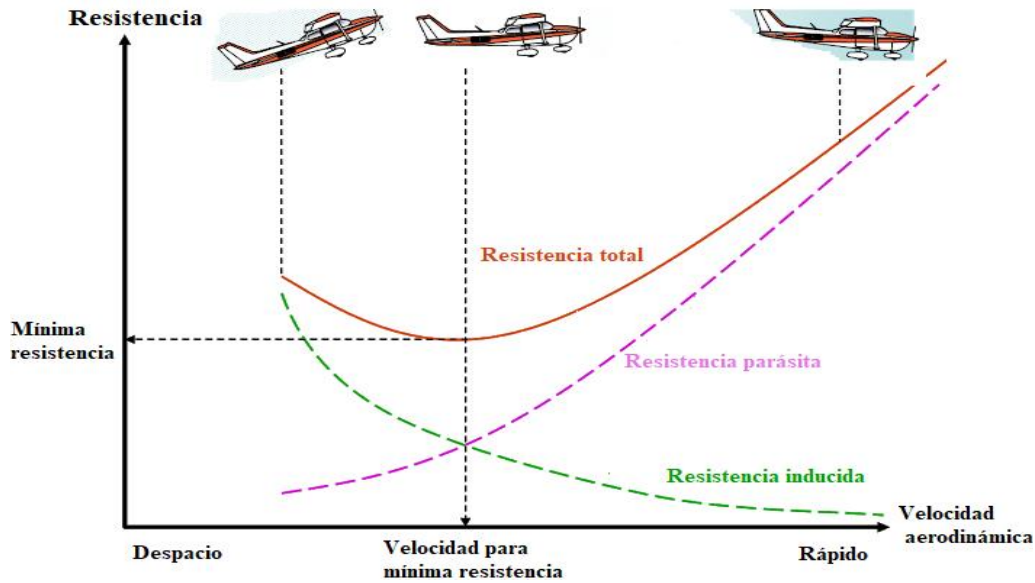


Figura 7.7. Resistencia parásita, inducida, y total

Tal y como podemos observar, la resistencia parásita aumenta a medida que crece a la velocidad, a diferencia de la resistencia inducida que decrece. También podemos ver que la resistencia inducida a altos ángulos de ataque, y baja velocidad, es máxima. La suma de ambas resistencias da lugar a la resistencia total, cuya curva tiene una forma parabólica, que nos permite obtener la velocidad a la que la potencia necesaria para vencer la resistencia es mínima, y por tanto la velocidad con menor consumo de combustible, y menor emisión de gases contaminantes.

La eficiencia aerodinámica, como ya adelantamos, se define como la relación de la sustentación frente a la resistencia:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

La eficiencia aerodinámica varía en función del ángulo de ataque, describiendo una curva de la siguiente forma:

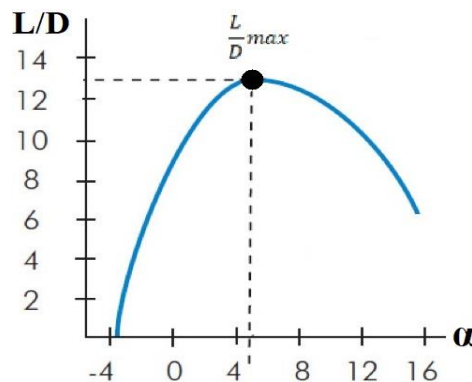


Figura 7.8. Eficiencia aerodinámica en función del AOA

La velocidad a la que se obtiene la mayor eficiencia aerodinámica se denomina velocidad de planeo, y es la que nos permitirá recorrer una mayor distancia horizontal por unidad de distancia vertical. A través de ella podemos obtener el ángulo de ataque para para el que se alcanza la eficiencia aerodinámica máxima. Por ejemplo, según esta gráfica para un ángulo de  $5^\circ$  alcanzaríamos la eficiencia máxima, y nos permitiría recorrer 13 pies horizontalmente por cada pie descendido.

## 8. CENTRO DE PRESIONES

El centro de presiones es el punto sobre el que actúa la fuerza aerodinámica resultante, debida a la distribución de presiones ejercida sobre el perfil alar. Es un punto móvil, ya que las distribución de presiones varía según las condiciones de vuelo. Por ejemplo, un aumento del ángulo de ataque provoca que el centro de presiones se desplace hacia el borde de ataque, mientras que una disminución del ángulo implica que el centro de presiones se acerque al borde de salida. [6]



Figura 8.1. Centro de presiones en un perfil alar

La variación de posición del centro de presiones dificulta el análisis de estabilidad de una aeronave, es por esto por lo que se utiliza el centro aerodinámico.

El centro aerodinámico es un punto fijo situado en la cuerda del perfil alar. En perfiles delgados subsónicos se encuentra generalmente a un cuarto de la cuerda desde el borde de ataque, mientras que para perfiles supersónicos se encuentra en la mitad de la cuerda. Al trasladar la fuerza de sustentación del centro de presiones al centro aerodinámico se genera un momento. Analíticamente y experimentalmente se ha demostrado que la magnitud de dicho momento permanece constante pese a que el centro de presiones varíe de posición. Por lo que al aplicar la fuerza de sustentación en el centro aerodinámico se facilita mucho los cálculos de estabilidad, ya que, aun variando la posición del centro de presión, la posición del centro aerodinámico permanece constante, el valor del momento generado también, y la magnitud de la fuerza de sustentación sigue siendo igual a la que tendría en el centro de presiones.

## 9. PESO

En una aeronave no solo actúan fuerzas aerodinámicas, sino que también aparecen fuerzas de diferente índole, como el peso y el empuje.

El peso es la fuerza generada por la acción del campo gravitatorio de la tierra en la aeronave. Su dirección y sentido es siempre al centro de la tierra. Su magnitud depende de la masa total de la aeronave (incluidos pasajeros, combustibles ...).

El peso total del avión se ejerce en el centro de gravedad. Dado que este no es constante, debido al consumo de combustible durante el vuelo, y que la distribución de pesos en la aeronave es variable, por el propio movimiento de pasajeros o de cargas, el centro de gravedad es móvil.

## 10. EMPUJE

El empuje es la fuerza mecánica de avance generada por el sistema de propulsión de la aeronave. Su dirección y sentido es el de la aeronave, y su magnitud proporcional al

incremento de velocidad impreso en el flujo de aire. El empuje debe ser suficiente para generar una fuerza de sustentación que se oponga al peso, y vencer la fuerza de resistencia que se ejerce sobre la aeronave.

Existen diferentes tipos de sistemas de propulsión: turbohélice, turboreactor, ramjet, etc. Independientemente del tipo de sistema usado, el principio de funcionamiento es el mismo, acelerar un flujo de aire que, debido a la segunda ley de Newton, generará una fuerza con igual dirección y sentido. A esta fuerza, según la tercera ley de Newton, le corresponderá una fuerza de reacción que será el empuje. Dicha fuerza se aplica en el sistema de propulsión de la aeronave.

## 11. AERODINÁMICA COMPRESIBLE

La aerodinámica de alta velocidad o compresible es la rama de la aerodinámica que tiene en cuenta los efectos de compresibilidad del aire [8]. La compresibilidad  $\tau$  es la capacidad que tiene una sustancia de disminuir su volumen al aplica una presión sobre ella. La compresibilidad se define como:

$$\tau = \frac{1}{\rho} \cdot \frac{d\rho}{dp}$$

Esta expresión se puede reescribir de la siguiente forma:

$$d\rho = \rho\tau dp$$

Podemos observar como una variación en la presión implica un cambio en la densidad, y dicha relación es proporcional a la compresibilidad.

El aire es un fluido compresible. A bajas velocidades los cambios en la presión son insignificantes, por lo que se puede considerar incompresible. Por otro lado, a altas velocidades, los cambios de presión son altos, y por lo tanto la densidad aumenta en gran medida, debiendo considerarse un parámetro variable.

El número de Mach  $M$  es un parámetro adimensional que relaciona la velocidad de un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, y la velocidad del sonido en dicho fluido:

$$M = \frac{v}{a}$$

Donde  $a$  es la velocidad del sonido, y  $v$  la del cuerpo que se desplaza por el fluido.

El número de Mach permite determinar la magnitud de los efectos de compresibilidad. La compresibilidad del aire es la causante de que a alta velocidad se produzcan ondas de choque, expansión, y generación de calor.

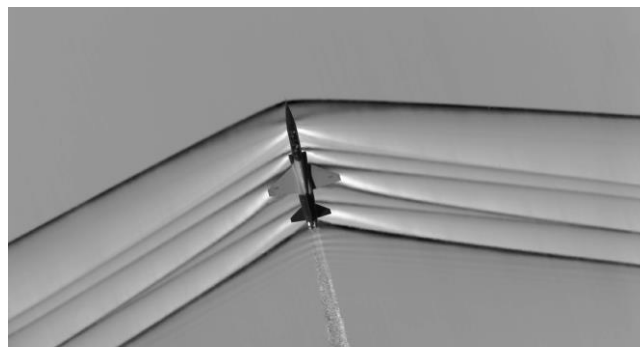


Figura 11.1. Ondas de choque generadas por un Northrop T-38

A partir de  $M = 0,3$  obtenemos que  $\rho/\rho_0 < 5\%$ , por lo que el aire debe tratarse como un fluido compresible. [5]

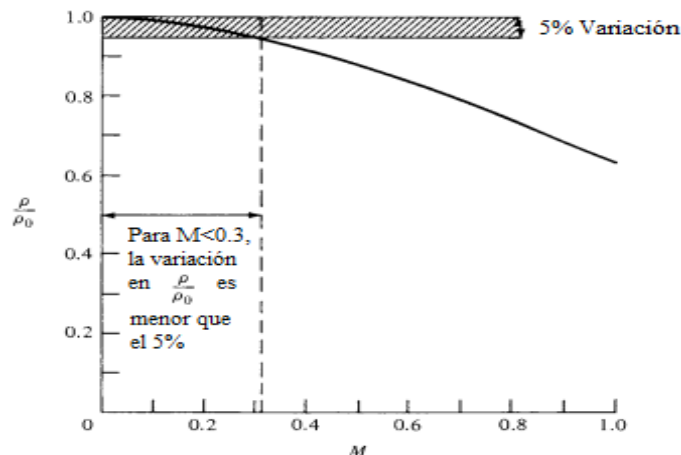


Figura 11.2. Relación entre la variación de densidad y el número de Mach

En nuestro trabajo nos moveremos en valores superiores de Mach, debiendo considerar el aire un fluido compresible siempre.

Una aeronave en vuelo produce una alteración en el aire que lo rodea. Estas pequeñas perturbaciones se transmiten a través del aire en forma de ondas de presión, que son a su vez ondas de sonido. La velocidad del sonido es la velocidad a la que se propaga dicha onda. Esta onda se transmite como resultado de múltiples colisiones entre las moléculas de aire.

La velocidad del sonido para un gas ideal es:

$$a = \sqrt{\frac{\gamma RT}{M}}$$

Siendo  $R$  la constante universal de los gases ideales,  $\gamma$  el coeficiente adiabático,  $T$  la temperatura del gas, y  $M$  su masa molecular.

Como podemos observar la velocidad del sonido depende del medio en el que se propaga, y de su estado térmico. La atmósfera terrestre está compuesta principalmente de nitrógeno y oxígeno diatómico, y su temperatura depende de una forma compleja de la altitud.

Cabe decir que la transmisión de una pequeña perturbación a través de un gas es un proceso isoentrópico, es decir, a entropía constante.

## 12. RÉGIMEN DE VUELO

El número de Mach permite establecer regímenes de vuelo en los que los efectos de la compresibilidad varían: [4]

- Régimen subsónico: en todo el campo del fluido se cumple  $M < 1$ . Para garantizar que dicho requisito se cumpla en los cuerpos fuselados se suele tomar como referencia  $M_\infty < 0,8$  siendo  $M_\infty$  el número de Mach del flujo libre.
- Régimen transónico: en el campo del fluido se producen de forma simultánea regiones con flujo subsónico  $M < 1$ , y supersónico  $M > 1$ , debido a que en algunas regiones del cuerpo la velocidad local excede a la del sonido. Se considera un

régimen de transición entre el subsónico, y supersónico. En cuerpos fuselados los valores orientativos son  $0,8 < M_{\infty} < 1$ .

- Régimen supersónico: para todo el campo del fluido, menos la parte interna de la capa límite, se verifica  $M > 1$ . En los casos fuselados el valor orientativo es  $M_{\infty} > 1,2$  aunque su valor está muy influenciado por la geometría del cuerpo. Para velocidades de  $3 < M < 5$  el calentamiento aerodinámico comienza a ser un factor que considerar en el diseño de la aeronave.
- Régimen hipersónico: la velocidad es tan elevada que las temperaturas asociadas son capaces de inducir reacciones químicas en las moléculas de aire. Este efecto se debe considerar en las fases de diseño de la aeronave. Se toma como referencia  $M_{\infty} > 5$ .

Existen diferentes fenómenos de flujo en cada uno de los diferentes regímenes de vuelo.

## 12.1. RÉGIMEN COMPRESIBLE SUBSÓNICO

En régimen subsónico, tal y como ya hemos comentado anteriormente, podemos tratar el aire como un fluido incompresible sí  $M < 0,3$ . La aviación moderna opera en valores superiores de Mach en los que el aire se considera compresible. Por esto tiene una gran importancia el estudio de los fenómenos aerodinámicos dentro del régimen compresible subsónico.

En flujo subsónico la velocidad de la corriente, o lo que es equivalente, la velocidad a la que se desplaza una aeronave es menor que la velocidad de propagación de las perturbaciones producidas por dicha aeronave, es decir, es menor que la velocidad del sonido. Esta es la razón de que el aire en régimen subsónico tenga la capacidad de transmitir la existencia de perturbaciones aguas arriba.



Figura 12.1. Propagación de las ondas de presión en caso estacionario y subsónico

Tal y como podemos observar en la imagen superior, las ondas de presión causadas por un cuerpo en reposo se propagan de forma concéntrica a este. En el caso de un cuerpo en movimiento, las ondas de presión aguas arriba se agrupan, y la longitud de onda disminuye, mientras que aguas abajo las ondas de presión se extienden, y la longitud de onda aumenta.

En consecuencia, un perfil alar que atraviesa un flujo subsónico genera una serie de ondas de presión que se transmiten aguas arriba, permitiendo que el flujo de aire se adapte progresivamente a la geometría del perfil.

## 12.2. RÉGIMEN TRANSÓNICO

El régimen transónico es el tránsito entre el vuelo subsónico y supersónico, ya que la aeronave puede estar volando a velocidades cercanas a las del sonido, pero el aire que le rodea puede superar dicha velocidad en algunas regiones. En las regiones donde la

velocidad del aire local es igual o mayor a la del sonido, se producen ondas de choque o de expansión.



Figura 12.2. Generación de ondas de choque en un perfil alar a régimen transónico

Al igual que en régimen subsónico, una aeronave que vuele a velocidades cercanas a las del sonido, las ondas de presión generadas se agruparán aguas arriba y se extenderán aguas abajo, con la diferencia de que aguas arriba la longitud de onda se vuelve casi nula. Para  $M=1$  las ondas de Mach, que son aquellas que se propagan a la velocidad del sonido, coinciden aguas arriba formando un frente sónico plano. No debemos confundir una onda de Mach con una onda de choque.

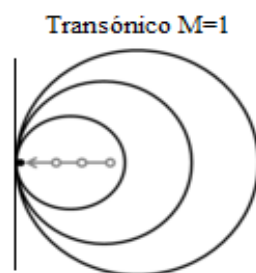


Figura 12.3. Propagación de las ondas de presión en caso transónico

### 12.2.1. Coeficiente de presión crítico

El coeficiente de presión  $C_p$  es un parámetro adimensional que nos aporta una descripción de la presión relativa entre un cuerpo en movimiento, y el campo de flujo por el que se desplaza. Nos permite tener una idea de la distribución de presiones a lo largo del perfil. Valores negativos indican una depresión, mientras que positivos una sobrepresión. [5]

Para  $M < 0,3$  el coeficiente de presión es prácticamente constante, considerándose igual al del caso incompresible  $C_{p,inc}$ . Según aumenta el número de Mach, el coeficiente de presión crece. Para un ángulo de ataque pequeño, y un valor de Mach comprendido en el rango de  $0,3 < M_\infty < 0,7$  podemos aplicar la analogía de Prandtl-Glauert:

$$C_p = \frac{C_{p,inc}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

Tal y como podemos observar, a medida que el Mach del flujo libre tiende a la unidad, el coeficiente de presión tiende a infinito. Si graficamos el coeficiente de presión en un punto fijo del perfil alar frente al número de Mach de flujo libre, obtendríamos un curva del siguiente tipo:

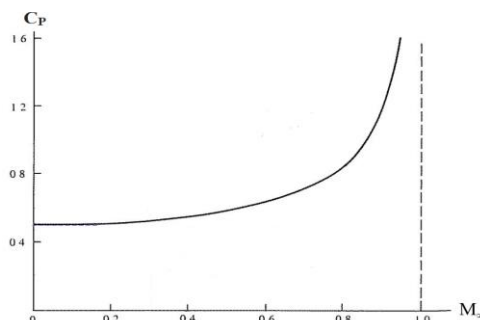


Figura 12.4. Coeficiente de presión en función de Mach en un punto fijo del perfil



Recordamos que la analogía de Prandtl-Glauert solo es válida para  $0,3 < M_{\infty} < 0,7$  pero nos permite obtener una idea de la realidad, ya que a medida que nos aproximamos a velocidades cercanas a las del sonido se produce un aumento drástico del coeficiente de presión.

En un perfil alar con un ángulo de ataque fijo, que atraviesa una corriente uniforme a velocidades cercanas a las del sonido, el flujo de aire en el extradós se verá acelerado. A su vez la presión local en el extradós descenderá causando una disminución del valor de la velocidad del sonido. Ambos factores contribuyen a que se produzca un primer punto en el extradós del perfil con Mach local igual a la unidad, a pesar de no volar a velocidades supersónicas. El valor del coeficiente de presión en el punto en el que se produce por primera vez un Mach local igual a uno, se denomina coeficiente de presión crítico  $C_{p,cr}$  y es el mínimo valor posible del coeficiente de presión sobre el perfil.

### 12.2.2. Mach crítico

El número de Mach del flujo libre al que se produce por primera un Mach local igual a la unidad en la superficie del perfil, se denomina Mach crítico  $M_{cr}$ . [5]

Un valor alto de Mach crítico es beneficioso, ya que nos permite volar a velocidades más altas sin que se produzca un aumento cuantioso de la resistencia. Además, un mayor Mach crítico disminuye la amplitud del régimen transónico. Los perfiles delgados poseen un Mach crítico alto, debido a que la perturbación de la corriente incidente, el incremento de velocidad, y la expansión en el extradós es menor tal y como se muestra en la imagen inferior.

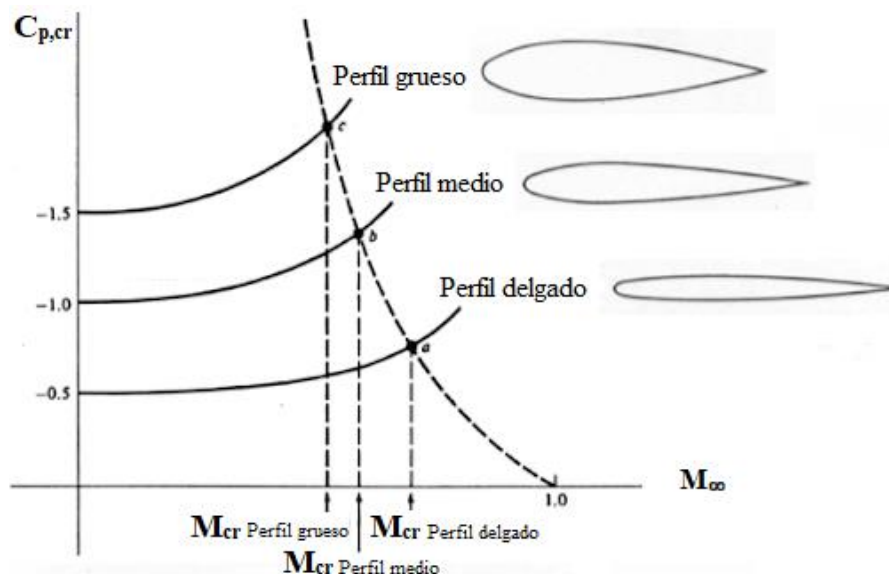


Figura 12.5. Evolución del Mach crítico según el grosor del perfil alar

El Mach crítico es inversamente proporcional al ángulo de ataque, es decir, al aumentar el ángulo de ataque se producirá una disminución del valor de Mach crítico. Esto se debe a que al aumentar el ángulo de ataque se acentúa el pico de succión.

### 12.2.3. Mach de divergencia

En el caso de ensayar un perfil alar en un túnel de viento, y graficar la variación del coeficiente de arrastre en función del número de Mach del flujo libre, obtendríamos una curva del siguiente tipo: [5]



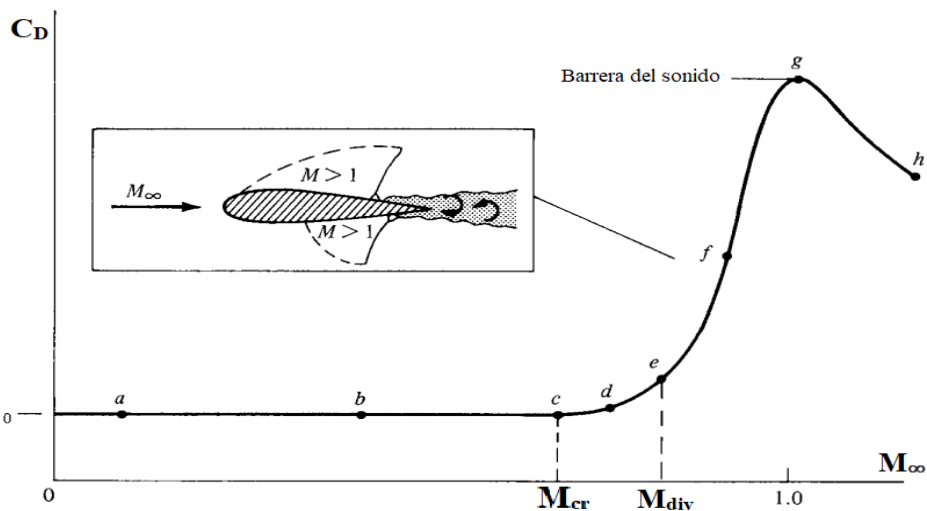


Figura 12.6. Evolución del del coeficiente de arrastre en función del Mach de flujo libre

Para valores de Mach menores que el Mach crítico, el coeficiente de resistencia se mantiene prácticamente constante. En el momento que se supera dicho valor, se produce un gran aumento del coeficiente de resistencia. Este aumento repentino del coeficiente de arrastre se debe a la aparición de ondas de choque en las diferentes regiones del perfil en el que se produce un flujo local supersónico. La onda de choque origina un aumento drástico de presión, que da lugar a un fuerte gradiente adverso de presión, originando un desprendimiento de la capa límite, disminuyendo la sustentación, y aumentando la resistencia aerodinámica.

El régimen transónico comienza cuando se da el Mach crítico, pero tal y como observamos en la figura 12.6. se puede volar a una velocidad ligeramente superior sin aumentar mucho la resistencia por onda. Se introduce entonces el concepto de Mach de divergencia  $M_{div}$ , siendo este el valor del número de Mach del fluido libre para el que se produce un rápido incremento de la resistencia. Se toma como referencia:

$$\frac{dC_D}{dM_\infty} = 5$$

El punto con mayor resistencia en la curva es la conocida barrera del sonido, y fue superada tan pronto como se tuvo un sistema de propulsión lo suficientemente potente como para ofrecer un empuje que venza la resistencia generada.

#### 12.2.4. Perfil alar supercrítico

El incremento del Mach crítico está correlacionado con un aumento del Mach de divergencia. Como ya hemos comentado anteriormente, los perfiles delgados permiten disminuir el Mach crítico, y por tanto el Mach de divergencia. Por lo que cuanto menor sea el espesor del perfil, mejores características aerodinámicas tendrán a este régimen de vuelo. El problema de esta filosofía es que el espesor del perfil alar se encuentra limitado por razones de resistencia estructural, y de espacio para el combustible.

Surge entonces un nuevo enfoque de diseño, en el que se persigue no ya retrasar el Mach crítico, si no el Mach de divergencia. Este nuevo tipo de perfiles se les denomina supercríticos. Permiten disminuir la resistencia aerodinámica en régimen transónico, y mantener a baja velocidad una buena sustentación. Son empleados en la mayoría de los aviones comerciales.

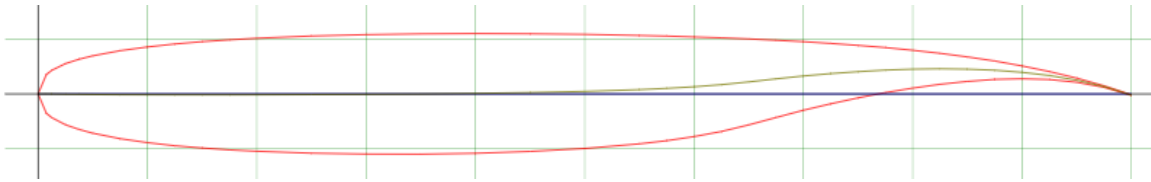


Figura 12.7. Perfil supercrítico Whitcomb Integral Supercritical

Los perfiles supercríticos se caracterizan por aplanar la parte delantera del extradós, evitando así acelerar el flujo de aire, consiguiendo velocidades locales menores. Esto retrasa la formación de ondas de choque, y disminuye la resistencia aerodinámica. [9]

El aplanamiento del extradós origina una pérdida de sustentación. Para corregir dicha pérdida se emplean pendientes negativas en las zonas del intradós y extradós cercanas al borde de fuga.

Se establecen bordes de ataque más gruesos, lo que facilita una distribución de presiones uniforme en el extradós, a pesar de la curvatura relativamente nula que presentan. La razón es la aceleración del flujo que da pie a la formación de ondas de expansión, que si poseen la intensidad suficiente, se reflejan en la línea sónica, transformándose en ondas de compresión. La línea sónica es la que posee Mach igual a la unidad. La onda de compresión se refleja a su vez en el extradós, transformándose ahora en una onda de expansión. Este proceso se repite sucesivamente, acelerando y desacelerando el flujo de aire sobre el extradós, generando una distribución de presiones prácticamente uniforme.

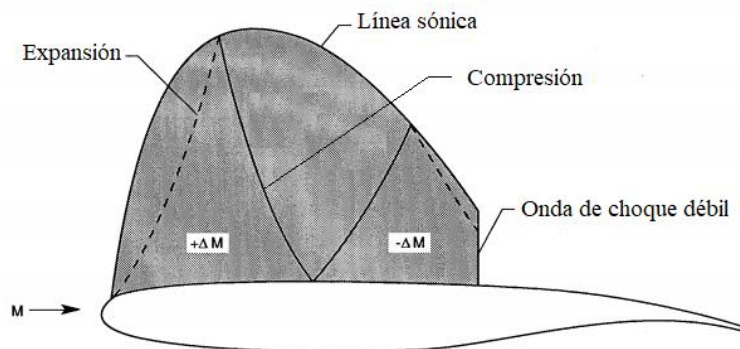


Figura 12.8. Ondas de expansión y compresión en la superficie del perfil

Una onda de choque produce por lo general el desprendimiento de la capa límite, reduciendo la sustentación, y aumentando la resistencia. El motivo es la mayor desaceleración del flujo de la capa límite frente a la del resto, haciéndolo más sensible al desprendimiento por gradientes de presión. Para reducir este fenómeno se igualan las pendientes del extradós, y del intradós en el borde de salida, produciendo perfiles finos, y afilados en dicha zona. Esto hace surgir dos nuevos problemas. El primero es la mala resistencia estructural en la zona última del perfil debido al pequeño espesor que presenta. Este se soluciona estableciendo un espesor mínimo entorno al 0,7% del valor de la cuerda, obteniendo la suficiente robustez estructural, y permitiendo disminuir la resistencia por onda. En contrapartida se aumenta la resistencia en régimen subsónico. El segundo problema es el aumento de curvatura del intradós en el borde de salida, lo que facilita la separación de la capa límite tras una onda de choque.

También suelen presentar una pequeña hendidura en el borde de fuga, que reduce ligeramente la resistencia aerodinámica.



Figura 12.9. Hendidura en el borde de fuga de un perfil supercrítico

Comparamos ahora la distribución de presiones sobre un perfil convencional, y uno supercrítico.

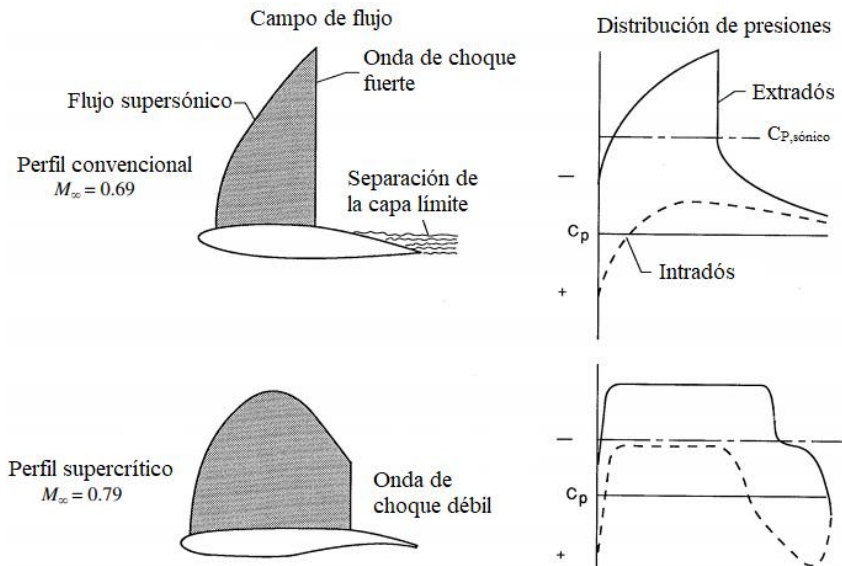


Figura 12.10. Distribución de presiones sobre un perfil convencional y otro supercrítico

El perfil convencional a pesar de volar a una menor velocidad que el supercrítico, presenta una mayor extensión del flujo supersónico respecto de la superficie del perfil. A su vez los Mach locales supersónicos son más altos. Todo esto contribuye a que la onda de choque final sea más fuerte que la que se da en el perfil supercrítico, y exista un mayor desprendimiento de la capa límite.

Por otro lado, el perfil supercrítico debido a todas las particularidades mencionadas anteriormente presenta unas características del campo de flujo mucho mejores. Esto le permite volar a mayor velocidad sin sufrir tanto los inconvenientes correspondientes a la formación de ondas de choque.

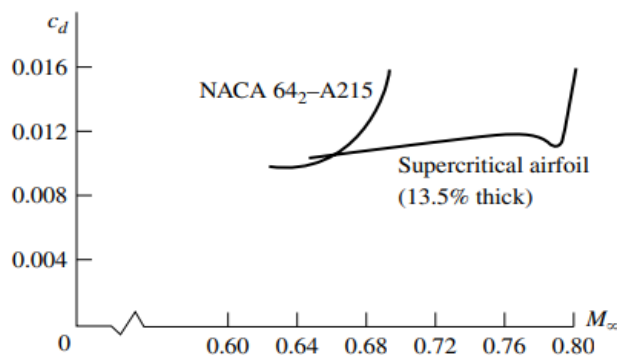


Figura 12.11. Evolución del coeficiente de resistencia en función del Mach de flujo libre para un perfil convencional y otro supercrítico

Todo esto hace que los aviones comerciales empleen este tipo de perfiles, ya que les permite volar a mayores velocidades de forma más eficiente, ahorrando combustible, reduciendo las emisiones de gases contaminantes, y obteniendo mayor rentabilidad económica para las compañías aéreas.

### 12.3. RÉGIMEN SUPERSÓNICO

La aeronave se desplaza a una velocidad superior a la del sonido, de forma que adelanta en su movimiento a las propias ondas de sonido generadas por ella misma. La envolvente de las diferentes ondas de Mach, desde una perspectiva tridimensional, es la generatriz de un cono, denominado cono de Mach. Las perturbaciones generadas por la aeronave no se transmiten aguas arriba, si no dentro del cono de Mach aguas abajo. Esto hace que un oyente que no esté dentro del cono durante el vuelo de la aeronave no escuche la presencia de la misma.

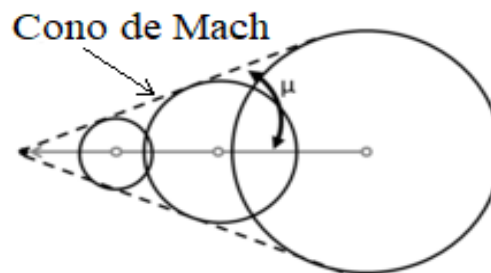


Figura 12.12. Propagación de las ondas de presión en el caso supersónico, y formación del cono de Mach

El ángulo formado por la envolvente y la línea de trayectoria de la aeronave, se denomina ángulo de Mach  $\mu$ :

$$\text{sen}(\mu) = \frac{1}{M}$$

Una mayor velocidad de la aeronave implica un ángulo de Mach más agudo.

Dado que las perturbaciones no se transmiten aguas arriba, el aire se tiene que adaptar de forma brusca a la geometría del perfil, originándose una onda de choque.

### 13. ONDA DE CHOQUE

La onda de choque es una región del flujo extremadamente delgada, a través de la cual el aire cambia sus propiedades termodinámicas de forma radical, produciéndose un aumento brusco de densidad, presión, temperatura y entropía, mientras que la velocidad y el número de Mach del flujo disminuyen. El flujo a través de una onda de choque se considera un proceso adiabático, pero no isoentrópico. [5]



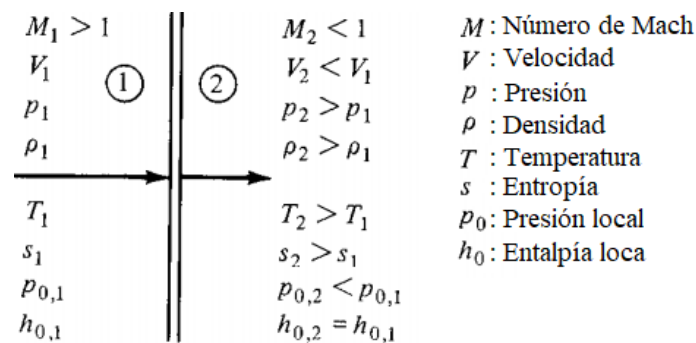
Figura 13.1. Onda de choque en un avión de combate

En la *figura 13.1.* podemos apreciar una onda de choque. No debemos confundir la condensación con la onda de choque, ya que esta última es la que se produce justo después de la condensación. La onda de choque genera un aumento brusco de la temperatura que acaba de forma casi instantánea con la condensación producida por el descenso de temperatura previo.

Las ondas de choque pueden ser normales y oblicuas.

### 13.1. ONDA DE CHOQUE NORMAL

Las ondas de choque normales son aquellas que se propagan de forma perpendicular al fluido, en nuestro caso el aire. En este tipo de ondas, el flujo aguas abajo siempre es subsónico.



*Figura 13.2. Propiedades del flujo a través de una onda de choque normal*

Pasamos a analizar como varían las propiedades del flujo a lo largo de una onda de choque normal [5]. En primer lugar, una onda de choque es un proceso tridimensional, pero el caso particular de onda de choque normal se puede simplificar a un proceso unidimensional, lo que simplifica las ecuaciones de Navier-Stokes a:

$$\text{Continuidad: } \rho_1 u_1 = \rho_2 u_2$$

$$\text{Momentum: } p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2$$

$$\text{Energía: } h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2}$$

Las propiedades del aire aguas arriba son conocidas, por lo que tenemos tres ecuaciones y cuatro incógnitas. Al considerar el aire como gas caloríficamente constante aplicamos:

$$\text{Entalpía: } h_2 = C_p T_2$$

$$\text{Ec. de estado: } p_2 = \rho_2 R T_2$$

Ahora ya poseemos cinco ecuaciones para cinco incógnitas, lo que nos permite determinar las ecuaciones del flujo tras una onda de choque normal.

Trabajando con estas ecuaciones se obtiene:

$$M_2^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2}{\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)/2}$$

La primera conclusión que podemos sacar es que el número de Mach aguas abajo depende únicamente del Mach aguas arriba, ya que el coeficiente adiabático es un valor constante que depende del medio (para el aire  $\gamma = 1,4$ ).

Observamos también que si  $M_1=1$  entonces  $M_2=1$ . Este es el caso de la onda de Mach, que es la onda infinitamente más débil. También deducimos de la ecuación superior, que para  $M_1>1$ , obtenemos un  $M_2<1$ , lo que demuestra que siempre tras una onda de choque normal el flujo aguas abajo se convierte en subsónico. Además, a medida que aumenta la velocidad el flujo supersónico, la onda de choque es más fuerte, disminuyendo cada vez más la velocidad del flujo supersónico.

En el caso más extremo:  $M_1 = \infty \rightarrow M_2 = \sqrt{(\gamma - 1) / 2\gamma}$  que para el aire es  $M_2=0.378$ .

Las otras relaciones obtenidas son:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{u_1}{u_2} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \left[ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \right] \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}$$

Tal y como podemos ver, todas las propiedades del flujo aguas abajo depende directamente del número de Mach aguas arriba. También queda reflejado que para Mach la unidad, todos los ratios se igualan a uno, que es lo que sucede para una onda de Mach. Además, si la velocidad supersónica aguas arriba crece, la onda de choque resultante es más fuerte, y se produce un mayor aumento de la presión, densidad y temperatura.

Para el caso límite  $M_1=\infty$ , y teniendo en cuenta que  $\gamma = 1.4$ :

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} \frac{p_2}{p_1} = \infty \quad \lim_{M_1 \rightarrow \infty} \frac{T_2}{T_1} = \infty \quad \lim_{M_1 \rightarrow \infty} \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} = 6$$

Mientras que la presión y temperatura pueden aumentar de forma infinita al aumentar el Mach aguas arriba, la densidad tiende a un valor finito.

En cuanto a la entropía:

$$s_2 - s_1 = c_p \ln \left\{ \left[ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \right] \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} \right\} - R \ln \left[ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \right]$$

Verificamos que al igual que las otras propiedades, la variación de entropía depende del número de Mach aguas arriba.

Para  $M_1=1$ , es decir para una onda de Mach, la entropía permanece constante. A su vez, para un valor mayor que la unidad, la entropía aumenta aguas abajo. Por lo que se cumple la segunda ley de la termodinámica, que determina que:

$$s_2 - s_1 \geq 0$$

## 13.2. ONDA DE CHOQUE OBLICUA

Generalmente una onda de choque no es perpendicular a la dirección del flujo aguas arriba, si no que presenta una cierta inclinación respecto a esta. Este es el caso de una onda de choque oblicua. El flujo de aire que atraviesa este tipo de onda de choque modifica su trayectoria, tomando una dirección paralela a la superficie del cuerpo en el que se produce. [6]



Una aeronave que vuela en régimen supersónico genera un frente de onda de forma cónica, el cono de Mach. A su vez actúa como un cuerpo puntiagudo que vuela a velocidades supersónicas, presentando una inclinación frente a la dirección del flujo libre, forzando al flujo a desviarse bruscamente a su llegada, originando una onda de choque oblicua. El ángulo  $\beta$  es el formado entre la onda de choque y la corriente libre. Obsérvese que este es mayor que el ángulo de Mach.

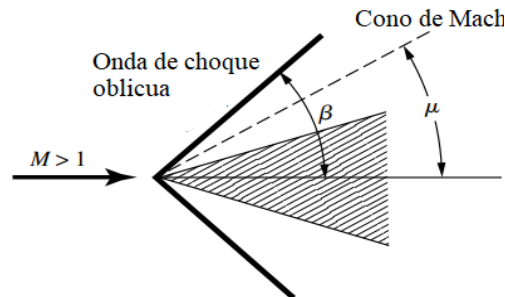


Figura 13.3. Generación de una onda de choque oblicua

La onda de choque normal se considera un caso particular de onda de choque oblicua, en el que el ángulo de onda es perpendicular a la dirección de la corriente libre.

Los elementos de una aeronave que generalmente causan un choque oblicuo son la nariz, el borde de ataque del ala, y la cola.

Analizamos ahora como varían las propiedades del flujo a través de la onda. [5]

En primer lugar, la naturaleza de una onda de choque oblicua nos permite aproximarla a un proceso bidimensional, en el que la velocidad se constituye de una componente normal a la onda  $u$ , y otra tangente  $w$ .

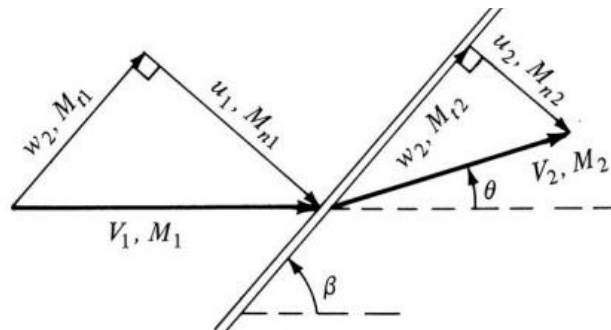


Figura 13.4. Componentes de la velocidad a través de una onda de choque

Por lo tanto, las ecuaciones de Navier-Stokes para una onda de choque oblicua son:

$$\text{Continuidad: } \rho_1 u_1 = \rho_2 u_2$$

$$\text{Momentum: } p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2$$

$$\text{Energía: } h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2}$$

Podemos observar que las ecuaciones de Navier-Stokes para una onda de choque oblicua, a pesar de ser un proceso bidimensional, están referenciadas únicamente a la componente normal de la velocidad. Esto se debe a que la componente tangencial permanece constante a través de la onda:

$$w_1 = w_2$$



Esto permite aplicar las relaciones termodinámicas obtenidas para el choque normal, a una onda de choque oblicua. La única diferencia es que el número de Mach aguas arriba viene expresados en términos de la componente normal de la velocidad en dicho punto.

$$M_{n,1} = M_1 \text{sen}(\beta)$$

Por lo tanto, los ratios de las propiedades termodinámicas para una onda de choque oblicua son:

$$M_{n,2}^2 = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_{n,1}^2}{\gamma M_{n,1}^2 - (\gamma - 1)/2}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_{n,1}^2 - 1)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_{n,1}^2}{2 + (\gamma - 1)M_{n,1}^2}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{\rho_1}{\rho_2}$$

Podemos concluir entonces que una onda de choque oblicua, al igual que una normal, genera un aumento brusco de la presión, densidad y temperatura del fluido aguas abajo, a la vez que se produce una disminución de la velocidad de este.

El número de Mach aguas abajo es función del Mach normal en ese punto de la corriente, del ángulo de la onda de choque oblicua, y del ángulo de deflexión  $\theta$  del flujo tras la onda de choque.

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\text{sen}(\beta - \theta)}$$

Para un gas caloríficamente perfecto las propiedades del flujo aguas abajo depende únicamente del Mach aguas arriba, y del ángulo de onda.

El ángulo de deflexión es también un parámetro importante de conocer, y se define como:

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2}$$

Esta ecuación es denominada como *la relación  $\theta$ - $\beta$ - $M$* , y nos hace ver que el ángulo de deflexión, al igual que las propiedades del flujo aguas abajo, depende del Mach aguas arriba, y del ángulo de onda.

Una onda de choque oblicua puede ser recta o curva, dependiendo del valor del ángulo de deflexión. Para cada valor del número Mach aguas arriba existe un ángulo de deflexión máximo. En el caso de que el ángulo de deflexión presente sea menor que el máximo obtendremos una onda de choque oblicua recta pegada al cuerpo en el que se produce. En el caso contrario, un valor del ángulo de deflexión mayor al máximo, la onda

de choque oblicua tendrá un forma curva, y se encontrará ligeramente separada del cuerpo.

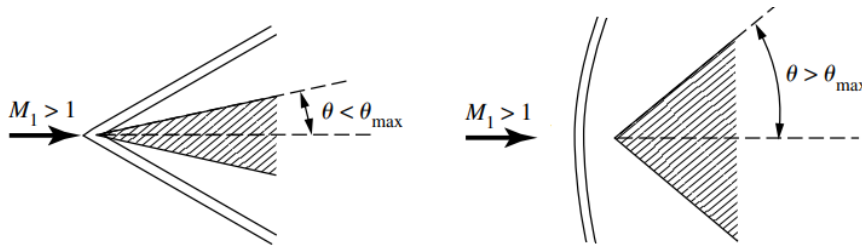


Figura 13.5. Onda de choque oblicua recta y curva

El ángulo de deflexión máximo aumenta al incrementar el valor del Mach aguas arriba, por lo que al aumentar la velocidad del flujo libre aguas arriba, se puede producir una onda de choque oblicua recta para ángulos de deflexión más altos. Pero el incremento del ángulo de deflexión máximo es finito:

$$\lim_{M_1 \rightarrow \infty} \theta_{max} \approx 45.5^\circ$$

Para un ángulo de deflexión menor que el máximo y un Mach dado, podemos encontrar dos ángulos de onda posibles. El valor menor corresponde a una onda de choque débil, mientras que el mayor a una fuerte. Una onda de choque fuerte implica una mayor componente normal del Mach aguas arriba que una débil, por lo que la fuerte ejercerá una mayor compresión sobre el fluido.

En el caso de una onda de choque fuerte, el flujo aguas abajo siempre es subsónico. Esto también ocurre para ondas de choque débiles cercanas al valor del ángulo de deflexión máximo. En este último caso, las velocidades supersónicas obtenidas son muy cercanas a las subsónicas. Para ondas de choque débiles, el flujo aguas abajo es por lo general subsónico. Por lo general, las ondas de choque débiles son las más comunes.

Para un ángulo de deflexión nulo presenta dos posibles valores del ángulo de onda:

- $\beta=90^\circ$ : tal y como ya hemos adelantado anteriormente, este es el caso particular de una de onda de choque normal. Esta es la solución correspondiente a una onda de choque fuerte.
- $\beta=\mu$ : este es el caso correspondiente al cono de Mach, y representa la solución de onda de choque débil.

En las dos situaciones el flujo que atraviesa la onda de choque no sufre ninguna desviación de la trayectoria.

Normalmente en los choques oblicuos rectos, para un ángulo de deflexión fijo, al incrementar el Mach aguas arriba, el ángulo de onda decrece, y la onda de choque se vuelve más fuerte, por lo que se produce una mayor compresión del fluido.

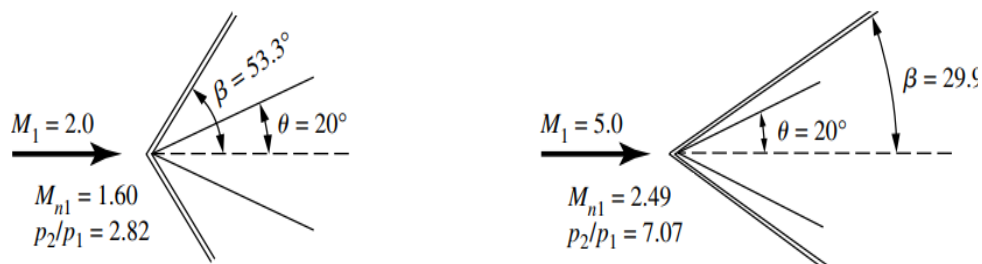


Figura 13.6. Variación del ángulo de onda al aumentar el Mach aguas arriba

De igual forma, si fijamos el valor del Mach aguas arriba, y aumentamos el ángulo de deflexión, crece el valor del ángulo de onda, obteniendo una onda de choque más fuerte y una mayor compresión del flujo aguas abajo.

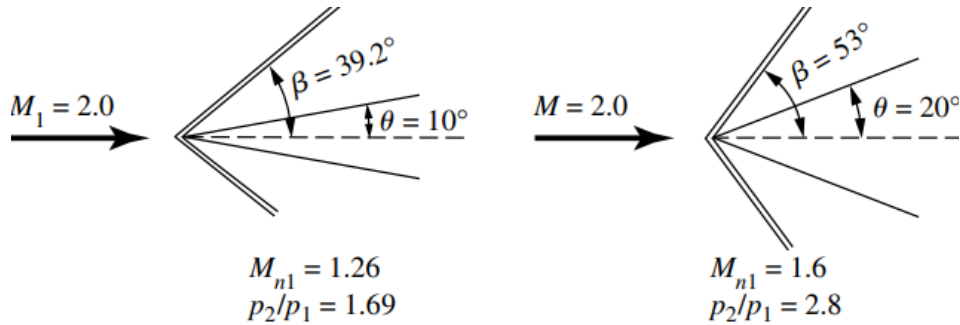


Figura 13.7. Variación del ángulo de onda al aumentar el ángulo de deflexión

Hasta ahora hemos realizado un análisis del comportamiento del flujo a través de una onda de choque oblicua, partiendo de la simplificación de que un cuerpo aeronáutico se asemeja a un elemento bidimensional como es una cuña, y por tanto el flujo a su vez ha de tratarse como bidimensional. En la realidad, una aeronave se asemeja en mayor medida a un cono, es decir a un elemento tridimensional, y por tanto el flujo ha de tratarse a su vez como tridimensional. La teoría obtenida para el flujo bidimensional se acerca en gran medida a lo que sucede en el flujo tridimensional, pero ha de realizarse una serie de cambios.

El flujo tridimensional posee una componente adicional en el movimiento, lo que provoca un efecto tridimensional de alivio, causando que la onda de choque producida en el cono sea más débil que la producida en la cuña. Una onda de choque más débil implica un ángulo de onda menor, lo que hace que las líneas de corriente no sean paralelas a la superficie del cono tras atravesar la onda de choque oblicua, sino que se curven gradualmente hasta adoptar la misma inclinación que la superficie del cuerpo. A su vez, una onda de choque más débil provoca en el cono un Mach aguas abajo menor que en la cuña, y por tanto un menor aumento de la presión sobre la superficie del cono.

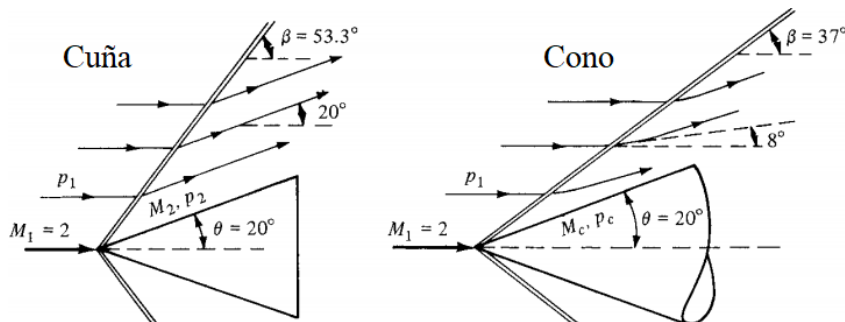


Figura 13.8. Onda de choque oblicua en una cuña y en un cono

## 14. ONDA DE EXPANSIÓN

Otro fenómeno asociado al régimen supersónico es el de la onda de expansión. Se puede entender como la antítesis de la onda de choque, ya que una onda de expansión produce un aumento de la velocidad del flujo aguas abajo, y una disminución de la presión, temperatura y densidad del fluido. Además, una onda de expansión es isoentrópica, a diferencia de las ondas de choque que no lo son. [4]

Al igual que con las ondas de choque para el estudio de las ondas de expansión se utiliza el caso bidimensional para facilitar la comprensión de este. Suponemos una pared lisa que en un punto se desvía hacia abajo con un cierto ángulo de deflexión, es decir, con una esquina convexa. El flujo sobre la pared debe ser paralelo a ella. Por lo tanto, las líneas de corriente que pasan por la esquina convexa se desvían hacia abajo con el mismo ángulo de deflexión que la pared. El flujo que se desvía hacia abajo se aleja del flujo libre superior, produciéndose una onda de expansión. La forma de la onda de expansión se asemeja a la de un abanico plegado, donde el eje sobre el que rotan las varillas del abanico se encuentra situado en la esquina convexa de la pared.

El flujo aguas arriba sigue una trayectoria horizontal de forma que, al atravesar la onda de expansión, su recorrido cambia de forma gradual hasta volverse paralelo a la pared descendente. [5]

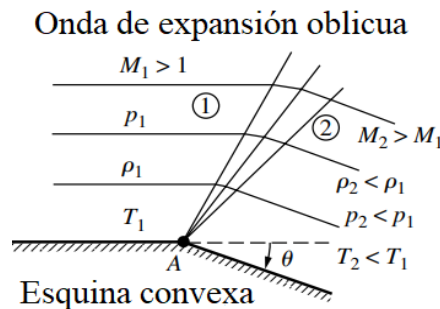


Figura 14.1. Onda de expansión de Prandtl-Meyer

La teoría de Prandtl-Meyer nos permite calcular las variaciones en las propiedades térmicas del flujo producidas al atravesar una onda de expansión. Una onda de expansión en una esquina convexa se denomina onda de expansión centrada u onda de expansión de Prandtl-Meyer.

En primer lugar, una onda de expansión centrada es una zona de expansión continua, que se entiende como una sucesión de infinitas ondas de Mach. Cada onda de Mach forma un ángulo  $\mu$  con respecto a la dirección del flujo local. La onda de expansión se encuentra limitada aguas arriba por una onda de Mach delantera que forma un ángulo  $\mu_1$  con la corriente libre, y aguas abajo con una onda de Mach trasera de ángulo  $\mu_2$  con el flujo aguas abajo.

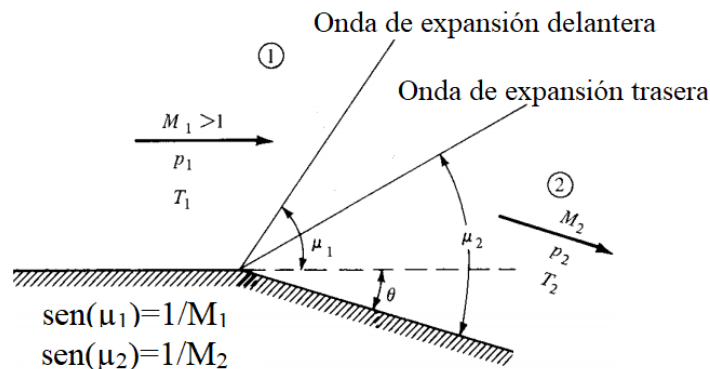


Figura 14.2. Ondas de expansión delantera y trasera

La teoría de Prandtl-Meyer establece que el ángulo de deflexión es la diferencia entre la función de Prandtl-Meyer aplicada aguas abajo y aplicada aguas arriba:

$$\theta = v(M_2) - v(M_1)$$

Definiendo entonces la función de Prandtl-Meyer para un gas caloríficamente perfecto como:

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}} (M^2 - 1) - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1}$$

Dado que el Mach aguas arriba, y el ángulo de deflexión son datos conocidos, aplicando la teoría de Prandtl-Meyer podemos calcular el Mach aguas abajo. Una vez conocido el número de Mach aguas abajo simplemente deberemos aplicar las ecuaciones de un proceso isoentrópico:

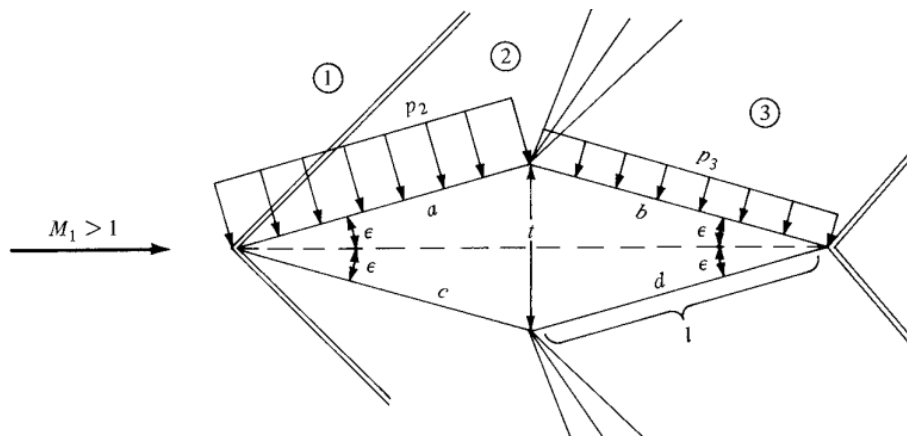
$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_2/T_{0,2}}{T_1/T_{0,1}} = \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2}{1 + [(\gamma - 1)/2]M_2^2}$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_2/p_0}{p_1/p_0} = \left( \frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_1^2}{1 + [(\gamma - 1)/2]M_2^2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

## 15. PERFIL ALAR EN FORMA DE DIAMANTE

La teoría de expansión de choque enuncia que para un perfil constituido por segmentos rectos unidos entre sí, formando ángulos de deflexión lo suficientemente pequeños para que no se produzcan ondas de choque separadas del perfil, el flujo que lo sobrepasa se ve sometido a una serie de ondas de expansión y de choque oblicuas distintas, de forma que la distribución de presiones sobre el perfil genere una fuerza aerodinámica resultante, que se puede calcular por media de las ondas de choque y de expansión producidas. Este tipo de perfiles aerodinámicos se caracterizan por poseer forma de diamante o romboide, y son ejemplo de aplicación de la teoría de expansión de choque.

En un perfil alar con forma de diamante sometido a un flujo supersónico no viscoso, el flujo se ve desviado un ángulo  $\epsilon$  por la aparición de una onda de choque oblicua en el borde de ataque. En la mita de la cuerda se produce una onda de expansión que provoca que el flujo cambie su trayectoria tomando un ángulo de deflexión de  $2\epsilon$ . En el borde de salida, flujo tiende a volver a la trayectoria de la corriente libre, produciéndose otra onda de choque oblicua. Esto queda reflejado en la *figura 15.1*. [5]



*Figura 15.1. Ondas de choque y de expansión en un perfil en forma de diamante*

Sobre las caras *a* y *c* del perfil se obtiene una distribución de presiones uniforme, y de valor  $p_2$ . Lo mismo sucede para las caras *b* y *d* con valor  $p_3$ , siendo  $p_2 > p_3$ . Esta diferencia de presiones da lugar a la generación de una fuerza aerodinámica.

Para un ángulo de ataque nulo, las componentes perpendiculares a la corriente libre de las diferentes distribuciones de presión producidas sobre el perfil se anulan. Debido a esto la fuerza de sustentación es cero. Es por ello por lo que los perfiles con esta geometría necesitan de un ángulo de ataque para generar sustentación. Por otro lado, las componentes paralelas al flujo libre de las distribuciones de presión ejercidas sobre el perfil suman un valor finito. La razón es la diferencia de presiones  $p_2 > p_3$ . Surge entonces una nueva fuente de arrastre, denominada resistencia de onda, que toma mucha importancia en los vuelos a velocidades supersónicas. Para un perfil con forma de diamante y espesor  $t$  la resistencia de onda es:

$$D' = (p_2 - p_3)t$$

Por medio de las propiedades del choque oblicuo analizadas anteriormente podremos calcular el valor de  $p_2$ , y lo mismo con las propiedades de la onda de expansión y  $p_3$ .

## 16. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

El diseño aerodinámico tiene como objetivo definir el conjunto de superficies aerodinámicas que forman la aeronave, cumpliendo los objetivos para los que se plantearon.

A lo largo de la historia numerosos físicos, matemáticos e ingenieros se han encargado de estudiar la naturaleza de los fluidos en movimiento, llegando a obtener modelos matemáticos que describen el comportamiento físico de estos de manera muy exacta. Un ejemplo de ello son las ecuaciones de Navier-Stokes. Sin embargo, dichos modelos matemáticos se caracterizan por su complejidad, y la presencia de una gran cantidad de términos no lineales. Esto dificulta en gran medida su resolución para la mayoría de los casos prácticos reales, siendo la mayor parte de ellos irresolubles analíticamente. Es por ello por lo que el diseño aerodinámico tomó una vertiente más experimental, en la que los ensayos en túneles de viento, o en vuelo, tuvieron una importancia vital en el desarrollo de aeronaves.

En el siglo XX nace la computación, cuyo desarrollo y avance permite resolver aquellas ecuaciones matemáticas de gran complejidad de forma numérica. Surge la dinámica de fluidos computacional, o CFD de sus siglas en inglés *Computational Fluid Dynamics*. A medida que la potencia gráfica, y de cálculo de los ordenadores ha ido avanzado, la dinámica de fluidos computacional se ha convertido en una herramienta más potente y útil. En la actualidad existen diferentes *software* comerciales que, a través de la dinámica de fluidos computacional, permiten obtener resultados bastante precisos, y fieles a la realidad, con tiempos de computación relativamente cortos. Un ejemplo de ello es *Ansys Fluent*, el *software* comercial que utilizaremos en el presente trabajo, que nos permite simular y analizar procesos con fluidos, flujos, transferencia de calor, y reacciones químicas en las condiciones deseadas. [7]

La dinámica de fluidos computacional posee una serie de ventajas que han permitido al sector aeronáutico, y aeroespacial, avanzar velozmente. Debido a la fiabilidad de los resultados, se puede sustituir una parte importante de los ensayos en túneles de viento, o cualquier otra prueba experimental, reduciendo así los costes y plazos en el diseño aerodinámico.

Además, el uso de la dinámica de fluidos computacional es extensible a una gran cantidad de campos de aplicación como pueden ser el diseño de turbomáquinas, sistemas de refrigeración, motores de combustión ...



## 16.1. SOFTWARE COMERCIAL

El extraordinario potencial que presenta la dinámica de fluidos computacional ha provocado que numerosas empresas vean en esta herramienta una gran oportunidad de mercado. Es por esto por lo que podemos encontrar numerosos *software* comerciales en este ámbito de la ingeniería. En la actualidad el mercado estado dominado por *Ansys Fluent*, ya que presenta una serie de ventajas de rendimiento, y precisión respecto a su competencia. Esto hace que sea el *software* de dinámica de fluidos comercial más estandarizado, y a la vez es el utilizado por empresas referentes en su sector como por ejemplo el fabricante Airbus. Todas estas razones hacen que sea el *software* empleado en el desarrollo del presente proyecto.

En la actualidad *Ansys Fluent* forma parte de una plataforma de simulación denominada *Ansys Workbench*, que integra diferentes módulos de simulación, siendo este uno de ellos.

En la simulación mediante dinámica de fluidos computacional todos los programas del mercado siguen una estructura de empleo similar. Esta se compone de las siguientes fases: preprocesado, cálculo, y postprocesado.

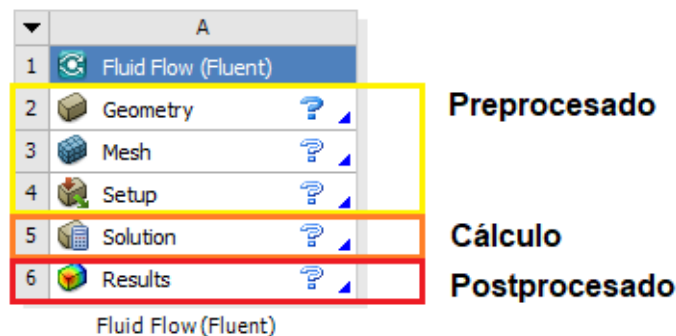


Figura 16.1. Estructura Ansys Fluent

### 16.1.1. Preprocesado

El preprocesado es la primera etapa que se debe realizar, y a su vez es la más importante, ya que la calidad de los resultados depende en gran medida de esta etapa del procedimiento. En ella se introducen aquellos valores o parámetros necesarios para el cálculo de la solución. El orden de trabajo es el siguiente:

- Geometría (Geometry): descripción de la geometría determinando las superficies, o sólidos que definen el dominio de trabajo. Para ello el propio *software* incorpora una herramienta de diseño CAD, aunque se permite importar modelos CAD de otros programas más especializados en esta área.
- Mallado (Mesh): generación de la malla dividiendo el dominio de trabajo en un número finito de celdas, o volúmenes de control. La calidad de la malla es un factor muy a tener en cuenta en la convergencia y precisión de resultados.
- Configuración (Setup): elección del método numérico a ejecutar, los fenómenos físicos a considerar, las propiedades características del fluido o de los materiales involucrados, las condiciones de contorno e iniciales que define el problema a analizar, definición de los parámetros de convergencia y a monitorizar.

### 16.1.2. Cálculo

En la fase de cálculo el programa resuelve el modelo matemático que define el sistema objeto de estudio para los parámetros y condiciones fijados anteriormente. El modelo



matemático se basa en las ecuaciones de Navier-Stokes. Existen diferentes modelos, y cada uno ellos presentan unas particularidades diferentes, siendo necesario buscar aquel que se adecue más a los objetivos propios del caso de estudio, y a los recursos computacionales disponibles. Todos los modelos presentan ecuaciones no lineales, por lo que para su solución numérica es necesario una discretización de estas. Para ello existe también diferentes métodos de discretización, pero el más utilizado en problemas de dinámica de fluidos computacional es el método de volúmenes finitos. Gracias a la discretización de las ecuaciones no lineales obtenemos una serie de ecuaciones algebraicas posibles de resolver mediante métodos numéricos, consiguiendo así resolver nuestro caso de estudio.

### 16.1.3. Postprocesado

El postprocesado es la etapa final del proceso, en ella el programa nos presenta diferentes formas de visualización de los resultados obtenidos para el análisis de estos. Existe un gran abanico de opciones, como por ejemplo la variación de diferentes parámetros físicos como el número de Mach, la presión, la densidad ... en diferentes planos del dominio de trabajo, así como la trayectoria recorrida por las partículas de fluido. En esta fase es de vital importancia la labor del ingeniero o ingeniera, ya que debe saber interpretar los resultados obtenidos, y descartar aquellos que carezcan de sentido lógico.

## 16.2. MALLADO

La generación de una malla de calidad es uno de los puntos más importantes para la convergencia del método numérico empleado, así como para la obtención de resultados precisos que permitan describir los fenómenos físicos sucedidos dentro del dominio de trabajo de la forma más fiel a la realidad posible, dentro de las limitaciones del modelo matemático empleado. Cuanto mayor sea el número de celdas, o volúmenes de la malla, y menor sea el tamaño y deformación de estas, mayor precisión se conseguirá.

El tamaño de las celdas o volúmenes de control empleados en la malla debe ser el suficiente para captar con precisión los diferentes fenómenos físicos producidos en el dominio de trabajo. A su vez, el número de elementos debe ser el mínimo para que el esfuerzo de computación sea el menor posible. Es por todo esto que deberemos por lo general buscar una solución de compromiso, ya que al disminuir el tamaño de los elementos se genera un incremento del número de estos, y por tanto de los tiempos y recursos de computación necesarios. Generalmente, la solución pasa por optimizar el mallado. Para ello se ha de utilizar celdas o volúmenes más pequeños en las zonas de mayor interés, donde las variaciones en las propiedades del flujo son más sensibles a cambiar o cuyos fenómenos físicos quieran ser captados con mayor precisión. En cambio, deberemos emplear celdas o volúmenes más grandes en aquellas regiones del dominio donde los cambios físicos sean menos abruptos o no repercutan en gran medida en los fenómenos a analizar.

### 16.2.1. Deformación

La deformación de las celdas o volúmenes está muy ligado a la convergencia del método numérico, y a la precisión de los resultados. Una menor deformación se traduce en una mayor capacidad de convergencia. *Ansys Fluent* nos proporciona diferentes parámetros para medir la deformación. Uno de ellos se denomina *skewness*. Este parámetro relaciona la forma geométrica de la celda o volumen a analizar, con el caso correspondiente sin deformar, otorgando un valor comprendido entre cero y la unidad. Valores cercanos

a cero implican una mayor calidad de malla, mientras que valores cercanos a la unidad se asocian a mallas de baja calidad.

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
<b>Mesh Metric</b>	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	8,739e-004
<input type="checkbox"/> Max	0,46232
<input type="checkbox"/> Average	0,23096
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,12867

Figura 16.2. Visualización del parámetro Skewness

Otro parámetro es el de *Orthogonal Quality*, que comprara los ángulos entre los bordes o caras de los elementos contiguos en la malla con el ángulo óptimo según la topología del elemento utilizado. Este parámetro al igual que el anterior varía entre cero y la unidad, pero con la diferencia de que cero es un valor pésimo y uno excelente.

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
<b>Mesh Metric</b>	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	4,492e-003
<input type="checkbox"/> Max	0,99992
<input type="checkbox"/> Average	0,89914
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,11522

Figura 16.3. Visualización del parámetro Orthogonal Quality

El programa nos permite conocer los valores máximos, mínimos, y medios de estos parámetros, así como los lugares de la malla donde se producen.

### 16.2.3. Topología de los elementos

Las celdas o volúmenes utilizados pueden poseer diferentes formas, con características distintas. Podemos clasificar los elementos según su dimensión en:

- Elementos 2D: se emplean en casos de flujo bidimensional. Dentro de este grupo podemos encontrar las siguientes geometrías:
  - Cuadrado: es el elemento más simple. Se recomienda su uso en casos de análisis de superficies sencillas y ortogonales, mientras que se desaconseja para aquellas con formas irregulares. Posee direcciones preferentes de cálculo.
  - Triángulo: es la geometría más polivalente, ya que se pueden emplear para diferentes formas de superficies. Además, no presenta una dirección preferente de cálculo, lo que le hace idóneo para regiones donde el flujo se supone turbulento.
- Elementos 3D: se utilizan en análisis con flujo tridimensional. Los diferentes poliedros que podemos encontrar son:
  - Hexaedro: es el equivalente al cuadrado en tres dimensiones, lo que le hace compartir las mismas características.

- Tetraedro: es el semejante al triángulo en tres dimensiones, compartiendo iguales características.
- Prisma de base triangular: se utiliza en esquinas, y como elemento de transición entre otros de diferente geometría.
- Pirámide: al igual que el anterior se utiliza como elemento de transición, pero especialmente para casos de cambio entre tetraedros y hexaedros.

#### 16.2.4. Estructura

Al hablar de estructura de la malla hablamos de la ordenación de los elementos que la conforman, y la capacidad de interconectarse entre ellos. Una malla estructurada es aquella en la que los elementos que la componen siguen un orden lógico, que les permite conectarse entre ellos fácilmente. Este tipo de mallas se caracterizan por emplear elementos cuadrados, y hexaedros para flujos bidimensionales, y tridimensionales respectivamente. En cambio, una malla no estructurada no presenta una ordenación lógica de sus elementos, impidiendo una buena conexión entre ellos. Además, este tipo de mallas entremezclan elementos de diferente topología.

Las mallas estructuradas requieren de un mayor tiempo y trabajo para su creación, pero a cambio ofrecen un menor uso de recursos computacionales, y una mayor eficiencia de cálculo. Además, proporciona una menor difusión numérica, y buena precisión, sobre todo en geometrías sencillas. Por otro lado, las mallas no estructuradas requieren de un menor trabajo y tiempo para su creación, pero emplean muchos más recursos computacionales, y son menos eficientes en el cálculo. También presentan mayor difusión numérica, aunque son más precisas en geometrías complejas que requieren de una adaptación de la malla más rigurosa.

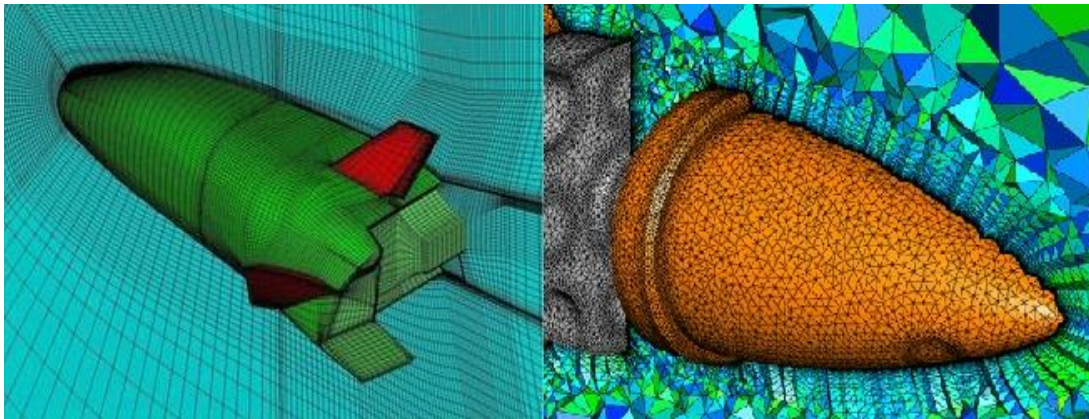


Figura 16.4. Malla estructurada y no estructurada

Normalmente la geometría del sistema a analizar te obliga a realizar un mallado mixto que contiene porciones de malla estructurada, y no estructurada. Este tipo de mallas reciben el nombre de semiestructuradas.

## 17. ECUACIONES DE NAVIER-STOKES

El estado de un fluido queda definido al conocer su velocidad, presión, densidad, y temperatura, por lo que si determinamos como varían estas propiedades a lo largo del tiempo y del espacio, podremos determinar el comportamiento del fluido. Las ecuaciones de Navier-Stokes permiten relacionar estas propiedades entre sí, a la vez que evaluar como varían a lo largo del tiempo, y del espacio. Es por esto por lo que la dinámica de fluidos computacional se fundamenta en las ecuaciones de Navier-Stokes, siendo la base de los modelos matemáticos empleados. [6]

Las ecuaciones de Navier-Stokes se basan en la conservación de la masa, del momentum, y de la energía:

$$\text{Continuidad: } \frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$$

$$\text{Momentum - X: } \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\text{Re}} \left[ \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right]$$

$$\text{Momentum - Y: } \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{\text{Re}} \left[ \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right]$$

$$\text{Momentum - Z: } \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{\text{Re}} \left[ \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right]$$

$$\begin{aligned} \text{Energía: } & \frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} \\ & = -\frac{\partial(Up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} - \frac{1}{\text{Re} \cdot \text{Pr}} \left[ \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right] \\ & + \frac{1}{\text{Re}} \left[ \frac{\partial}{\partial x} (u \cdot \tau_{xx} + v \cdot \tau_{xy} + w \cdot \tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u \cdot \tau_{xy} + v \cdot \tau_{yy} + w \cdot \tau_{yz}) \right. \\ & \left. + \frac{\partial}{\partial z} (u \cdot \tau_{xz} + v \cdot \tau_{yz} + w \cdot \tau_{zz}) \right] \end{aligned}$$

Donde  $E_T$  es la energía total,  $q$  el flujo de calor,  $Pr$  el número de Prandtl.

En las ecuaciones de conservación de momentum, los términos que se encuentran a la derecha multiplicados por la inversa de Reynolds representan el proceso de difusión, que depende del tensor de tensiones, y de la viscosidad del fluido. La generación de la capa límite, y la formación de la turbulencia se debe a la capacidad de difusión del fluido. Por otro lado, a la izquierda de la igualdad se encuentran los términos de convección.

Las ecuaciones empleadas se pueden expresar en su forma diferencial, o integral. En el método de volúmenes finitos se usa la forma integral. El volumen o celda de control puede ser fijo o móvil. En el caso fijo las ecuaciones se aplican en su forma conservativa, mientras que en el móvil se utiliza la forma no conservativa.

## 17.1. MODELOS DE TURBULENCIA

Las ecuaciones de Navier-Stokes son en sí mismo un modelo matemático, de hecho, es el único modelo que permite definir de forma exacta el comportamiento de un fluido. En régimen turbulento las partículas del fluido se mueven de forma aleatoria, entremezclándose unas con otras. Este movimiento caótico da pie a la formación de vórtices, cuyo tamaño puede variar. Los vórtices más grandes se rompen formando otros más pequeños, llegando a un punto en el que el tamaño es tan reducido que se disipan en forma de calor debido a los efectos viscosos del fluido. Todos estos fenómenos hacen que la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes en aquellos casos en los que se da flujo turbulento, aunque sea en una pequeña región del dominio de trabajo, se convierta en un proceso de cálculo computacional extremadamente complejo, costoso, y sobre todo poco práctico. Es por ello por lo que se han desarrollado una serie de modelos matemáticos que simplifican en gran medida esta labor, y se denominan modelos de turbulencia.

### 17.1.1. DNS

El método DNS, de sus siglas en inglés *Direct Numeric Simulation*, consiste en resolver las ecuaciones de Navier-Stokes de forma directa. Por lo que en realidad no es un modelo de turbulencia, pero dado que se pueda utilizar, aunque de forma poco práctica, para modelar el comportamiento de un fluido, muchas referencias bibliográficas lo incluyen como tal. Este procedimiento requiere de una discretización espacial, y temporal de gran detalle. Para que nos hagamos una idea, el número de celdas o volúmenes de control  $N$  que se deben emplear para resolver un problema mediante este método depende del número de Reynolds de la siguiente forma:

$$N > \left(R_e^{3/4}\right)^3$$

Por tanto, para flujos turbulentos donde  $R_e > 5 \cdot 10^5$  obtenemos que  $N > 6,65 \cdot 10^{12}$ . Un número tan elevado de celdas o volúmenes de control se traduce en el uso de una gran cantidad de recursos computacionales, y tiempos de cálculo exageradamente grandes. Por tanto, se recalca la idea de que para problemas de flujo turbulento es necesario emplear un modelo diferente que facilite el proceso de cálculo, y reduzca el tiempo computacional.

### 17.1.2. LES

El modelo LES, de sus siglas en inglés *Large Eddy Simulation*, permite resolver las ecuaciones de Navier-Stokes para turbulencias de gran escala. Para ello se aplica una serie de filtros a las ecuaciones, de forma que aquellos vórtices de menor tamaño a los definidos en los filtros no sean considerados. Los fenómenos de turbulencia de escala menor a la obtenida se pueden obtener mediante modelado, pero esto implica una mayor carga computacional.

Este sistema emplea menos recursos que el DNS, pero siguen siendo demasiados elevados para resultar eficiente, sobre todo cuando se necesita modelar esos fenómenos de turbulencia de menor escala.

### 17.1.3. RANS

El modelo RANS, de sus siglas en inglés *Reynolds Averaged Navier-Stokes*, es el más empleado en la actualidad, y el que nosotros utilizaremos en el presente proyecto. [11]

Este modelo se fundamenta en la descomposición de las variables del flujo en dos términos. El primero es un valor promedio de la variable a lo largo del tiempo. Para referirse a él se utiliza un guion en la parte superior. El segundo término es un valor aleatorio, y fluctuante en el tiempo. Este se escribe acompañado de un apóstrofe. Una variable del flujo se expresa como suma de estos dos términos. Por ejemplo, una variable genérica  $\theta(x,t)$  se expresaría:

$$\theta = \bar{\theta} + \theta'$$

Siendo el término promedio:

$$\bar{\theta} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \theta(x,t) dt$$

Las RANS se obtienen de introducir en las ecuaciones de Navier-Stokes las variables de flujo como suma de un término promedio y otro fluctuante, y de aplicar las reglas promedio de Reynolds. Este proceso hace que aumente el número de términos desconocidos, siendo necesario obtener ecuaciones adicionales para la resolución del



sistema. Podemos pensar que este proceso requiere mayores recursos computacionales que los dos anteriores, pero en realidad es el más eficiente, y por ello el más empleado.

La solución de las RANS pasa por calcular los componentes del tensor de tensiones de Reynolds.

$$\rho \cdot (\overline{u_i' u_j'}) \equiv \begin{bmatrix} \rho \cdot \overline{u'^2} & \rho \cdot \overline{u'v'} & \rho \cdot \overline{u'w'} \\ \rho \cdot \overline{v'u'} & \rho \cdot \overline{v'^2} & \rho \cdot \overline{v'w'} \\ \rho \cdot \overline{w'u'} & \rho \cdot \overline{w'v'} & \rho \cdot \overline{w'^2} \end{bmatrix}$$

Para ello debemos establecer algún tipo de relación entre cada componente del tensor, y las propiedades del flujo. Gracias a la simetría del tensor solo es necesario encontrar seis ecuaciones adicionales. Existen diferentes modelos de turbulencia que permiten dar con dichas relaciones: modelos de cierre de primer orden, y modelos de cierre de segundo orden.

### Modelos de cierre de primer orden

La hipótesis de Boussinesq establece que las tensiones de Reynolds se relacionan con los gradientes de velocidad por medio de la viscosidad turbulenta  $\mu_t$ .

$$\rho \cdot (\overline{u_i' u_j'}) = \mu_t \cdot \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left( \rho \cdot k + \mu_t \cdot \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_i} \right) \cdot \delta_{ij}$$

Donde la energía cinética turbulenta es:

$$K = \frac{1}{2} (\overline{u_i'})^2$$

La ecuación que resulta de la hipótesis de Boussinesq es similar a la que relaciona el tensor de tensiones viscosas con el gradiente de velocidad. La razón de esto es que se asume que el intercambio de energía producido en el proceso de descomposición de los vórtices de gran tamaño en otros de menor tamaño es similar al producido entre las capas de fluido debido a la viscosidad.

Por medio de la hipótesis de Boussinesq podemos relacionar las componentes del tensor de tensiones con propiedades del flujo, por lo que solo es necesario obtener el valor de la viscosidad turbulenta.

Existen diferentes modelos de turbulencia que permite calcular la viscosidad turbulenta, y se clasifican en función del número de ecuaciones necesarias para ello:

- Modelos algebraicos o de cero ecuaciones: se vincula la viscosidad turbulenta con el gradiente de velocidades mediante relaciones algebraicas.
- Modelo de una ecuación: se requiere una única ecuación de transporte.
- Modelo de dos ecuaciones: se necesita dos ecuaciones de transporte.

Los modelos de turbulencia obtenidos mediante la hipótesis de Boussinesq se denominan modelos de cierre de primer orden. El asumir que la turbulencia es un proceso isoentrópico hace que su uso este limitado, ya que en muchos casos esta hipótesis no es válida.

En la actualidad los modelos algebraicos no se usan. La razón es la aparición de nuevos modelos de una o dos ecuaciones, que son más robustos y precisos. Un ejemplo de esto es que *Ansys Fluent* no incorpora ningún modelo de este tipo.

La ecuación de transporte de una propiedad es una ecuación diferencial que permite determinar cómo va a variar esa propiedad a lo largo del espacio y tiempo. Los modelos de una o dos ecuaciones emplean ecuaciones de transporte para calcular la viscosidad turbulenta.

El modelo Spalart-Allmaras es el único de una ecuación empleado por *Ansys Fluent*. La ecuación de transporte se aplica a un valor de la viscosidad turbulenta modificado  $\tilde{\nu}$ . Se emplea en el campo de la aeronáutica, y de las turbomáquinas. Presenta buenos resultados para flujos donde la capa límite se encuentra sometida a gradientes de presión adversos que causa la separación del flujo de la pared.

Los modelos de una ecuación presentan el problema de no poder cambiar de forma rápida en las escalas de longitud y tiempo si la simulación es no-estacionaria. Por ejemplo, en flujos que circulan cercanos a la pared. El motivo es que los flujos turbulentos poseen ambas escalas, y el modelo solo emplea una única ecuación de transporte. Debido a esta limitación *Ansys Fluent* emplea principalmente modelos de dos ecuaciones.

El campo de modelos de dos ecuaciones es bastante amplio, pudiendo agruparlos en dos grupos: modelos k- $\epsilon$ , y modelos k- $\omega$ .

Los modelos k- $\epsilon$  emplean la ecuación de transporte para la energía cinética turbulenta, y el ratio de disipación de la energía cinética turbulenta, para a través de una tercera relación calcular la viscosidad turbulenta. Dentro de este grupo encontramos los modelos SKE, RNG k- $\epsilon$ , y RKE k- $\epsilon$ .

El ratio de disipación de la energía cinética turbulenta  $\epsilon$  se define como:

$$\epsilon = \frac{\mu}{\rho} \frac{\partial u'}{\partial g} \left( \frac{\partial u'}{\partial g} + \frac{\partial v'}{\partial x} \right)$$

El modelo Standard k- $\epsilon$  o SKE, es el modelo RANS más usado en ingeniería. Se trata de un modelo semi-empírico en el que la ecuación de transporte para la energía cinética turbulenta se deriva de su expresión exacta, y la del ratio de disipación de la energía cinética turbulenta se obtiene mediante demostraciones físicas. En este modelo toma un flujo completamente turbulento, en el que los efectos de la viscosidad molecular son pasados por alto. Las características del modelo le permiten resolver para una amplia variedad de problemas de flujo turbulento. Además, los recursos computacionales son lo suficientemente aceptables.

El segundo es el modelo RNG k- $\epsilon$  que debe su nombre a la técnica matemática que se aplica a las ecuaciones de Navier-Stokes para obtener las ecuaciones de transporte. El nombre de la técnica es *Renormalization Group Methods*. Las ecuaciones de transporte son similares a las del modelo SKE. Presenta buenos resultados para flujos con altas relaciones de deformación, separación, y remolinos. La convergencia es más complicada que en otros modelos del grupo. Las razones son la sensibilidad a la calidad de la malla, y que la viscosidad turbulenta se obtiene a través de una ecuación diferencial.

El último modelo del grupo es el Realizable k- $\epsilon$ , o RKE. La razón de su nombre es el cumplimiento de la desigualdad de Schwarz, lo que imprime un significado físico mayor que los otros al modelo. Su uso es ideal para obtener resultados fieles con flujos con alta rotación, recirculación, y gradientes de presión adversos. La viscosidad turbulenta,



a diferencia del modelo SKE, es un parámetro variable que depende de la vorticidad, y del ratio de deformación local del fluido. Además, posee una mayor capacidad de convergencia que el modelo anterior. Estas características hacen que sea el utilizado en el proyecto.

Los modelos  $k-\omega$  utilizan la ecuación de transporte de la energía cinética turbulenta, y del ratio de disipación específica de energía cinética turbulenta, para a través de un tercera relación determinar el valor de la viscosidad turbulenta. Los modelos de este grupo son el Standard  $k-\omega$ , el  $k-\omega$  Modificado, y SST  $k-\omega$ .

El Standard  $k-\omega$  es un modelo empírico que con el transcurso del tiempo se ha ido mejorando. Se han añadido nuevos términos de producción que han aumentado la precisión. Los numerosos cambios han provocado que se llegue a considerar un nuevo modelo, el  $k-\omega$  Modificado. Este es aconsejable para flujos con bajo número de Reynolds, o que cambien de laminar a turbulento.

Por último, el Shear-Stress Transport  $k-\omega$ , o SST  $k-\omega$ . En este modelo la viscosidad turbulenta se cambia para que en su cálculo se tenga en cuenta la tensión de Reynolds más elevada. El modelo es una combinación del SKE, y el  $k-\omega$  Modificado, de forma que se aplica el primero en las proximidades de la pared, y se transita al segundo para el cálculo del flujo libre lejano a la pared.

### **Modelos de cierre de segundo orden.**

El método RSM, de sus siglas en inglés *Reynolds Stress Model*, es un modelo de cierre de segundo orden. Se utiliza en aquellos casos en los que la turbulencia no es isoentrópica, impidiendo el uso de modelos basados en la hipótesis de Boussinesq. Consiste en aplicar una ecuación de transporte por cada componente desconocido del tensor de Reynolds. Estas ecuaciones adicionales dependen a su vez del ratio de disipación de la energía cinética turbulenta, por lo que se debe añadir otra ecuación de transporte para este término. Por tanto, para un modelo tridimensional deberemos añadir al sistema siete ecuaciones más. Esto se traduce en un aumento importante de recursos y tiempo de computación. En cambio, es el modelo más preciso basado en las RANS.

## **18. MÉTODOS DE DISCRETIZACIÓN**

Los modelos matemáticos están constituidos por ecuaciones diferenciales no lineales, por lo que su resolución pasa por la discretización de dichas ecuaciones. Al discretizarlas se convierten en ecuaciones algebraicas cuya solución se obtiene mediante métodos numéricos. En la mayoría de los casos una vez discretizadas siguen siendo no lineales, por lo que además es necesario una linealización de las ecuaciones para el cálculo de su solución. Los métodos de discretización más comunes son: método de diferencias finitas, método de elementos finitos, y método de volúmenes finitos.

### **18.1. MÉTODO DE DIFERENCIAS FINITAS**

El método de diferencias finitas fracciona el medio continuo en una serie de puntos separados entre sí una distancia finita [8]. Las ecuaciones diferenciales que definen el comportamiento del medio en un punto se pueden aproximar a funciones que incluyen la diferencia de valores entre dicho punto, y los cercanos a él. La principal ventaja de este método es su simplicidad teórica, aunque requiere de una ordenación estructurada de los puntos que limita su uso a geometrías sencillas.

## 18.2. MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS

El método de elementos finitos, o FEM de sus siglas en inglés *Finite Element Method*, divide un medio continuo en un número finito de partes denominadas elementos, que se encuentran unidos mediante puntos discretos llamados nodos, de forma que el comportamiento de los elementos está sujeto al de los nodos mediante funciones de interpolación. A diferencia del método de diferencias finitas, este se puede adaptar a geometrías complejas. Es un método muy versátil y extendido, aplicado principalmente en el análisis estructural, aunque también es usado en un extenso campo de aplicaciones. [12]

## 18.3. MÉTODO DE VOLÚMENES FINITOS

En el campo de la mecánica de fluidos el método de elementos finitos presenta problemas para resolver casos de flujos multifásicos, turbulentos, etc. Es por esto por lo que en la dinámica de fluidos computacional el método principal es el de volúmenes finitos, o FVM de sus siglas en inglés *Finite Volume Method*, siendo de echo el empleado por *Ansys Fluent*. Este método fracciona el medio continuo en un número finito de volúmenes de control. Las ecuaciones matemáticas que describen el comportamiento del medio en dicho volumen se transforman en expresiones de balance entre las diferentes caras del volumen de control. Es un método extensible a geometrías complejas. [8]

## 19. MÉTODOS NUMÉRICOS

La resolución de las ecuaciones algebraicas obtenidas se realiza por medio de métodos numéricos. *Ansys Fluent* utiliza dos métodos que son el de presión, y el de densidad. Ambos métodos se pueden utilizar para un alto rango de posibilidades, pero cada método tiene unas condiciones preferentes de uso. El método de presión se utiliza principalmente para fluidos incompresibles, o a bajas velocidades. Sin embargo, el método de densidades se emplea preferiblemente en casos de fluidos compresibles a altas velocidades. Este último será el que se utilizará en las simulaciones realizadas.

### 19.1. MÉTODO DE PRESIÓN

El método de presión combina la ecuación de continuidad, y la de conservación del momentum para obtener una ecuación de corrección de presión. A través de esta ecuación se obtiene el campo de presiones. También mediante la ecuación de conservación del momentum se calcula el campo de velocidades.

Dentro del método de presión existen dos procedimientos de resolución de las ecuaciones. Uno es el segregado, que soluciona las ecuaciones en diferentes pasos, es decir, de forma secuencial. El segundo es el acoplado, que resuelve las ecuaciones en un solo paso.

### 19.2. MÉTODO DE DENSIDAD

El método de densidad, al igual que el de presión, calcula el campo de velocidades mediante la ecuación de conservación de momentum. El campo de presiones lo obtiene a partir de la ecuación de estado, y el campo de densidades mediante la ecuación de continuidad.

Para el cálculo de las ecuaciones se emplea únicamente el método acoplado, pero se distinguen dos formulaciones: explícita, e implícita. La elección de una u otra depende de cómo se linealicen las ecuaciones. La formulación implícita emplea para la resolución de las ecuaciones de un elemento de la malla tanto las variables conocidas como no

conocidas de los elementos limítrofes. Por lo que las variables desconocidas se repiten en diferentes ecuaciones, debiendo resolver todas a la vez mediante un proceso iterativo. En cambio, la formulación explícita, las variables desconocidas se expresan solamente en función de las conocidas.

Dado que en este trabajo se ensaya aire a altas velocidades emplearemos el método de densidad.

### 19.3. CONVERGENCIA

La convergencia de un método numérico es la aptitud de este para tras un número de iteraciones sucesivas llegar a un valor de solución concreto. Para saber si el método ha convergido o no *Ansys Fluent* nos permite monitorizar una serie de parámetros característicos. Los valores residuales de las ecuaciones de conservación de momentum, energía, y la masa son un ejemplo de ello. En el estudio de perfiles alares también se suele monitorizar el coeficiente de sustentación, y de resistencia. Se debe comprobar que estos parámetros característicos no varíen en las sucesivas iteraciones, es decir, que se estabilicen. También se suele emplear un valor límite, de forma que cuando los parámetros monitorizados son menores que este, se considera que el método ha convergido. El valor límite es de cero con una milésima, pero el usuario o usuaria puede modificarlo. Un mallado de calidad, y un modelo matemático robusto facilitan la convergencia.

## 20. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE VARIANTES GEOMÉTRICAS DEL PERFIL ALAR EN FORMA DE DIAMANTE

En la actualidad, los estudios aerodinámicos sobre los perfiles alares en forma de diamante son de difícil acceso, ya que en su mayoría pertenecen a entidades privadas. Por otro lado, aquellos pocos que son públicos se caracterizan por ser puramente teóricos, y con un fin claramente académico, no reflejando los avances realizados hasta hoy en día. Debido a esta escasa información disponible, y a la necesidad de entender cómo influyen los diferentes parámetros geométricos que definen este tipo de perfiles en la generación de sustentación y resistencia, así como en la eficiencia aerodinámica, pasamos a realizar un estudio aerodinámico sobre ello mediante dinámica de fluidos computacional.

Tal y como comentemos en capítulos anteriores, los perfiles en forma de diamante se caracterizan por estar diseñados para volar a velocidades supersónicas, y poseer forma romboide. Esto último, hace que definirlos geoméricamente sea muy sencillo. Un de las formas más simples es a través de sus diagonales: L1, L2, H1 y H2.

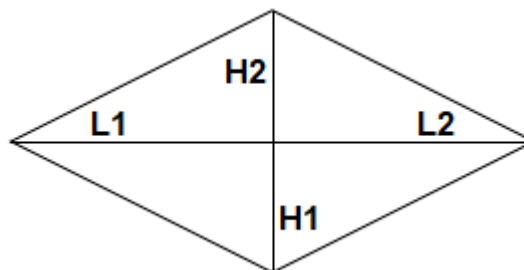


Figura 20.1. Definición de la geometría del perfil a través de sus diagonales

Analizaremos aerodinámicamente como influyen los siguientes cambios geométricos en este tipo de perfiles:

- Variación del espesor del perfil alar, entiendo este como la suma de H1 y H2.
- Cambio en la distancia de cola del perfil alar, siendo esta L2.
- Modificación de la longitud del morro del perfil alar, es decir L1.

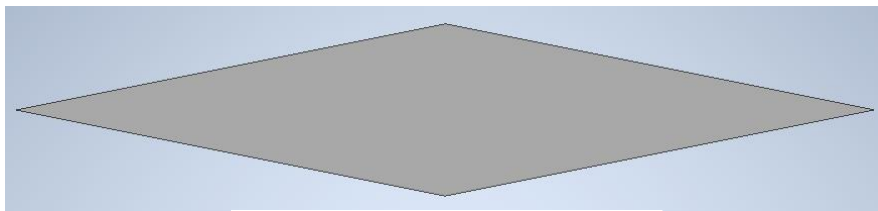
Las conclusiones obtenidas de este estudio serán la base para el diseño de tres prototipos de perfiles alares, que tendrán como objetivo la menor resistencia al avance posible, así como la mayor generación de sustentación y eficiencia aerodinámica.

## 20.1. VARIANTES GEOMÉTRICAS

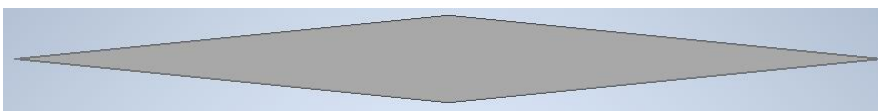
En primer lugar, comenzaremos estudiando la influencia del espesor. Para ello dimensionamos tres perfiles aerodinámicos. El perfil alar JDR\_1 es el perfil inicial, y sus dimensiones nos sirven de punto de partida para el dimensionamiento de los dos perfiles restantes. El JDR\_2 es el segundo perfil, y su espesor es menor que el JDR\_1, a diferencia del JDR\_3 que es mayor. Las dimensiones geométricas de estos perfiles quedan reflejadas en la siguiente tabla:

	L1 (mm)	L2 (mm)	H1 (mm)	H2 (mm)
JDR_1	500	500	100	100
JDR_2	500	500	50	50
JDR_3	500	500	150	150

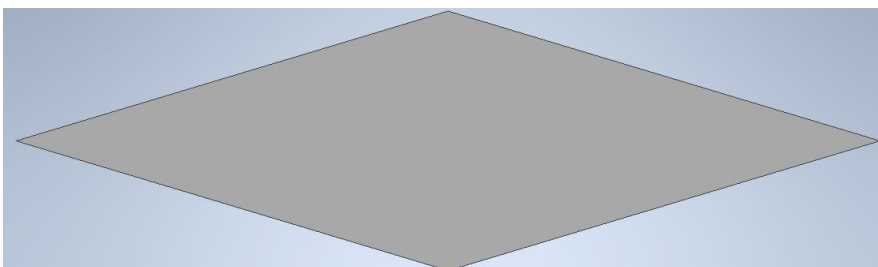
Siendo la forma de los perfiles la mostrada en las *figuras 20.2. 20.3. 20.4.*



*Figura 20.2. Perfil alar JDR\_1*



*Figura 20.3. Perfil alar JDR\_2*



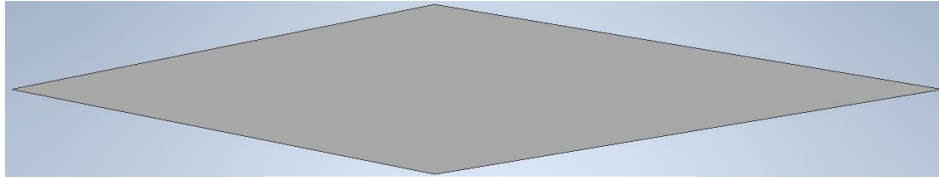
*Figura 20.4. Perfil alar JDR\_3*

En segundo lugar, analizaremos la influencia en la aerodinámica de la longitud de cola del perfil alar. Para ello igual que en el caso anterior proponemos tres perfiles. Un primer perfil inicial denominado JDR\_4 con unas dimensiones de partida, un segundo perfil

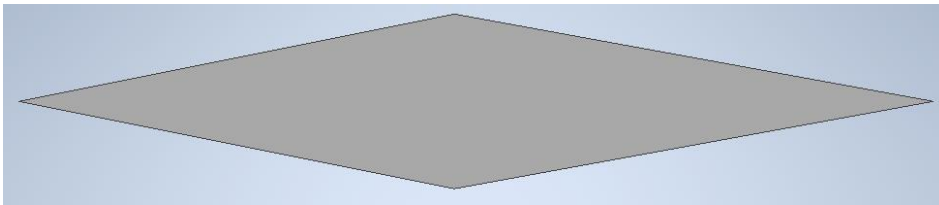
JDR\_5 en el que disminuye la longitud de cola, y un tercer perfil JDR\_6 en el que se aumenta. Las dimensiones de los tres perfiles se muestran en la tabla de a continuación:

	L1 (mm)	L2 (mm)	H1 (mm)	H2 (mm)
JDR_4	500	600	100	100
JDR_5	500	550	100	100
JDR_6	500	650	100	100

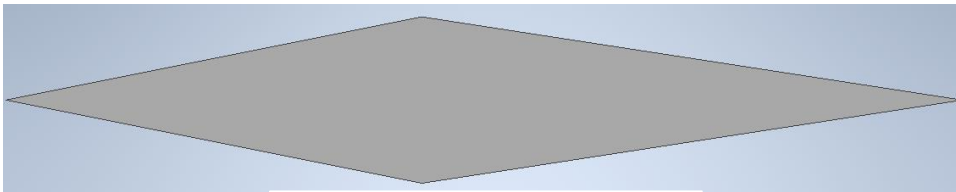
De forma que la apariencia de los perfiles es la mostrada en las *figuras 20.5. 20.6. 20.7.*



*Figura 20.5. Perfil alar JDR\_4*



*Figura 20.6. Perfil alar JDR\_5*

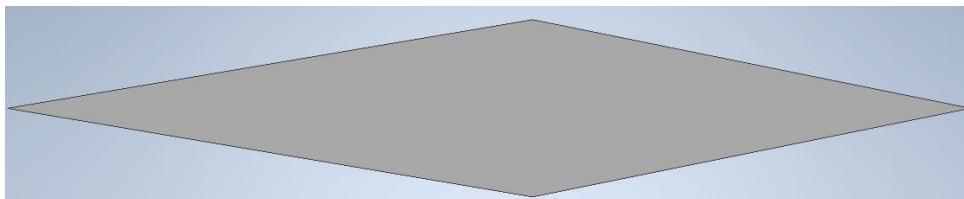


*Figura 20.7. Perfil alar JDR\_6*

Por último, estudiaremos la influencia de la longitud de morro en la aerodinámica del perfil. El perfil inicial es el JDR\_7. En el JDR\_8 disminuimos dicha longitud, mientras que el JDR\_9 la aumentamos. La tabla en la que se registra las dimensiones de estos perfiles es la siguiente:

	L1 (mm)	L2 (mm)	H1 (mm)	H2 (mm)
JDR_7	600	500	100	100
JDR_8	550	500	100	100
JDR_9	650	500	100	100

La forma de los perfiles se muestra en las *figuras 20.8. 20.9. 20.10.*



*Figura 20.8. Perfil alar JDR\_7*

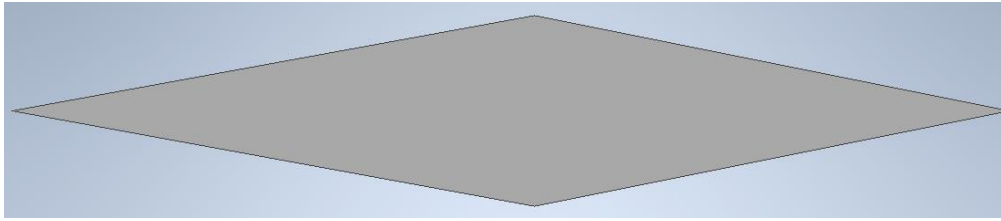


Figura 20.9. Perfil alar JDR\_8

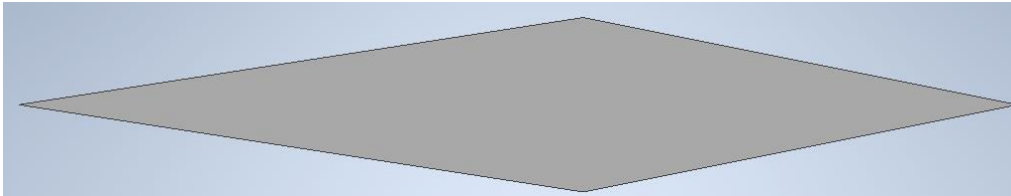


Figura 20.10. Perfil alar JDR\_9

Los planos correspondientes a cada perfil alar se pueden consultar en el ANEXO I. PLANOS.

## 20.2. SIMULACIÓN MEDIANTE CFD

Una vez presentados los diferentes perfiles alares objeto de estudio, pasamos a realizar los correspondientes análisis aerodinámicos mediante CFD. Como ya hemos comentado anteriormente, para realizar estos análisis utilizaremos el módulo de *Ansys Fluent* perteneciente a la plataforma de simulaciones *Ansys Workbench*, en concreto la versión *2020 R1*.

Primero comentar que el *software* nos permite analizar tanto casos de flujo bidimensional, como tridimensional. Dado que nuestro objetivo en este primer estudio es entender de forma simple cómo influye la variación del espesor, de la longitud de morro, y de la longitud de cola del perfil alar en los diferentes parámetros aerodinámicos característicos, no es necesario realizar simulaciones de flujo tridimensional, ya que con las de flujo bidimensional conseguiremos alcanzar la precisión suficiente para llegar a conclusiones certeras, y además lograr un gran ahorro de tiempo de computación.

### 20.2.1. Geometría

Para definir la geometría del perfil alar, así como los límites del dominio de trabajo utilizamos la herramienta propia del programa llamada *Designmodeler*. El borde de ataque lo situamos en el origen del dibujo. Una vez dibujado el perfil alar, fijaremos los límites del dominio de trabajo. Empleamos un dominio rectangular cuyas dimensiones son iguales a las mostradas en la *figura 20.11*. Dado que se trata de un análisis bidimensional el dominio de trabajo será una superficie. Para convertir el dibujo del dominio realizado en una superficie utilizamos la opción *Surfaces From Sketches*.

Con el fin de facilitar el posterior mallado y obtener una malla de mejor calidad, dibujamos en el dominio cuatro zonas tal y como se muestra en la *figura 20.12*. Mediante la herramienta *Face Split* podremos dividir el dominio de trabajo en esas cuatro zonas. Esto permitirá al programa mallar esas cuatro regiones de forma independiente, consiguiendo así una malla cuyos elementos se encuentran menos deformados, lo que repercute como ya hemos dicho en la calidad de la malla, y por tanto en una mayor precisión de los resultados que obtendremos posteriormente.

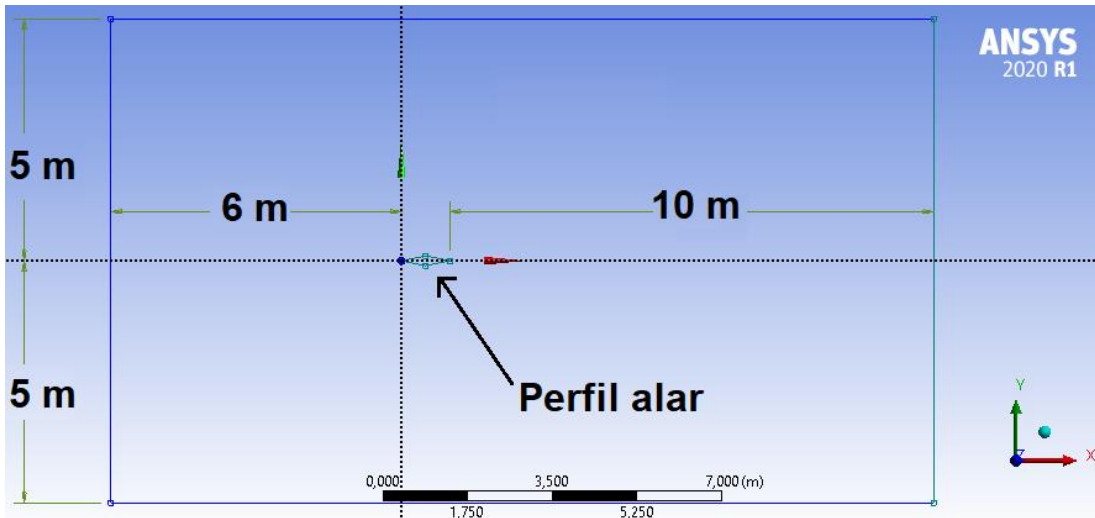


Figura 20.11. Dimensiones del dominio de trabajo

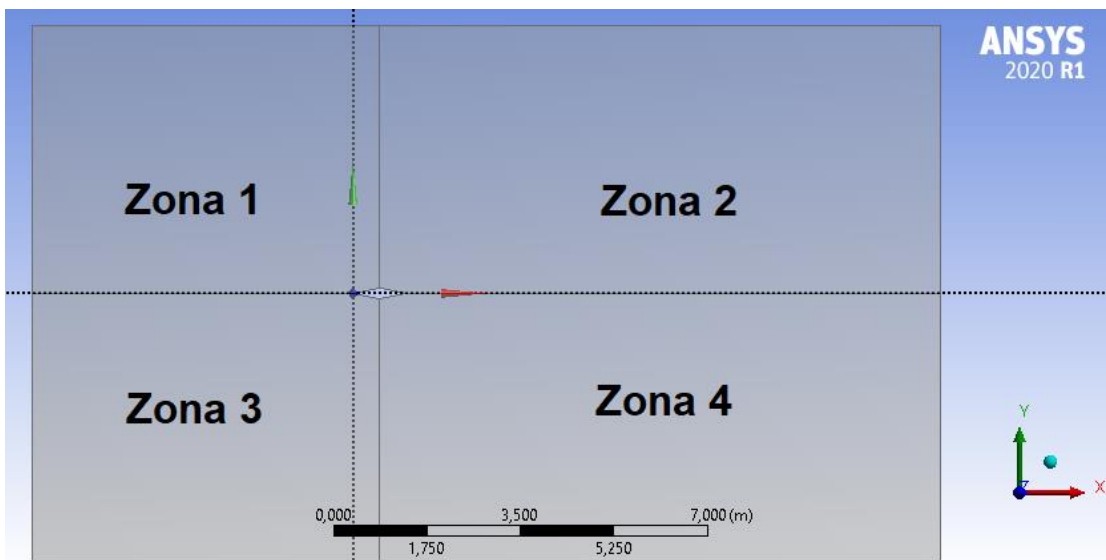


Figura 20.12. Dominio de trabajo dividido en cuatro regiones

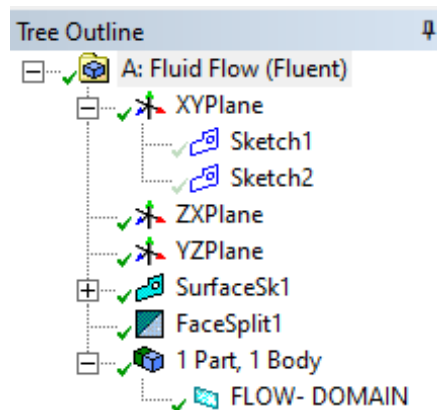


Figura 20.13. Árbol de operaciones en Geometry

Este proceso se repite en todos los perfiles alares, y para cada uno de los diferentes ángulos de ataque simulados.



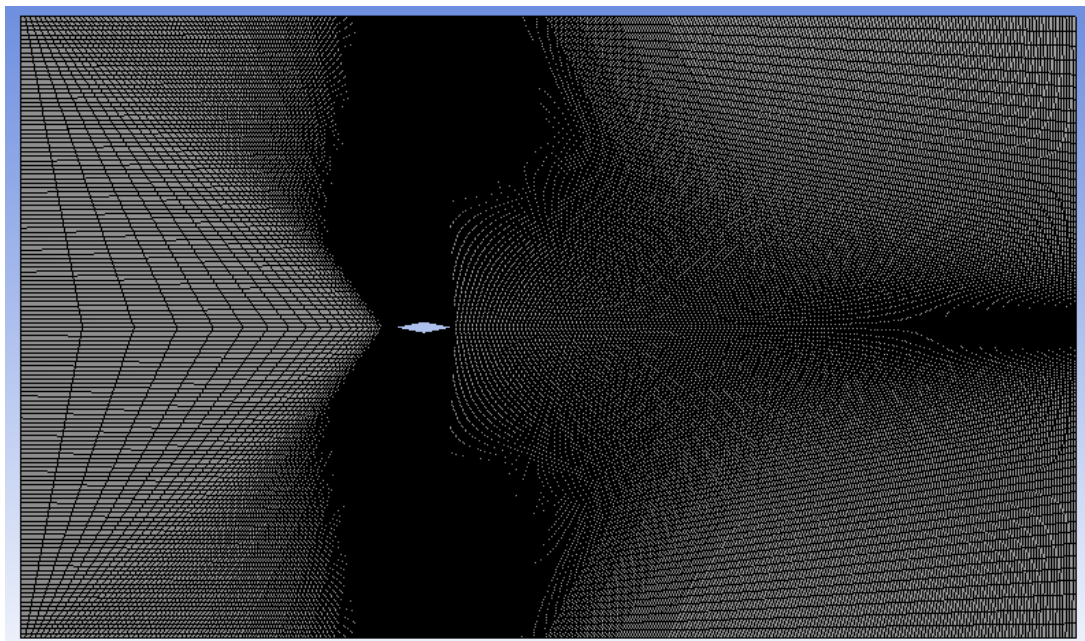
## 20.2.2. Mallado

Para comenzar, utilizaremos la opción de *Face Meshing*, que nos permite mallar de forma independiente las cuatro zonas en las que hemos delimitado el dominio de trabajo anteriormente (véase *figura 20.12.*).

La herramienta *Sizing* nos permite variar la densidad de elementos en aquella región de la malla que consideremos oportuna. Al seleccionar un cuerpo, superficie, o borde del dominio de trabajo podremos determinar el número de elementos que queremos que presente la malla en ese lugar. En el caso de los bordes, también existe la posibilidad de determinar el número de divisiones en los que queremos que se divida el borde. Si la geometría seleccionada es un borde recibe el nombre de *Edge Sizing*, si es una superficie *Face Sizing*, y si es un cuerpo *Body Sizing*. Empleamos esta herramienta en las siguientes geometrías:

- Bordes del perfil alar: determinamos que cada lado se encuentre fraccionado en cincuenta divisiones iguales.
- Bordes de unión entre la zona 1-2 y 3-4: el número de divisiones por cada lado es de setenta, y son cada una iguales.
- Borde de unión zona 2-4: fraccionamos el borde en trescientas divisiones, de forma que la longitud de la división pegada al borde de fuga sea la menor, y que la longitud de la división limítrofe con el dominio de trabajo sea la mayor.
- Borde de unión zona 1-3: empleamos ciento cincuenta divisiones, que se encuentran distribuidas de forma que la división de menor longitud sea contigua al borde de ataque del perfil, y que la de mayor longitud límite con el dominio de trabajo.

Como resultado de las diferentes operaciones realizadas obtenemos una malla similar a la mostrada en la *figura 20.14.*



*Figura 20.14. Malla del perfil alar JDR\_1 para un AOA=0°*

Tal y como podemos observar el resultado es una malla estructurada, en la que la densidad de elementos es mayor en las zonas de generación de ondas de choque, expansión, y turbulencias. A su vez, la deformación de los elementos que forman la malla es

muy pequeña. Esto queda reflejado en los diferentes parámetros que miden su deformidad, como por ejemplo *Orthogonal Quality* que presenta valores cercanos a la unidad, o *Skewness* con valores próximos a cero.

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	4,492e-003
<input type="checkbox"/> Max	0,99992
<input type="checkbox"/> Average	0,89914
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,11522

Figura 20.15. *Orthogonal Quality* de la malla del perfil alar JDR\_1 para un AOA=0°

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	8,739e-004
<input type="checkbox"/> Max	0,46232
<input type="checkbox"/> Average	0,23096
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,12867

Figura 20.16. *Skewness* de la malla del perfil alar JDR\_1 para un AOA=0°

Por último, debemos seleccionar y nombrar aquellas geometrías de especial relevancia. Esto nos permitirá posteriormente aplicar en ellas las condiciones de contorno. En nuestro caso seleccionaremos los bordes del perfil alar, a los que denominaremos *Foilwall*, y los bordes exteriores del dominio de trabajo, a los que nombremos *Farfield*.

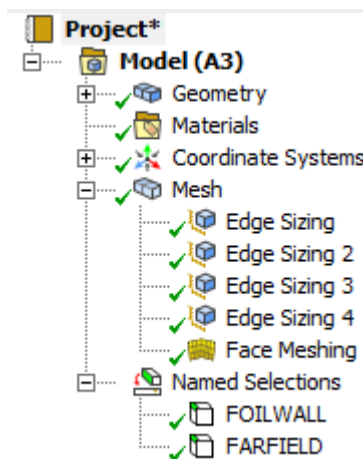


Figura 20.17. Árbol de operaciones en Mesh

Las operaciones realizadas en este apartado se repiten para cada perfil, y los diferentes ángulos de ataque simulados.

### 20.2.3. Configuración

La configuración es el último paso que realizar en la etapa de preprocesado. Lo primero que se realiza es el ajuste del *solver*. Para ello se debe seleccionar el método numérico

que se va a emplear. Las opciones son el método de presión y el método de densidad. Dado que trabajamos con un fluido compresible a altas velocidades seleccionamos el método de densidad. A su vez, se tiene que indicar si la simulación se realizará en condiciones de régimen transitorio o estacionario. Para el caso que nos ocupa realizaremos la simulación en régimen estacionario.

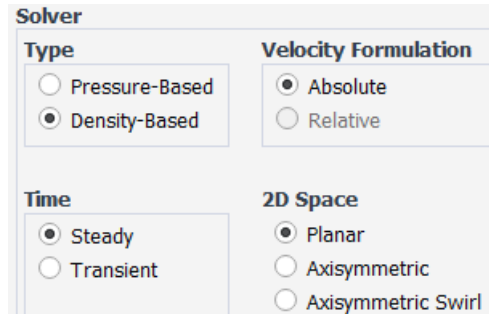


Figura 20.18. Ajustes del solver

A continuación, se selecciona el modelo matemático que el programa debe utilizar para realizar la simulación. Al simular un flujo compresible en régimen supersónico es necesario tener en cuenta la ecuación de conservación de la energía, por lo que seleccionamos esta opción. A su vez, se ha de indicar el modelo de turbulencia o viscosidad a emplear. En nuestro caso se producen fuertes gradientes de presión, por lo que seleccionamos el modelo *Realizable k-ε*.

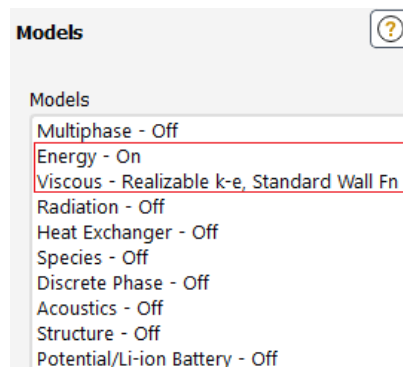


Figura 20.19. Configuración del modelo matemático

Ahora es el turno de ajustar las propiedades y características del fluido, es decir, del aire. Modificaremos simplemente dos parámetros. Uno de ellos es la densidad, que empleamos la del aire como gas ideal. El segundo es la viscosidad, que la definiremos a través de la ley de Sutherland.

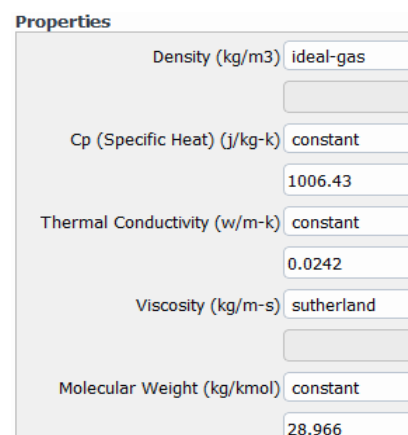


Figura 20.20. Propiedades del aire

Las condiciones de contorno son una serie de requisitos impuestos que el modelo matemático debe cumplir, de forma que la solución de este solo pueda ser la del caso objeto de estudio. Es por esto, que definir correctamente las condiciones de contorno es uno de los puntos más importantes en la configuración. Para ello simplemente debemos de seleccionar una zona, el tipo de condición de contorno que se debe cumplir en ella, y los datos correspondientes. *Ansys Fluent* define de forma automática una serie de condiciones de contorno en función del dominio de trabajo especificado en apartados anteriores. Estas condiciones de contorno pueden ser erróneas o insuficientes, por lo que deberemos o bien eliminarlas, editarlas, o definir nuevas. En nuestro caso, debemos de añadir dos nuevas condiciones de contorno.

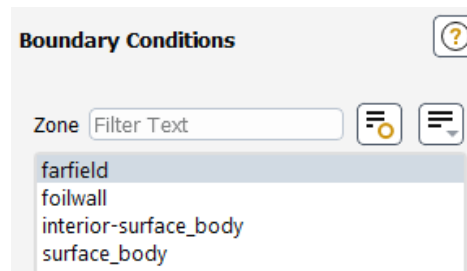


Figura 20.21. Condiciones de contorno

La primera condición de contorno se define para los límites del dominio de trabajo, que anteriormente nombremos como *Farfield*, y es del tipo *pressure-far-field*. Este tipo de condición de contorno nos permite definir las propiedades del flujo libre. Los datos que debemos introducir son la presión manométrica, la temperatura, el número de Mach, y la dirección del flujo a través de sus componentes.

La presión manométrica se define como:

$$p_{manométrica} = g \cdot h \cdot \rho$$

Siendo  $g$  la aceleración de la gravedad,  $h$  la altura a la que vuela la aeronave, y  $\rho$  la densidad del fluido. Suponiendo que la aeronave vuela a una altura  $h=5500\text{ m}$ , y teniendo en cuenta que  $g=9,81\text{ m/s}^2$ ,  $\rho=1,225\text{ Kg/m}^3$ , la presión manométrica es:

$$p_{manométrica} = 9.81 \cdot 5500 \cdot 1,225 = 66094,875\text{ Pa}$$

En la atmósfera las propiedades físicas del aire varían de forma muy compleja con la altura. Por esta razón utilizamos un modelo atmosférico que permite calcular dichas propiedades en función de la altura [6]. Para una altura  $h < 11000\text{ m}$  nos encontramos en la troposfera. La temperatura del aire en la troposfera se calcula mediante la siguiente expresión:

$$T = 15,04 - 0,00649 \cdot h$$

Por lo que, la temperatura del aire si la aeronave vuela a una altura  $h=5500\text{ m}$  es:

$$T = 15,04 - 0,00649 \cdot 5500 = -20,655\text{ °C} = 252,35\text{ K}$$

Para finalizar, indicamos que el número de Mach es  $M=2$ , y que la dirección del flujo es paralela al eje horizontal, siendo sus componentes en el resto de las direcciones nulas.

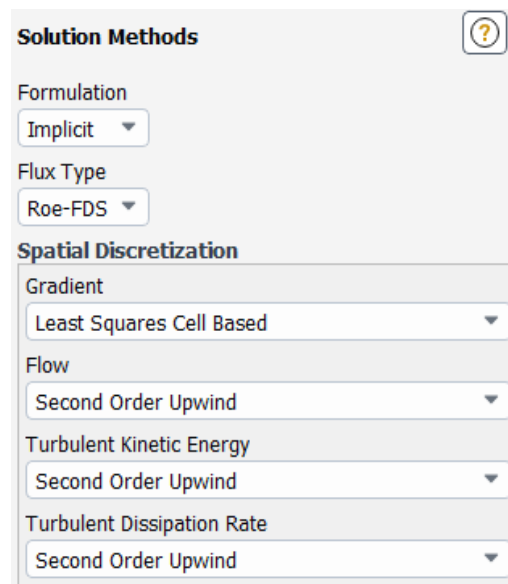
La segunda condición de contorno se aplica en los bordes del perfil alar en el dominio de trabajo, que anteriormente nombremos como *Foilwall*, y es del tipo *wall*.

Una vez fijadas las condiciones de contorno ajustamos las condiciones de operación. Únicamente se modifica el valor de la presión de operación, que pasa a ser cero.

Después de esto, modificamos los métodos de solución tal y como se muestra en la *figura 20.22*. *Upwind schemes* es un método de discretización numérica para resolver ecuaciones diferenciales parciales hiperbólicas. Este método emplea los valores aguas arriba para evaluar las propiedades en el contorno de la celda, para posteriormente calcular el valor en el centro de la celda. Por tanto, es un método que tiene en cuenta la dirección del flujo. Dependiendo del número de puntos que se tome aguas arriba podremos distinguir entre:

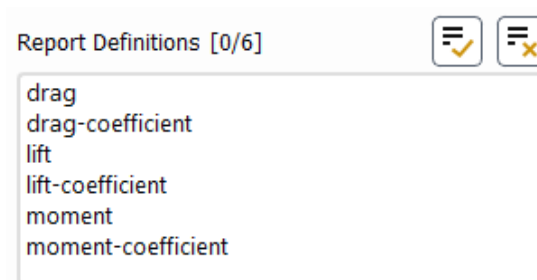
- *First order upwind scheme*: evalúa un punto aguas arriba.
- *Second order upwind scheme*: evalúa dos puntos aguas arriba.
- *Third order upwind scheme*: evalúa tres puntos aguas arriba.

En nuestro caso, se selecciona la opción *Second order upwind*. Además, se opta por una formulación implícita.



*Figura 20.22. Métodos de solución*

Mediante *Report Definitions* podremos indicar al programa que calcule los valores de sustentación, resistencia, y momento de cabeceo, así como los coeficientes correspondientes. Para ello simplemente se selecciona el tipo de fuerza o coeficiente que se quiere calcular, y la zona correspondiente. Realizamos este procedimiento para todos los parámetros aerodinámicos mencionados antes, y seleccionamos las paredes del perfil alar (*Foilwall*).



*Figura 20.23. Report Definitions*

Un método numérico converge cuando tras un número de iteraciones la solución del método se acerca de forma precisa al valor exacto de la ecuación. La convergencia de un método numérico se puede evaluar de distintas formas, siendo una de ellas los valores residuales en cada iteración de las ecuaciones empleadas en el modelo matemático. *Ansys Fluent* nos permite determinar el orden de esos valores residuales, así como monitorizarlos posteriormente durante la simulación. Establecemos que el valor residual en cada iteración debe ser del orden de  $10^{-9}$ .

Residual	Monitor	Check Convergence	Absolute Criteria
continuity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-09
x-velocity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-09
y-velocity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-09
energy	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-09
k	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-09
epsilon	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	1e-09

Figura 20.24. Valores residuales monitorizados

Después de todo esto, a través del apartado *Initialization* seleccionamos la opción de inicialización estándar, e indicamos que comience a calcular desde los límites del dominio de trabajo.

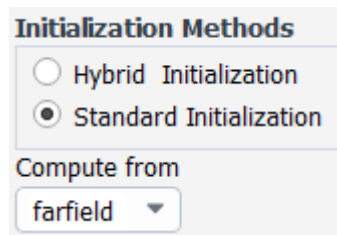


Figura 20.25. Initialization

Por último, para finalizar la etapa de configuración o *setup* debemos indicar el número de iteraciones que se deben realizar, así como aquellos otros parámetros que se quieren computar a parte de los que *Ansys Fluent* calcula por defecto. Indicamos que realice 1500 iteraciones, y que calcule además el número de Mach y densidad del aire. Una vez realizado todos estos puntos iniciamos la simulación.

Destacar que esta configuración del *setup* se repite en todas las simulaciones del presente proyecto.

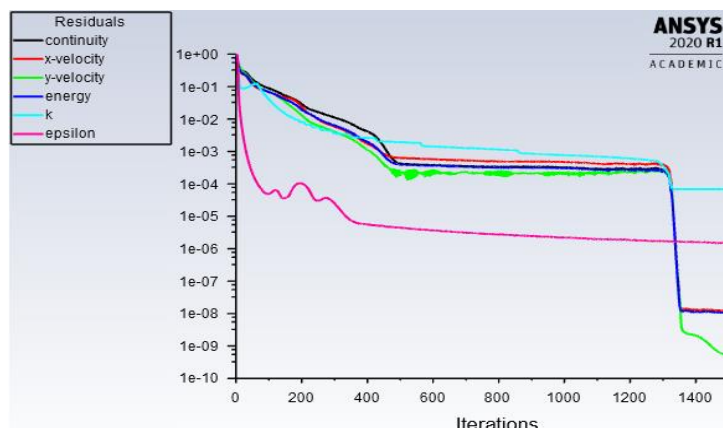


Figura 20.26. Valores residuales perfil alar JDR\_2 para un  $AOA=0^\circ$



## 20.3. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

En este estudio se han simulado las diferentes variantes geométricas propuestas anteriormente. Cada perfil se ha simulado para los ángulos de ataque:  $0^\circ$ ,  $2.5^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $7.5^\circ$ ,  $10^\circ$ , y  $12.5^\circ$ . Lo que nos da información de un rango de trabajo importante de cada uno de ellos. En todas las simulaciones se han calculado los siguientes datos:

- Sustentación, y coeficiente de sustentación.
- Resistencia, y coeficiente de resistencia.
- Eficiencia aerodinámica.
- Momento de cabeceo, y coeficiente de momento de cabeceo.
- Número de Mach, mínimo y máximo.
- Presión, mínima y máxima.
- Temperatura, mínima y máxima.
- Densidad, mínima y máxima.

Los resultados numéricos obtenidos han sido tabladados, y graficados. Además, se han obtenido imágenes de contorno de distintos parámetros de interés para los perfiles alares JDR\_2, JDR\_6, y JDR\_9. Toda esta información se puede consultar en el ANEXO II. CÁLCULOS, ya que en la MEMORIA solamente se incluye aquella información de mayor relevancia para su comprensión.

### 20.3.1. Variación del espesor del perfil alar

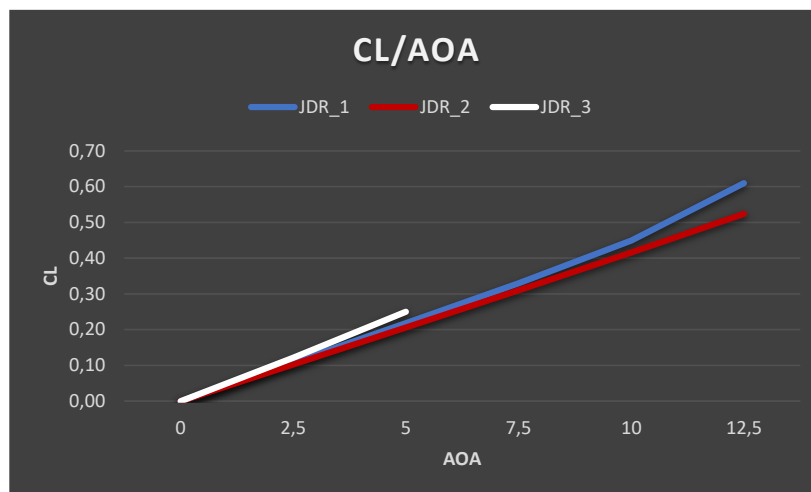


Figura 20.27. Curva CL vs AOA

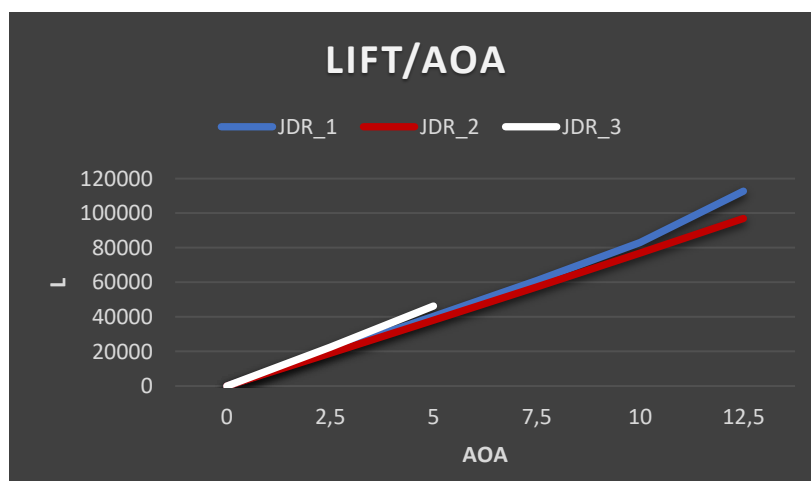


Figura 20.28. Curva Sustentación vs AOA



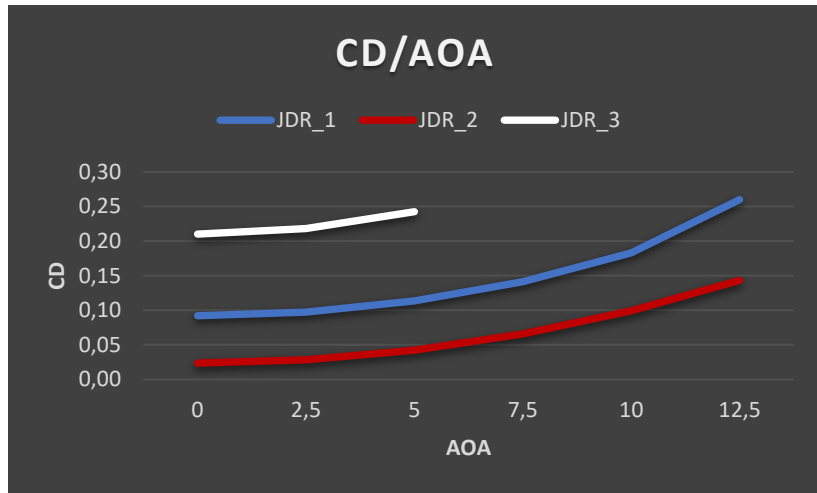


Figura 20.29. Curva CD vs AOA

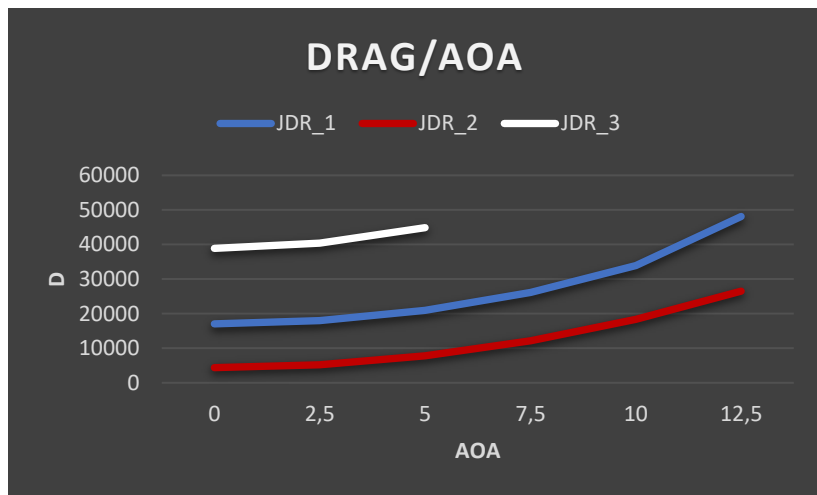


Figura 20.30. Curva Resistencia vs AOA

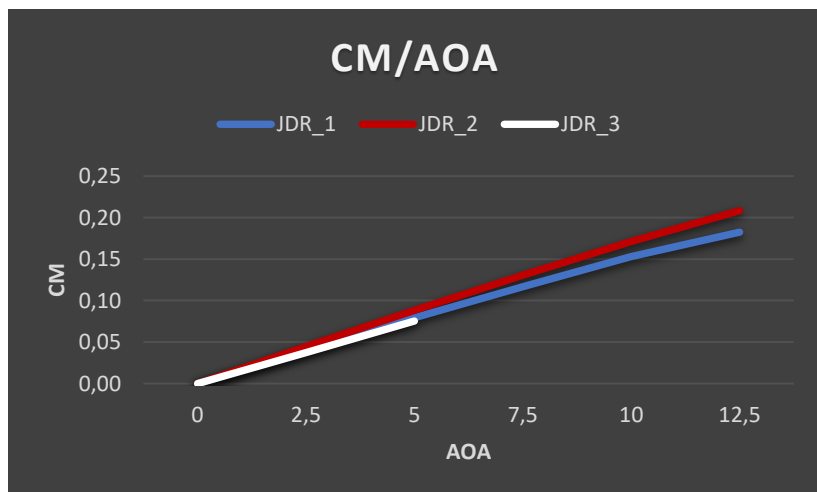


Figura 20.31. Curva CM vs AOA

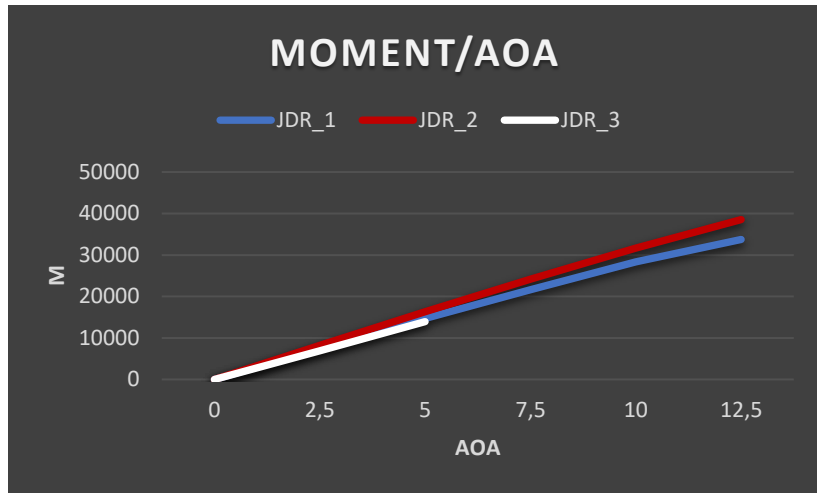


Figura 20.32. Curva Momento vs AOA

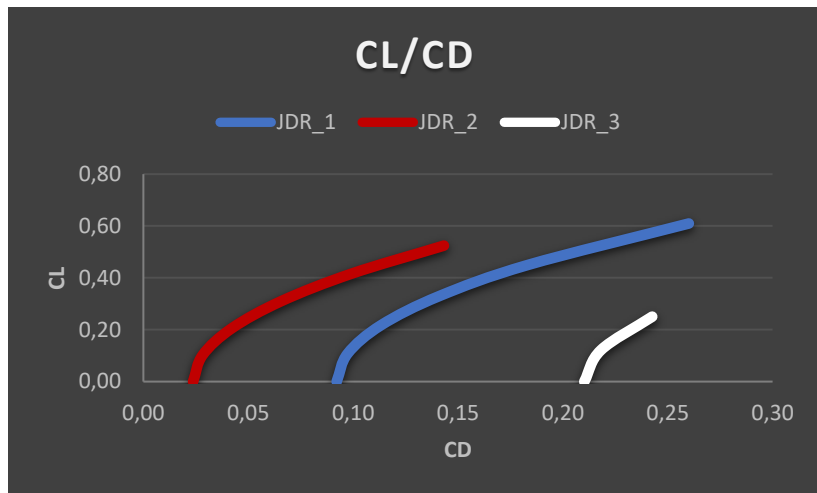


Figura 20.33. Curva eficiencia aerodinámica

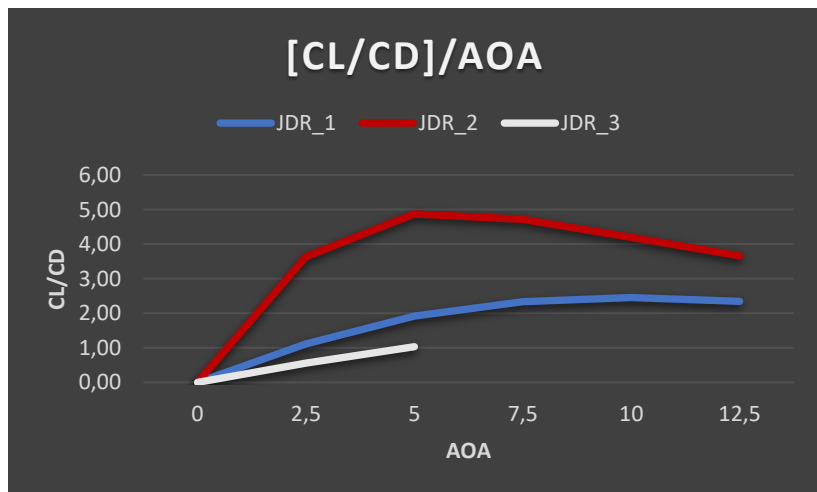


Figura 20.34. Curva [CL/CD] vs AOA

## Conclusiones

Las principales conclusiones alcanzadas en base a los resultados obtenidos son:

- La sustentación aumenta al incrementar el espesor del perfil. Por lo contrario, al disminuir el espesor, la sustentación decrece. También podemos apreciar que la generación de sustentación varía ligeramente en los diferentes casos.
- La resistencia, al igual que la sustentación, es proporcional al espesor del perfil. En este caso, la variación de resistencia al avance generada entre los distintos casos es importante.
- El momento de cabeceo es inversamente proporcional al espesor, ya que al aumentar el espesor conseguimos un menor momento de cabeceo, y por tanto un perfil más estable. El disminuir el espesor consigue justo el efecto contrario.
- La eficiencia aerodinámica incrementa al disminuir el espesor del perfil, ya que el arrastre disminuye en mayor medida que la generación de sustentación. El aumentar el espesor del perfil alar es el caso opuesto.

En resumen, disminuir el espesor del perfil alar en forma de diamante implica una mejora importante de la eficiencia aerodinámica, que es el objetivo principal del presente proyecto.

### 20.3.2. Variación de la longitud de cola del perfil alar

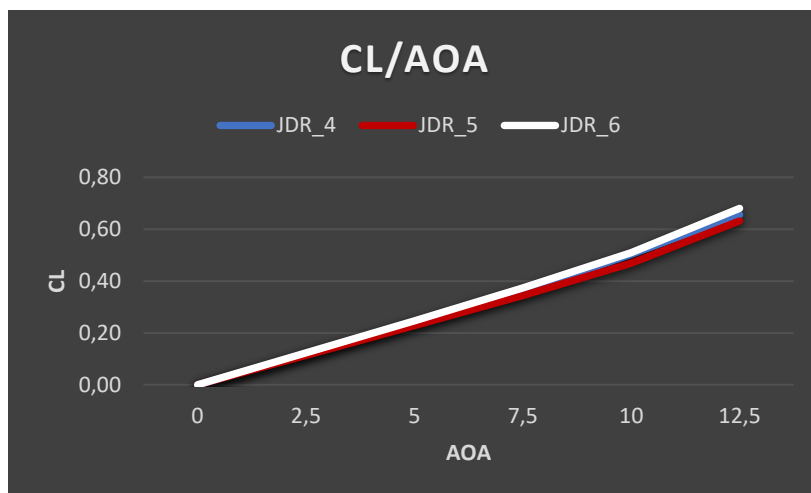


Figura 20.35. Curva CL vs AOA

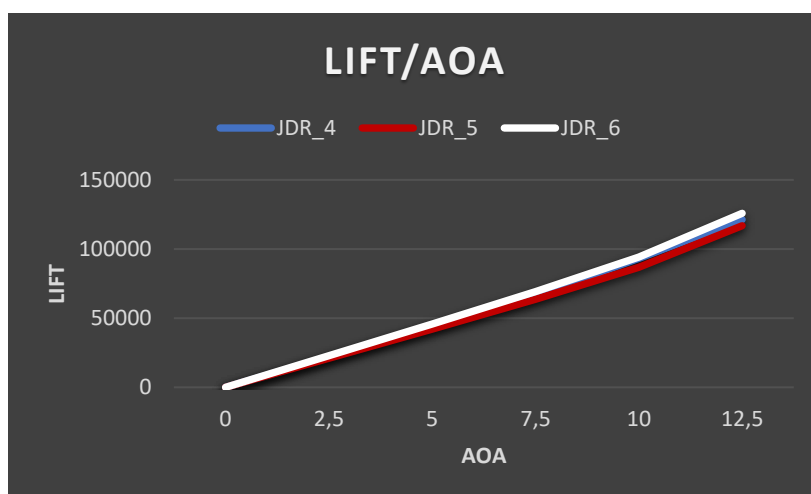


Figura 20.36. Curva Sustentación vs AOA

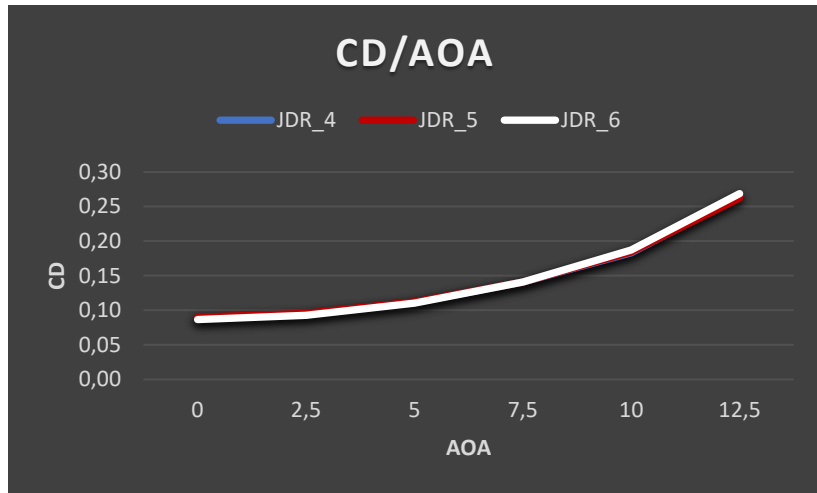


Figura 20.37. Curva CD vs AOA

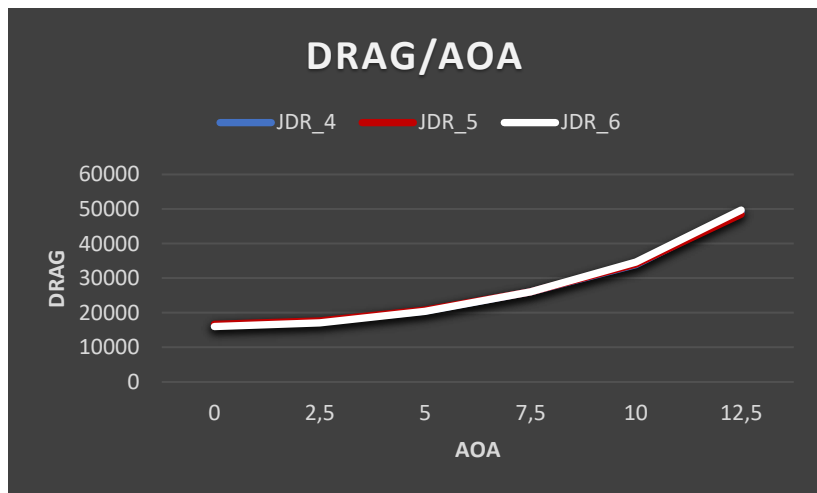


Figura 20.38. Curva Resistencia vs AOA

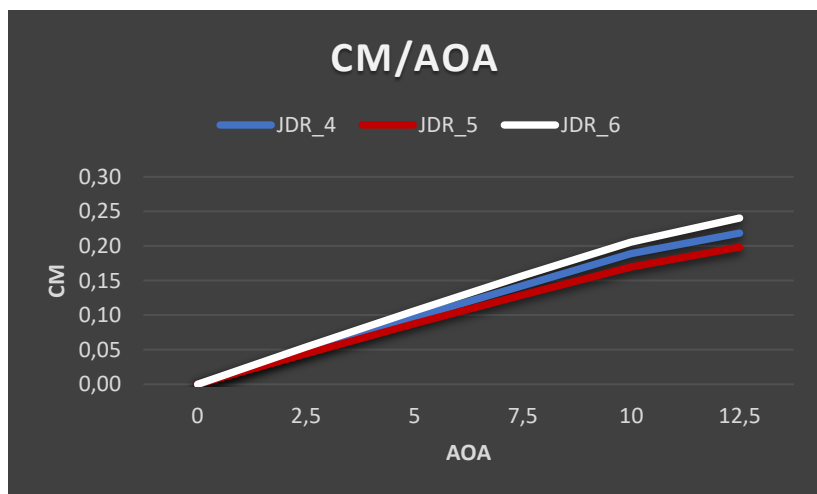


Figura 20.39. Curva CM vs AOA

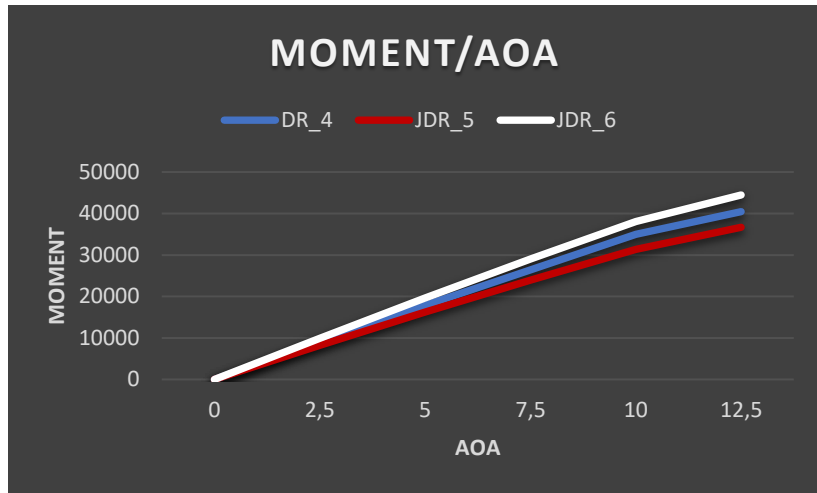


Figura 20.40. Curva Momento vs AOA

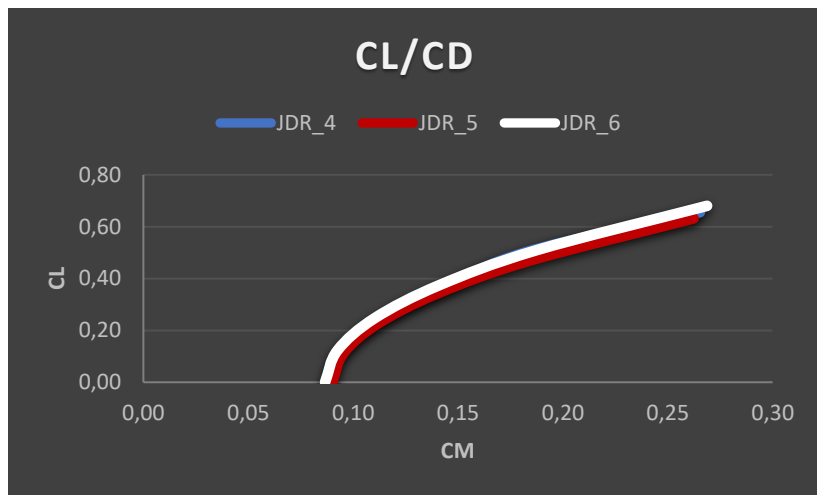


Figura 20.41. Curva CL/CD

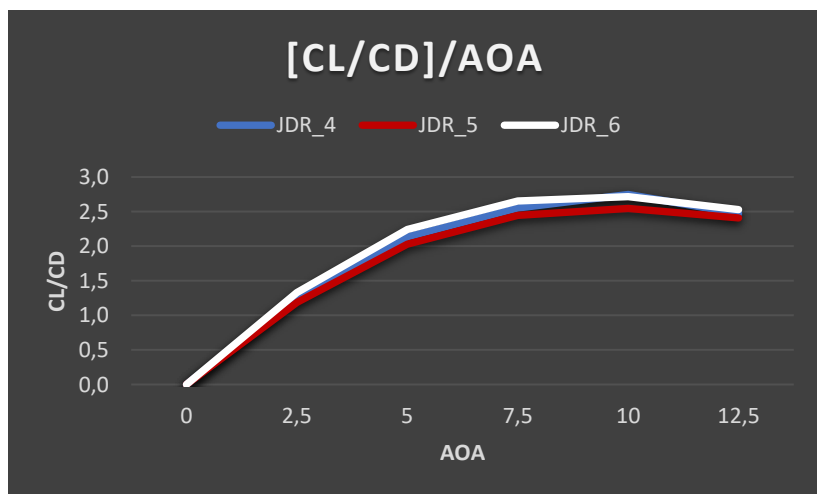


Figura 20.42. Curva CL/CD vs AOA

## Conclusiones

Antes de todo, debemos apreciar que en estos tres perfiles se ha aumentado la longitud de cola en mayor o menor medida respecto al perfil JDR\_1, pero nunca se ha disminuido. La razón es que disminuir dicha longitud, equivale a aumentar la longitud del morro, que es el caso opuesto, y el que analizaremos posteriormente. Las conclusiones alcanzadas en base a los resultados obtenidos son:

- La sustentación aumenta ligeramente al incrementar la longitud de cola.
- La resistencia aumenta residualmente al crecer la longitud de cola, siendo prácticamente igual para los tres perfiles.
- El momento de cabeceo es directamente proporcional a la longitud de cola.
- La eficiencia aerodinámica mejora al aumentar la longitud de cola, ya que a pesar de que la sustentación aumente muy poco, la resistencia se mantiene prácticamente constante.

Por tanto, aumentar la longitud de cola se traduce en un incremento de la eficiencia aerodinámica, lo que hace que se deba tener en cuenta esta variante geométrica a la hora de lograr el objetivo de mejora de la eficiencia aerodinámica del proyecto.

### 20.3.3. Variación de la longitud de morro del perfil alar

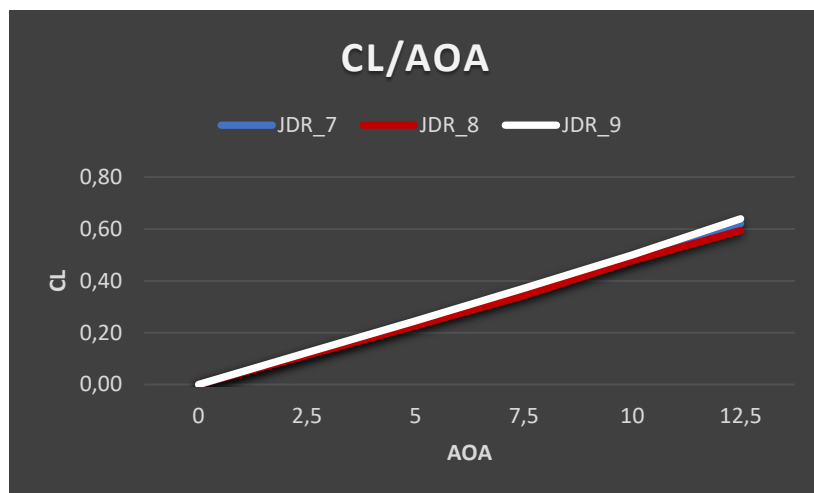


Figura 20.43. Curva CL vs AOA

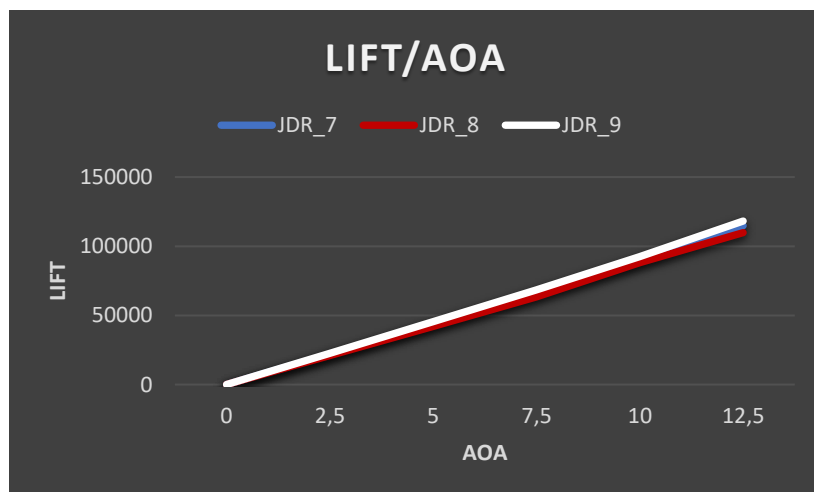


Figura 20.44. Curva Sustentación vs AOA

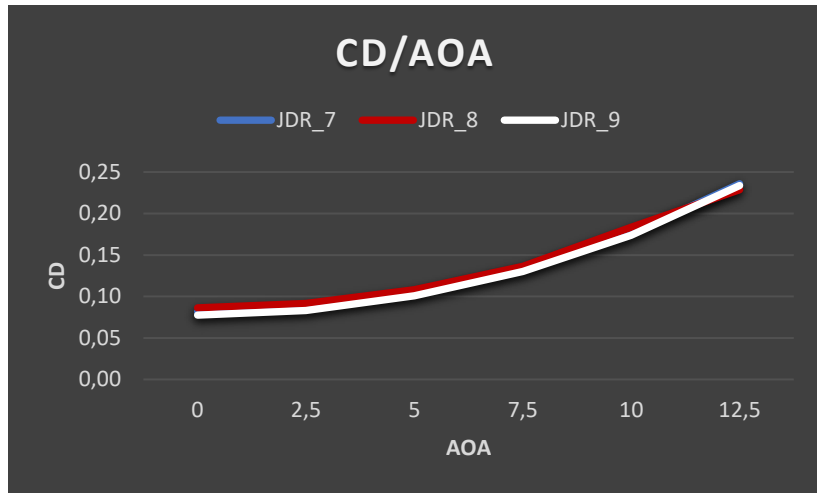


Figura 20.45. Curva CD vs AOA

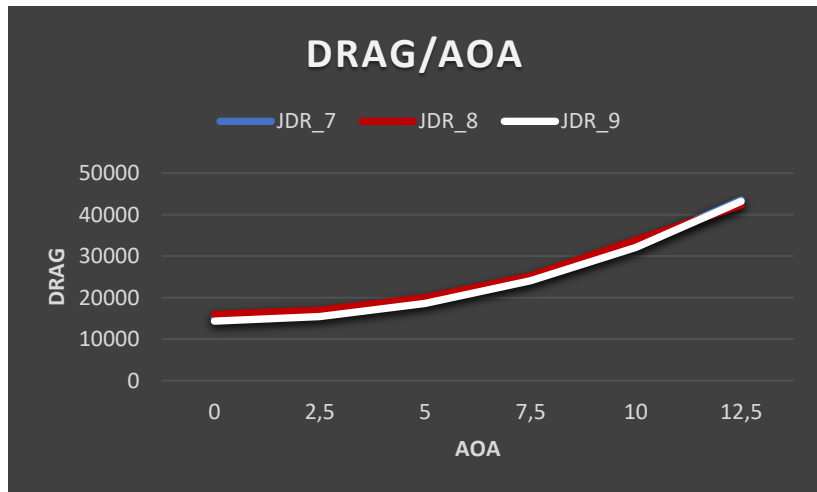


Figura 20.46. Curva Resistencia vs AOA

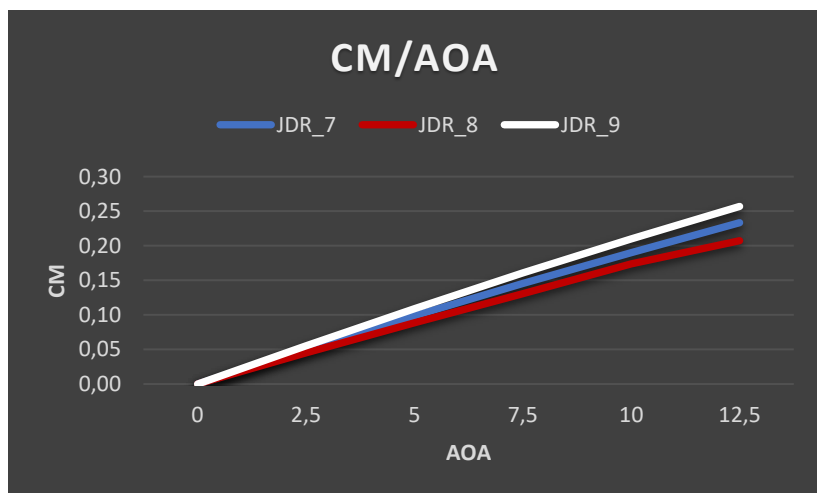


Figura 20.47. Curva CM vs AOA



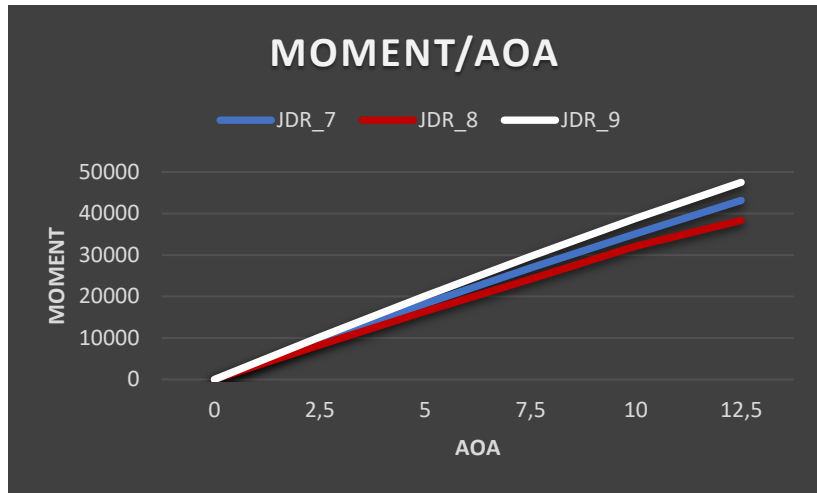


Figura 20.48. Curva Momento vs AOA

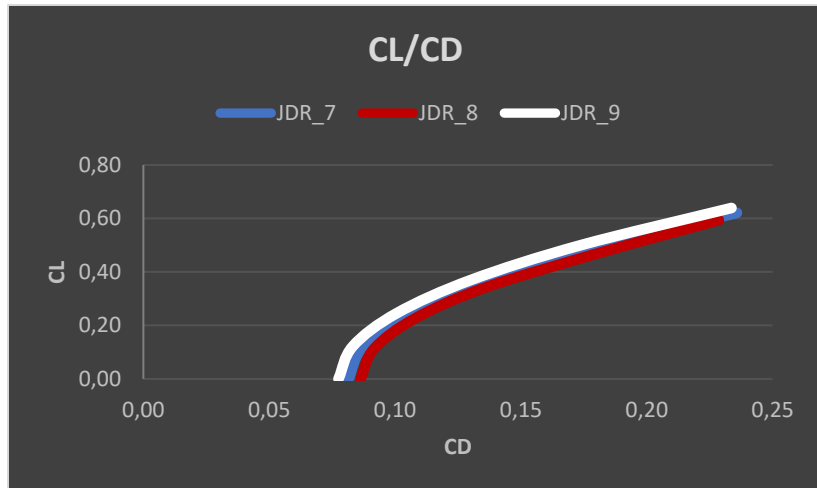


Figura 20.49. Curva CL/CD

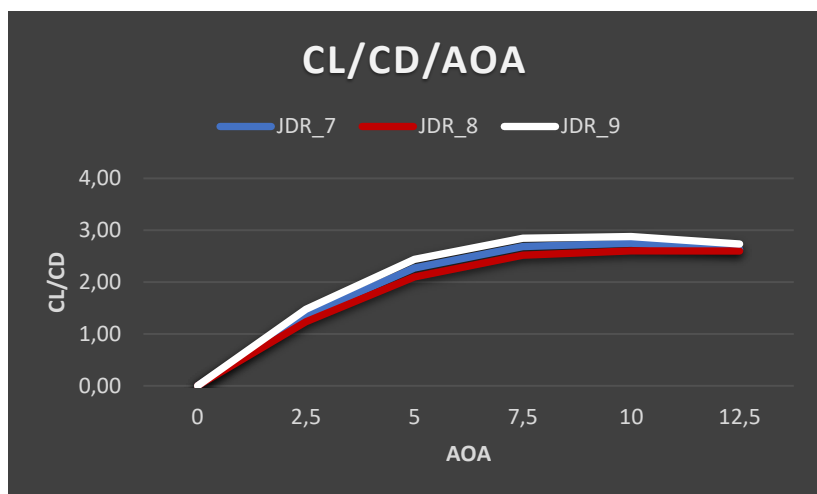


Figura 20.50. Curva CL/CD vs AOA

## Conclusiones

Las conclusiones adquiridas gracias a los resultados obtenidos son:

- La sustentación aumenta ligeramente al incrementar la longitud de morro.
- La resistencia disminuye levemente al crecer la longitud de morro.
- El momento de cabeceo es directamente proporcional a la longitud de morro.
- La eficiencia aerodinámica es mayor al aumentar la longitud de morro, ya que la sustentación aumenta, y la resistencia disminuye.

En definitiva, el incremento de la longitud de morro influye positivamente en la eficiencia aerodinámica, y por tanto es otra variante geométrica a tener en cuenta a la hora de cumplir el objetivo de mejora de la eficiencia aerodinámica del proyecto

### 20.3.4. Comparación de los perfiles alares JDR\_2, JDR\_6, y JDR\_9

Una vez analizado como influyen las diferentes variantes geométricas de los perfiles alares en forma de diamante en sus parámetros aerodinámicos, comparamos aquellas modificaciones que hayan resultado más beneficiosas desde el punto de vista de la eficiencia aerodinámica, es decir, comparamos los perfiles alares JDR\_2, JDR\_6, y JDR\_9.

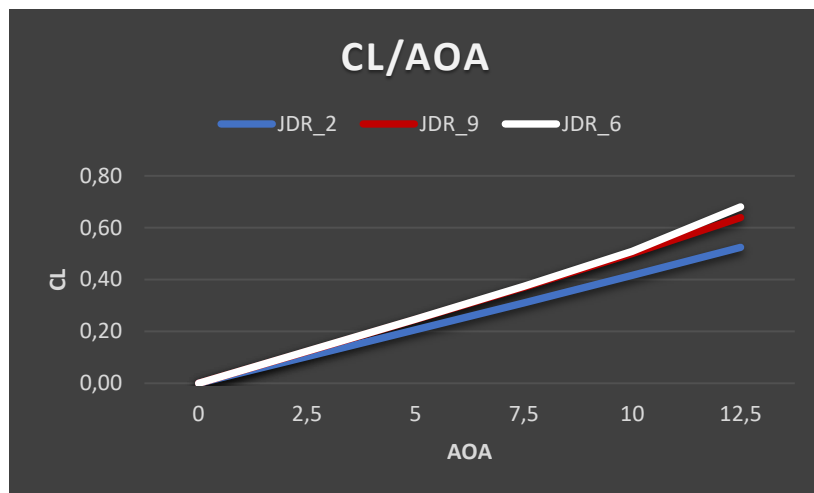


Figura 20.51. Curva CL vs AOA

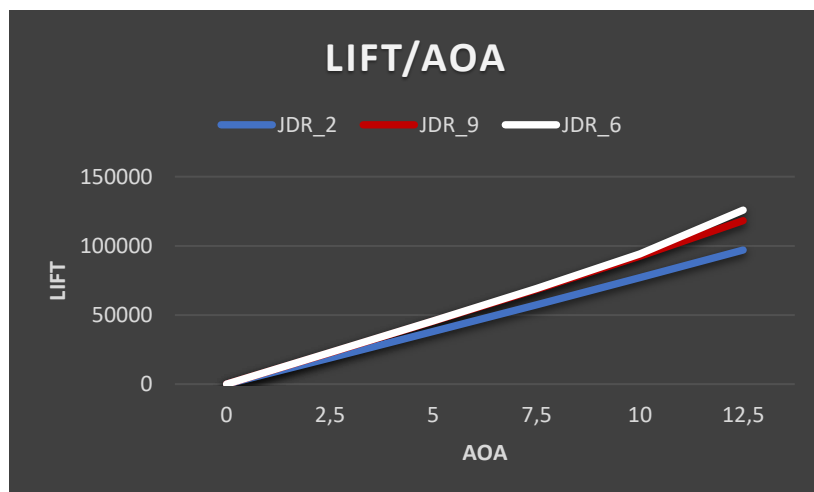


Figura 20.52. Curva Sustentación vs AOA

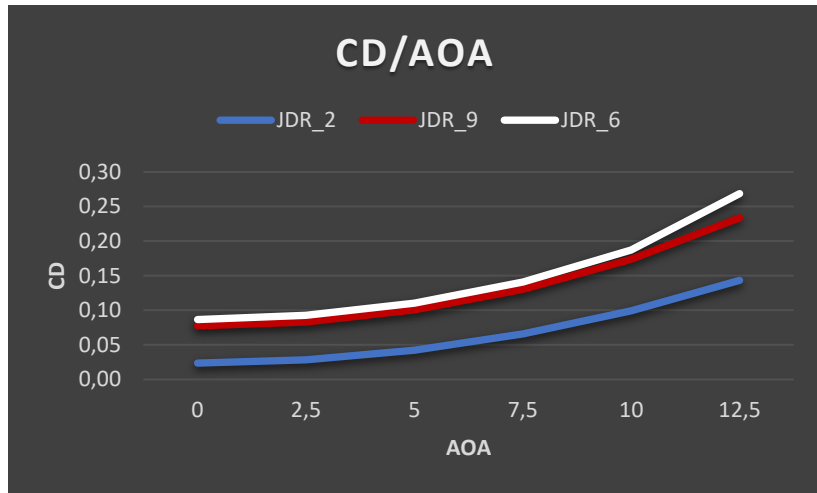


Figura 20.53. Curva CD vs AOA

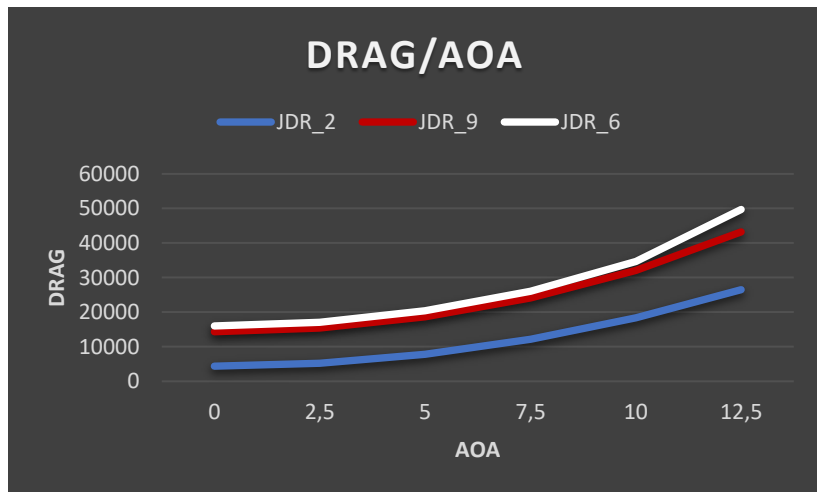


Figura 20.54. Curva Resistencia vs AOA

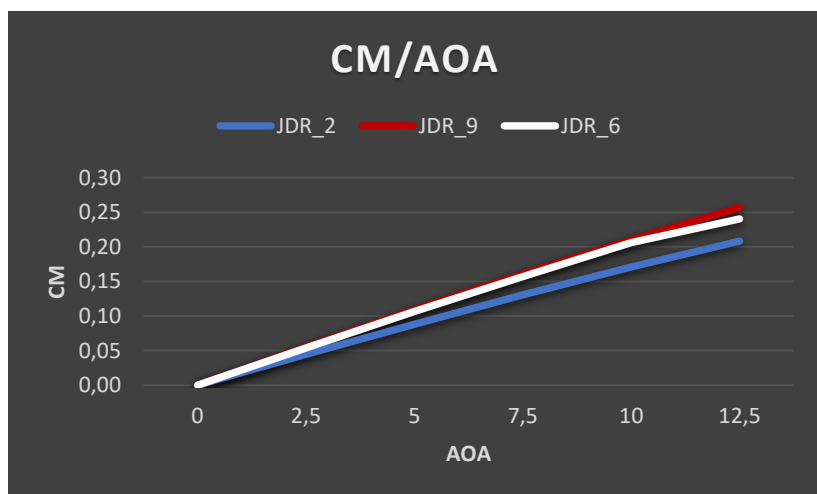


Figura 20.55. Curva CM vs AOA

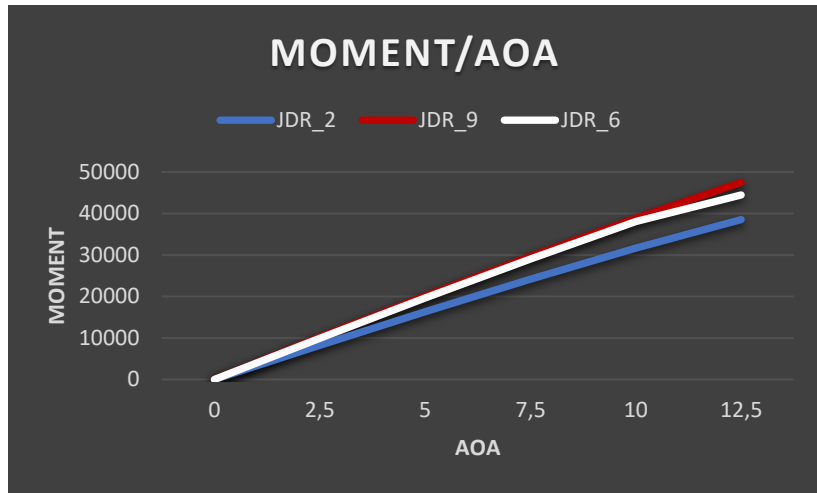


Figura 20.56. Curva Momento vs AOA

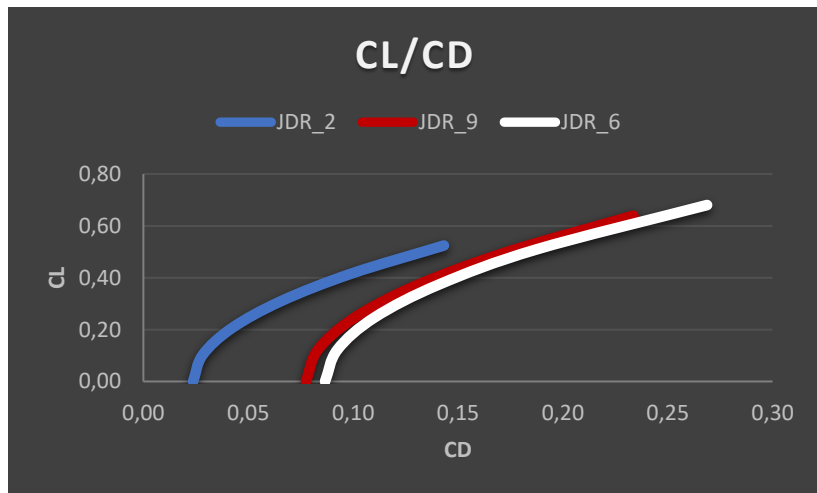


Figura 20.57. Curva CL/CD

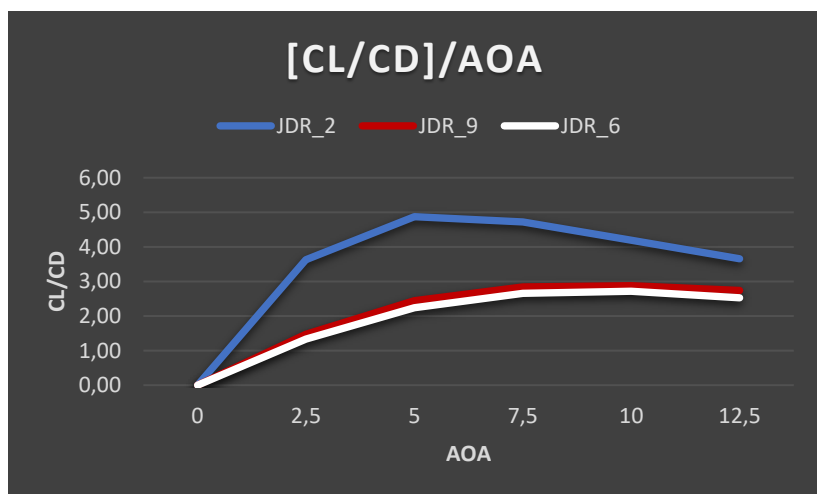


Figura 20.58. [CL/CD] vs AOA

## Conclusiones

La principal deducción que podemos obtener de esta comparación es que la variante geométrica que más positivamente influye en la eficiencia aerodinámica del perfil alar es la reducción del espesor. Además, este aumento de la eficiencia aerodinámica es bastante considerable frente a las otras dos variantes. En segundo lugar, se encuentra el aumento de la longitud del morro, y por último el incremento de la longitud de cola. Estas dos últimas variantes geométricas presentan resultados parecidos.

Finalmente, de cara a alcanzar el objetivo de mejora de la eficiencia aerodinámica del proyecto, se plantea que combinar una reducción del espesor, con un aumento de la longitud de morro, o de la longitud de cola del perfil alar, debe mejorar aún más los resultados de eficiencia aerodinámica. Esta hipótesis es la base sobre la que se diseñan los prototipos de perfil alar propuestos en el próximo apartado, cuyos resultados nos servirán para analizar la validez de dicha idea.

## 21. ANÁLISIS AERODINÁMICO DE PROTOTIPOS DE PERFIL ALAR EN FORMA DE DIAMANTE

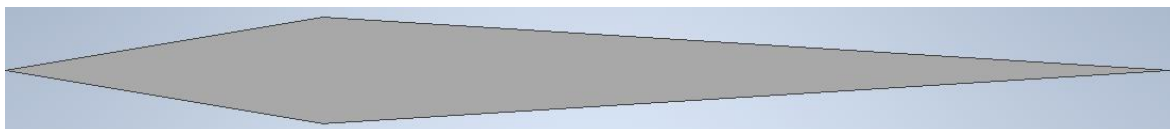
En base a los resultados obtenidos en el capítulo anterior, así como de las conclusiones alcanzadas, se van a diseñar tres propuestas de perfil alar en forma de diamante. Estos perfiles serán simulados mediante CFD, para posteriormente ser analizados aerodinámicamente. Aquel perfil alar que presente una mayor eficiencia aerodinámica es el que emplearemos en el futuro prototipo de ala. Esto último hace que sea necesario unos resultados que definan de forma exacta y precisa el comportamiento de dicho perfil. Por tanto, persiguiendo este fin se le realizará una simulación tridimensional mediante CFD.

### 21.1. PROTOTIPOS DE PERFIL ALAR

Las dimensiones de los tres perfiles alares diseñados son:

	L1 (mm)	L2 (mm)	H1 (mm)	H2 (mm)
JDR_I	300	800	50	50
JDR_II	800	300	50	50
JDR_III	800	300	75	75

El primer perfil, denominado JDR\_I, se caracteriza por un espesor reducido que le permite obtener una mayor eficiencia aerodinámica. Además, se opta por un diseño de cola larga que permita potenciar aún más la generación de sustentación, sin generar un aumento de la resistencia aerodinámica, favoreciendo así aún más la eficiencia aerodinámica.



*Figura 21.1. Perfil alar JDR\_I*

El segundo perfil diseñado es el JDR\_II. Las dimensiones empleadas son iguales a las del perfil anterior, con la única diferencia de que la longitud de cola se intercambia con la de morro, y la del morro con la de cola, siendo por tanto el caso justamente opuesto. La razón de este intercambio de dimensiones es analizar que combinación consigue una mejor eficiencia aerodinámica, ya que en el capítulo anterior analizamos como influyen estas variantes geométricas por separado, pero no de forma conjunta.



Figura 21.2. Perfil alar JDR\_II

El tercer perfil alar es el JDR\_III. Este es una variante del perfil anterior en el que se ha aumentado ligeramente el espesor. El aumento del espesor ya hemos comprobado anteriormente que repercute perjudicialmente en la resistencia al avance, pero también influye muy positivamente en la generación de sustentación. Por tanto, el objetivo que se persigue con esta modificación es buscar una solución de compromiso, donde el aumento de sustentación compense el incremento de resistencia, obteniendo un buen resultado en la eficiencia aerodinámica. Para potenciar aún más la generación de sustentación frente a la de resistencia se mantiene la mayor longitud de morro, que como ya sabemos influye positivamente en este aspecto.

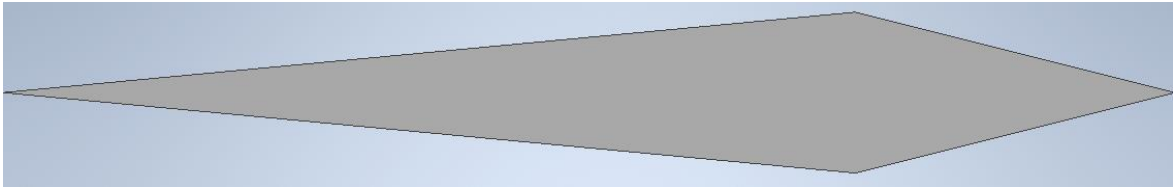


Figura 21.3. Perfil alar JDR\_III

Los planos correspondientes a cada perfil alar se incluyen en el ANEXO I. PLANOS.

## 21.2. ELECCIÓN DEL PROTOTIPO DE PERFIL ALAR

Los tres prototipos de perfil alar han sido simulados mediante CFD. Cada perfil ha sido estudiado para los siguientes ángulos de ataque: 0°, 2.5°, 5°, 7.5°, 10°, 12.5°, y 15°. El aumentar el rango de ángulos de ataque para los que se analiza cada perfil nos permite obtener una información más precisa del comportamiento de cada prototipo.

Dado que el procedimiento seguido en los ajustes de geometría, mallado, y configuración de cada simulación CFD es el mismo que en el estudio anterior, pasamos directamente a exponer los resultados.

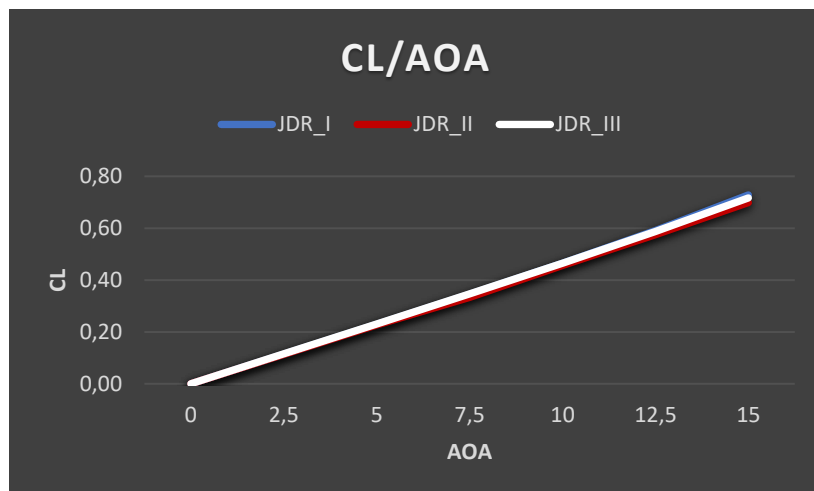


Figura 21.4. Curva CL vs AOA

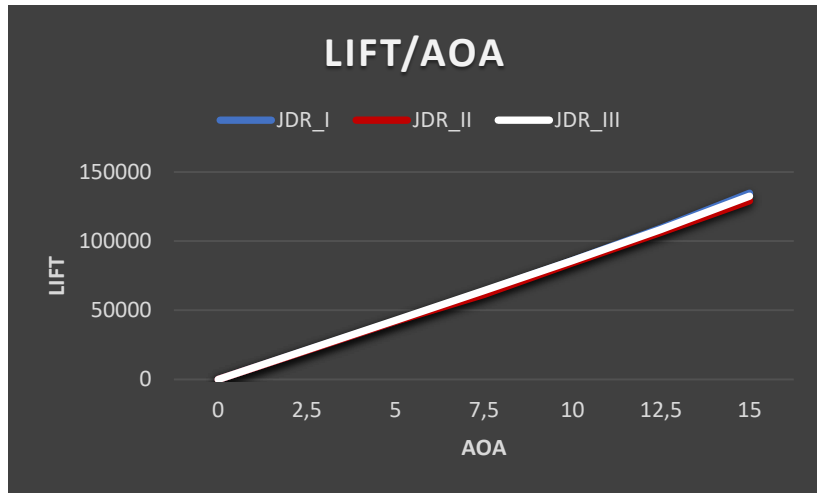


Figura 21.5. Curva Sustentación vs AOA

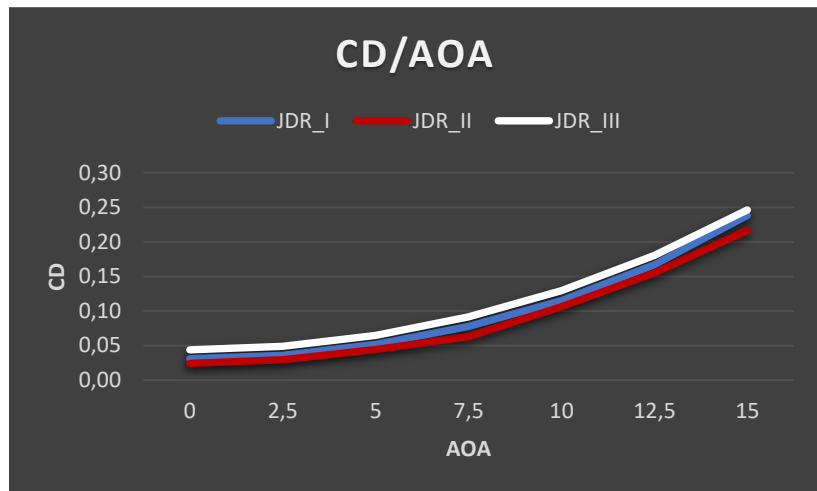


Figura 21.6. Curva CD vs AOA

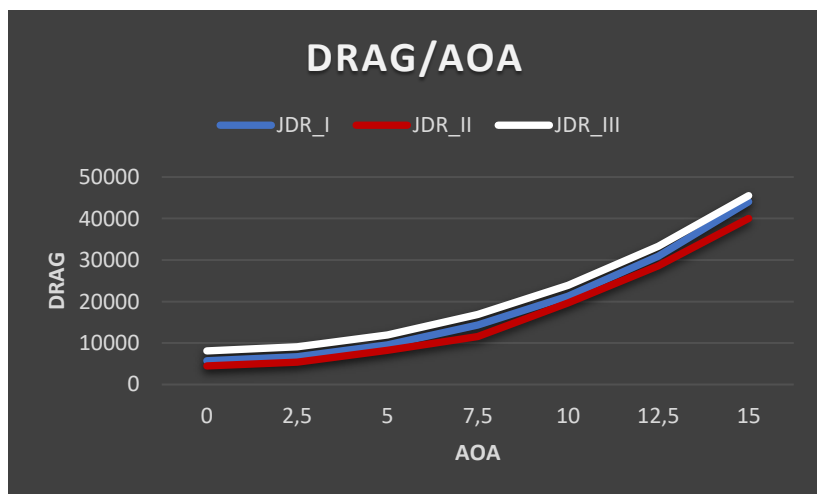


Figura 21.7. Curva Resistencia vs AOA



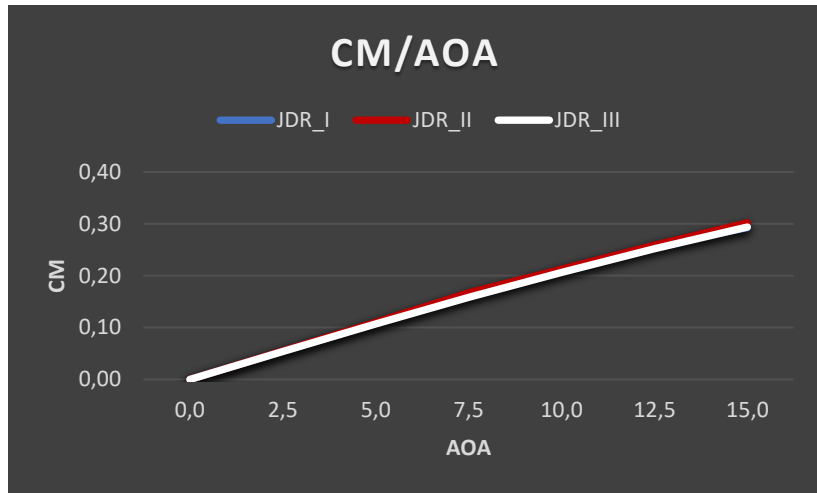


Figura 21.8. Curva CM vs AOA

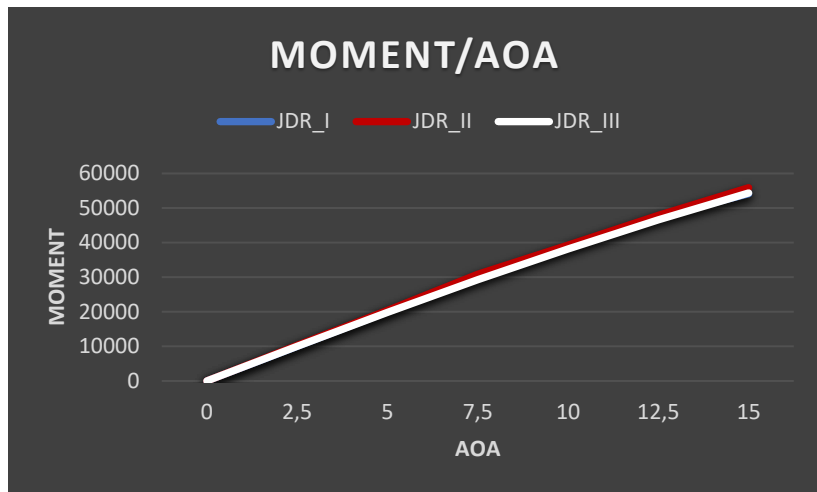


Figura 21.9. Curva Momento vs AOA

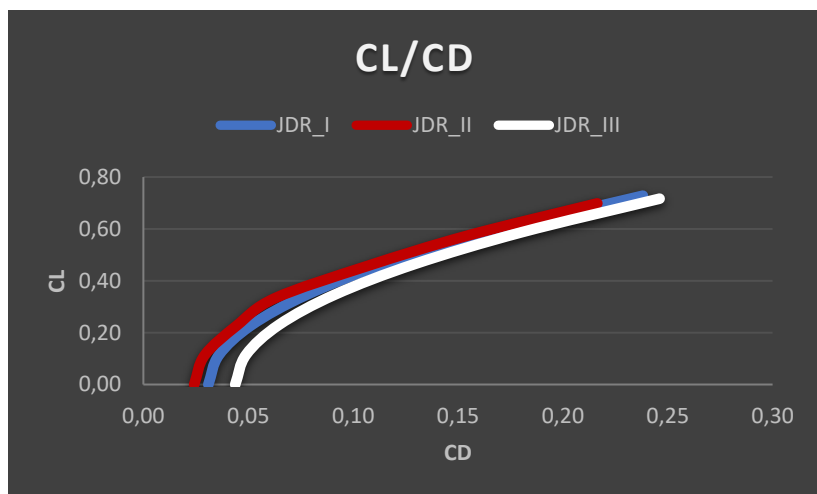


Figura 21.10. Curva CL vs CD

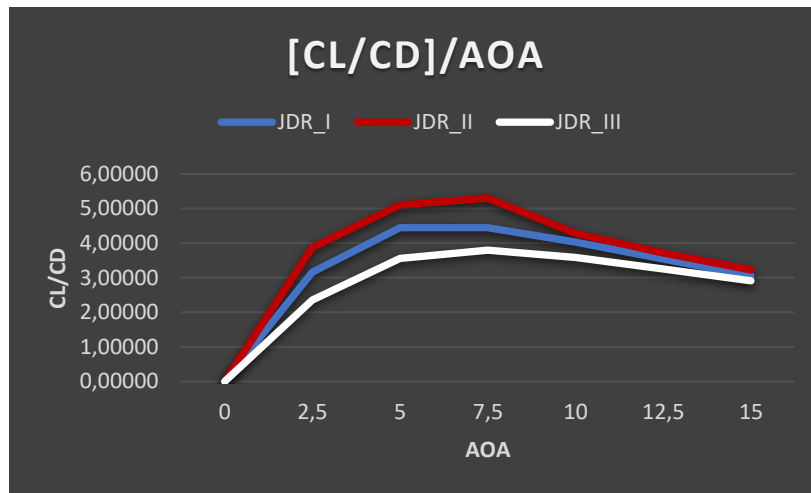


Figura 21.11. Curva [CL/CD] vs AOA

### Conclusiones

Lo primero que podemos destacar de los resultados obtenidos es que la generación de sustentación es prácticamente similar para los tres perfiles, llegando a existir una muy ligera diferencia en el último tramo de la curva. Esa mínima diferencia juega a favor del perfil alar JDR\_I, en contra posición al JDR\_II.

En cuanto a la resistencia, sí podemos observar una diferencia de resultados entre los tres perfiles. Subrayar el perfil JDR\_II, ya que es el que menor resistencia al avance genera. El JDR\_III es el más perjudicado, puesto que es el perfil alar que opone una mayor resistencia aerodinámica.

El momento de cabeceo entre los tres perfiles aerodinámicos es muy similar, pero se puede observar una mayor diferencia de resultados a medida que aumenta el ángulo de ataque. El perfil que presenta un menor momento, y por tanto una mayor estabilidad, es el perfil JDR\_III, en contraposición al JDR\_II que es el más inestable.

La gran igualdad en la generación de sustentación, y la diferencia en la producción de resistencia entre los tres perfiles, hace que el perfil alar más eficiente aerodinámica-mente sea el JDR\_II, seguido del JDR\_I, y el JDR\_III, en ese orden de preferencia. Por tanto, el perfil alar JDR\_II satisface el objetivo del proyecto de mejora de la eficiencia aerodinámica del ala de una aeronave de combate que opere en régimen supersónico, a una velocidad de Mach 2, y una altura de 5500m. En consecuencia, el perfil alar JDR\_II será el que se estudie en un mayor grado de detalle, y el que se implemente en el prototipo de ala en delta.

Pasamos a evaluar ahora sí las razones que justificaron el diseño de los tres perfiles cumplieron el cometido esperado. En primer lugar, debemos de recordad que según los resultados del estudio anterior la reducción de espesor, el aumento de la longitud de cola, y el incremento de la longitud de morro del perfil alar son modificaciones geométricas en los perfiles alares en forma de diamante que presentan resultados beneficiosos en la eficiencia aerodinámica. Por tanto, podemos pensar que una combinación de estas modificaciones resulte aún más favorable en la mejora de la eficiencia aerodinámica. Por esta razón, se ha combinado un menor espesor con el aumento de la longitud de cola, o de morro, dando lugar a los perfiles JDR\_I, y JDR\_II respectivamente. En vista de los resultados obtenidos podemos concluir que la combinación de estas variantes geométricas repercute en una mayor mejora de la eficiencia aerodinámica. Además, aun

también disminuyendo el espesor del perfil sigue siendo más productivo aumentar la longitud de morro, que de cola en vistas a la eficiencia aerodinámica.

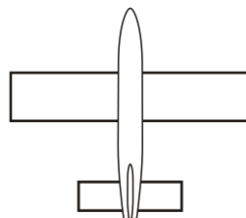
Abordamos ahora el perfil alar JDR\_III. El objetivo buscado con este diseño era aumentar la sustentación con el incremento de espesor, y compensar el crecimiento de la resistencia empleando una mayor longitud de morro, que además influyera positivamente en la sustentación, obteniendo así una solución de compromiso. Tal y como podemos observar en los resultados obtenidos, el incremento de la longitud del morro, y sobre todo el aumento de espesor, no ha influido sustancialmente en la generación de sustentación, no llegando ni siquiera a ser el perfil alar que mayor sustentación genere. En contraposición, el aumento de espesor sí ha influido perjudicialmente a la hora de obtener una baja resistencia aerodinámica, ya que ni siquiera el aumento de la longitud del morro ha impedido que sea el perfil alar con mayor resistencia al avance. Todo esto hace que sea el perfil menos eficiente aerodinámicamente. Por último, añadir que el aumento de espesor sí ha contribuido positivamente a la estabilidad del perfil, tal y como ya esperábamos.

Al igual que en el estudio anterior, los resultados numéricos obtenidos han sido tabladados, y graficados. A su vez, se han obtenido las imágenes de contorno del perfil alar JDR\_II correspondientes a aquellos parámetros más interesantes. Toda esta información se puede consultar en el *ANEXO II. CÁLCULOS*.

### 21.3. SIMULACIÓN MEDIANTE CFD

Hasta este momento, los análisis aerodinámicos realizados se basaban en los resultados obtenidos en simulaciones CFD del perfil objeto de estudio para un flujo bidimensional, y no tridimensional. Esto permitía obtener una información relativamente precisa con un coste computacional reducido, y en consecuencia con un tiempo de computación eficaz. Una vez conocido que el prototipo de perfil alar JDR\_II es el más eficiente aerodinámicamente es interesante conocer en un mayor grado de detalle su comportamiento real en vuelo. Para ello, se va a realizar una simulación mediante CFD para un flujo tridimensional a cada ángulo de ataque.

Un perfil alar por definición es un elemento bidimensional, y para realizar una simulación CFD con flujo tridimensional se debe emplear un elemento de tres dimensiones. Por tanto, la geometría a simular ya no es un perfil alar, sino un ala que emplee dicho perfil. Dado que simplemente queremos tener en cuenta la influencia de la tercera componente del flujo en el comportamiento aerodinámico del perfil, la configuración alar utilizada es una ala recta de cuerda constante. Esta es la configuración alar más sencilla, y cuya geometría no influye de forma importante en el comportamiento aerodinámico del perfil.



*Figura 21.12. Aeronave de ala recta y cuerda constante*

El proceso que se ha seguido a la hora de definir tanto la geometría, como la malla de las simulaciones para flujo tridimensional realizadas, es ligeramente diferente al utilizado en las simulaciones anteriores. Por esta razón, se explica a continuación las modificaciones implementadas en estos dos puntos.

### 21.3.1. Geometría

En primer lugar, dibujamos el perfil alar JDR\_II, y el dominio de trabajo. Este último sigue siendo rectangular, y mantiene las mismas dimensiones. A continuación, se les da profundidad a estos dibujos, para ello se emplea la herramienta *Extrude*. La dirección de extrusión utilizada es la normal al plano de dibujo, y la distancia es de un 1 m para el perfil, y 2 m para el dominio de trabajo. El resultado de estas operaciones es la obtención de dos cuerpos independientes. Para que formen un único cuerpo se utiliza la herramienta *Boolean*, y se aplica una operación de substracción. Por último, dibujamos un contorno de igual forma, y dimensiones a las que se muestra en la *figura 21.13*. Sobre este dibujo realizamos una extrusión normal al plano de 1,25 m de longitud. El cuerpo resultante nos permitirá posteriormente facilitar la operación de mallado, y obtener una malla poco deformada y de buena calidad.

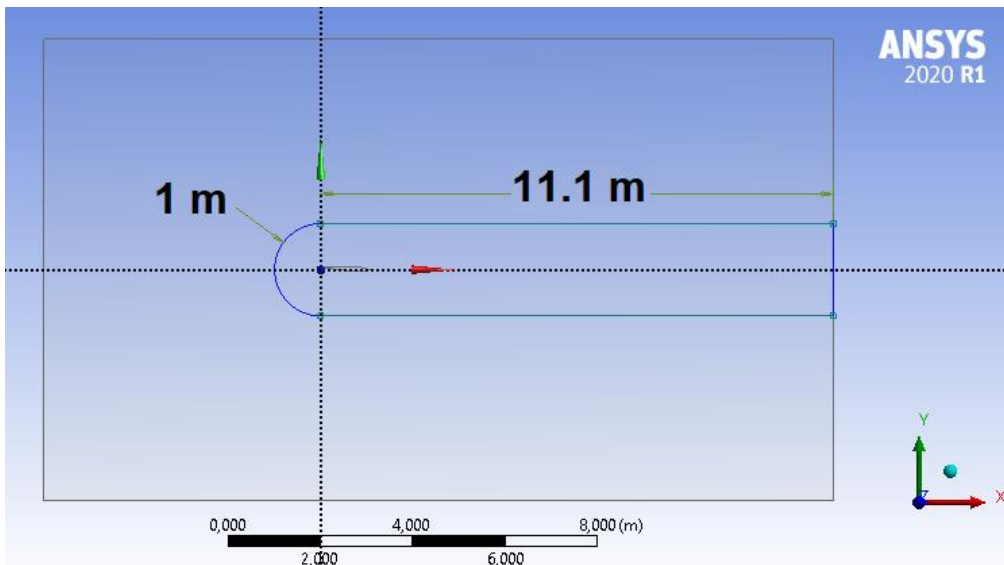


Figura 21.13. Dimensiones del contorno del ala recta en el plano XY

Finalmente, para identificar los dos cuerpos nombramos al primero como *Flow-Domain*, y al último como *Flow-Near*.

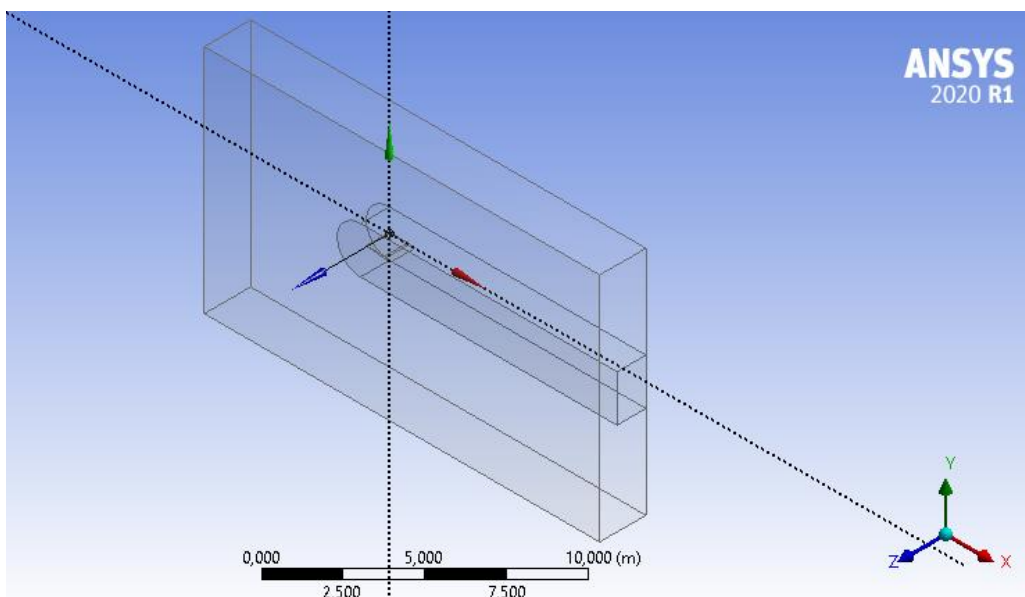


Figura 21.14. Dominio de trabajo

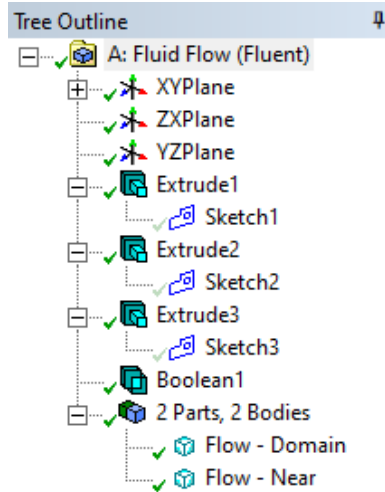


Figura 21.15. Árbol de operaciones en Geometry

Los ajustes realizados en este apartado se repiten para los diferentes ángulos de ataque simulados.

### 21.3.2. Mallado

Para comenzar, generamos una malla cuyos elementos sean tetraedros y tengan de tamaño máximo 0,5 m. Una vez generada la malla lo primero que debemos realizar es optimizarla. Para ello debemos modificar la densidad de elementos en aquellas zonas más sensibles o importantes, y a su vez evitar la deformación de estos. Siguiendo esa estrategia utilizamos la herramienta *Sizing* en los bordes que se muestran en la figura 21.16.

- Bordes A: aplicamos cincuenta divisiones por cada lado o borde, y estas se deben encontrar igualmente espaciadas.
- Bordes B: fraccionamos cada borde en noventa divisiones igualmente separadas.
- Bordes C: empleamos ciento diez divisiones igualmente separadas por cada borde.

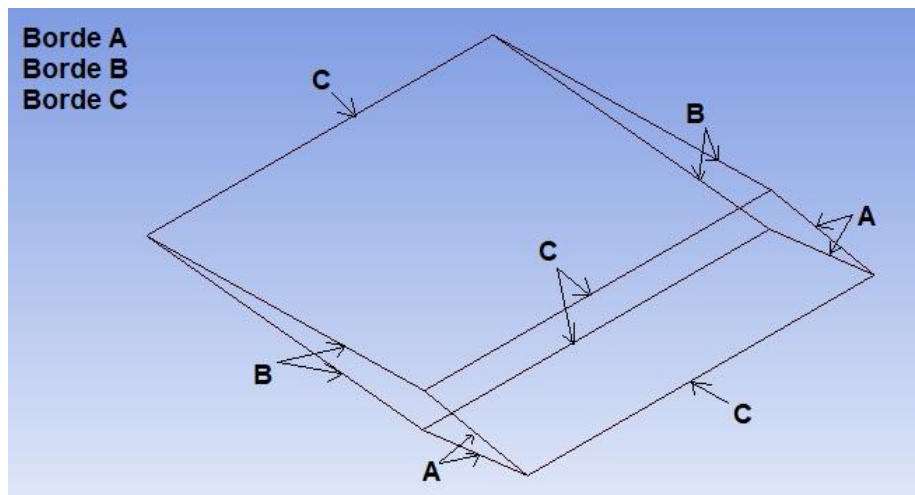


Figura 21.16. Bordes en los que se aplica Edge Sizing

A continuación, volvemos a emplear la opción de *Sizing* en las superficies que conforman el perfil alar. Establecemos que el tamaño de cada elemento presente en cada una de las caras seleccionadas sea de 0,065 m.

Utilizamos una vez más la herramienta *Sizing*, indicamos la opción *Body Influence*, seleccionamos el cuerpo *Near-Flow*, y establecemos un tamaño máximo de elemento de 0,15 m. Esto nos permite que aquellos elementos del dominio de trabajo que pertenezcan a la zona de influencia del cuerpo *Near-Flow* posean el tamaño máximo que hemos establecido.

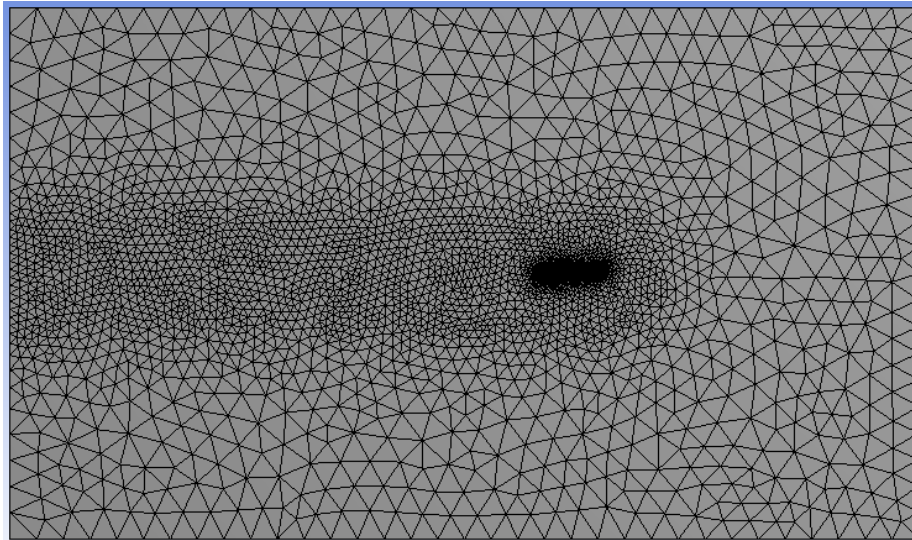


Figura 21.17. Malla del ala recta con perfil alar *JDR\_II* para un  $AOA=2.5^\circ$

Tal y como podemos observar, gracias a estos ajustes de la malla se ha conseguido que la densidad de elementos sea mucho mayor en la superficie del perfil, así como en la zona colindante. La superficie del perfil alar es de vital importancia, ya que es donde se producen los fenómenos de flujo más sensibles y significativos. La zona colindante también es relevante, ya que en ella se produce la continuación de esos fenómenos de flujo que siguen influenciando en el comportamiento aerodinámico del perfil. Las zonas limítrofes del dominio de trabajo son las que menos densidad de elementos requieren, ya que los efectos causados por la presencia del perfil alar en el flujo son mínimos o nulos. Por esto, a medida que nos acercamos a los límites del dominio de trabajo el tamaño de los elementos va aumentando.

A pesar de no obtener una malla estructurada, se ha conseguido que la deformación de los elementos sea bastante baja, obteniendo valores próximos a la unidad en *Orthogonal Quality*, y cercanos a cero en *Skewness*.

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	0,17542
<input type="checkbox"/> Max	0,99587
<input type="checkbox"/> Average	0,77259
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,11859

Figura 21.18. *Orthogonal Quality* de la malla del ala recta con perfil alar *JDR\_II* a un  $AOA=2.5^\circ$



Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	5,8989e-004
<input type="checkbox"/> Max	0,82458
<input type="checkbox"/> Average	0,22622
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,12014

Figura 21.19. Skewness de la malla del ala recta con perfil alar JDR\_II a un AOA=2.5°

En definitiva, gracias a la estrategia de mallado seguida se ha conseguido obtener una malla densa en aquellas zonas más importantes, cuyos elementos se encuentran bajamente deformados, y cuyo coste y tiempo de computación es bastante aceptable.

Para finalizar, seleccionamos y nombramos aquellas geometrías o zonas del dominio de trabajo que nos permitan posteriormente aplicar las condiciones de contorno necesarias. En este caso nombramos a las superficies que forman el ala recta como *Foilwall*, a la cara delantera del dominio de trabajo como *Sym1*, a la trasera como *Sym2*, y a las laterales como *Farfield*.

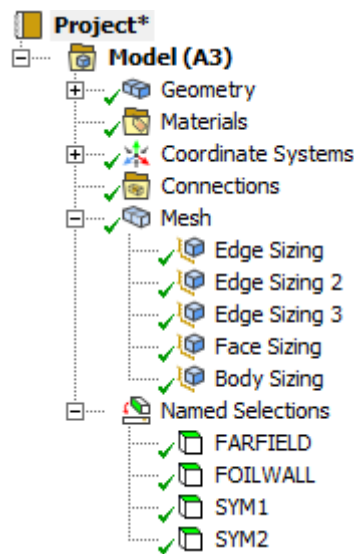


Figura 21.20. Árbol de operaciones en Mesh

Todos estos ajustes antes mencionados se repiten para cada ángulo de ataque para los que se simula el perfil alar.

## 21.4. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Antes de todo, comentar que los valores residuales monitorizados a lo largo de las diferentes simulaciones realizadas han sido correctos. Esto es indicativo de una convergencia hacia la solución exacta del caso de estudio simulado buena. Un ejemplo de ello se puede observar en la *figura 21.21*.

El tener en cuenta el movimiento tridimensional del flujo permite que los resultados obtenidos definan de forma más fiel a la realidad el comportamiento aerodinámico del perfil alar JDR\_II. Para hacerse una idea de la importancia de la tercera componente del flujo



es interesante comparar los resultados alcanzados con los logrados en las simulaciones con flujo bidimensional.

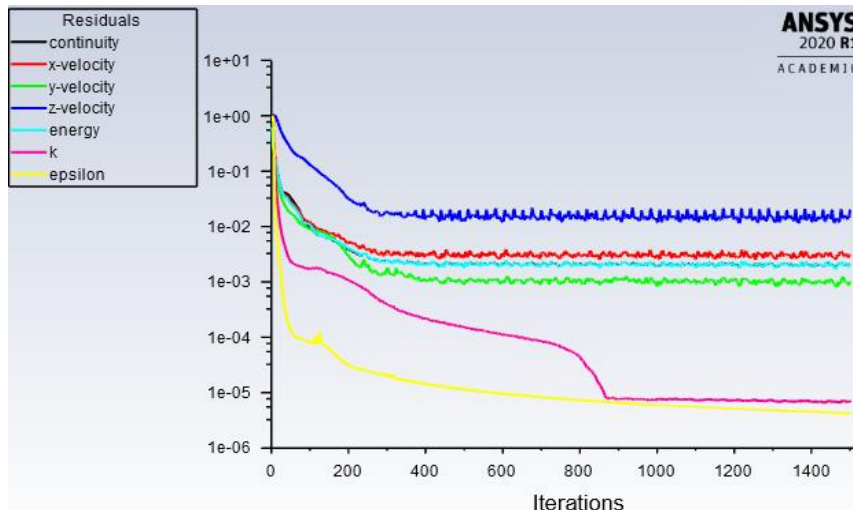


Figura 21.21. Valores residuales del ala recta con perfil alar JDR\_II para un AOA=2.5 °

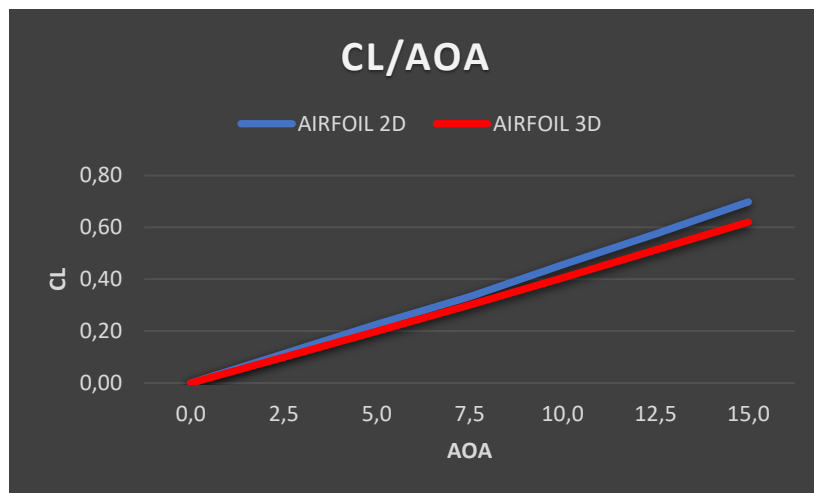


Figura 21.22. Curva CL vs AOA

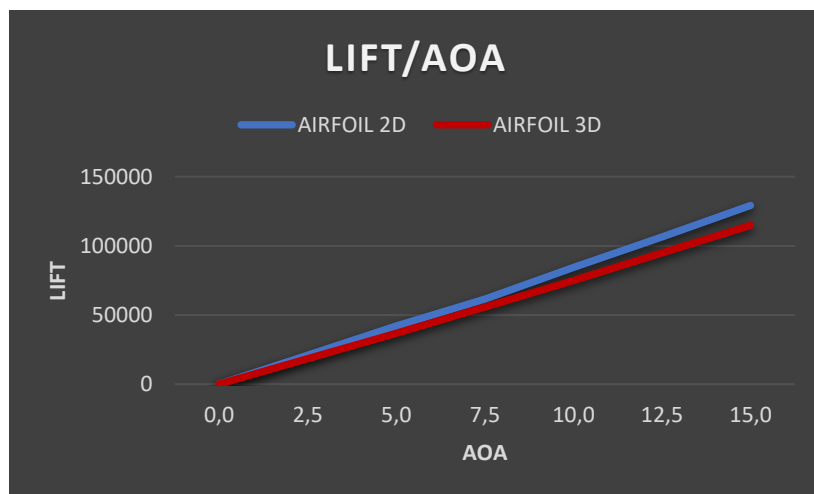


Figura 21.23. Curva Sustentación vs AOA

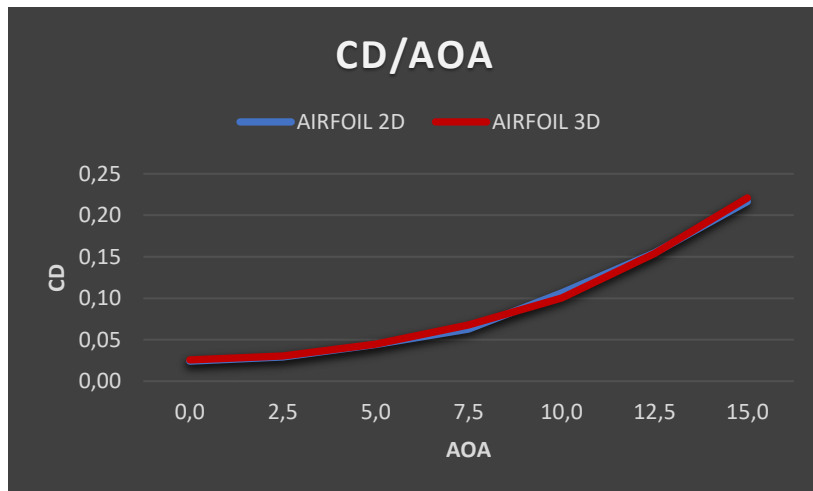


Figura 21.24. Curva CD vs AOA

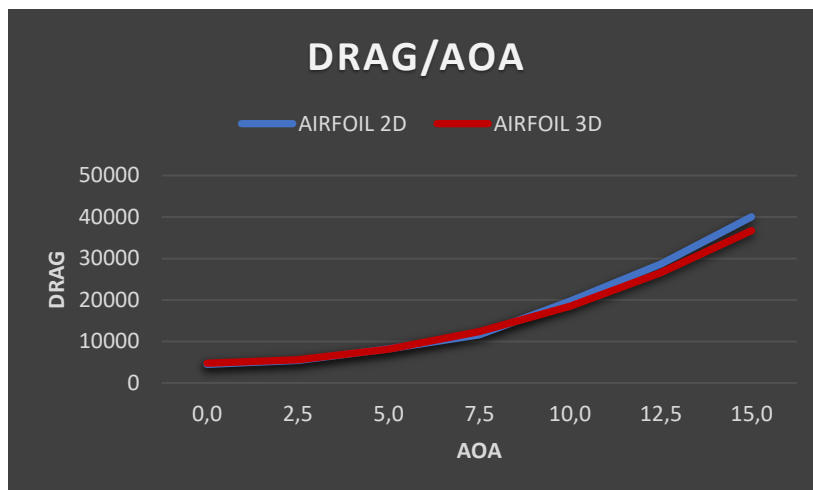


Figura 21.25. Curva Resistencia vs AOA

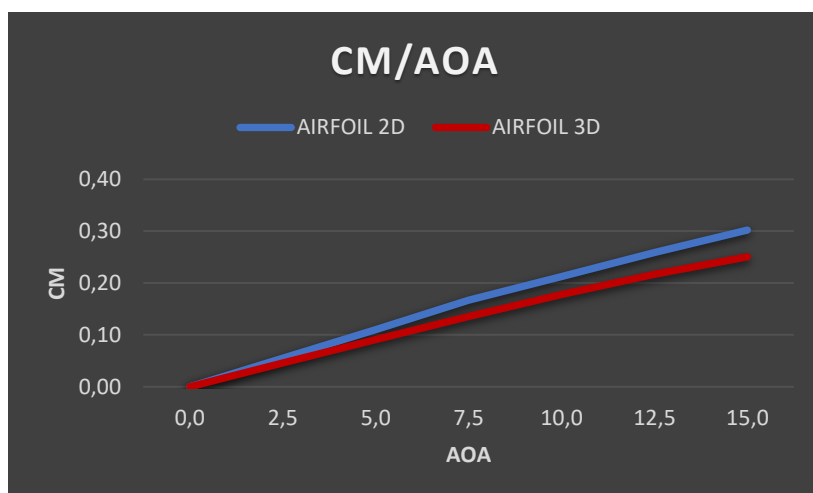


Figura 21.26. Curva CM vs AOA

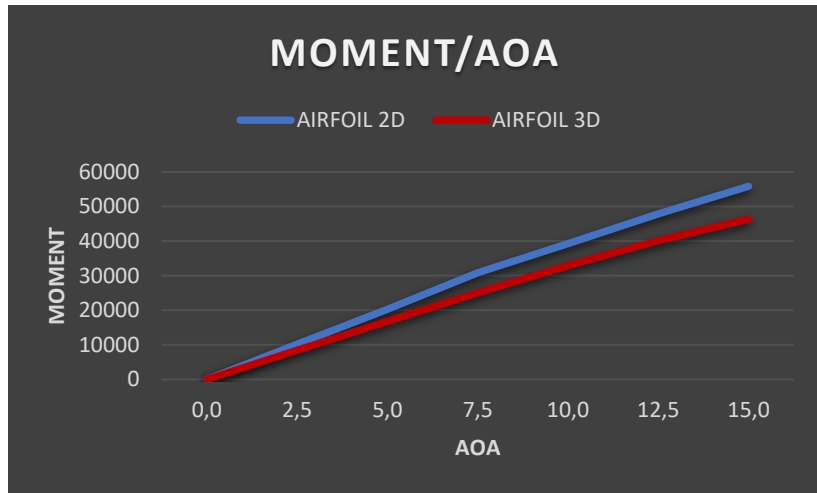


Figura 21.27. Curva Momento vs AOA

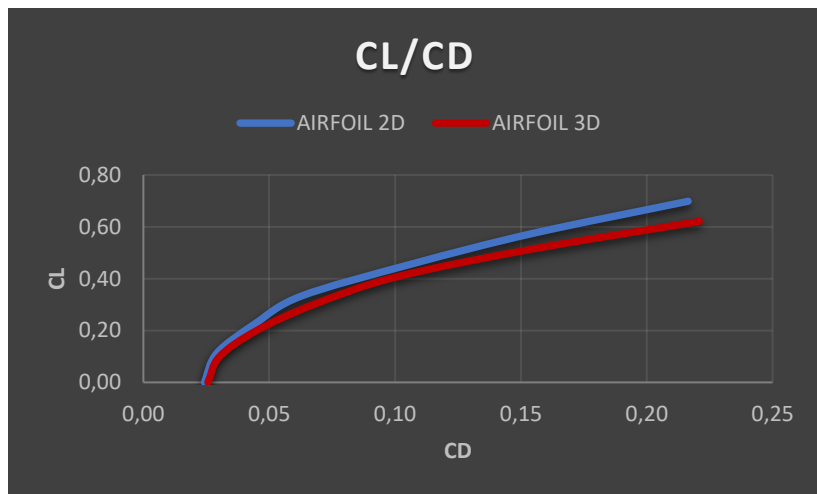


Figura 21.28. Curva CL/CD

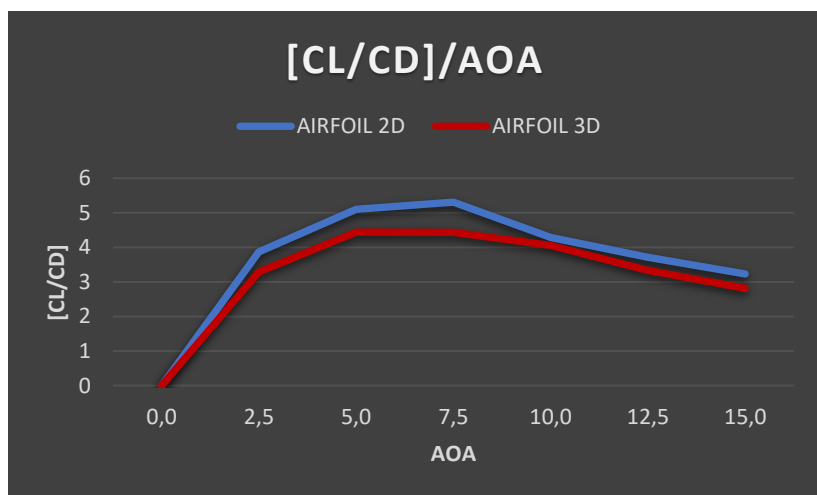


Figura 21.29. Curva CL/CD vs AOA

## Conclusiones

Por lo general, podemos observar peores resultados de sustentación y resistencia aerodinámica en las simulaciones con flujo tridimensional que en las de flujo bidimensional. La razón es que la tercera componente del flujo produce un movimiento menos lineal de las partículas del fluido, causando un aumento del desprendimiento de la capa límite, un mayor flujo turbulento, y una mayor intensidad de los vórtices generados. Además, en la simulación con flujo tridimensional se tiene en cuenta la generación de vórtices en el extremo libre del ala, fenómeno que retroalimenta lo dicho anteriormente. Todo esto repercute negativamente en la generación de sustentación, y favorece el aumento de la resistencia al avance, lo que se traduce en una peor eficiencia aerodinámica.

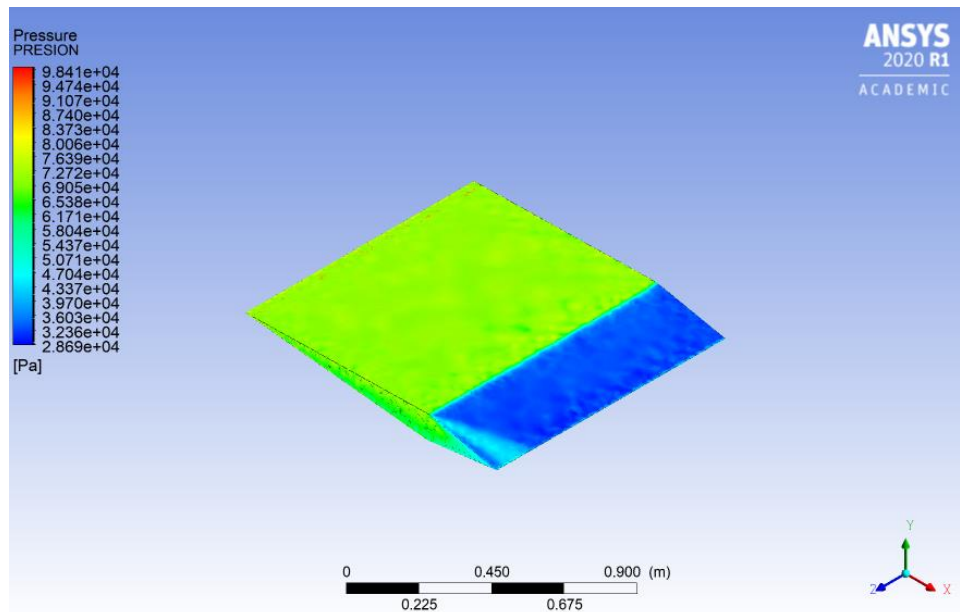


Figura 21.30. Presión en el extradós del ala recta con perfil JDR\_II a un  $AOA=2.5^\circ$

En la figura 21.30. se puede ver como en la parte de cola del extremo libre del ala se producen cambios bruscos de presión. Esto es indicativo de la formación de vórtices en esa sección del ala.

Los valores de sustentación y resistencia tanto en el caso de flujo bidimensional, como en el de flujo tridimensional, son muy similares al principio. A medida que el ángulo de ataque aumenta, estos valores se van distanciando. La sustentación en el caso de flujo tridimensional tiende a ser cada vez menor que la del caso bidimensional. En la resistencia se produce el efecto contrario. La explicación es que según aumenta el ángulo de ataque más importancia tiene la menor linealidad de la trayectoria de las partículas del fluido, y la formación de vórtices en el extremo libre del ala en la disminución de generación de sustentación, y aumento de producción de resistencia en el caso de flujo tridimensional.

Por otro lado, la simulación con flujo tridimensional presenta un menor momento de cabeceo, y por tanto una mayor estabilidad. Esto se debe a que el momento de cabeceo es una consecuencia directa de la sustentación. Por tanto, sí la sustentación en el caso de flujo tridimensional es menor, también debe ser menor el momento de cabeceo. Además, sí la sustentación del caso de flujo tridimensional disminuye más que la del caso de flujo bidimensional al aumentar el ángulo de ataque, también lo hará el momento de cabeceo.

Los resultados numéricos obtenidos han sido tabladados, y graficados. A su vez, se han obtenido las imágenes de contorno de aquellos parámetros más relevantes en el plano raíz del ala, así como en el extradós e intradós de esta. Estos se incluyen en el ANEXO II. CÁLCULOS.

## 22. ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL PROTIPO DE ALA EN DELTA CON PERFIL ALAR JDR\_II

A velocidades supersónicas la resistencia inducida y parásita es despreciable en comparación con la resistencia por onda de choque. Por tanto, si buscamos mejorar la eficiencia aerodinámica de una aeronave que vuele en este régimen de velocidad deberemos de tratar de disminuir la resistencia por onda de choque. Para conseguir este objetivo existen dos vías de actuación principales:

- Perfil alar: es la vía en la que hemos trabajado hasta ahora en el proyecto. A través del perfil JDR\_II, se ha conseguido diseñar un perfil cuya geometría permita obtener una buena eficiencia aerodinámica.
- Configuración alar: es el siguiente paso en el proyecto. La disposición de las alas en la aeronave interviene directamente en la trayectoria que siguen las partículas de aire en la superficie del perfil, y por tanto en sus parámetros aerodinámicos.

Una correcta combinación entre perfil y configuración alar permite reducir la resistencia por onda de choque. Cualquier mejora en este campo, por pequeña que sea, influye directamente en una mejora muy positiva de la eficiencia aerodinámica de la aeronave, así como en su consumo de combustible, y emisión de gases contaminantes.

Una aeronave que vuela a velocidades supersónicas produce un cono de Mach. En el caso de que el borde de ataque de las alas de la aeronave permanezca fuera del cono de Mach, la componente del flujo normal al borde de ataque es supersónica, formando una onda de choque fuerte, y por tanto una mayor resistencia por onda de choque. En contraposición, sí el borde de ataque de las alas permanece dentro del cono de Mach, la componente del flujo normal al borde de ataque es subsónica, produciendo una resistencia por onda de choque menor. La forma triangular de las ala en delta, y su envergadura reducida permiten que el borde de ataque permanezca dentro del cono de Mach, y por tanto reducir la resistencia por onda de choque. [4]

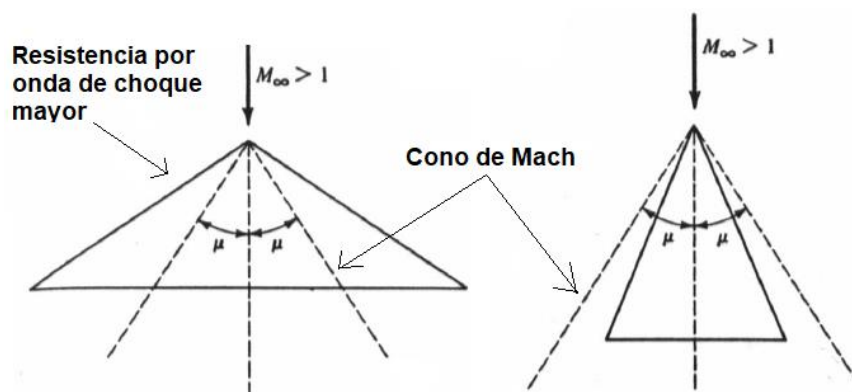


Figura 22.1. Borde de ataque de ala del ala fuera y dentro del cono de Mach

Otras características que definan a las alas en delta son la mayor resistencia estructural, o la agilidad en vuelo. Esto último se debe a la mala estabilidad que ofrecen este tipo de alas, siendo una característica perjudicial para la mayoría de las aeronaves, pero muy

beneficiosa en aquellas que necesitan ser muy dinámicas durante el vuelo, como es el caso de los aviones de combate. Las principales desventajas de este tipo de configuración alar son la alta resistencia a bajas altitudes y velocidades de vuelo, y la gran separación de la capa límite a altos ángulos de ataque.

En la actualidad, la mayoría de las aeronaves que vuelan a velocidades supersónicas son aviones de combate. Estas aeronaves se caracterizan por utilizar una configuración alar que combina alas en delta con *canards*. Una de las razones de esto es la menor resistencia por onda de choque que ofrecen las alas en delta.

Todos estos factores hacen que nos decantemos por combinar el perfil alar JDR\_II con una configuración alar de ala en delta.

## 22.1. PROTOTIPO DE ALA EN DELTA

Las alas en delta presentan diferentes variantes, y la elección de una de ellas depende de las propiedades aerodinámicas deseadas. La variante que se va a emplear es la de ala delta truncada, que se caracteriza por tener el extremo libre del ala cortado. Su modificación geométrica le permite reducir la separación de la capa límite, y aumentar la sustentación en el extremo libre del ala a altos ángulos de ataque, evitando así la entrada en pérdida.



Figura 22.2. Avión de combate con ala delta truncada y canards

El parámetro más importante de la geometría del ala en delta es el ángulo de flecha, es decir, el ángulo que forman las alas respecto al eje transversal de la aeronave. Este debe ser menor que el ángulo del cono de Mach, para conseguir reducir la resistencia por onda de choque. Por tanto, un punto muy importante a la hora de diseñar el prototipo es tener en cuenta a que número de Mach va a volar la aeronave. En nuestro caso, establecemos que la velocidad de vuelo de la aeronave es  $M=2$ . Por tanto, el ángulo del cono de Mach será:

$$\text{sen}(\mu) = \frac{1}{M} = \frac{1}{2} \rightarrow \mu = 30^\circ$$

El ángulo de flecha elegido es entonces de  $27.3^\circ$ . Este ángulo permite obtener una menor resistencia por onda de choque a velocidades de vuelo de  $M=2$ , llegando incluso a poder alcanzar una velocidad de  $M=2$ ,  $18^\circ$  sin incrementar en gran medida la resistencia por onda de choque. En base al ángulo de flecha elegido se diseña el prototipo de ala en delta con perfil alar JDR\_II, que se muestra en la figura inferior, y cuyos planos se incluyen en el ANEXO I. PLANOS.

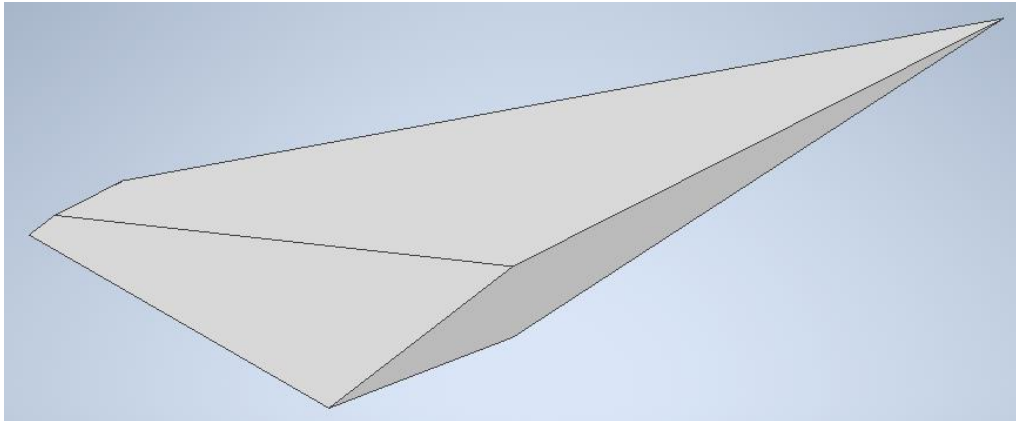


Figura 22.3. Prototipo de ala en delta con perfil alar JDR\_II

## 22.2. SIMULACIÓN MEDIANTE CFD

Al igual que en el caso anterior, se vuelve a realizar una simulación con flujo tridimensional a través de CFD. Buscando mantener la precisión de resultados se ejecutan una serie de modificaciones en la definición de la geometría y de la malla. En cambio, la configuración se mantiene sin ningún cambio respecto a las simulaciones anteriores.

### 22.2.1. Geometría

El primer cambio en este apartado es el uso del *software* comercial *Autodesk Inventor* para el modelado del prototipo de ala en delta con perfil alar JDR\_II. Las razones de elección de este programa CAD son la facilidad para modelar elementos tridimensionales, realizar sus planos, y exportar estos modelos a programas más enfocados al análisis estructural o dinámica de fluidos.

La sencillez en la geometría del prototipo diseñado hace que sea relativamente sencillo su modelado. Este consta de una única operación de elevación empleando dos únicos bocetos. El primer boceto consiste en un dibujo del perfil JDR\_II situado en la raíz del ala. Este es un modelo a escala del perfil alar JDR\_II original en el que la cuerda mide 1,8 metros, y su espesor máximo es de aproximadamente un 9.11% el valor de la cuerda.

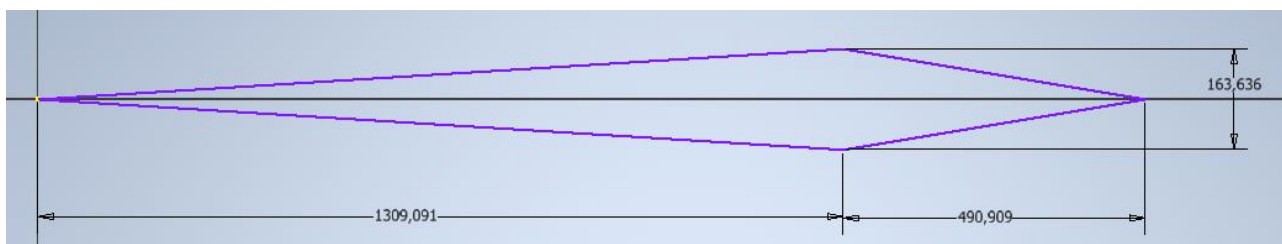


Figura 22.4. Perfil alar JDR\_II en la raíz del ala

El segundo boceto es un dibujo del perfil JDR\_II utilizado en la punta del ala, que consta de una longitud de cuerda de 0,25 m y un espesor máximo aproximado del 9.09% del valor de la cuerda. Para dibujar este boceto se ha empleado un plano paralelo al plano XY original con un desfase de 0,8 m, siendo esta la longitud de la envergadura del ala. Para finalizar el modelado del prototipo solamente debemos de realizar una operación de elevación entre los dos bocetos realizados. Una vez finalizado el diseño del modelo CAD se debe exportar al formato *.step* para poder utilizarlo posteriormente en *Ansys Fluent*.





Figura 22.5. Perfil alar JDR\_II en la punta del ala

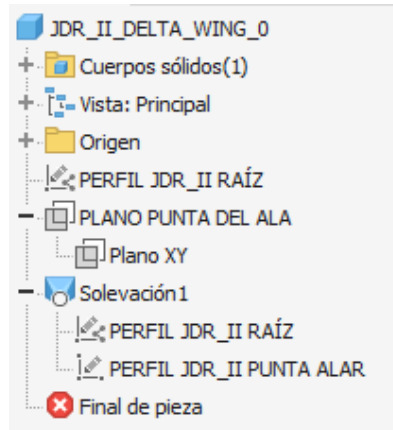


Figura 22.6. Árbol de operaciones Autodesk Inventor

Importamos ahora el modelo CAD diseñado mediante *Autodesk Inventor* a *Ansys Fluent*. A continuación, utilizamos *DesignModeler* para editar la geometría. Lo primero a realizar es dibujar el dominio de trabajo. Este, al igual que en los casos anteriores, es rectangular. Además, para facilitar el mallado posterior y así obtener una malla de calidad, y que cumpla con el número límite de elementos que permite emplear la licencia académica del *software*, dibujamos una serie de contornos alrededor del prototipo, tal y como se muestra en la *figura 22.7*.

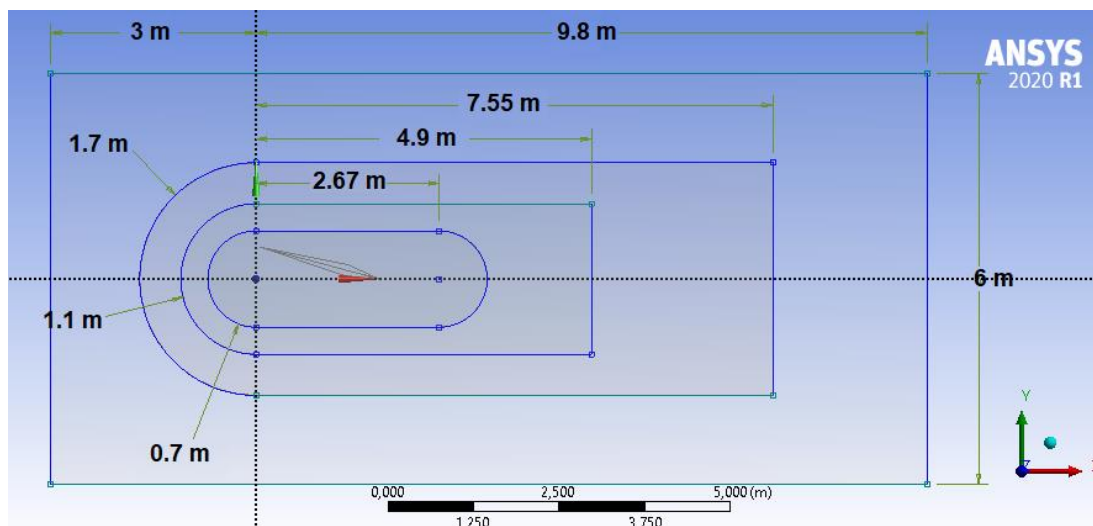
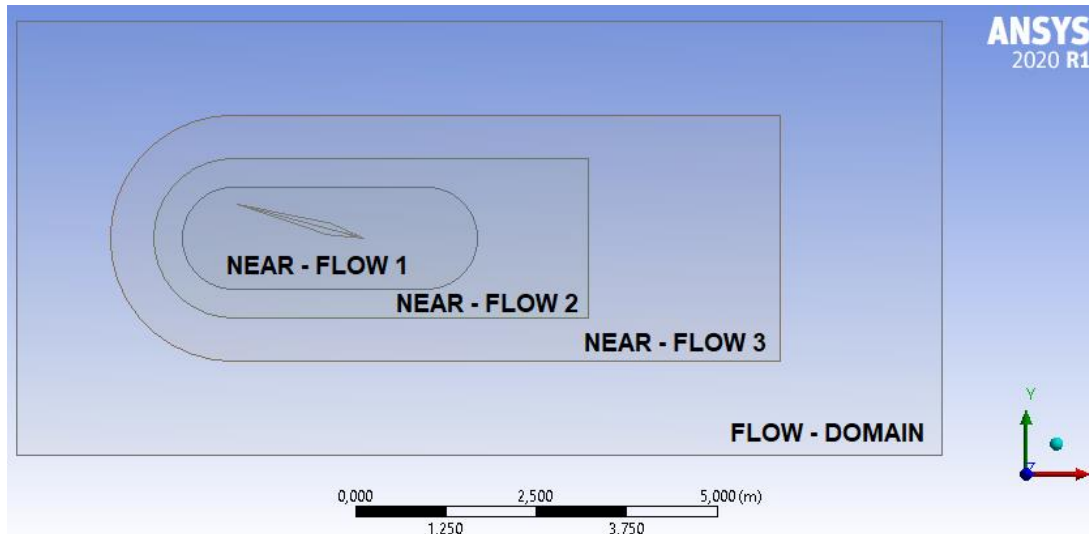


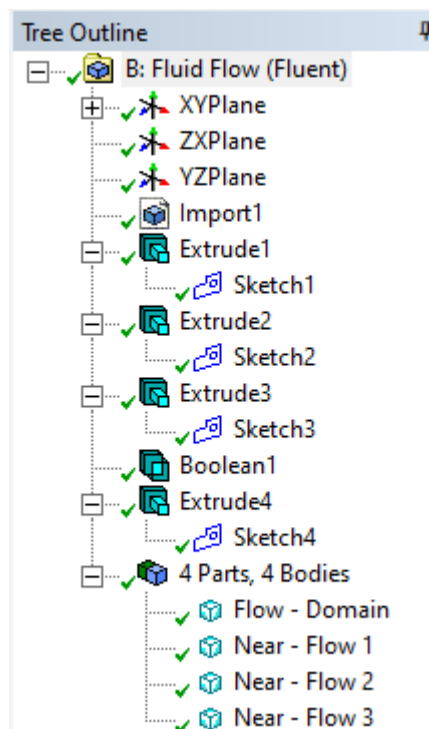
Figura 22.7. Definición del dominio de trabajo

Después, se realiza al dominio de trabajo una operación de extrusión normal al plano de 1 m de longitud. Mediante la herramienta *Boolean* se aplica una operación de sustracción del prototipo importado del programa CAD al dominio de trabajo. A continuación, se aplican tres extrusiones de 0,9 m de longitud normales al plano a cada uno de

los diferentes contornos creados anteriormente. El resultado de las distintas operaciones realizadas es la obtención de 4 cuerpos independientes, a los que llamaremos tal y como se muestran en la *figura 22.8*.



*Figura 22.8. Dominio de trabajo*



*Figura 22.9. Árbol de operaciones en Geometry*

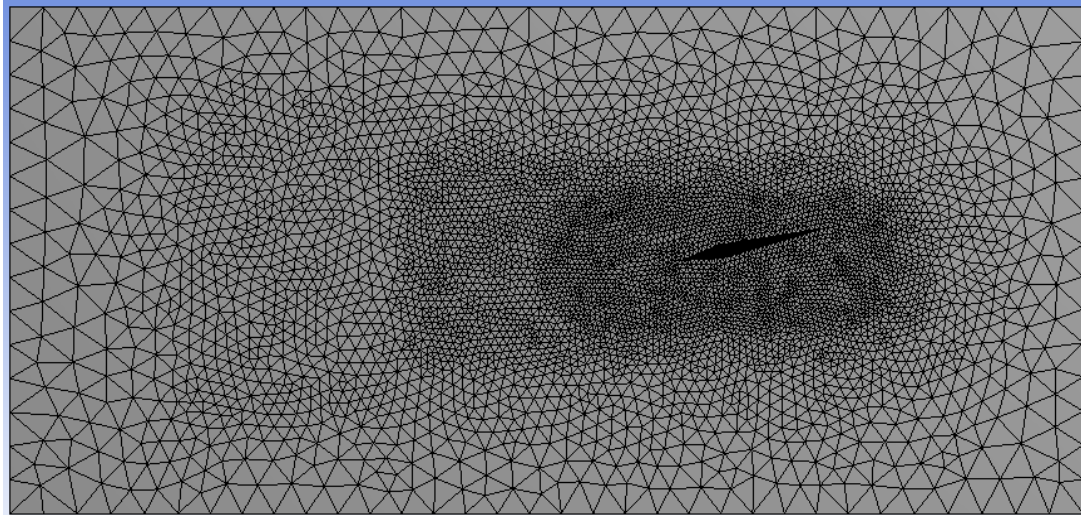
Este procedimiento se repite para todos los ángulos de ataque a los que se simula el prototipo de ala en delta con perfil alar JDR\_II.

### 22.2.2. Mallado

Originamos una malla cuyos elementos sean tetraedros, y tengan un tamaño máximo de 0,5 m. A continuación, comenzamos a optimizar la malla generando una mayor densidad de elementos en aquellas zonas más sensibles e importantes. Para ello utilizaremos la opción *Body Influence* de la herramienta *Sizing*, y los diferentes elementos creados alrededor del prototipo. Los parámetros configurados en cada selección son:

- *Body Sizing 1*: el cuerpo seleccionado es *Near-Flow 1*, y se emplea un tamaño de elemento de 0,055 m.
- *Body Sizing 2*: empleamos el cuerpo *Near-Flow 2* para establecer un tamaño de elemento de 0,08 m.
- *Body Sizing 3*: seleccionamos el cuerpo *Near-Flow 3*, e indicamos un tamaño de elemento de 0,15 m.

El resultado de la configuración de estos parámetros es una malla similar a la que se muestra en la *figura 22.10*.



*Figura 22.10. Malla del ala en delta con perfil alar JDR\_II a un AOA=12.5°*

Esta malla se caracteriza por presentar diferentes tamaños de elementos según la zona de influencia de cada cuerpo de contorno creado, permitiendo un cambio progresivo del tamaño de los elementos de la malla. Estos son menores en la superficie del prototipo, y su tamaño va aumentando a medida que nos alejamos de ella. Esta configuración permite obtener una mayor densidad de elementos en las zonas más críticas, y a la vez cumplir con el número máximo de elementos permitidos por la licencia académica del *software*, y todo ello sin sacrificar la calidad de la malla. Esto último queda reflejado en los valores obtenidos de *Orthogonal Quality*, y *Skewness*.

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	0,17803
<input type="checkbox"/> Max	0,9955
<input type="checkbox"/> Average	0,79051
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,11196

*Figura 22.11. Orthogonal Quality de la malla del ala en delta a un AOA=12.5°*

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	3,5626e-004
<input type="checkbox"/> Max	0,83911
<input type="checkbox"/> Average	0,21491
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,11528

*Figura 22.12. Skewness de la malla del ala en delta a un AOA=12.5°*

Por último, nombramos todas aquellas geometrías del dominio de trabajo que nos permitan en el apartado de configuración establecer las condiciones de contorno necesarias. Para ello seleccionamos las superficies que definen el prototipo de ala en delta, la cara delantera, trasera, y laterales del dominio de trabajo, a las que nombramos como *Foilwall*, *Sym1*, *Sym2*, y *Farfield* respectivamente.

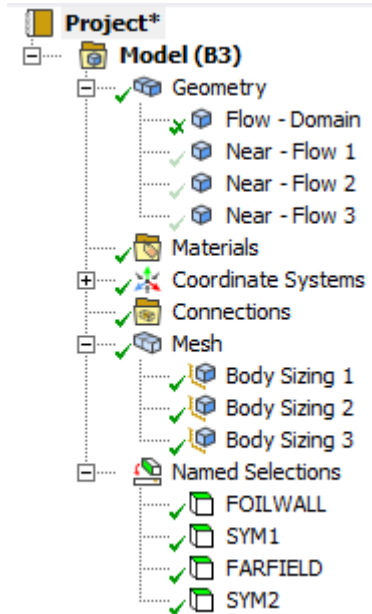


Figura 22.13. Árbol de operaciones en Mesh

Todas las modificaciones realizadas se aplican a cada una de las simulaciones ejecutadas para cada uno de los ángulos de ataque requeridos.

## 22.3. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Los valores residuales monitorizados en las distintas simulaciones realizadas han sido muy similares e incluso mejores a los obtenidos para el estudio del ala recta con perfil JDR\_II. Por tanto, podemos concluir que se ha producido una correcta convergencia hacia la solución exacta en cada una de las simulaciones ejecutadas.

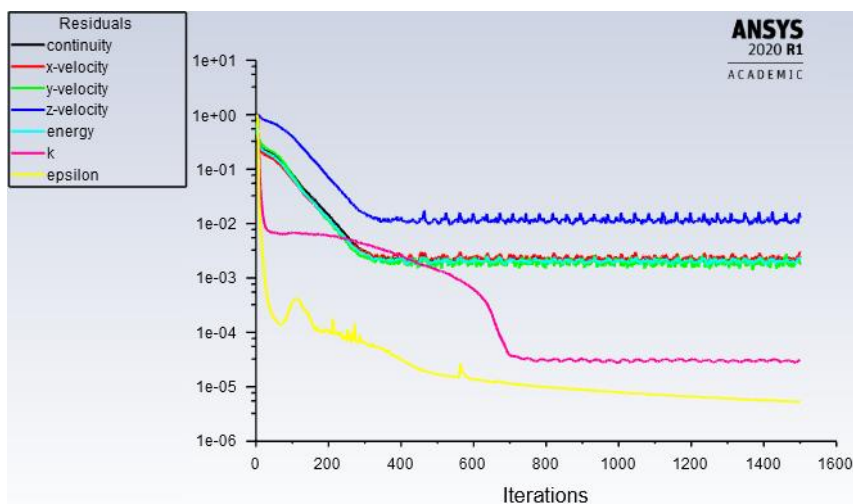


Figura 22.14. Valores residuales del ala en delta con perfil alar JDR\_II para un AOA=12.5 °

Pasamos a estudiar cómo evoluciona el número de Mach, presión, densidad, y temperatura del aire a lo largo del dominio de trabajo para un ángulo de ataque nulo. Utilizamos para ello las imágenes de contorno correspondientes al plano tangente al perfil alar a la altura de la raíz, mitad, y punta del ala delta diseñada, así como en la propia superficie sustentadora de esta.

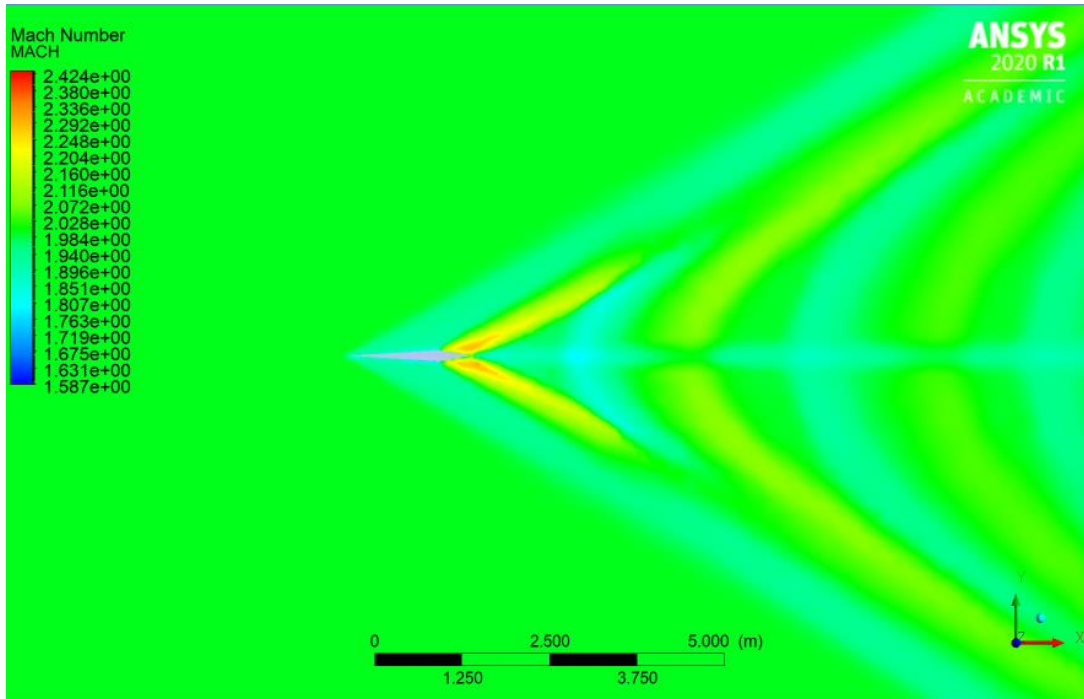


Figura 22.15. Mach del fluido en la raíz del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

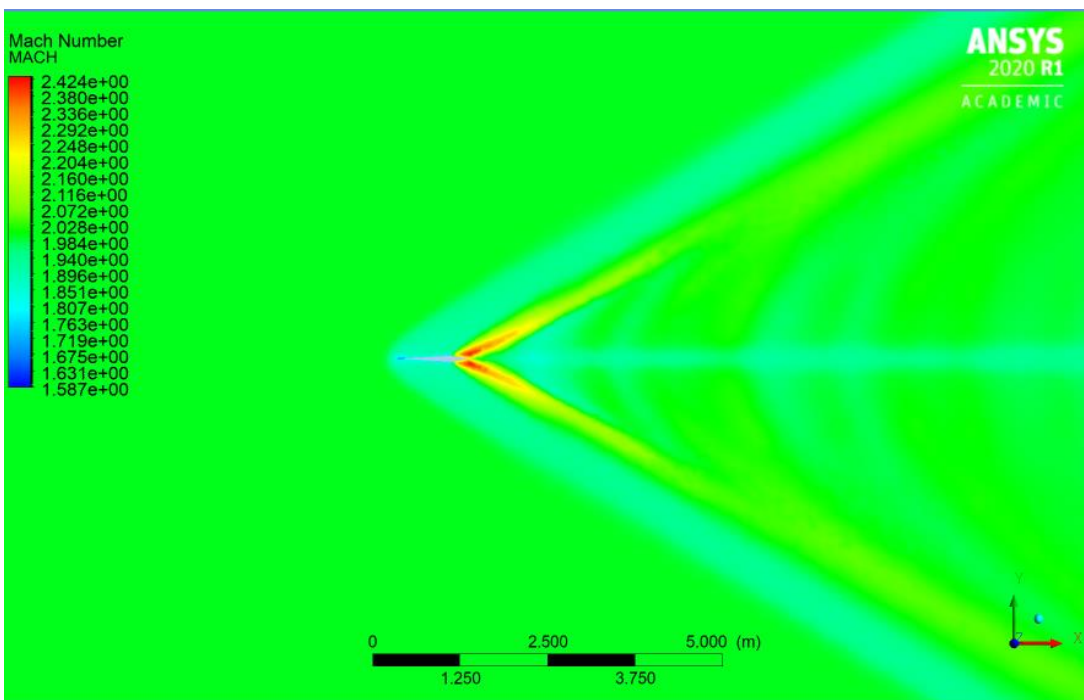


Figura 22.16. Mach del fluido en la mitad del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$



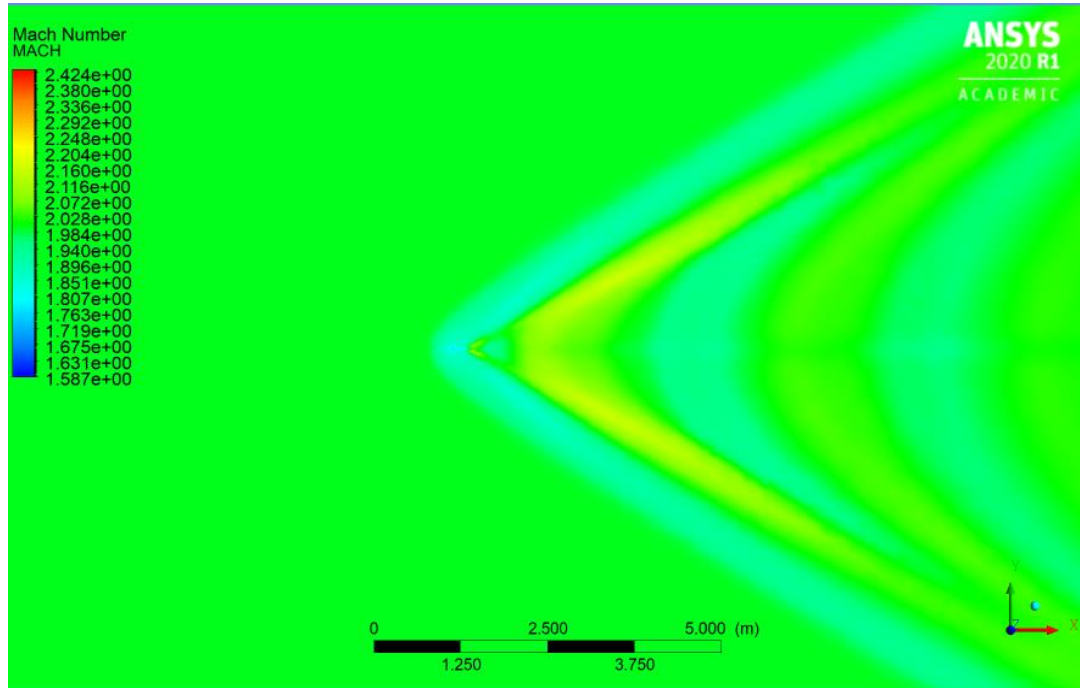


Figura 22.17. Mach del fluido en la punta del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

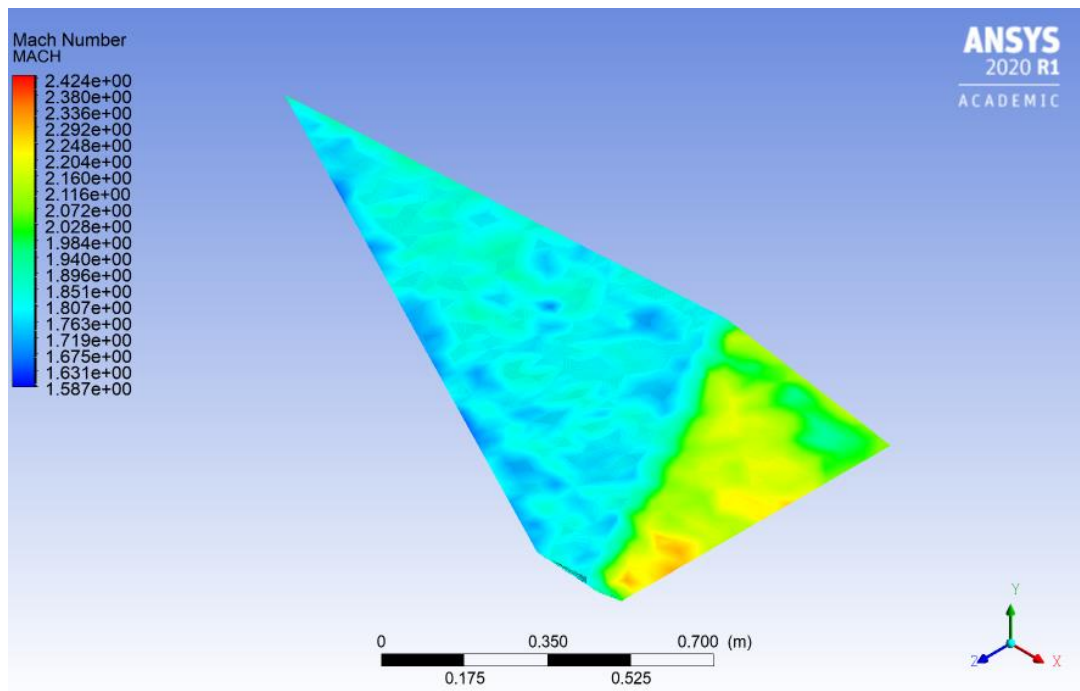


Figura 22.18. Mach del fluido en la superficie del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

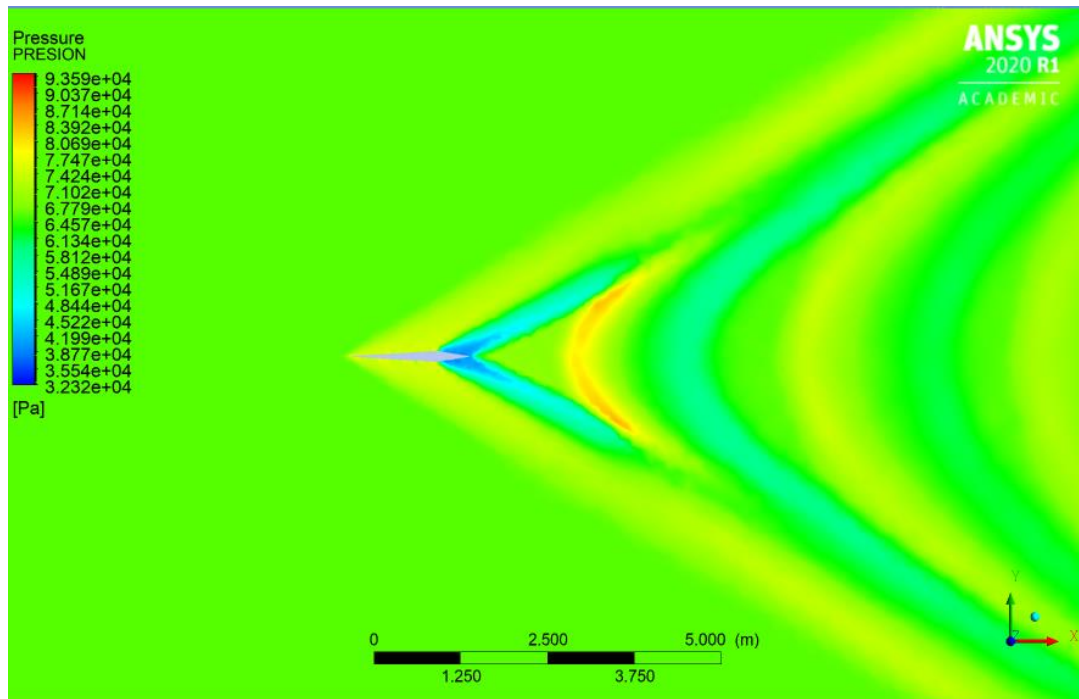


Figura 22.19. Presión del fluido en la raíz del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

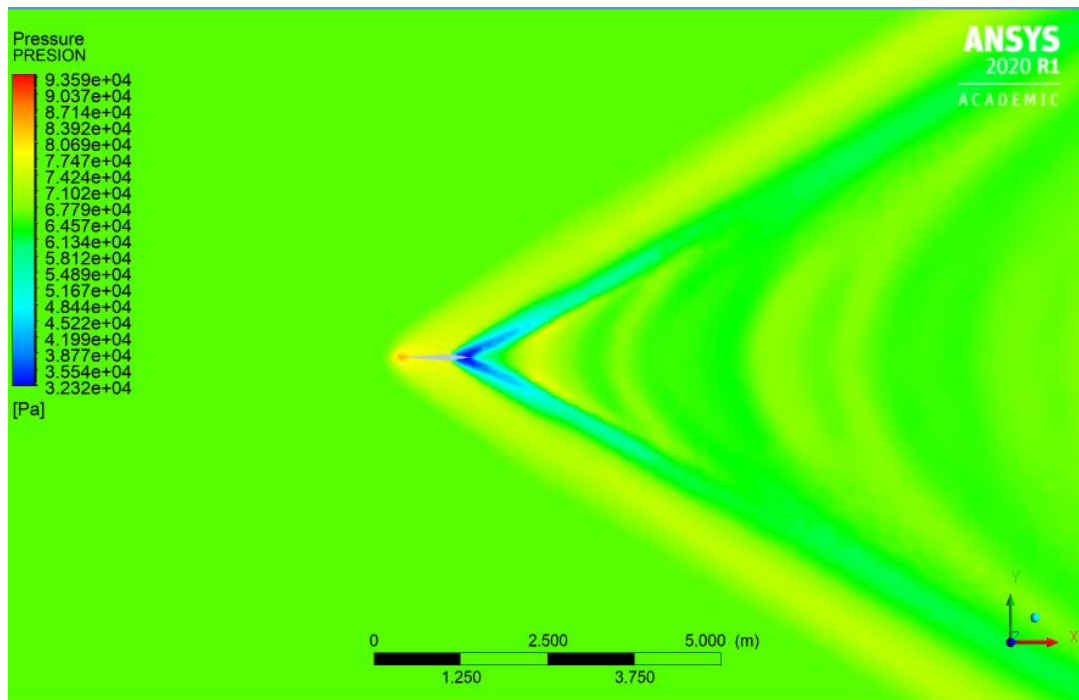


Figura 22.20. Presión del fluido en la mitad del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$



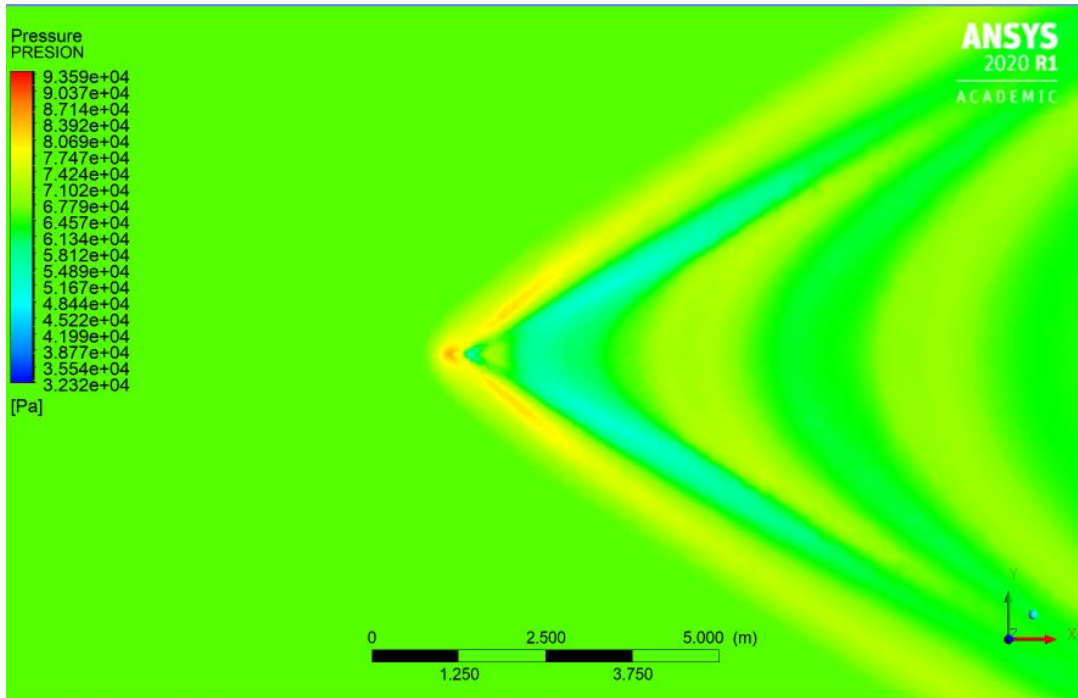


Figura 22.21. Presión del fluido en la punta del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

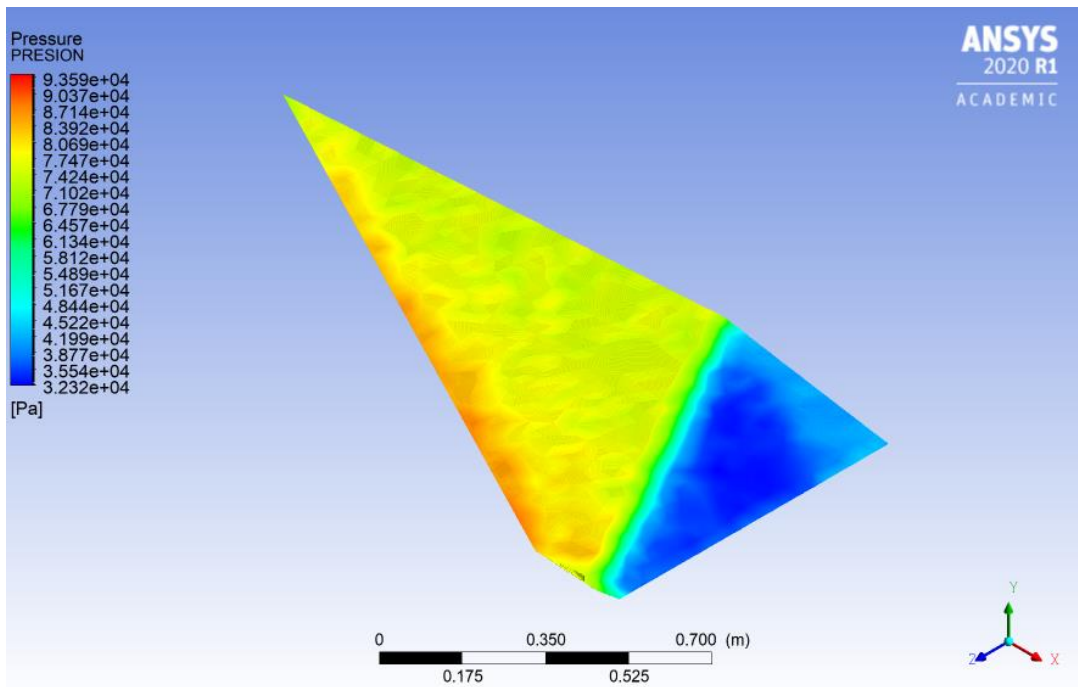


Figura 22.22. Presión del fluido en la superficie del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

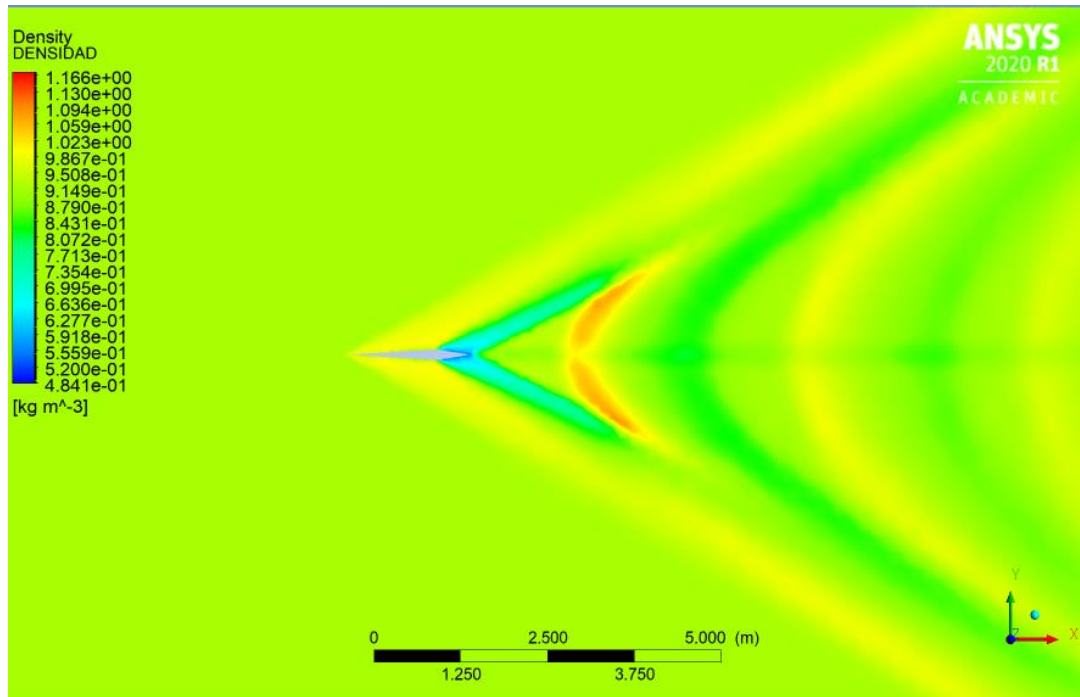


Figura 22.23. Densidad del fluido en la raíz del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

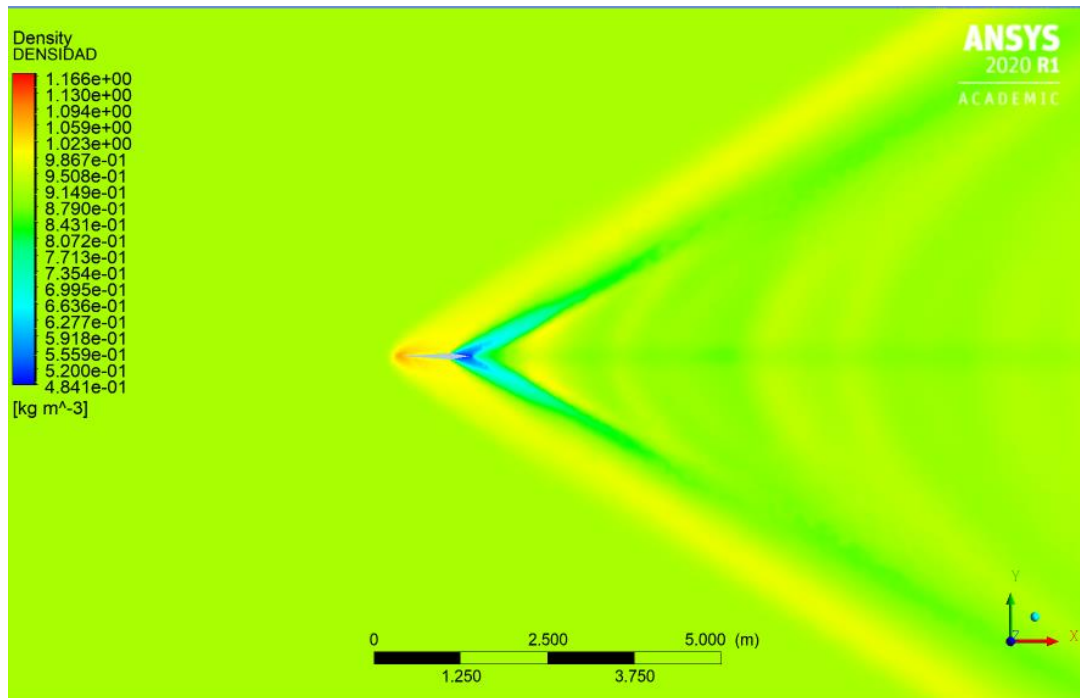


Figura 22.24. Densidad del fluido en la mitad del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

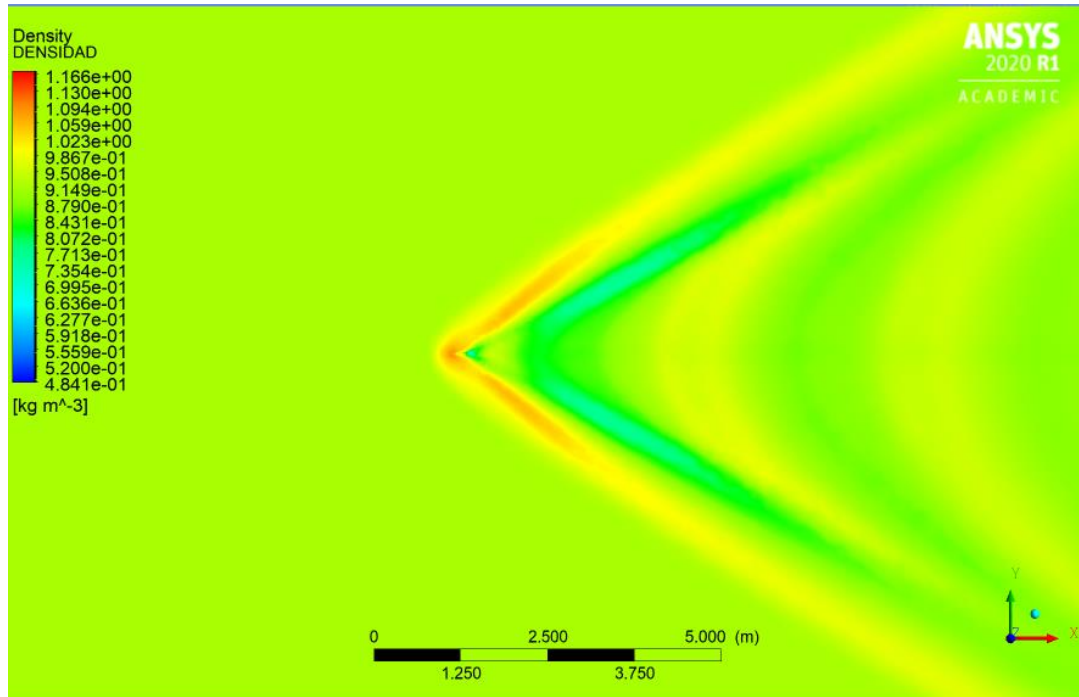


Figura 22.25. Densidad del fluido en la punta del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

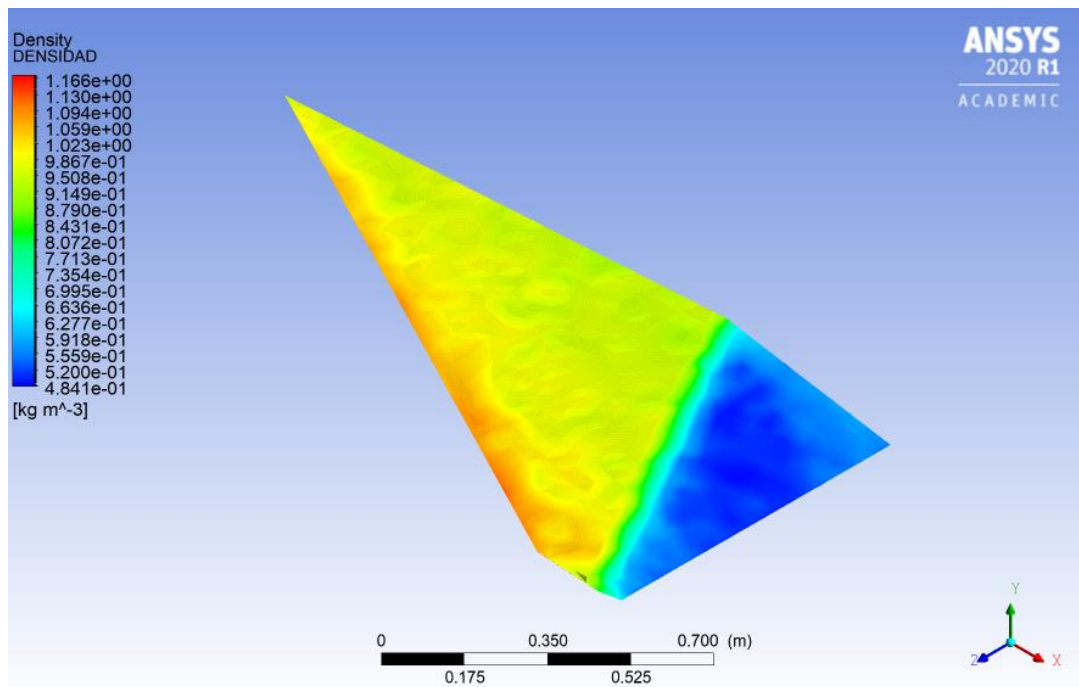


Figura 22.26. Densidad del fluido en la superficie del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

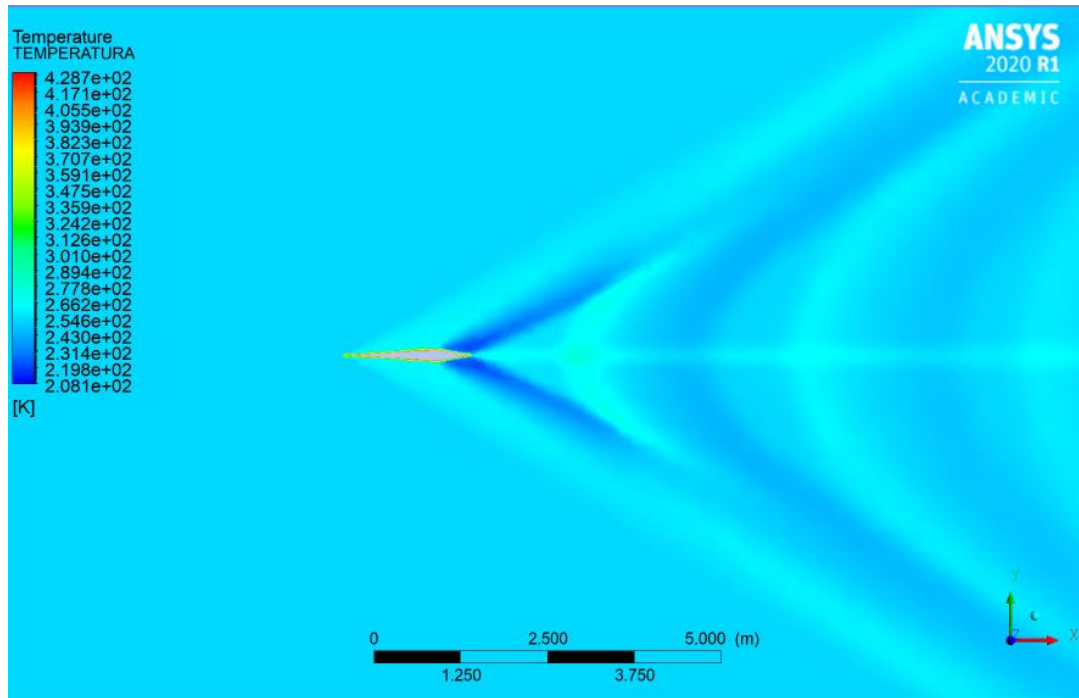


Figura 22.27. Temperatura del fluido en la raíz del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

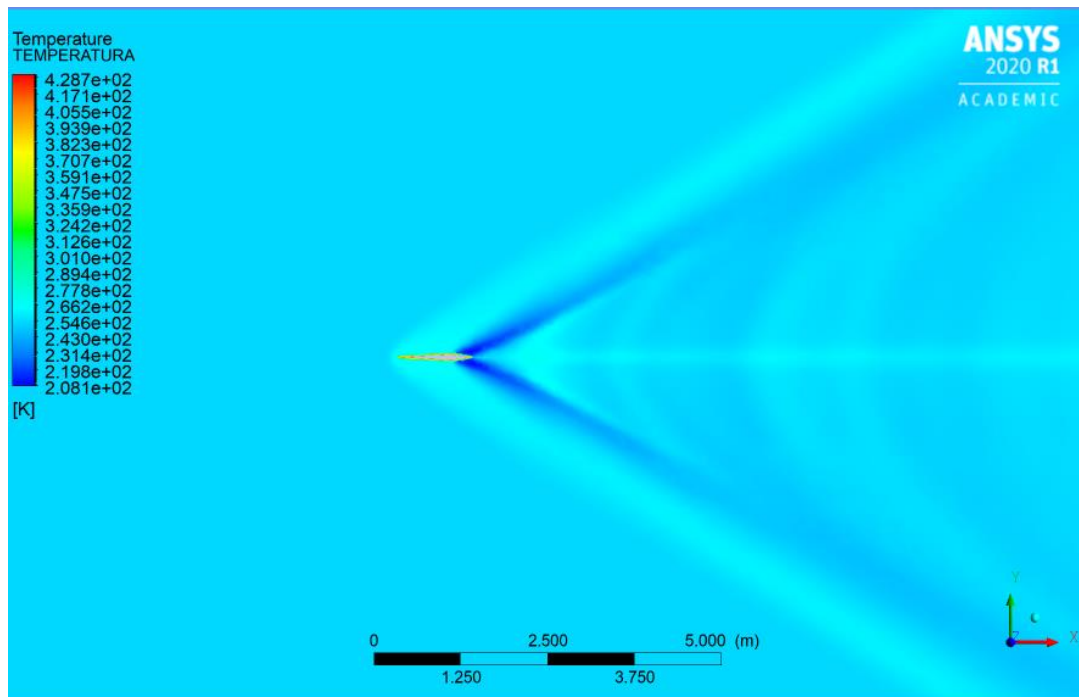


Figura 22.28. Temperatura del fluido en la mitad del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

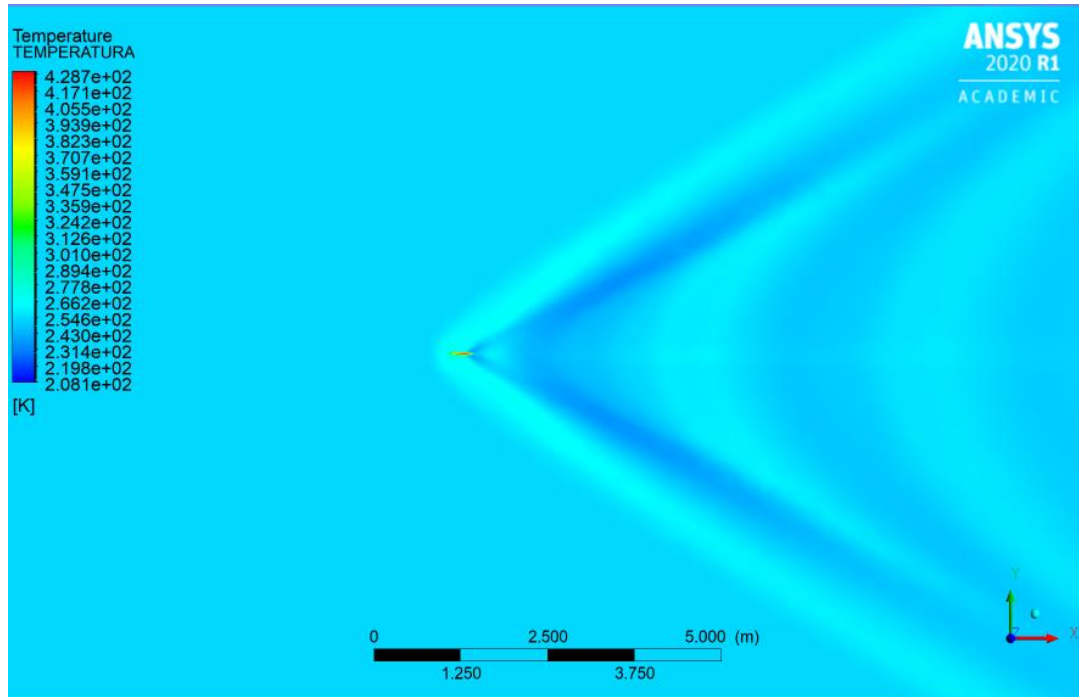


Figura 22.29. Temperatura del fluido en la punta del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$

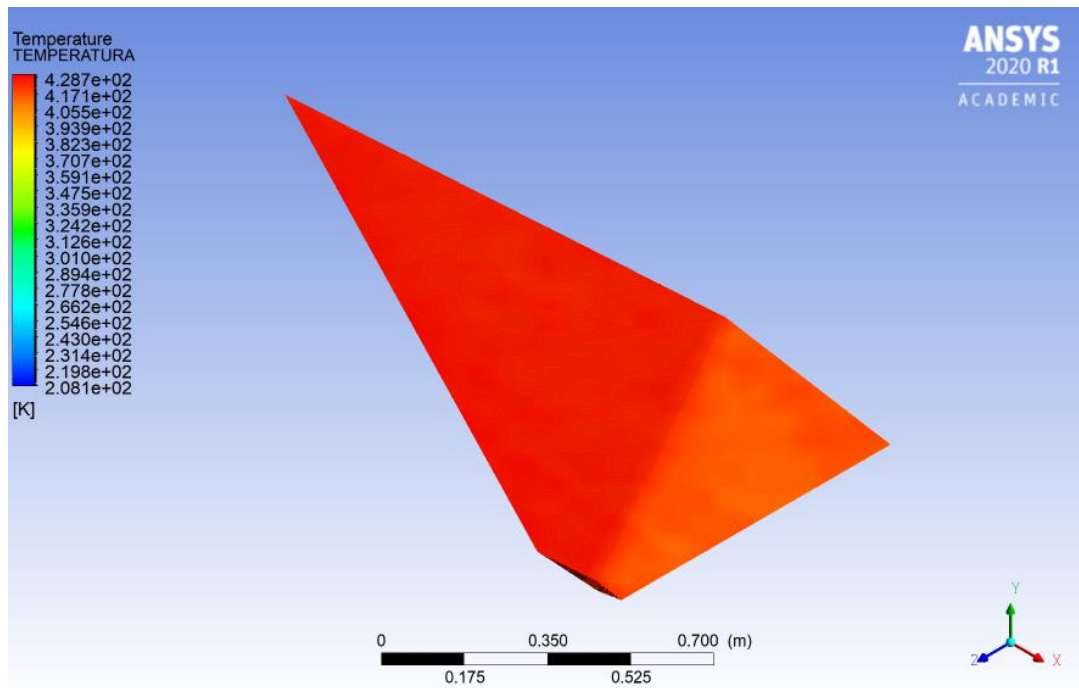


Figura 22.30. Temperatura del fluido en la superficie del ala en delta para un  $AOA=0^\circ$



Los distintos valores del número de Mach que toma el fluido a lo largo del dominio de trabajo nos permiten analizar la formación de ondas de choque, y de expansión. Una disminución brusca del Mach indica la presencia de una onda de choque. En cambio, un aumento brusco marca la formación de una onda de expansión. Esto se debe a que la onda de choque disminuye violentamente la velocidad del fluido, y la onda de expansión la aumenta.

En las imágenes de contorno correspondientes al número de Mach del fluido se puede observar la formación de una onda de choque oblicua en el borde de ataque del ala, que desacelera el flujo hasta llegar a la esquina convexa del perfil alar, donde se produce una onda de expansión centrada que acelera el fluido. Además, se define claramente la forma de abanico plegado típica de este tipo de ondas de expansión, ya que se marcan notoriamente los límites fijados por la onda de expansión delantera y trasera. A su vez, en la *figura 22.16*. se puede ver como se produce el valor máximo y mínimo del número de Mach de todo el dominio de trabajo, siendo entonces las partículas de aire que atraviesan la sección media del ala las que se ven sometidas a un mayor cambio brusco de velocidad. Esto es indicativo de que es aproximadamente en la mitad del ala donde se produce la onda de choque, y de expansión más fuerte.

La presión, densidad, y temperatura son propiedades del fluido que se relacionan con el número de Mach. Por lo que, todas las apreciaciones observadas en las imágenes de contorno del número de Mach, también se pueden ver en las correspondientes a la presión, densidad y temperatura. Estas propiedades se relación de forma inversa con el número de Mach. Por tanto, tras una onda de choque el Mach disminuye, pero la presión, densidad, y temperatura aumentan. En cambio, tras una onda de expansión se produce justamente lo contrario. La *figura 22.22*. refleja claramente el aumento de presión en el borde de ataque por la onda de choque oblicua, y la disminución progresiva de la presión en la esquina convexa del perfil por causa de la onda de expansión centrada.

Uno de los principales problemas que presentan las alas en delta es la alta separación de la capa límite a ángulos de ataque elevados. Por ello, pasamos a analizar las imágenes de contorno correspondientes al número de Mach, presión, densidad, y temperatura, obtenidas a un  $AOA=7,5^\circ$  en los planos tangentes al perfil alar en la raíz, mitad, y punta del ala delta diseñada.

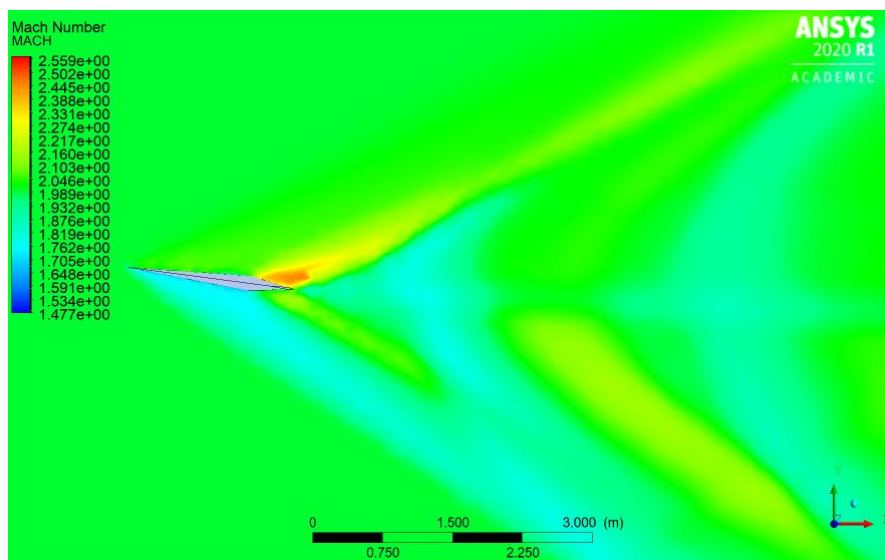


Figura 22.31. Mach del fluido en la raíz del ala en delta para un  $AOA=7,5^\circ$

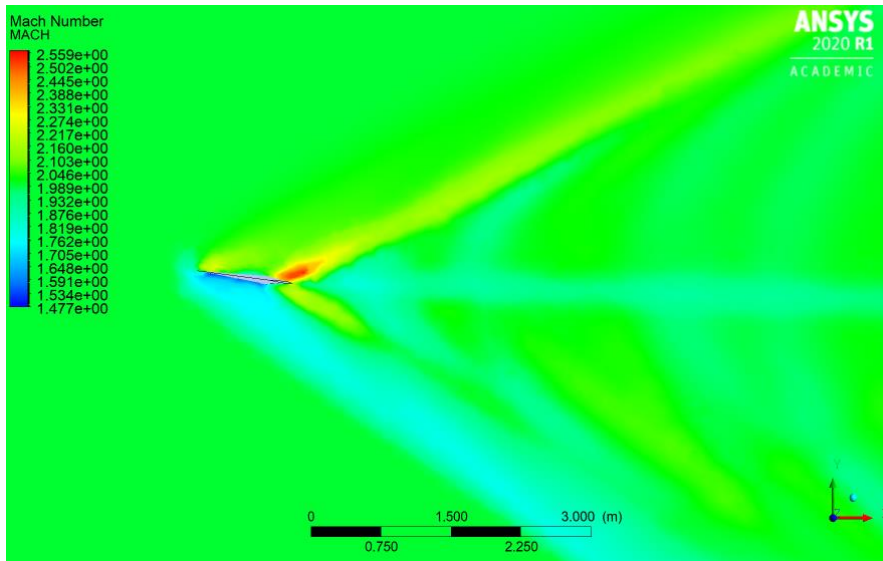


Figura 22.32. Mach del fluido en la mitad del ala en delta para un AOA=7,5°

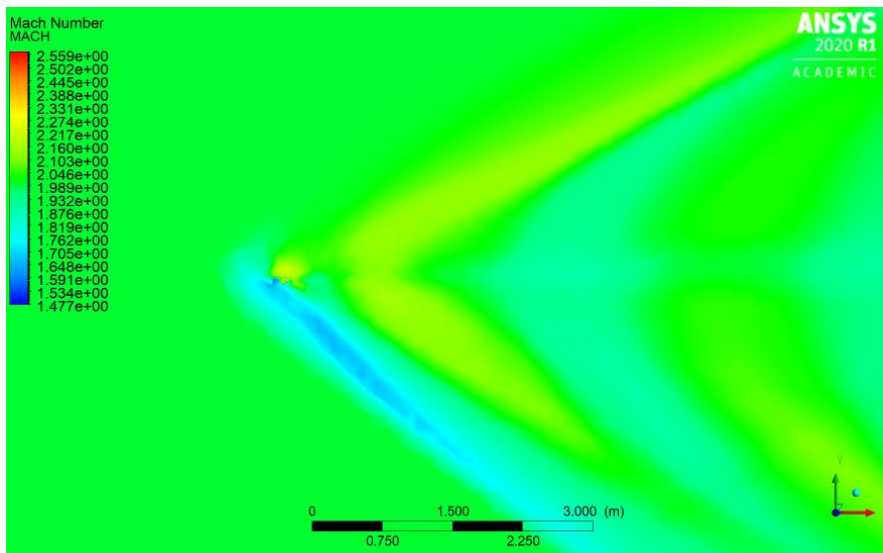


Figura 22.33. Mach del fluido en la punta del ala en delta para un AOA=7,5°

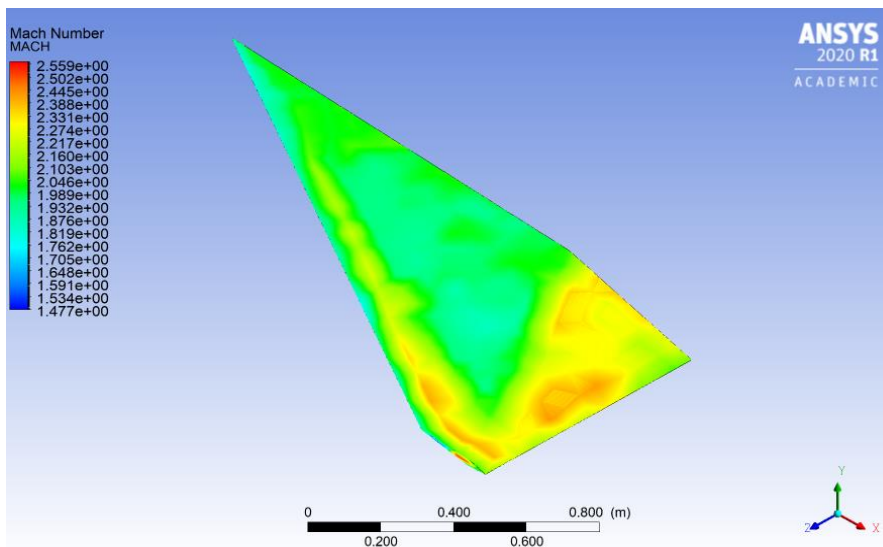


Figura 22.34. Mach del fluido en el extradós del ala en delta para un AOA=7,5°



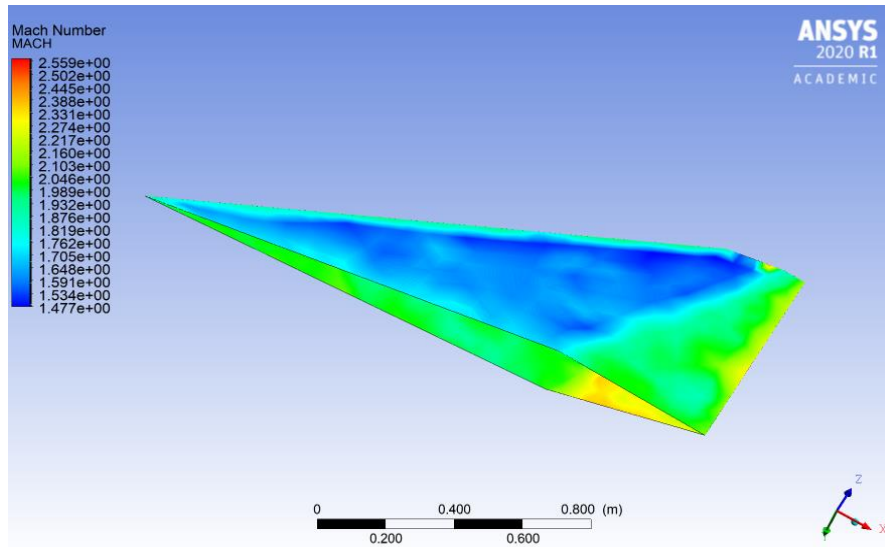


Figura 22.35. Mach del fluido en el intradós del ala en delta para un AOA=7,5°

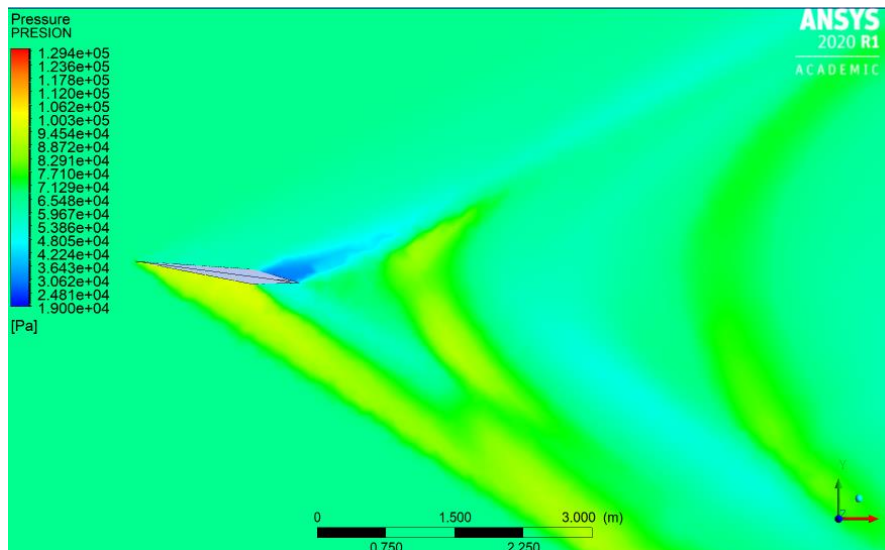


Figura 22.36. Presión del fluido en la raíz del ala en delta para un AOA=7,5°

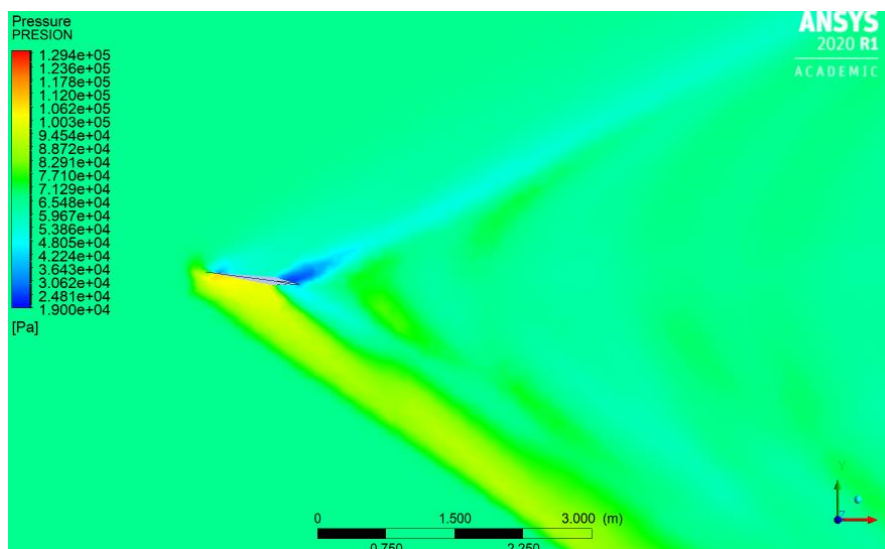


Figura 22.37. Presión del fluido en la mitad del ala en delta para un AOA=7,5°

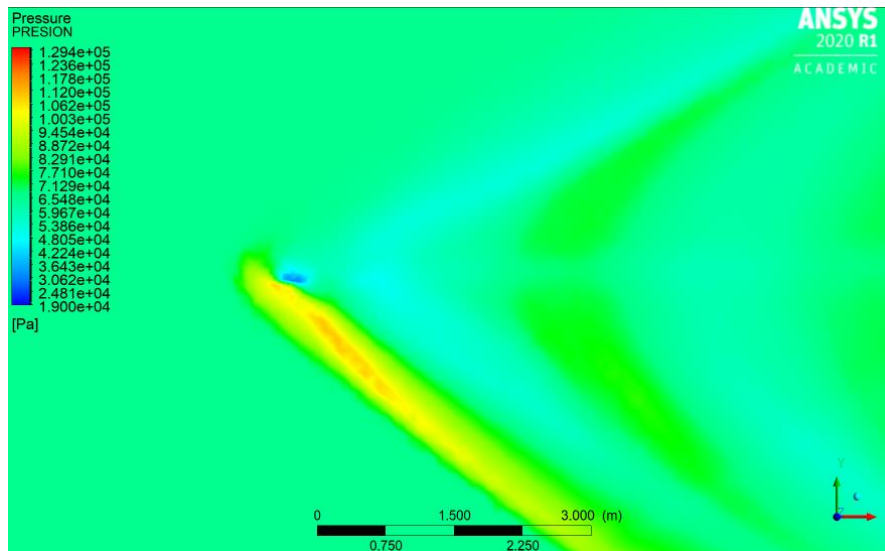


Figura 22.38. Presión del fluido en la punta del ala en delta para un AOA=7,5°

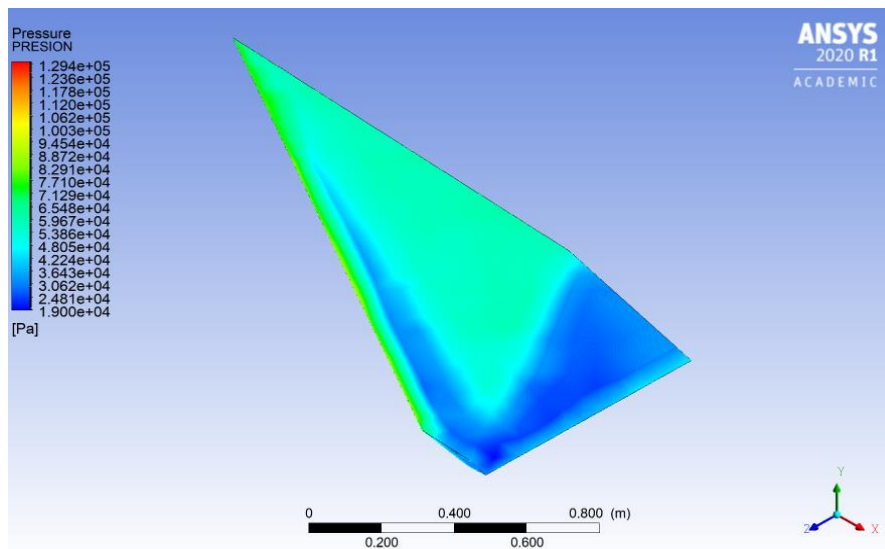


Figura 22.39. Presión del fluido en el extradós del ala en delta para un AOA=7,5°

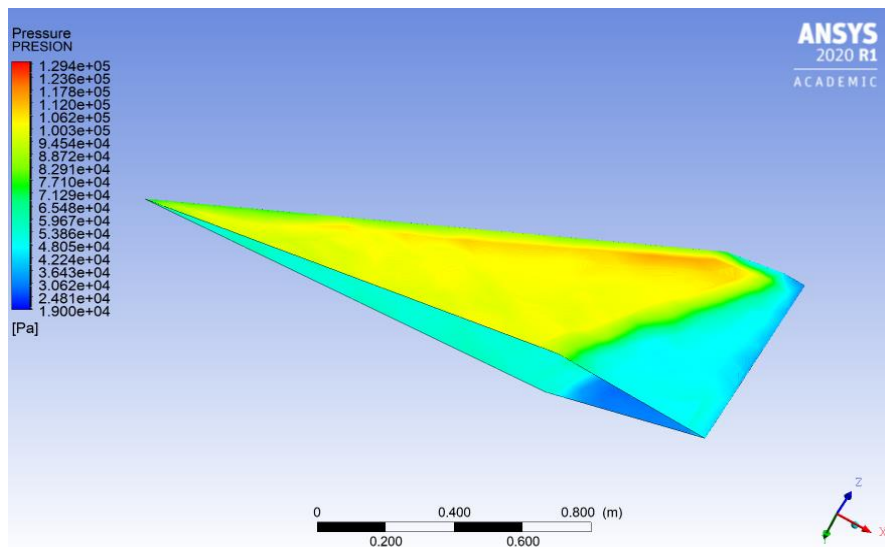


Figura 22.40. Presión del fluido en el intradós del ala en delta para un AOA=7,5°

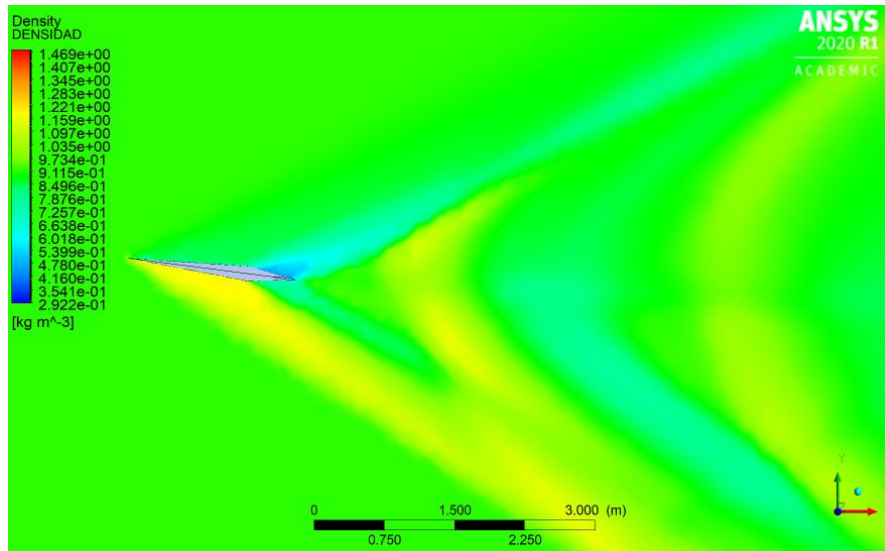


Figura 22.41. Densidad del fluido en la raíz del ala en delta para un AOA=7,5°

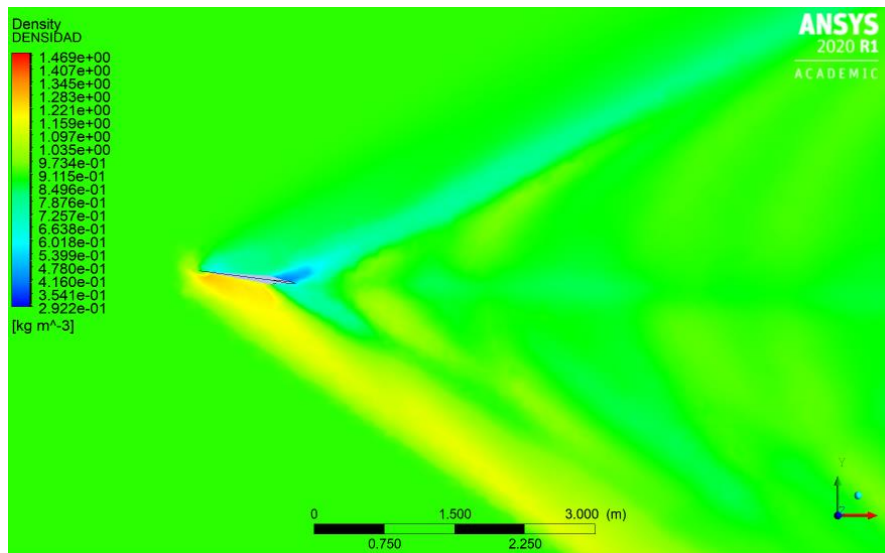


Figura 22.42. Densidad del fluido en la mitad del ala en delta para un AOA=7,5°

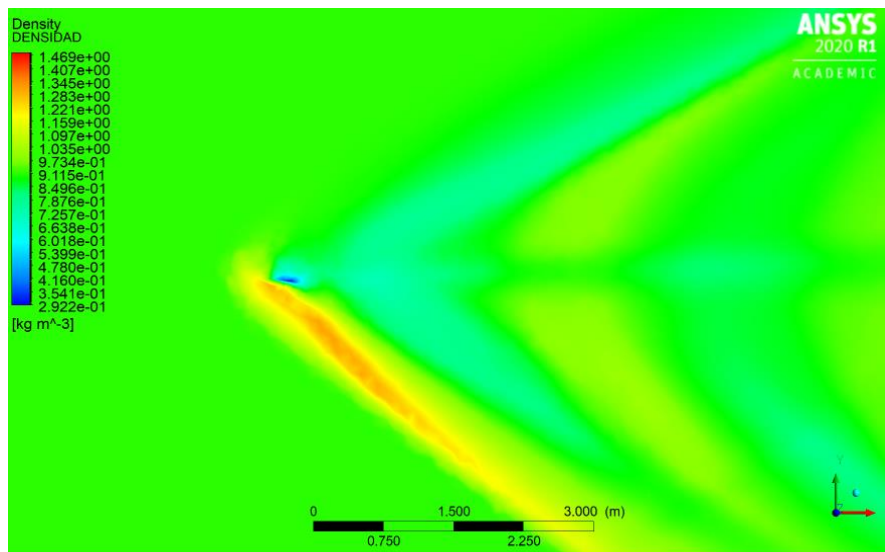


Figura 22.43. Densidad del fluido en la punta del ala en delta para un AOA=7,5°

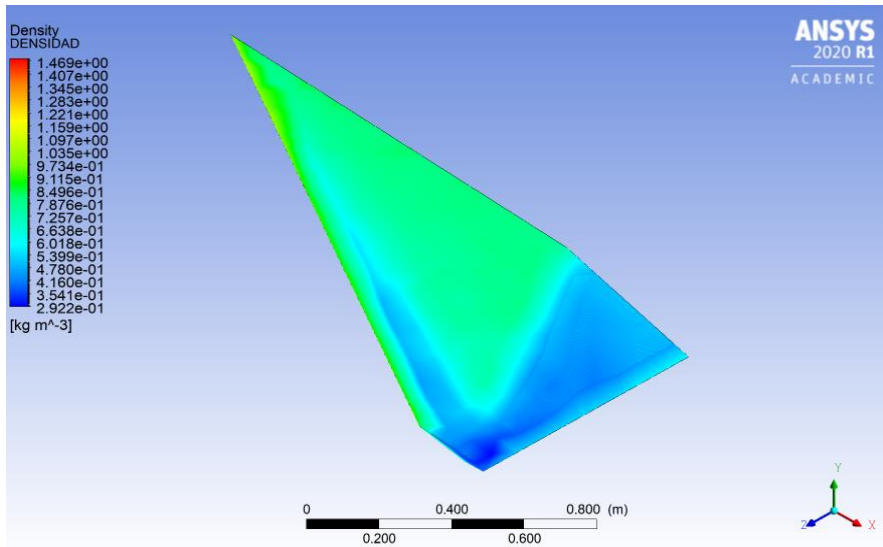


Figura 22.44. Densidad del fluido en el extradós del ala en delta para un AOA=7,5°

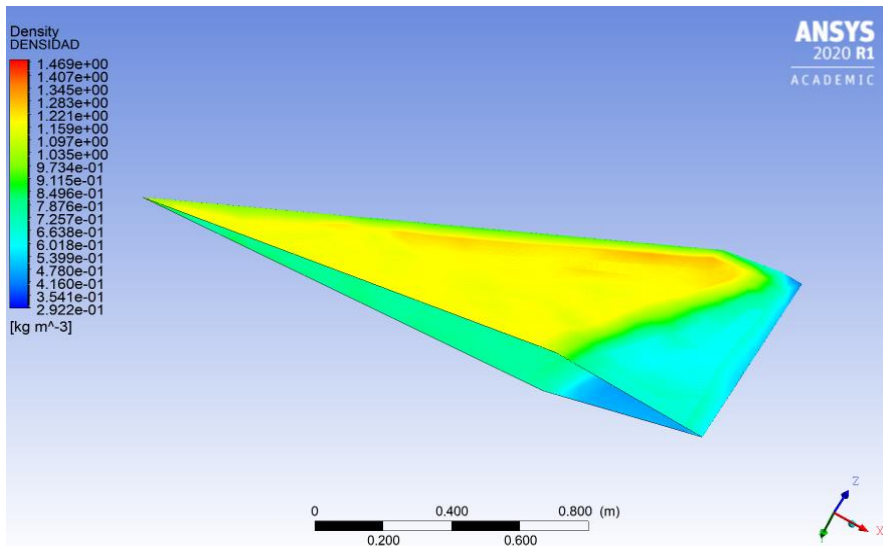


Figura 22.45. Densidad del fluido en el intradós del ala en delta para un AOA=7,5°

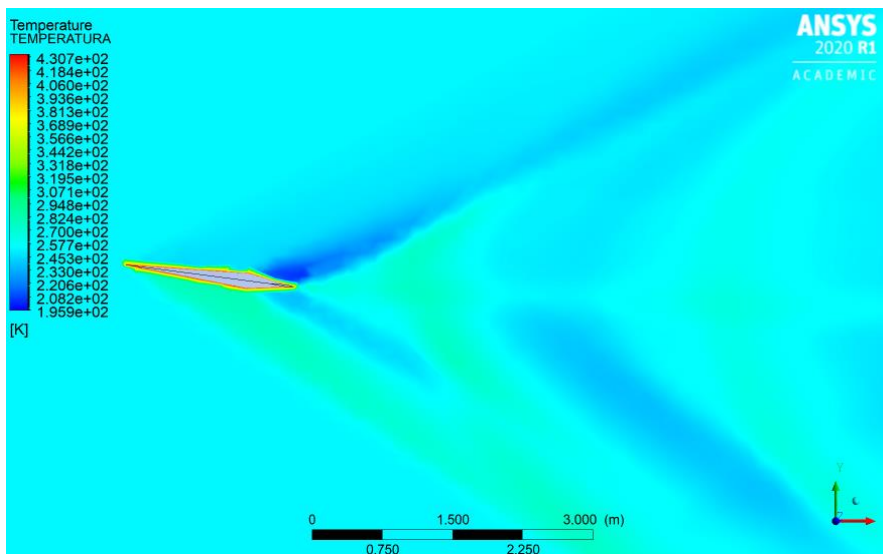


Figura 22.46. Temperatura del fluido en la raíz del ala en delta para un AOA=7,5°



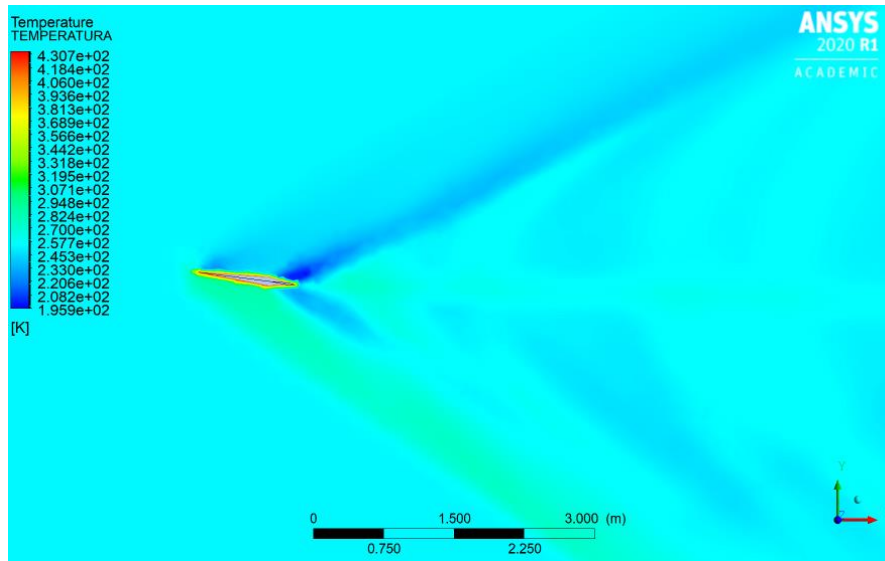


Figura 22.47. Temperatura del fluido en la mitad del ala en delta para un  $AOA=7,5^\circ$

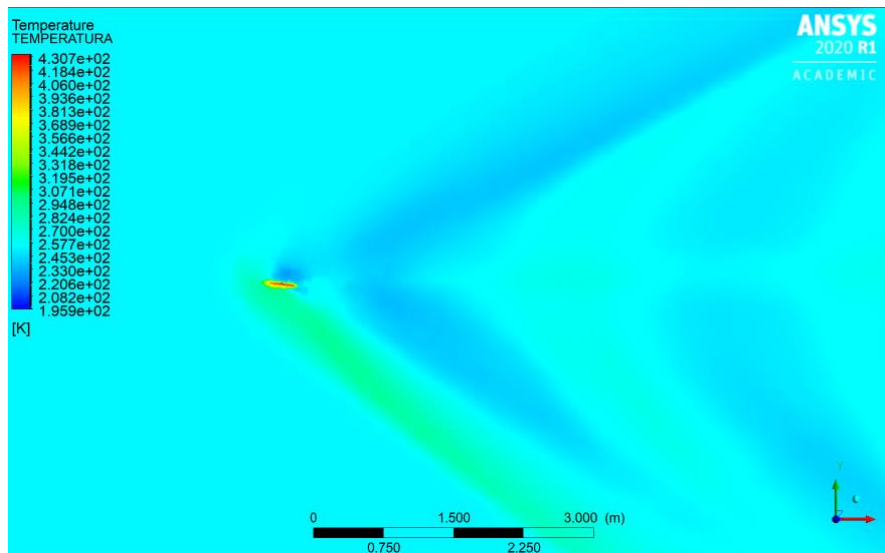


Figura 22.48. Temperatura del fluido en la punta del ala en delta para un  $AOA=7,5^\circ$

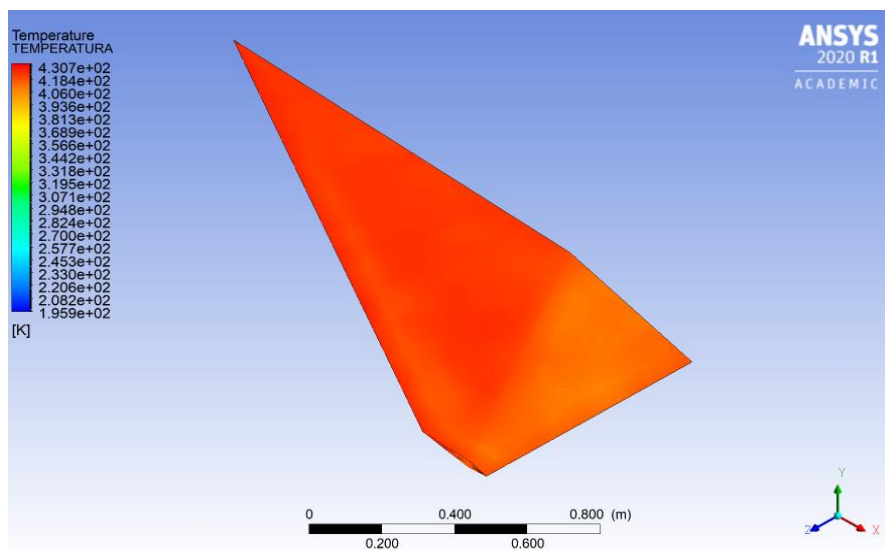


Figura 22.49. Temperatura del fluido en el extradós del ala en delta para un  $AOA=7,5^\circ$

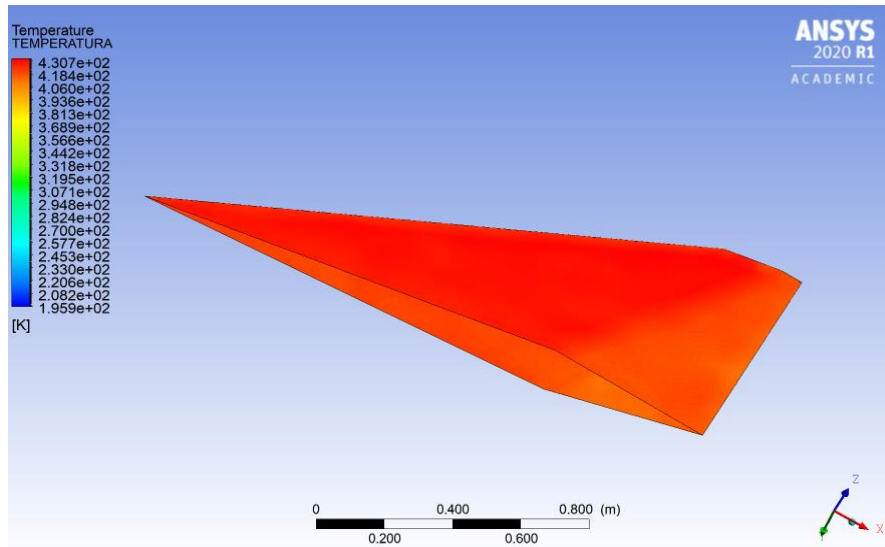


Figura 22.50. Temperatura del fluido en el intradós del ala en delta para un  $AOA=7,5^\circ$

Los resultados obtenidos contrastan de forma llamativa con los conseguidos anteriormente para un ángulo de ataque nulo. En primer lugar, llama la atención la forma irregular y poco delimitada de las regiones del flujo en las que se producen ondas de choque y de expansión. Esto confronta con las formas regulares y bien delimitadas que presentaban las ondas de choque y expansión en las imágenes de contorno anteriores. La razón principal de esto es la separación de la capa límite, que genera la formación de un flujo turbulento. Por lo tanto, de un simple vistazo ya queda en evidencia una de las principales desventajas de este tipo de configuración alar.

En segundo lugar, podemos comprobar que a medida que aumenta el ángulo de ataque disminuye la intensidad de la onda de choque producida en el borde de ataque del extradós, llegando incluso a producirse una onda de expansión. De igual forma, en la superficie del intradós cercana al borde de salida a medida que crece el ángulo de ataque la onda de expansión pierde intensidad, llegando a pasar a ser una onda de choque. En las figuras 22.39. y 22.40. mediante la variación de presiones del aire en la superficie del perfil se puede ver de forma clara este cambio en las ondas de choque y expansión producidas en la superficie del ala.

Por último, analizamos los resultados obtenidos en cuanto a sustentación, resistencia, momento de cabeceo, y eficiencia aerodinámica.

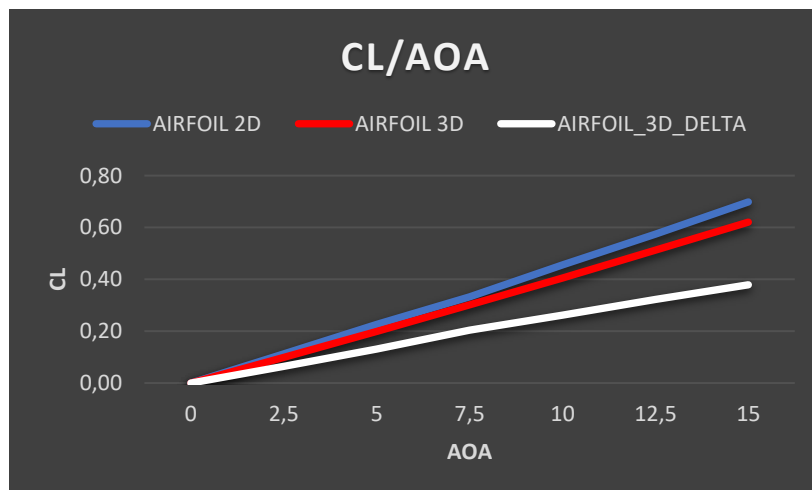


Figura 22.51. Curva CL vs AOA

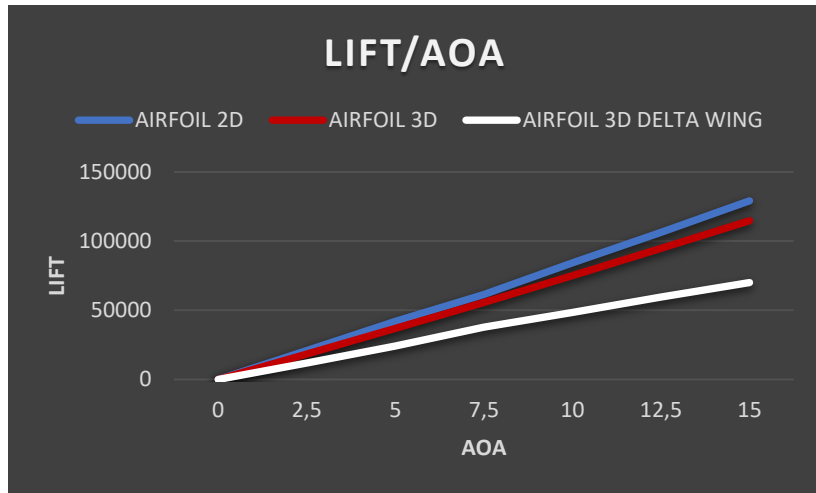


Figura 22.52. Curva Sustentación vs AOA

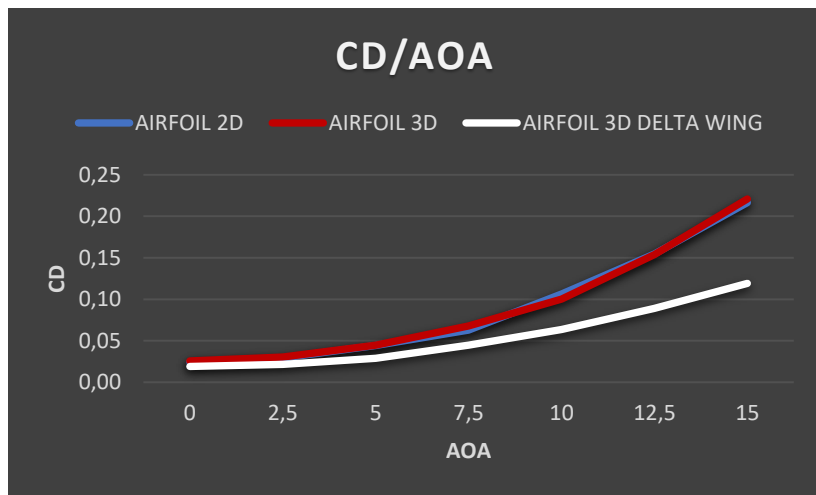


Figura 22.53. Curva CD vs AOA

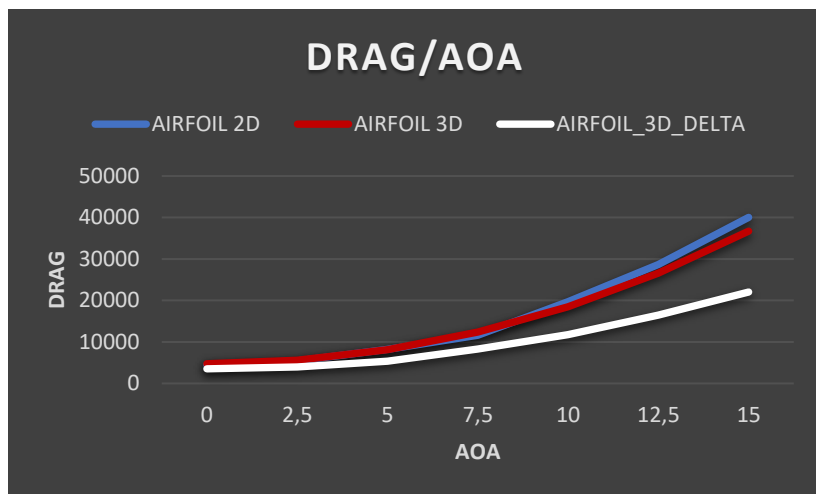


Figura 22.54. Curva Resistencia vs AOA



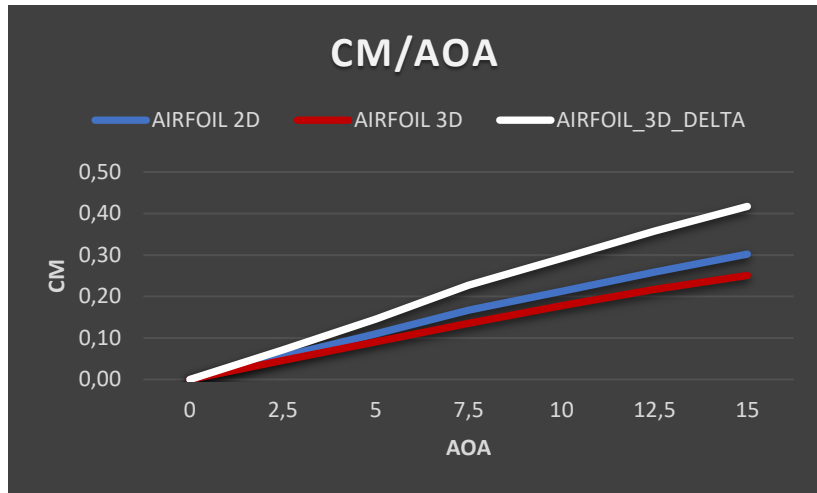


Figura 22.55. Curva CM vs AOA

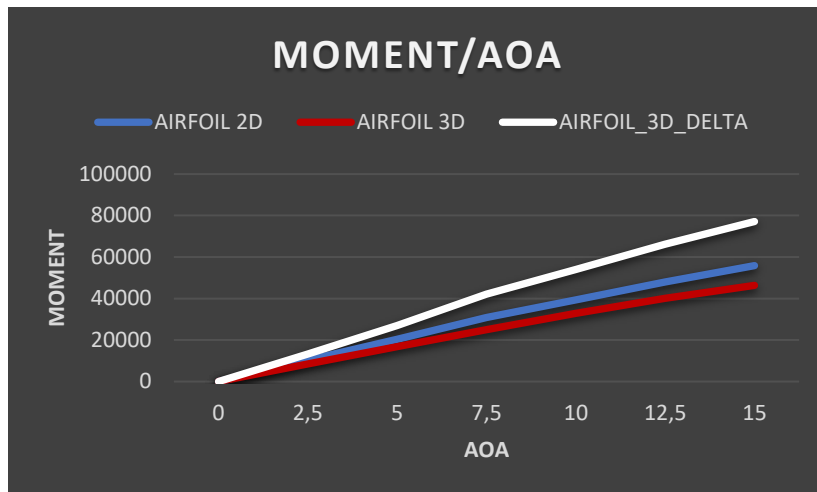


Figura 22.56. Curva Momento vs AOA

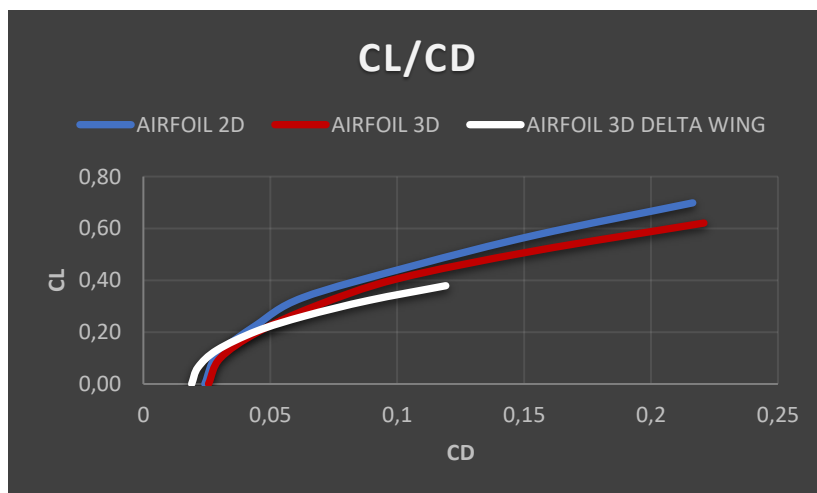


Figura 22.57. Curva CL vs CD

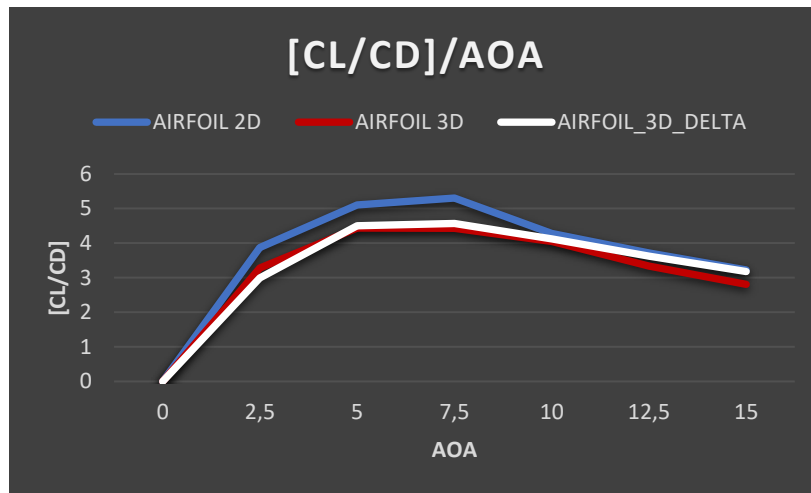


Figura 22.58. Curva  $[CL/CD]$  vs AOA

### **Conclusiones**

La configuración de ala en delta presenta peores resultados de generación de sustentación que la configuración de ala recta con cuerda constante. Además, se puede ver como la diferencia de sustentación entre ambas configuraciones crece a medida que aumenta el ángulo de ataque. La mala generación de sustentación, así como el alto grado de separación de la capa límite a altos ángulos de ataque son desventajas características de las alas en delta. Esta última es la razón de que a medida que aumenta el ángulo de ataque la diferencia de sustentación entre ambas configuraciones sea mayor, ya que un mayor desprendimiento de la capa límite implica menor sustentación.

En cuanto a resistencia aerodinámica el ala en delta posee mejores valores que el ala recta con cuerda constante. Esto se debe a la principal ventaja de ala en delta, y es que a velocidades supersónicas el borde de ataque permanece tras la onda de choque, disminuyendo así la resistencia por onda de choque, que es la principal fuente de oposición al avance a velocidades supersónicas. Además, podemos observar que la diferencia de resistencia entre ambas configuraciones crece a medida que aumenta el ángulo de ataque. Esto se debe a que al incrementar el ángulo de ataque se produce un aumento del desprendimiento de la capa límite, y por tanto de la resistencia inducida. A su vez, también se produce un crecimiento de la resistencia por onda de choque. El incremento de la resistencia inducida es mayor en el ala en delta que en el ala recta, pero el aumento de resistencia por onda de choque es mayor en el ala recta que en la delta. Dado que, tal y como hemos dicho anteriormente, en régimen supersónico la fuente principal de resistencia aerodinámica es la resistencia por onda de choque, la resistencia del ala recta aumentará más que la del ala en delta a medida que crece el ángulo de ataque.

El momento de cabeceo de un ala depende principalmente de la fuerza de sustentación generada, y de la distancia de esta al centro aerodinámico. La configuración de ala en delta a pesar de generar una menor sustentación que la configuración de ala recta, por su geometría, posee una mayor distancia entre la fuerza de sustentación y el centro aerodinámico, lo que se traduce en un mayor momento de cabeceo. Esto queda reflejado en los resultados obtenidos. Asimismo, en estos resultados también podemos ver que la diferencia de momentos entre ambas configuraciones se incrementa a medida que aumenta el ángulo de ataque. Este resultado en principio no tiene mucho sentido, ya que sí la geometría de las alas no varía, y la sustentación del ala delta crece a menor ritmo que la del ala recta al aumentar el ángulo de ataque, lo lógico sería pensar que

esta diferencia de momentos entre ambas configuraciones debería disminuir a medida que crece el ángulo de ataque. Este razonamiento es incorrecto, ya que no se tiene en cuenta que al aumentar el ángulo de ataque se produce un desprendimiento de la capa límite, y por tanto un cambio de la forma efectiva del ala. Tal y como hemos comentado, una de las principales desventajas de la configuración alar en delta es el mayor grado de desprendimiento de la capa límite al aumentar el ángulo de ataque. Esto hace que al incrementar el ángulo de ataque la forma efectiva del ala delta se deforme más que la del ala recta, y por tanto el momento de cabeceo crezca más rápidamente.

En base a los resultados conseguidos se puede concluir que, si buscamos reducir el consumo de combustible de una aeronave supersónica, y por tanto la emisión de gases contaminantes, se debe emplear una configuración alar de ala en delta por su baja resistencia en este régimen de velocidades. Por otro lado, también ha quedado manifestado la menor capacidad de generar sustentación de este tipo de configuración alar. Por tanto, es interesante conocer si está menor resistencia compensa la menor sustentación, por lo que el último punto que analizamos es la eficiencia aerodinámica. Al examinar la *figura 22.58*, podemos comprobar que los valores de eficiencia aerodinámica obtenidos en ambas configuraciones alares son muy similares, aunque la configuración de ala en delta presenta valores ligeramente superiores en la mayoría de los ángulos de ataque simulados. Además, mencionar que en el ala delta la máxima eficiencia aerodinámica se produce con un  $AOA=7,5^\circ$ , y se obtiene un  $C_L=0,20$  y  $C_D=0,44$ .

En resumen, la configuración de ala en delta ofrece una menor resistencia por onda de choque a velocidades supersónicas, que se traduce en una menor resistencia al avance. En contraposición, la capacidad de generación de sustentación de esta configuración alar se ve mermada, pero queda compensado con una buena eficiencia aerodinámica. Asimismo, el ala en delta ofrece una muy buena maniobrabilidad y agilidad en vuelo.

## 23. CONCLUSIONES GENERALES

El objetivo principal del presente Proyecto Fin de Grado es disminuir el consumo de combustible, y por tanto la emisión de gases contaminantes de una aeronave de combate que vuele a velocidades supersónicas. Para ello se pretende mejorar la eficiencia aerodinámica de las alas. En base a este propósito se han establecido tres puntos de trabajo o de actuación que han de ser abordados de forma progresiva.

El primero punto de trabajo es el estudio sobre la influencia de los diferentes parámetros geométricos que definen a los perfiles alares en forma de diamante en la generación de sustentación, resistencia al avance, momento de cabeceo, y eficiencia aerodinámica. En concreto se ha analizado la influencia del espesor, la longitud de morro, y la longitud de cola. En base a los resultados obtenidos, podemos concluir que la variación del espesor de un perfil alar en forma de diamante influye en los parámetros aerodinámicos de la siguiente forma:

- El espesor es directamente proporcional a la capacidad de generación de sustentación del perfil alar, aunque su influencia es ligera.
- El espesor es directamente proporcional a la resistencia al avance del perfil alar, y juega un papel importante en la producción de ésta.
- El espesor es inversamente proporcional al momento de cabeceo, de forma que aquellos perfiles alares con menor espesor son aerodinámicamente más inestables.

- El espesor es inversamente proporcional a la eficiencia aerodinámica, e influye de forma sustancial en ella.

Respecto a la influencia de la longitud del morro se han conseguido las siguientes conclusiones:

- La longitud de morro es directamente proporcional a la producción de sustentación, pero influye de una forma reducida.
- La longitud de morro es inversamente proporcional a la resistencia aerodinámica, y su contribución a la reducción de ella es ligera.
- La longitud de morro es directamente proporcional al momento de cabeceo, de forma que al incrementar dicha longitud se consigue un perfil alar más inestable.
- La longitud del morro es directamente proporcional a la eficiencia aerodinámica.

En cuanto a la influencia de la longitud de cola se han obtenido las siguientes conclusiones:

- La longitud de cola es directamente proporcional a la sustentación, pese a que su peso en la producción de ésta es reducido.
- La longitud de cola es directamente proporcional a la oposición al avance, aunque su influencia es residual.
- La longitud de cola es proporcional al momento de cabeceo, por lo que al aumentar dicha longitud se obtiene un perfil alar más inestable.
- La longitud de cola es directamente proporcional a la eficiencia aerodinámica.

Por lo tanto, en base al estudio realizado se ha conseguido observar que aquellas variaciones geométricas de los perfiles alares en forma de diamante que influyen de forma positiva en la eficiencia aerodinámica son la reducción del espesor, el aumento de la longitud de morro, y el incremento de la longitud de cola.

Además, se comparado que variante geométrica de las estudiadas influye de forma más beneficiosa en la eficiencia aerodinámica. En esta comparación se ha observado que en primer lugar se encuentra la reducción de espesor, después el aumento de la longitud de morro, y por último el incremento de la longitud de cola. Destacar que la diferencia en la mejora de la eficiencia aerodinámica entre la reducción de espesor y el aumento de la longitud de morro es muy amplia. Sin embargo, dicha diferencia entre el aumento de la longitud de morro, y la de cola, es pequeña.

El segundo punto de actuación es el diseño y análisis de tres propuestas de perfiles alares en forma de diamante que busquen la eficiencia aerodinámica, utilizando para ello las conclusiones obtenidas en el estudio anterior. Los perfiles diseñados son:

- Perfil alar JDR\_I: presenta una reducción del espesor, y un aumento de la longitud de cola.
- Perfil alar JDR\_II: implementa una reducción del espesor con un aumento de la longitud de morro.
- Perfil alar JDR\_III: emplea una reducción de espesor menor que la de los dos perfiles anteriores, y un aumento de la longitud de morro.

Los resultados obtenidos demuestran que es el perfil alar JDR\_II el que presenta mejores valores de eficiencia aerodinámica, por lo que se pasa a estudiar este perfil en un mayor grado de profundidad y precisión. Para ello, a diferencia de los análisis anteriores, se aplica un flujo tridimensional. Además, para que simplemente se tenga en cuenta la influencia de la tercera componente del flujo en los resultados se opta por una

configuración alar de ala recta con cuerda constante. Esta componente hace que se tenga en cuenta el comportamiento menos lineal de las partículas del flujo, la formación de vórtices en la punta del ala, así como otros fenómenos que producen un flujo turbulento aguas abajo. Todo esto hace que los resultados que se obtienen sean similares, aunque peores. Se observa un aumento de la resistencia, y una disminución de la sustentación, lo que implica una peor eficiencia aerodinámica. A su vez, se puede ver una reducción del momento de cabeceo, y por tanto una mejora de la estabilidad.

El tercer punto de trabajo es el diseño y análisis de un prototipo de ala en delta con el perfil alar seleccionado, es decir, el JDR\_II. Los resultados obtenidos para este prototipo se comparan con los obtenidos para la configuración alar de ala recta con cuerda constante, llegando a las siguientes conclusiones:

- La configuración alar de ala en delta posee una menor capacidad de generación de sustentación que la del ala recta con cuerda constante. Además, esa diferencia de capacidad de generar sustentación aumenta a medida que crece el ángulo de ataque. Esto se debe al mayor desprendimiento de la capa límite en valores elevados del ángulo de ataque.
- La configuración alar de ala en delta opone una menor resistencia aerodinámica a velocidades supersónicas que el ala recta con cuerda constante, gracias a la menor resistencia por onda de choque producida. A su vez, la diferencia de resistencia al avance entre ambas configuraciones aumenta al crecer el ángulo de ataque. Esto se debe a que el valor de la resistencia por onda de choque del ala en delta aumenta en menor medida al incrementar el ángulo de ataque.
- La configuración alar de ala en delta ofrece un mayor momento de cabeceo que el obtenido por el ala recta con cuerda constante, lo que es debido por la mayor distancia entre la fuerza de sustentación y el centro aerodinámico del ala en delta. Asimismo, la diferencia de momento de cabeceo entre ambas configuraciones aumenta a medida que se incrementa el ángulo de ataque. Esto se debe al cambio de la forma efectiva producido por el mayor desprendimiento de la capa límite del ala en delta.
- La configuración alar de ala en delta presenta unos mejores valores generales de eficiencia aerodinámica que el ala recta de cuerda constante, lo que se debe principalmente a la gran disminución de la resistencia por onda de choque

La configuración alar de ala en delta permite potenciar los buenos resultados de eficiencia aerodinámica obtenidos para el perfil alar JDR\_II en régimen supersónico, sacrificando parte de la capacidad de generar sustentación, en busca de disminuir la resistencia por onda de choque. De igual forma, el optar por un ala en delta proporciona una mayor inestabilidad aerodinámica, favoreciendo la maniobrabilidad y agilidad en vuelo, lo que es un valor añadido en las aeronaves de combate.

Finalmente, a través del diseño del prototipo de ala en delta con perfil alar JDR\_II se ha conseguido dar solución al objetivo de mejora de la eficiencia aerodinámica de las alas de una aeronave que vuela en régimen supersónico a Mach 2, y a una altura de 5500 m. El logro de este objetivo está asociado de forma directa con un menor consumo de combustible, y por tanto con una reducción en la emisión de gases contaminantes, así como una mayor rentabilidad económica y mejora de las prestaciones técnicas de la aeronave.

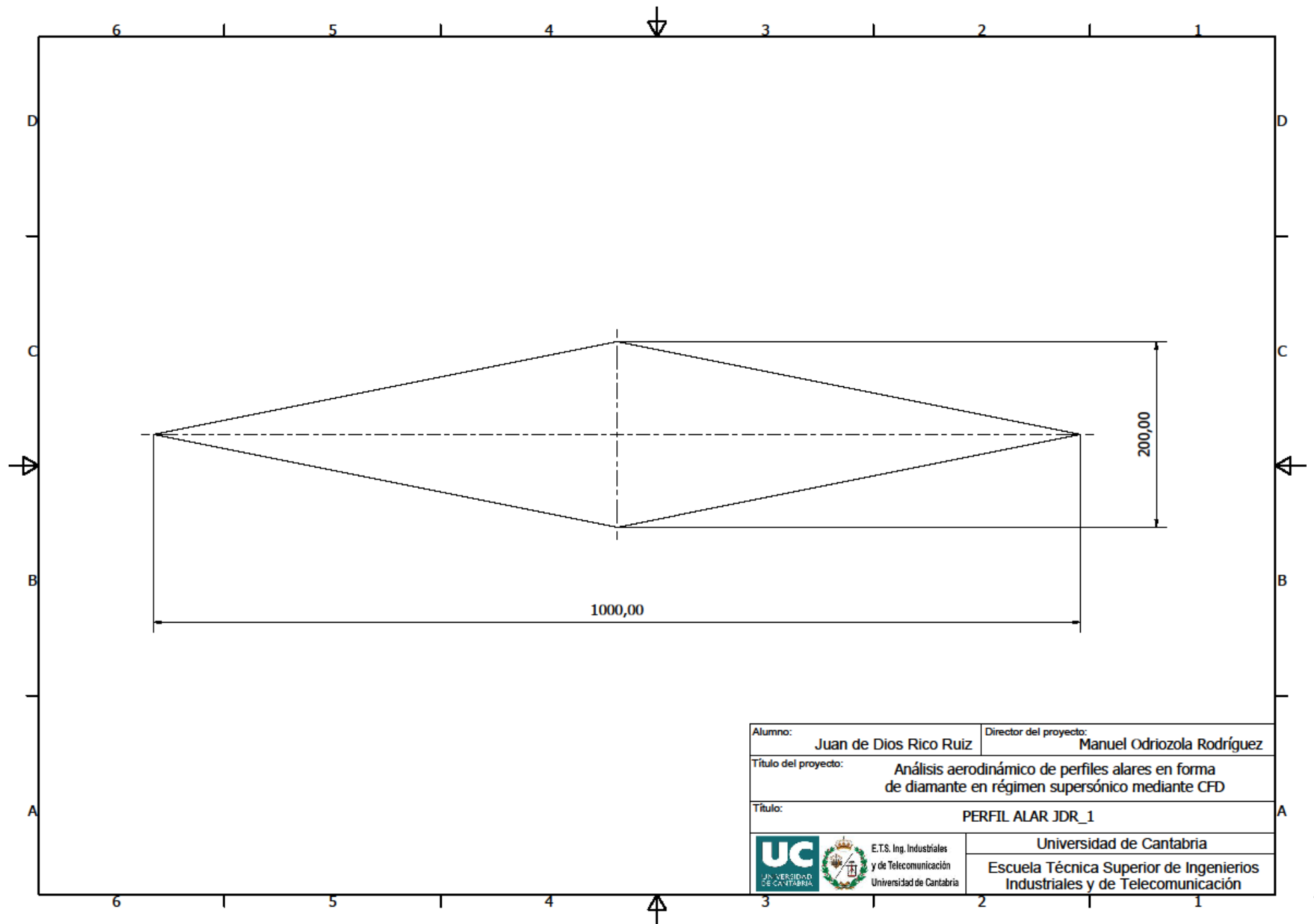
# **DOCUMENTO 2. ANEXOS**

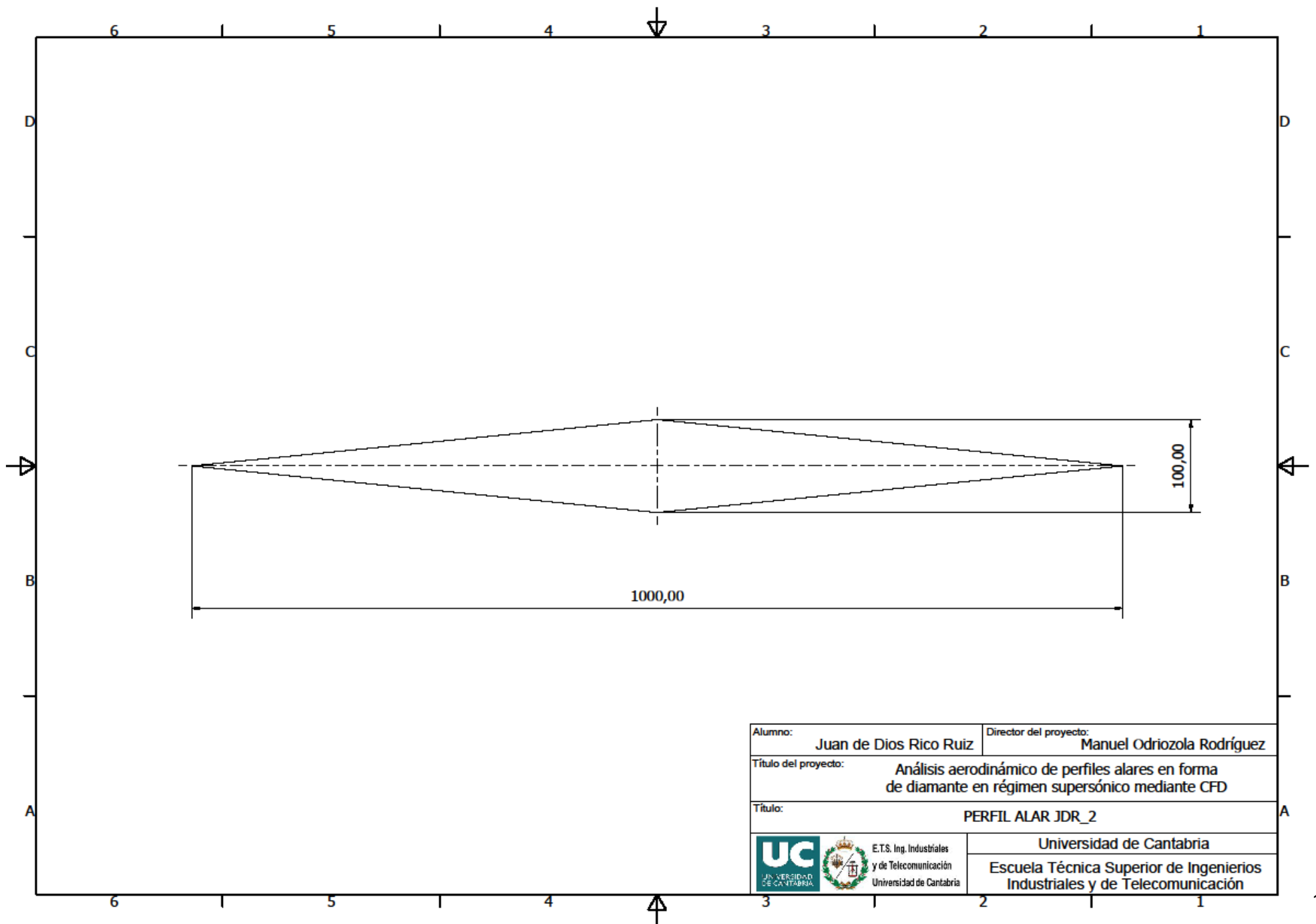
## ÍNDICE ANEXOS

ANEXO I. PLANOS.....	134
PERFIL ALAR JDR_1.....	135
PERFIL ALAR JDR_2.....	136
PERFIL ALAR JDR_3.....	137
PERFIL ALAR JDR_4.....	138
PERFIL ALAR JDR_5.....	139
PERFIL ALAR JDR_6.....	140
PERFIL ALAR JDR_7.....	141
PERFIL ALAR JDR_8.....	142
PERFIL ALAR JDR_9.....	143
PERFIL ALAR JDR_I.....	144
PERFIL ALAR JDR_II.....	145
PERFIL ALAR JDR_III.....	146
ALA EN DELTA CON PERFIL ALAR JDR_II.....	147
ANEXO II. CÁLCULOS.....	148
PERFILES JDR_1, JDR_2, Y JDR_3.....	149
PERFILES JDR_4, JDR_5, Y JDR_6.....	153
PERFILES JDR_7, JDR_8, Y JDR_9.....	157
COMPARACIÓN PERFILES JDR_2, JDR_6, Y JDR_9.....	161
PERFILES JDR_I, JDR_II, Y JDR_III.....	164
PERFIL JDR_II, ALA RECTA CON PERFIL JDR_II, Y ALA EN DELTA CON PERFIL JDR_II.....	168
IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR_2.....	172
IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR_6.....	180
IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR_9.....	188
IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR_II.....	196
IMÁGENES DE CONTORNO ALA RECTA CON PERFIL ALAR JDR_II.....	206
IMÁGENES DE CONTORNO ALA EN DELTA CON PERFIL ALAR JDR_II.....	233

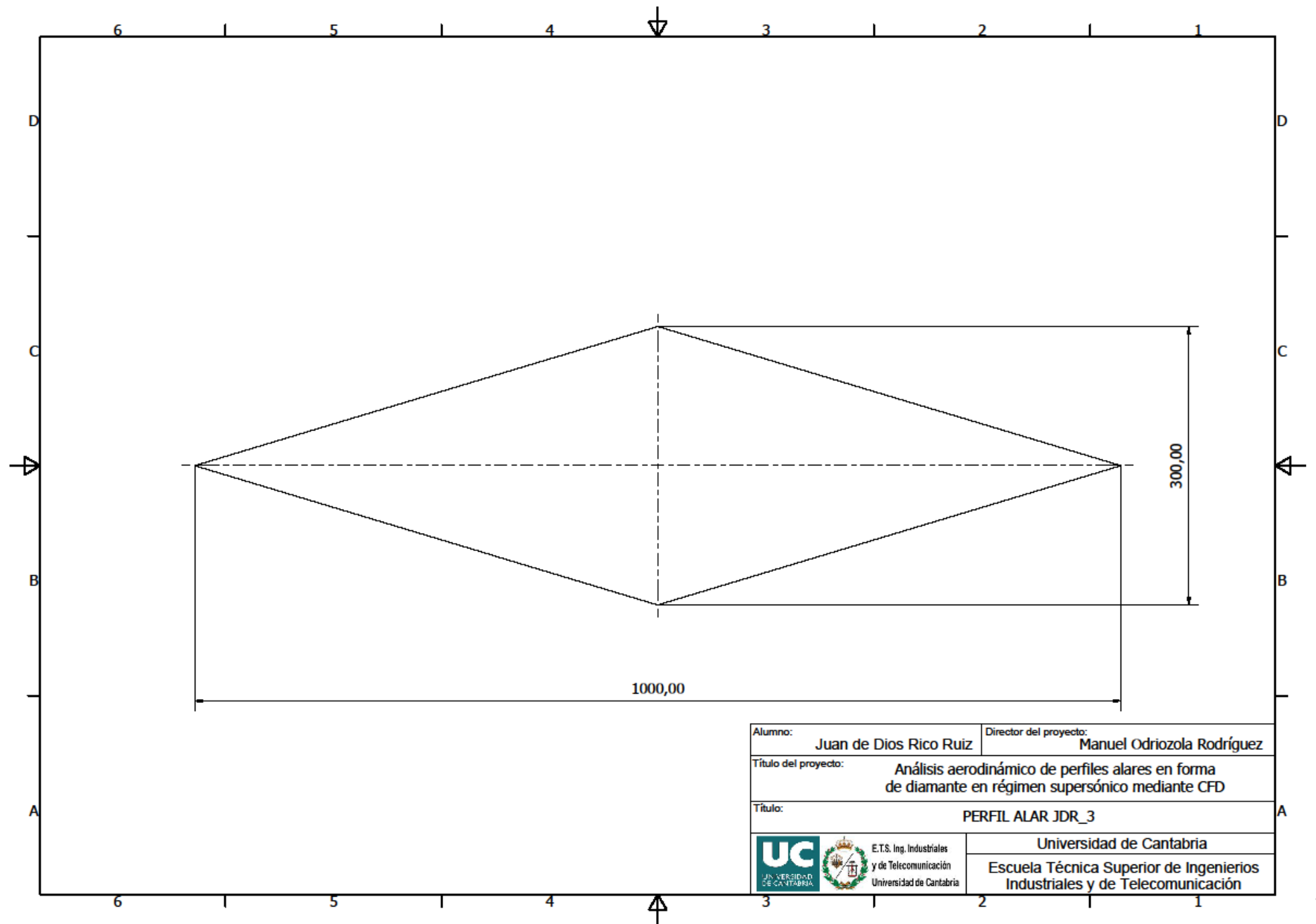


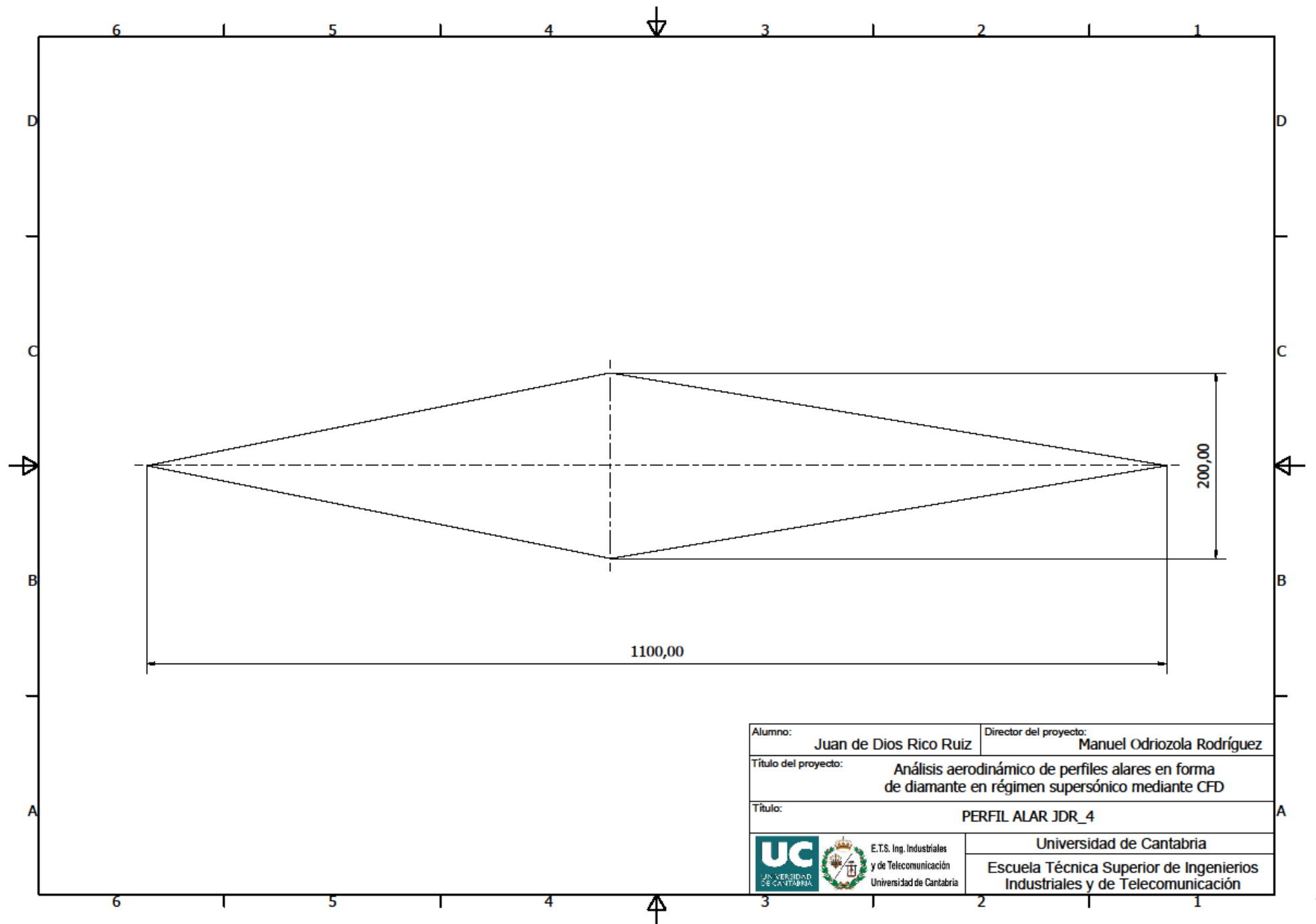
# ANEXO I. PLANOS



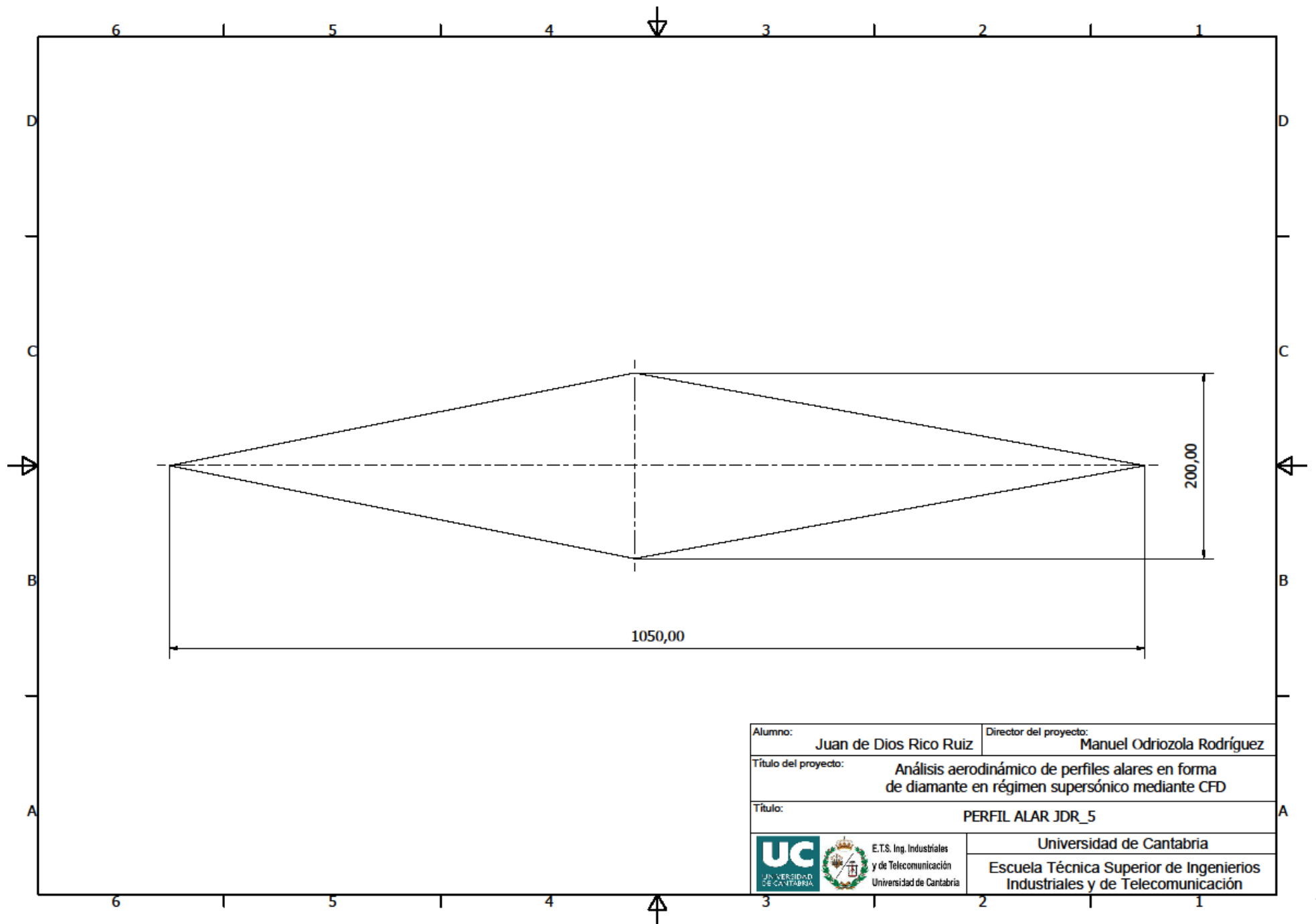


Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_2		
  E.T.S. Ing. Industriales y de Telecomunicación Universidad de Cantabria	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		

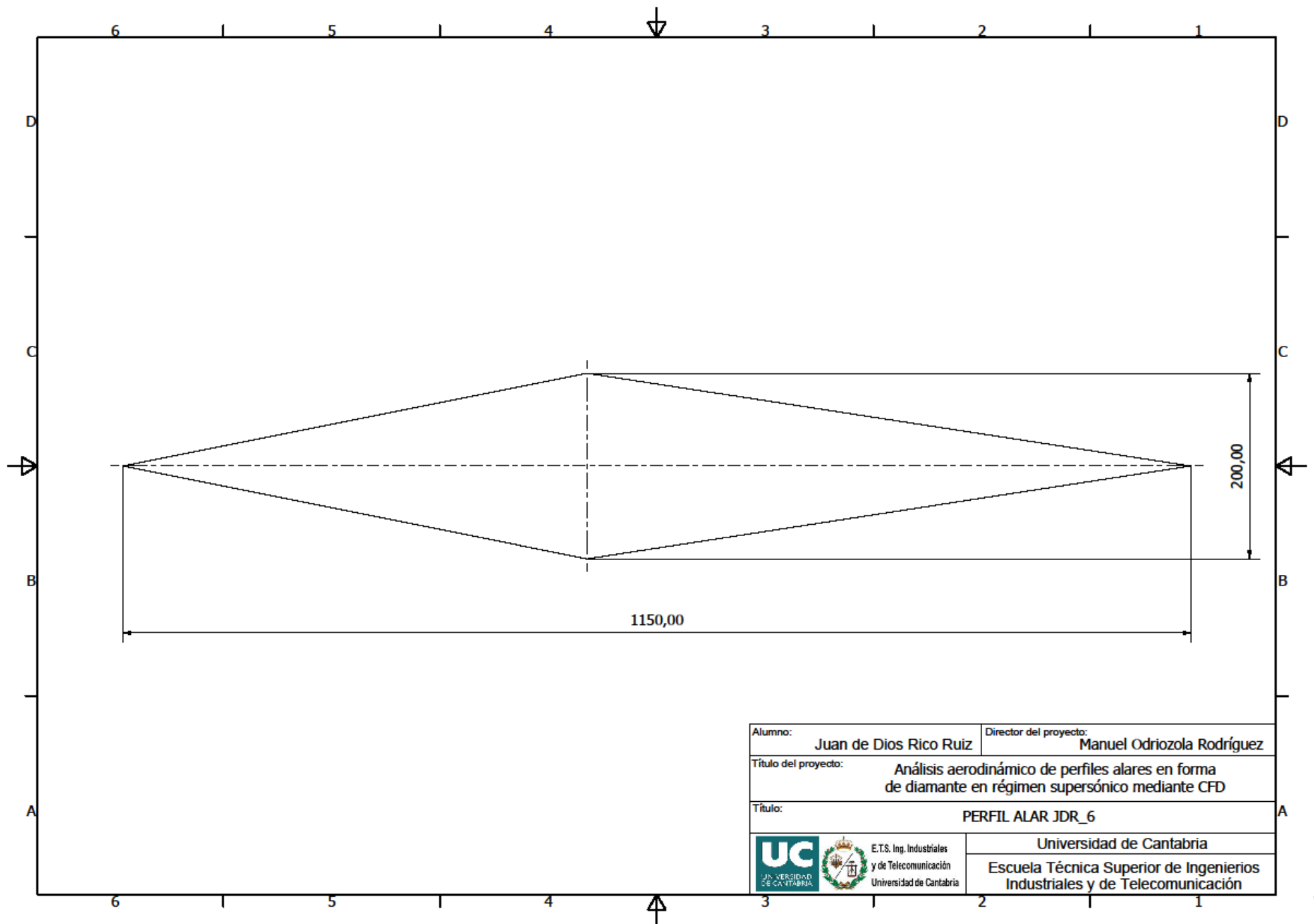




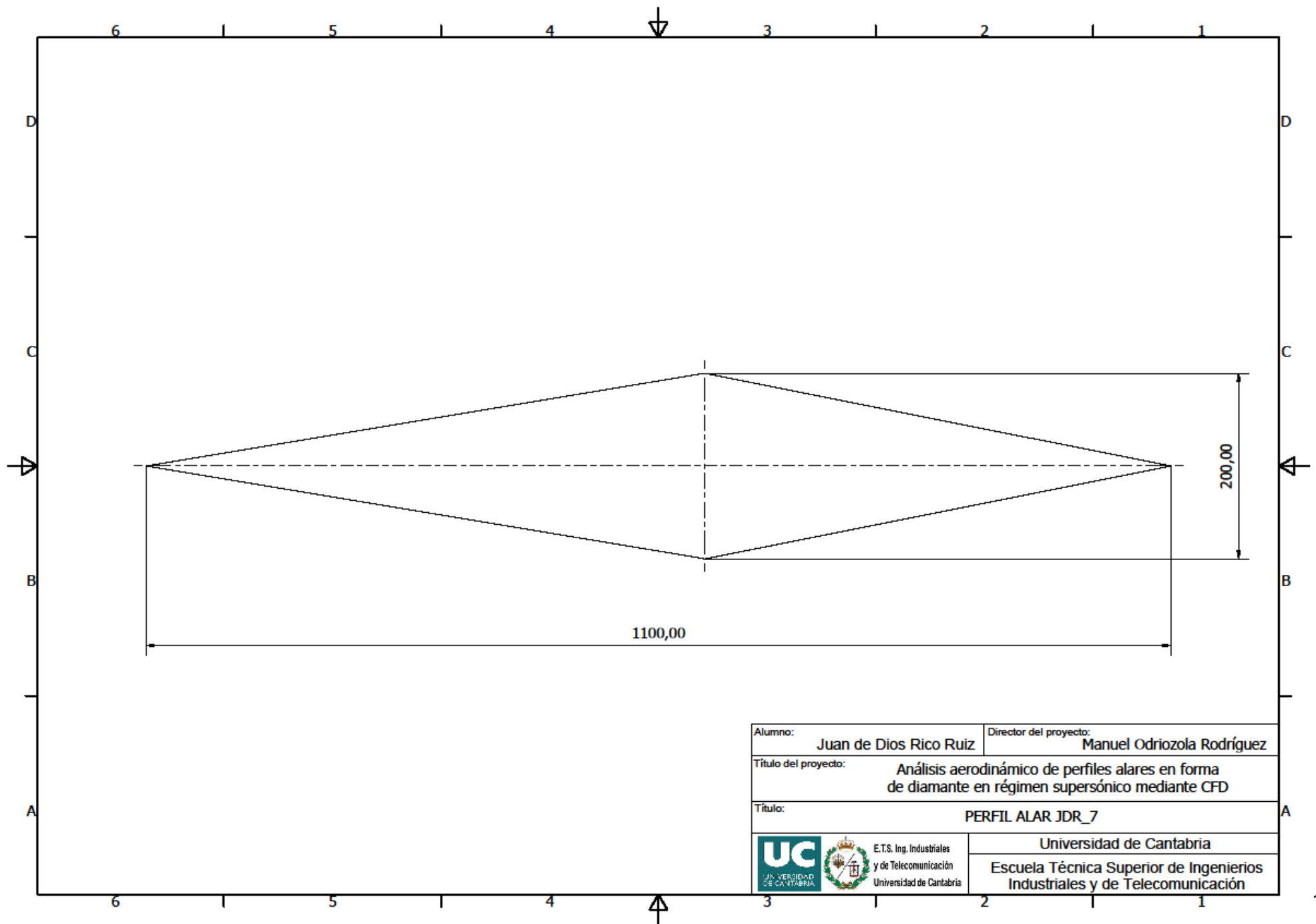
Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_4		
	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		



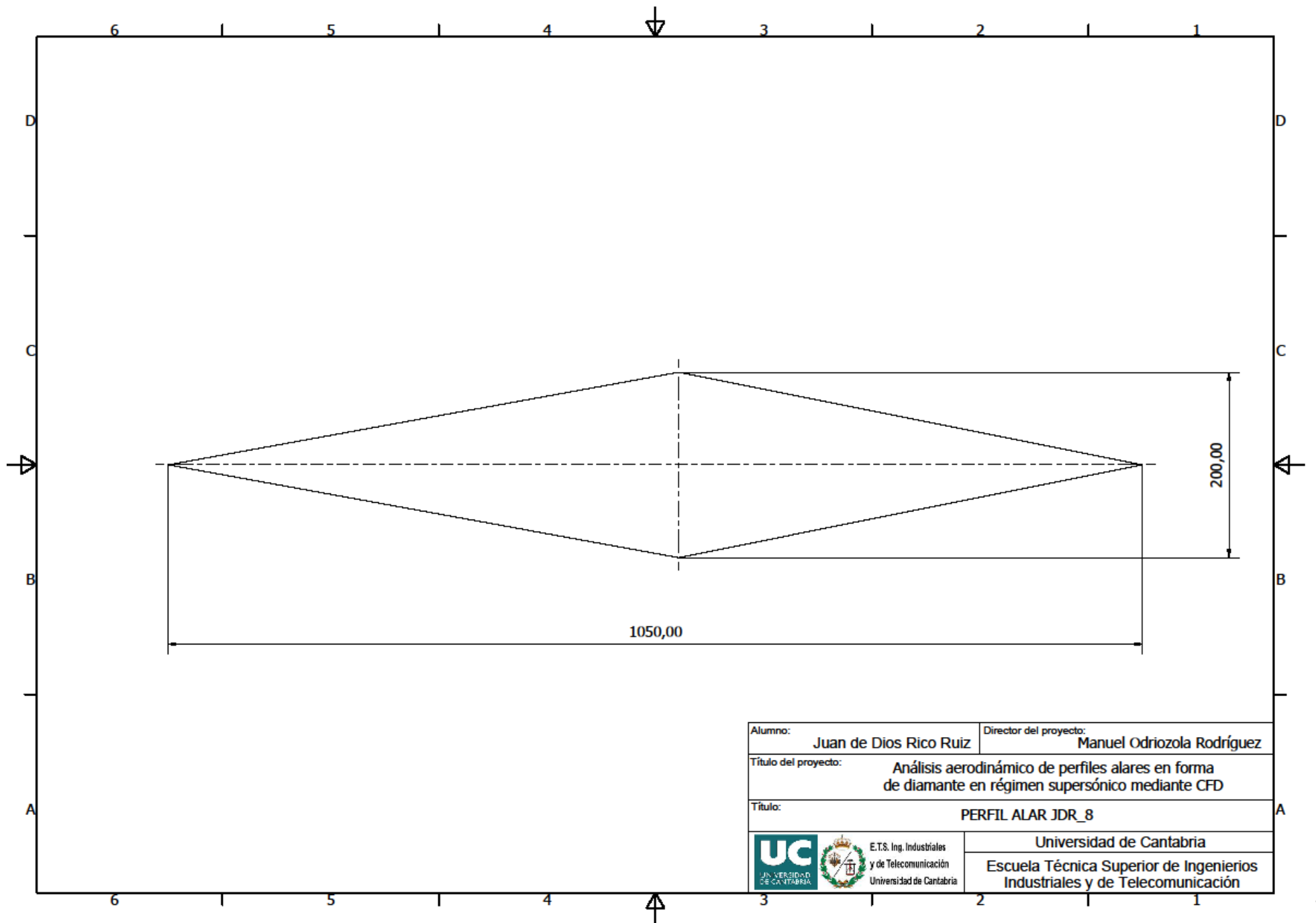
Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_5		
  E.T.S. Ing. Industriales y de Telecomunicación Universidad de Cantabria	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		

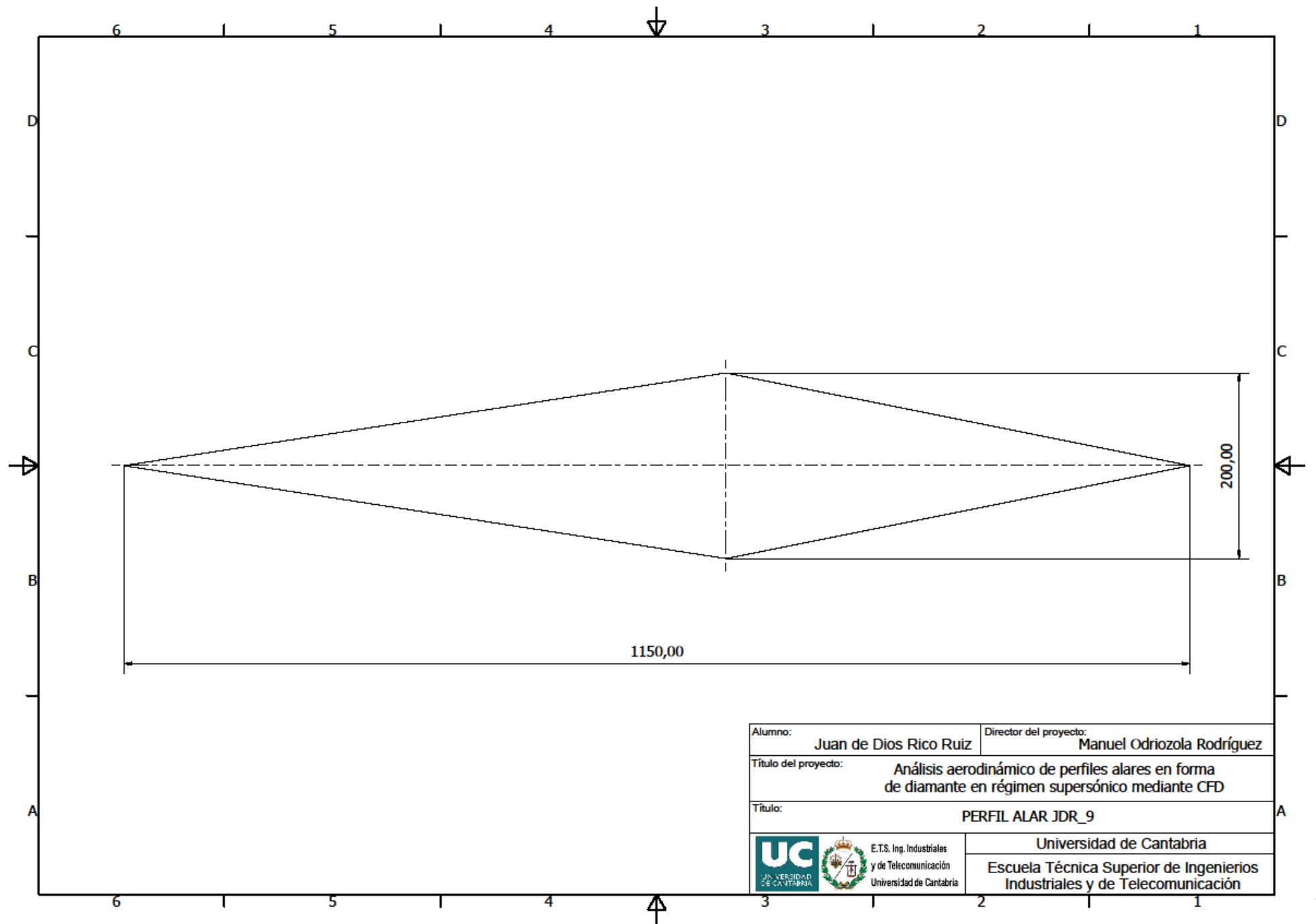


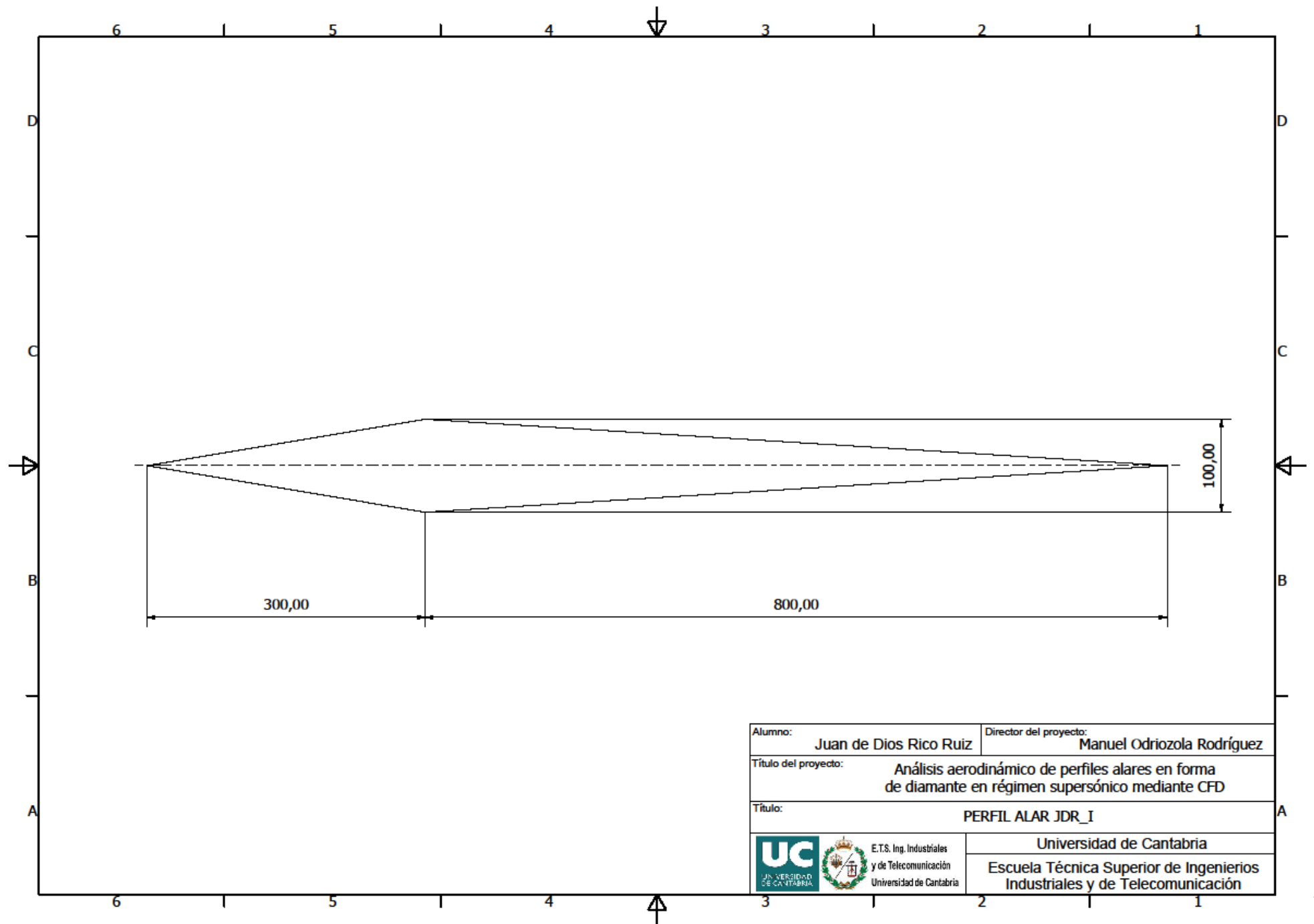




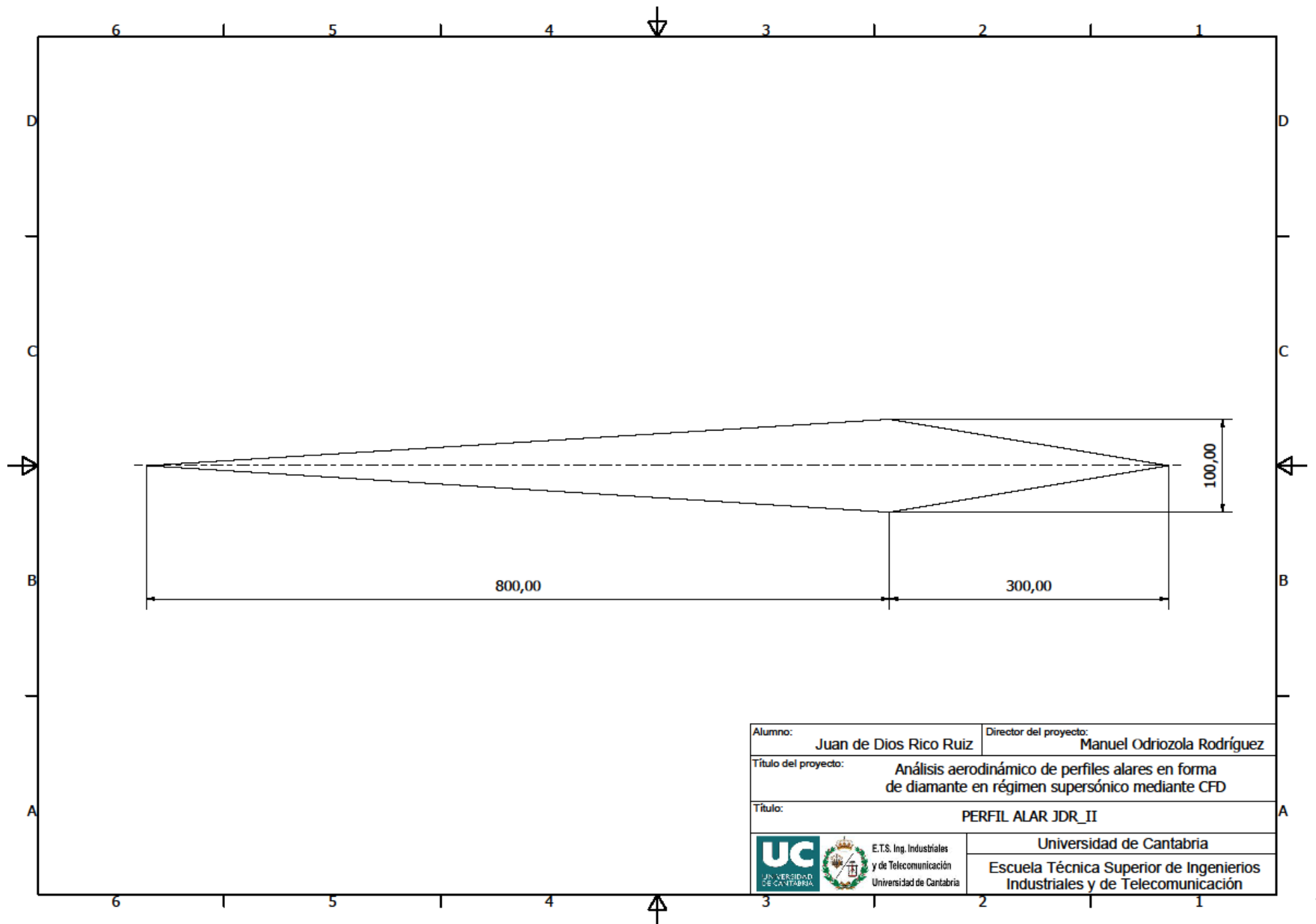
Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_7		
	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		



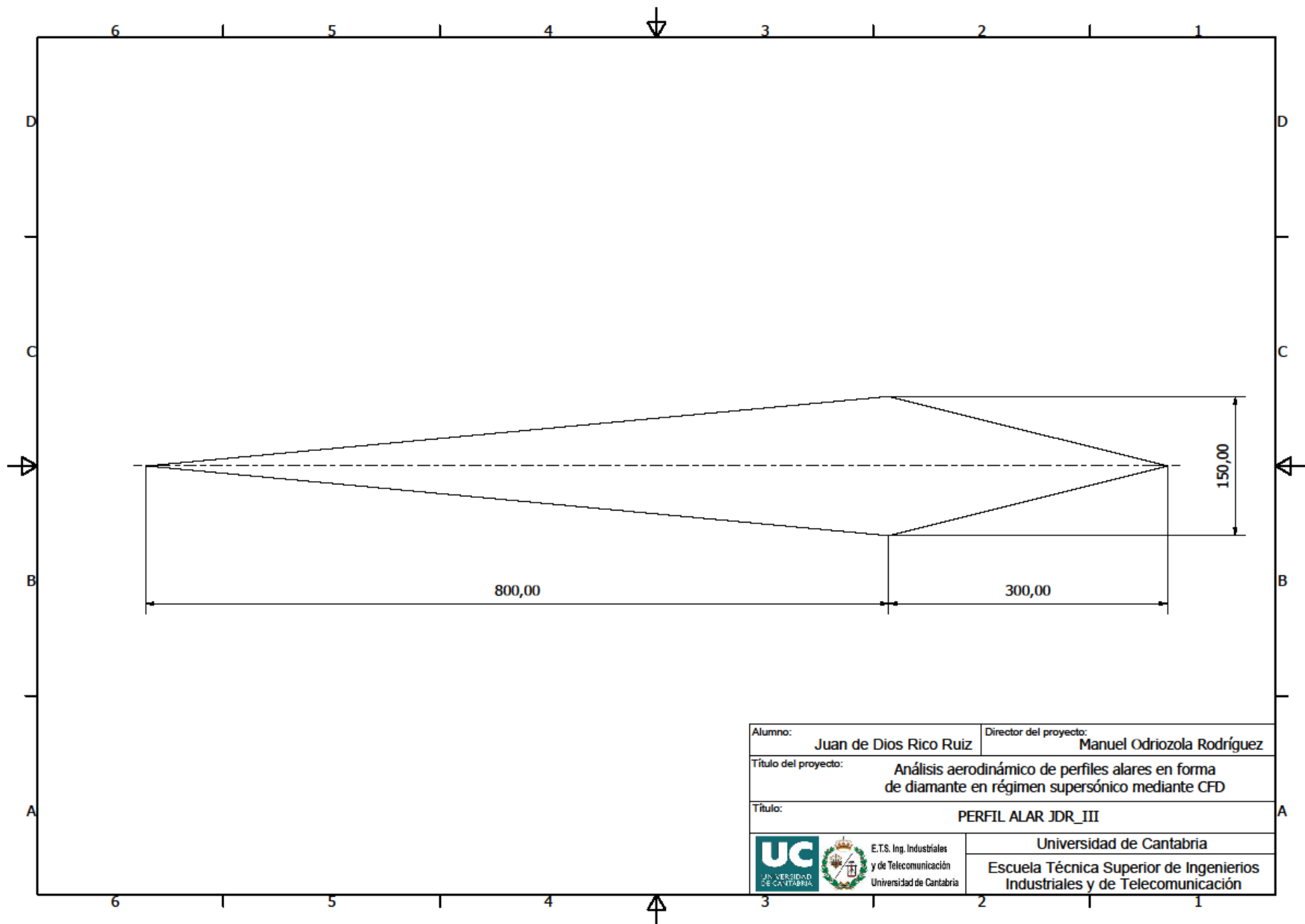




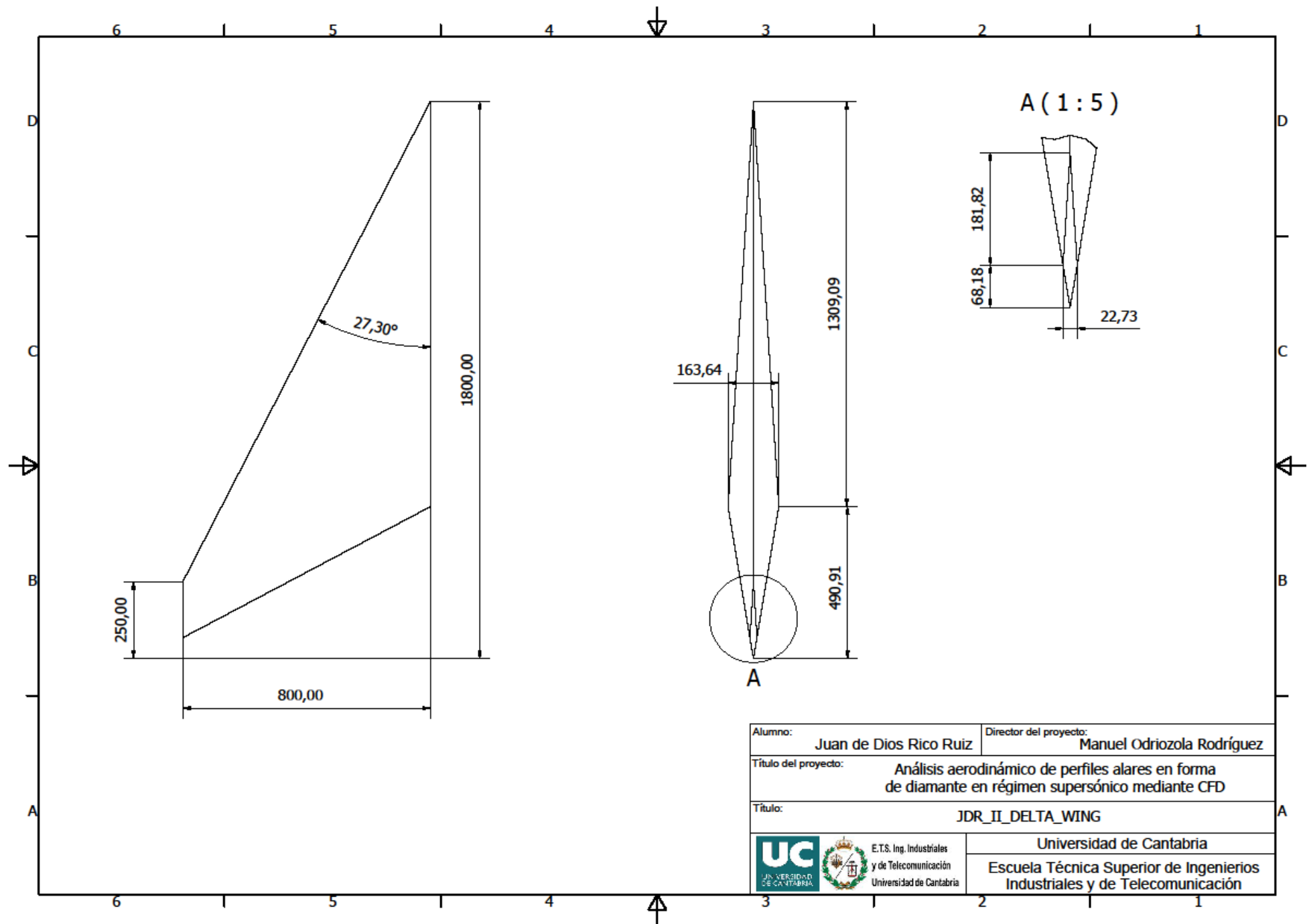
Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_I		
  E.T.S. Ing. Industriales y de Telecomunicación Universidad de Cantabria	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		



Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_II		
	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		



Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	PERFIL ALAR JDR_III		
  E.T.S. Ing. Industriales y de Telecomunicación Universidad de Cantabria	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		



Alumno:	Juan de Dios Rico Ruiz	Director del proyecto:	Manuel Odriozola Rodríguez
Título del proyecto:	Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD		
Título:	JDR_II_DELTA_WING		
	Universidad de Cantabria		
	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicación		

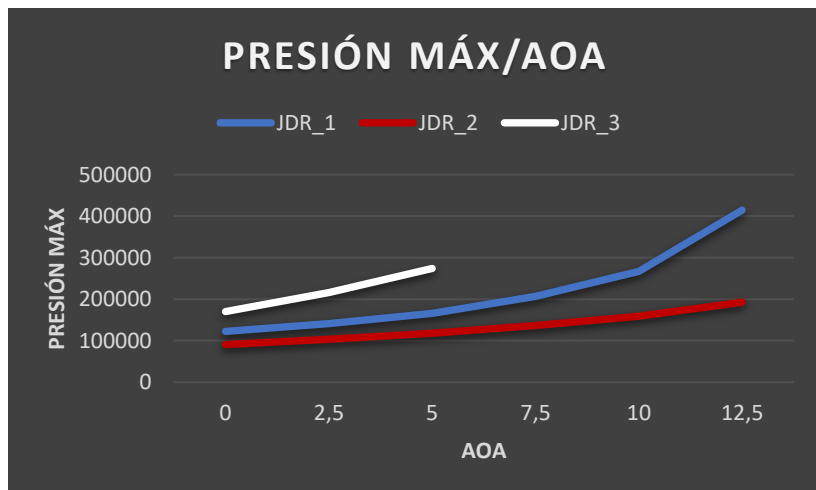
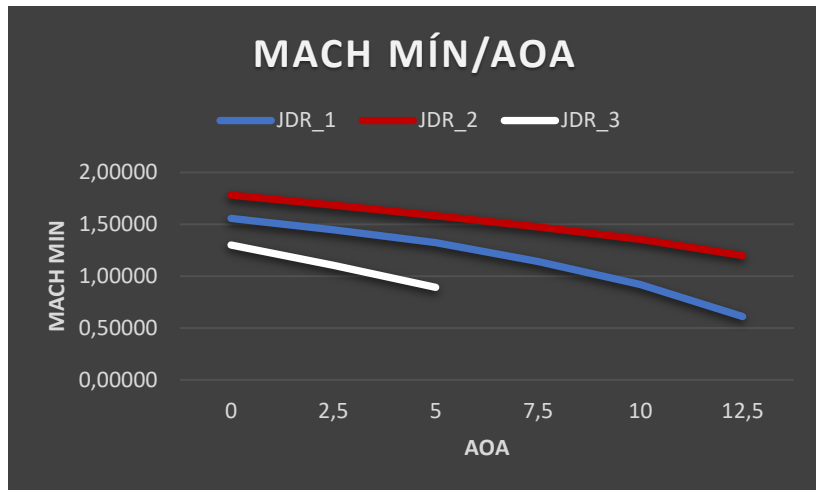
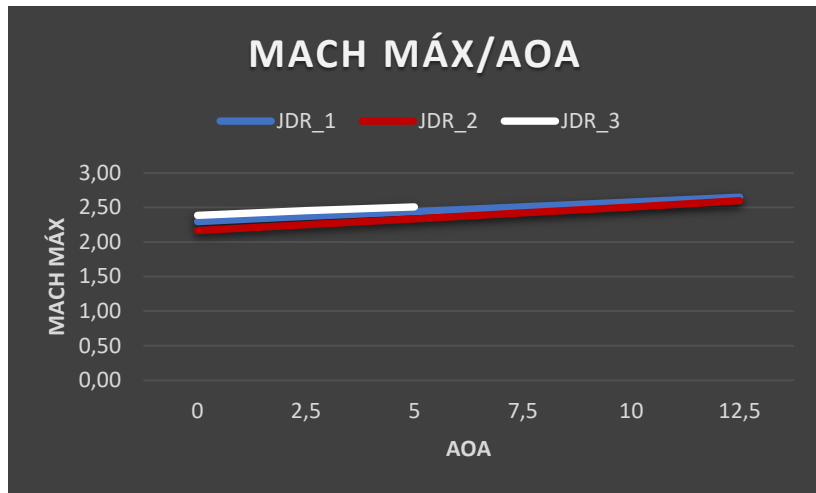


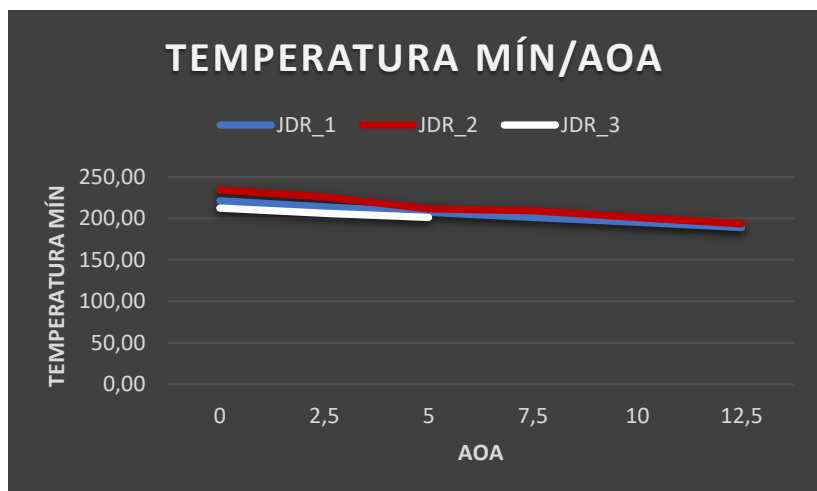
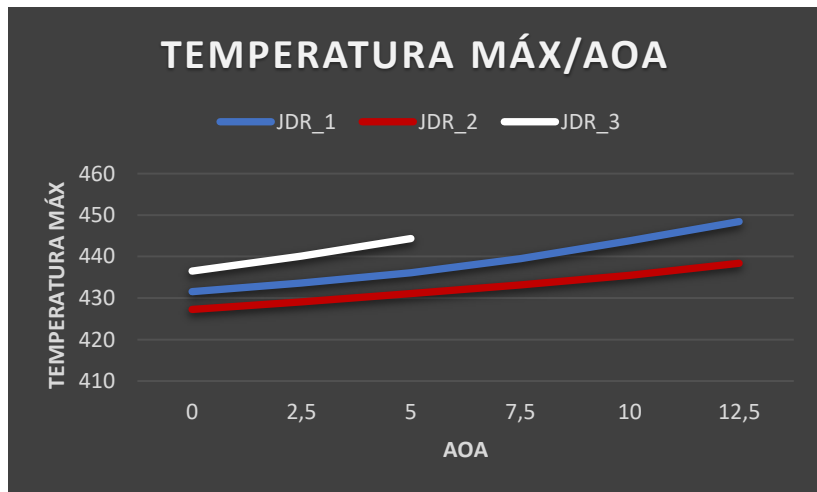
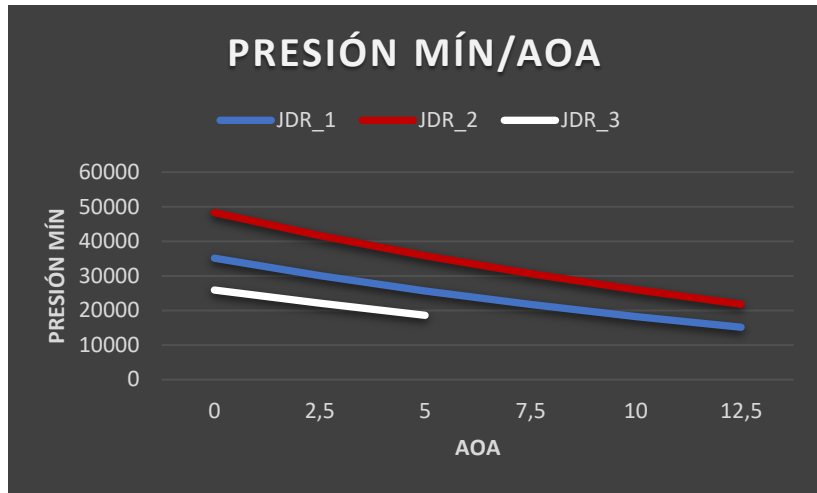
# ANEXO II. CÁLCULOS

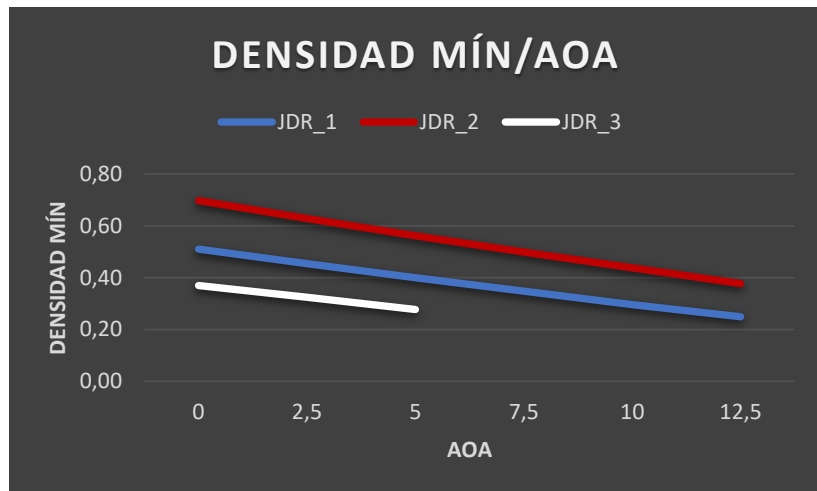
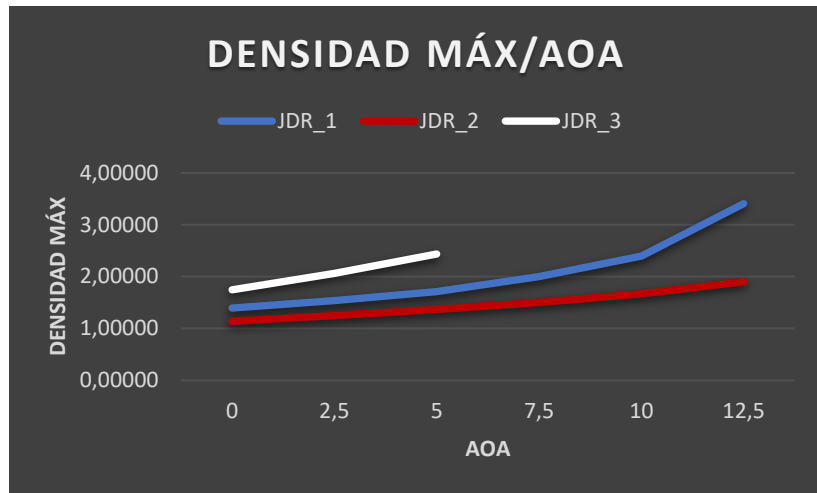
## PERFILES JDR\_1, JDR\_2, Y JDR\_3

JDR_1															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m3]	Dmín [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,09216	17043,6810	0,00000	0,00000	0,000	2,29619	1,55664	122296,0	35124,6	431,55	221,18	1,39490	0,50992
2,5	0,10853	20071,3180	0,09745	18022,7000	1,11367	0,03996	7390,256	2,37054	1,44812	141366,0	30082,8	433,67	213,96	1,53923	0,45411
5	0,21797	40311,1240	0,11342	20975,0330	1,92186	0,07923	14651,939	2,44143	1,32203	165544,0	25658,3	436,09	207,31	1,71418	0,39901
7,5	0,32999	61026,4800	0,14118	26108,6440	2,33741	0,11683	21605,049	2,50968	1,14026	206785,0	21759,2	439,47	201,12	1,99917	0,34709
10	0,44956	83138,3800	0,18324	33887,5560	2,45336	0,15310	28314,287	2,57777	0,91941	266998,0	18225,8	443,78	195,14	2,39492	0,29577
12,5	0,60958	112731,7800	0,26006	48094,8140	2,34395	0,18246	33742,374	2,65047	0,61045	414496,0	15146,7	448,44	188,98	3,40814	0,24908
JDR_2															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m3]	Dmín [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,02369	4381,1294	0,00000	0,00000	0,000	2,16704	1,78100	90556,4	48298,1	427,26	234,31	1,13796	0,69690
2,5	0,10262	18977,1590	0,02829	5232,6451	3,62669	0,04443	8216,479	2,25014	1,68315	103514,0	41680,4	429,11	225,77	1,24777	0,62793
5	0,20571	38042,7920	0,04222	7807,2325	4,87276	0,08818	16308,354	2,33537	1,58118	118235,0	35830,6	431,07	211,34	1,36354	0,56165
7,5	0,30991	57313,8670	0,06569	12148,6640	4,71771	0,13067	24166,051	2,42133	1,47600	136404,0	30633,1	433,13	209,17	1,50233	0,49885
10	0,41574	76885,6330	0,09910	18327,8040	4,19503	0,17107	31636,496	2,50826	1,35439	159017,0	25992,7	435,47	201,24	1,66745	0,43802
12,5	0,52421	96945,5130	0,14331	26502,1130	3,65803	0,20835	38531,147	2,59801	1,19823	192642,0	21791,8	438,39	193,40	1,90243	0,37694
JDR_3															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m3]	Dmín [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,21022	38877,7160	0,00000	0,00000	0,000	2,38697	1,30005	170074,0	25900,3	436,51	212,40	1,74597	0,36939
2,5	0,12134	22439,6670	0,21816	40344,9800	0,55619	0,03736	6909,674	2,45339	1,10421	216010,0	22073,5	440,13	206,21	2,06098	0,32370
5	0,25034	46296,9380	0,24260	44865,1020	1,03191	0,07538	13939,597	2,50921	0,89195	274016,0	18594,5	444,35	201,16	2,43705	0,27703

Nomenclatura					
	Magnitud	Unidades	Magnitud	Unidades	
AOA	Ángulo de ataque	-	Mach máx	Número de Mach máximo	-
CL	Coefficiente de sustentación	-	Mach mín	Número de Mach mínima	-
L	Sustentación	N	Pmáx	Presión máxima	Pa
CD	Coefficiente de resistencia	-	Pmín	Presión mínima	Pa
D	Resistencia	N	Tmáx	Temperatura máxima	K
CL/CD	Eficiencia aerodinámica	-	Tmín	Temperatura mínima	K
CM	Coefficiente de momento de cabeceo	-	Dmáx	Densidad máxima	Kg/m <sup>3</sup>
M	Momento de cabeceo	Nm	Dmín	Densidad mínima	Kg/m <sup>3</sup>



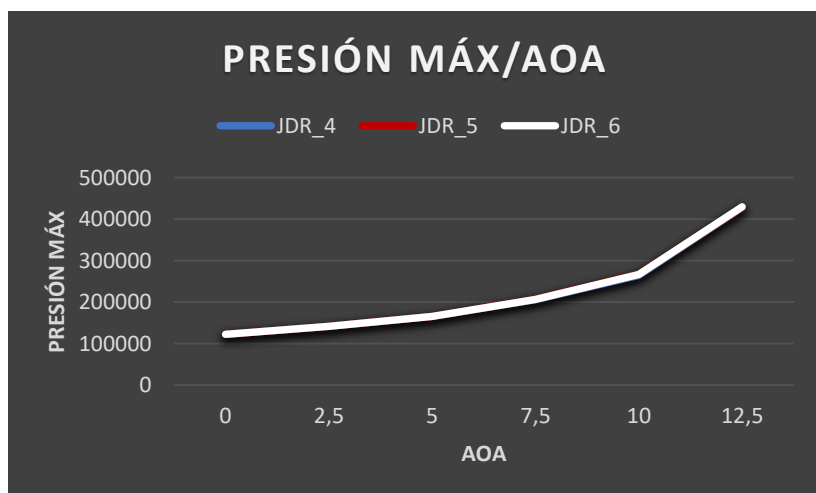
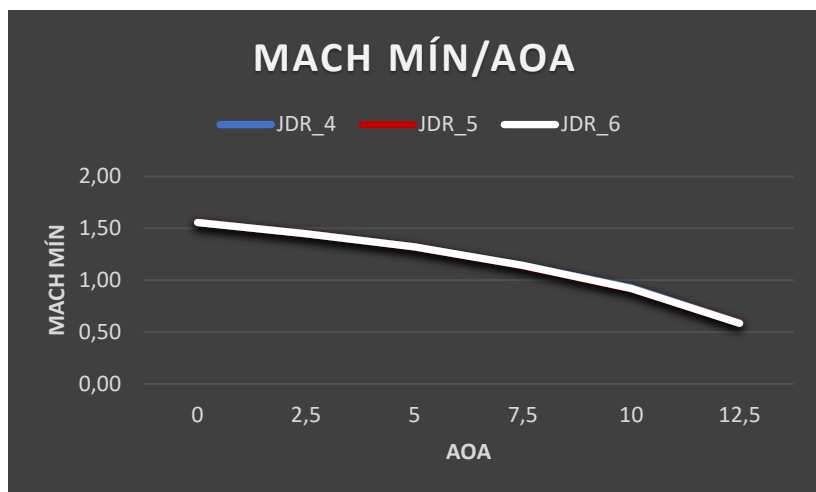
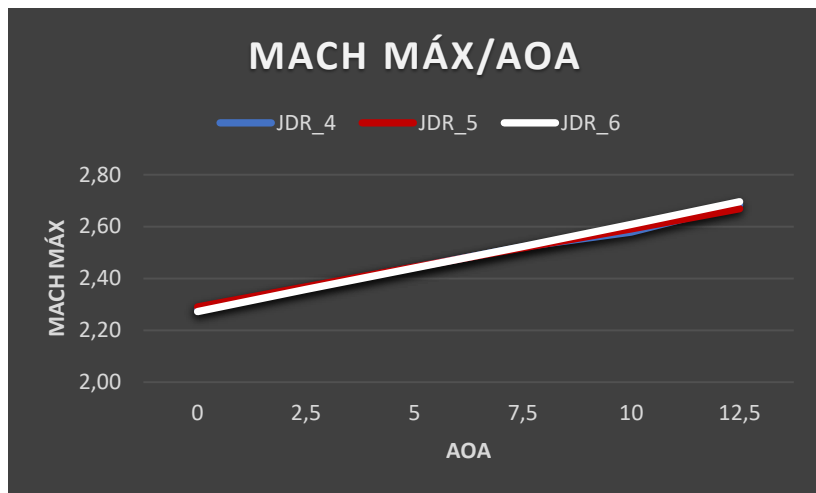




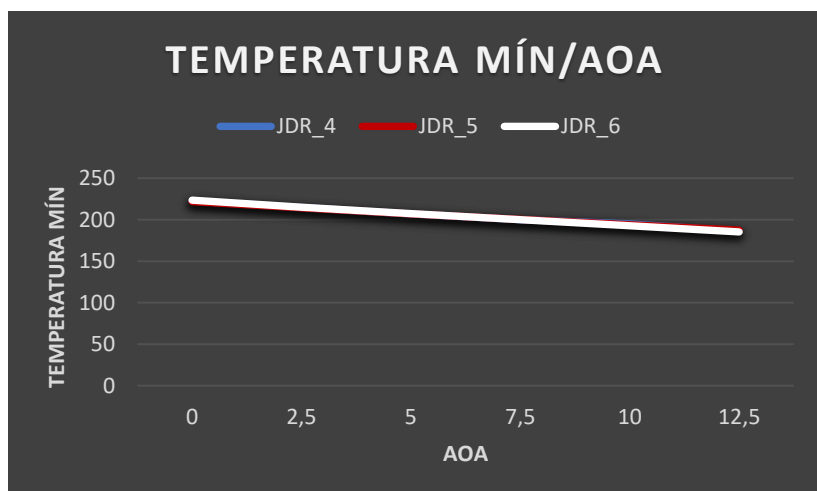
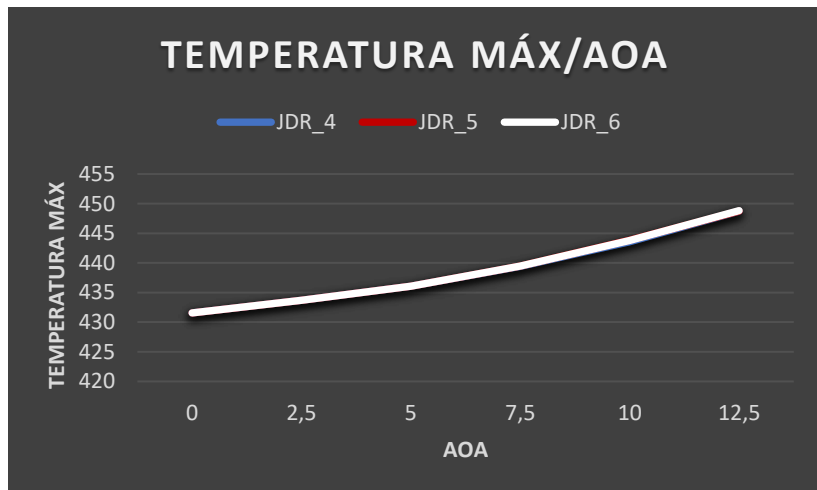
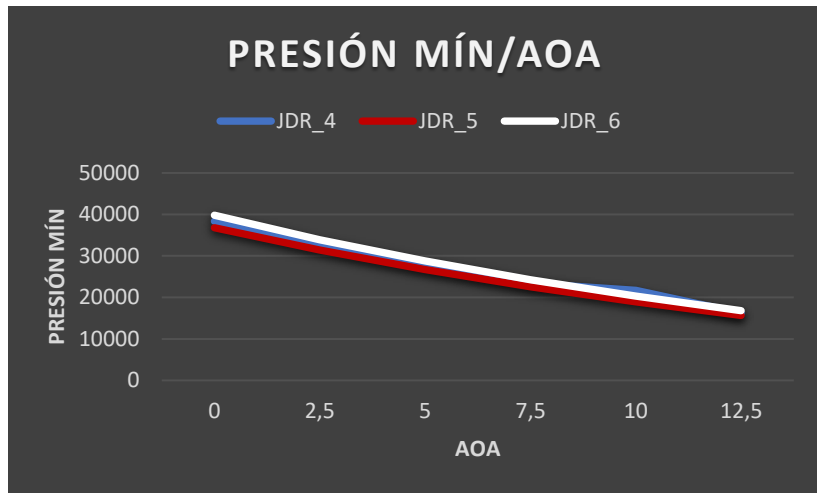
## PERFILES JDR\_4, JDR\_5, Y JDR\_6

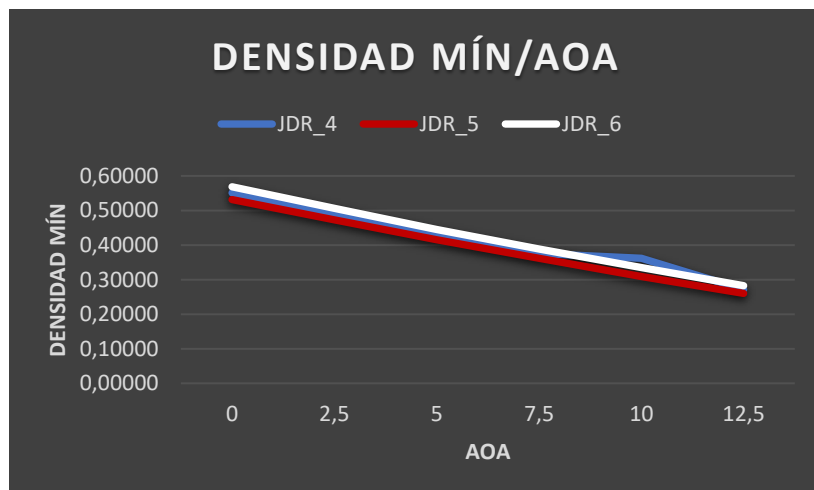
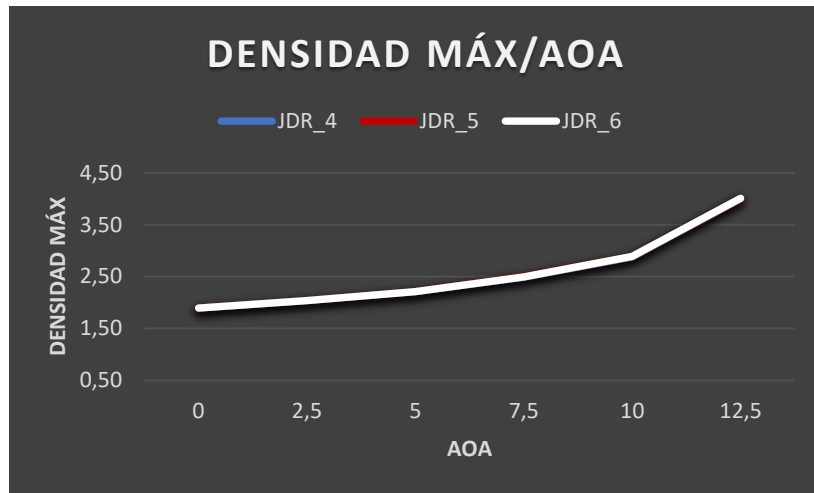
JDR_4															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	CI/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m <sup>3</sup> ]	Dmín [Kg/m <sup>3</sup> ]
0	0,00000	0,0000	0,08823	16316,5770	0,00000	0,00000	0,000	2,28166	1,55600	122297,0	38358,6	431,56	222,62	1,39490	0,55091
2,5	0,11818	21856,0320	0,09391	17367,5910	1,25844	0,04883	9031,005	2,36326	1,44817	141342,0	32708,8	433,67	214,65	1,53901	0,49031
5	0,23726	43878,0860	0,11107	20540,7500	2,13615	0,09674	17890,981	2,44338	1,32199	165534,0	27763,0	436,09	207,13	1,71404	0,43117
7,5	0,35925	66438,4970	0,14079	26037,5870	2,55164	0,14288	26422,739	2,52156	1,14343	205823,0	23437,9	439,43	200,06	1,99211	0,37569
10	0,50365	93142,1060	0,18327	33892,2940	2,74818	0,18905	34961,729	2,57884	0,92817	264618,0	21742,4	443,60	195,05	2,38009	0,36209
12,5	0,65586	121290,7500	0,26537	49076,2610	2,47147	0,21870	40445,870	2,68472	0,58757	427860,0	16215,5	448,74	186,16	3,50006	0,27132
JDR_5															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	CI/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m <sup>3</sup> ]	Dmín [Kg/m <sup>3</sup> ]
0	0,00000	0,0000	0,09004	16651,2050	0,00000	0,00000	0,000	2,28996	1,55628	122297,0	36796,3	431,56	221,79	1,39491	0,53147
2,5	0,11333	20958,1080	0,09555	17669,9900	1,18608	0,04425	8184,144	2,36805	1,44812	141369,0	31420,8	433,67	214,20	1,53926	0,47296
5	0,22758	42086,7940	0,11211	20732,2310	2,03002	0,08771	16220,930	2,44457	1,32201	165540,0	26718,3	436,09	207,02	1,71415	0,41572
7,5	0,34451	63711,8260	0,14084	26046,4030	2,44609	0,12940	23930,479	2,51813	1,14003	206853,0	22587,3	439,47	200,36	1,99966	0,36180
10	0,46918	86767,6710	0,18428	34079,7350	2,54602	0,16957	31359,105	2,59114	0,91737	266960,0	18901,4	443,84	193,99	2,39312	0,30919
12,5	0,63175	116832,0000	0,26234	48516,5380	2,40809	0,19834	36680,094	2,66876	0,58767	427848,0	15651,9	448,74	187,47	3,50005	0,26004
JDR_6															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	CI/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m <sup>3</sup> ]	Dmín [Kg/m <sup>3</sup> ]
0	0,00000	0,0000	0,08662	16019,3980	0,00000	0,00000	0,000	2,27206	1,55577	122296,0	39810,6	431,57	223,57	1,39485	0,56850
2,5	0,12306	22757,9500	0,09256	17118,1410	1,32946	0,05367	9926,276	2,35827	1,44808	141353,0	33927,2	433,67	215,13	1,53907	0,50588
5	0,24704	45685,6210	0,11027	20392,9380	2,24027	0,10632	19663,131	2,44047	1,32198	165523,0	28770,1	436,09	207,40	1,71370	0,44546
7,5	0,37407	69178,7680	0,14101	26077,8220	2,65278	0,15714	29061,336	2,52345	1,14120	206493,0	24265,6	439,46	199,89	1,99701	0,38869
10	0,50903	94137,5660	0,18736	34650,2910	2,71679	0,20586	38071,431	2,60781	0,91888	266844,0	20326,2	443,81	192,57	2,39319	0,33522
12,5	0,68032	125815,5800	0,26878	49705,8650	2,53120	0,24044	44466,108	2,69589	0,58361	429702,0	16804,6	448,82	185,26	3,51203	0,28243

Nomenclatura					
	Magnitud	Unidades	Magnitud	Unidades	
<b>AOA</b>	Ángulo de ataque	-	<b>Mach máx</b>	Número de Mach máximo	-
<b>CL</b>	Coeficiente de sustentación	-	<b>Mach mín</b>	Número de Mach mínima	-
<b>L</b>	Sustentación	N	<b>Pmáx</b>	Presión máxima	Pa
<b>CD</b>	Coeficiente de resistencia	-	<b>Pmín</b>	Presión mínima	Pa
<b>D</b>	Resistencia	N	<b>Tmáx</b>	Temperatura máxima	K
<b>CL/CD</b>	Eficiencia aerodinámica	-	<b>Tmín</b>	Temperatura mínima	K
<b>CM</b>	Coeficiente de momento de cabeceo	-	<b>Dmáx</b>	Densidad máxima	Kg/m <sup>3</sup>
<b>M</b>	Momento de cabeceo	Nm	<b>Dmín</b>	Densidad mínima	Kg/m <sup>3</sup>





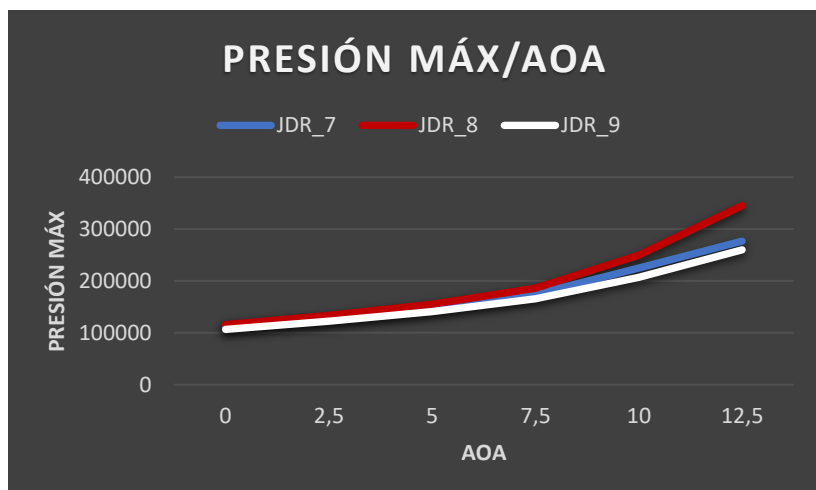
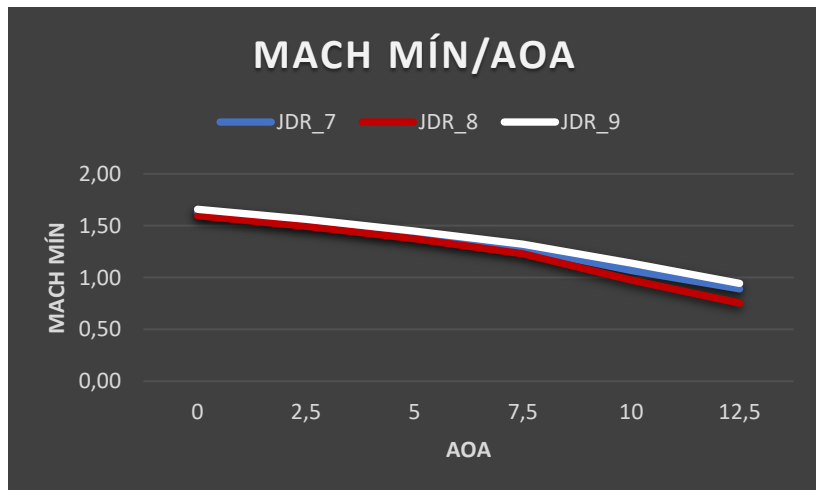
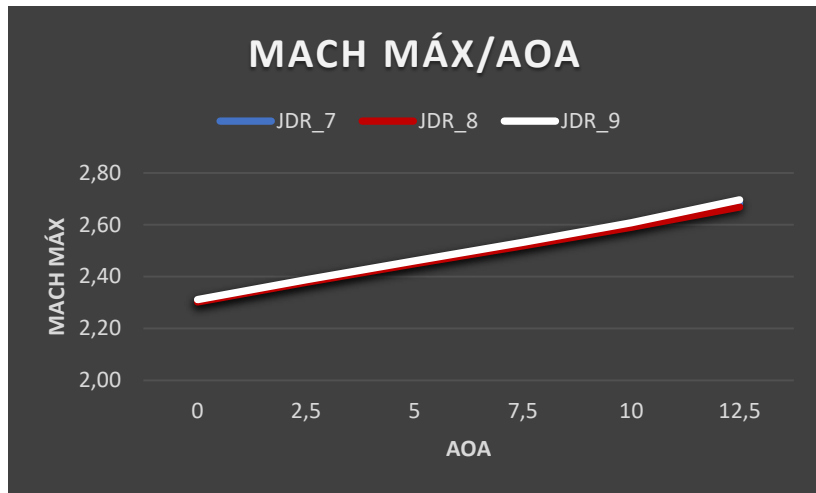


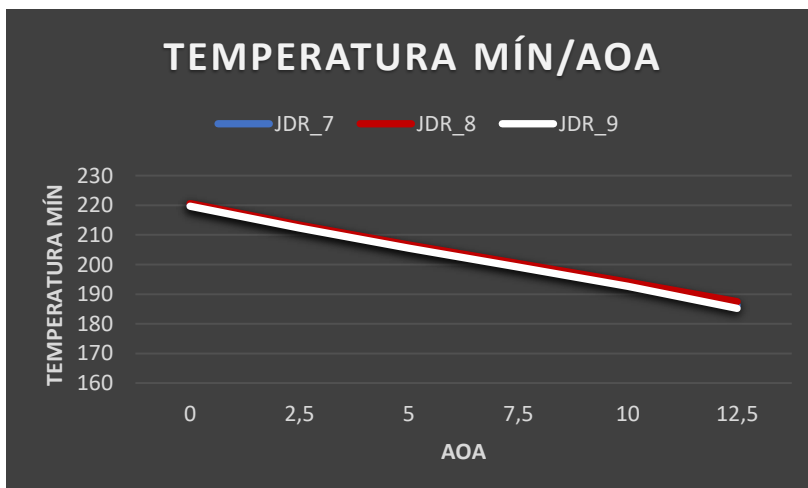
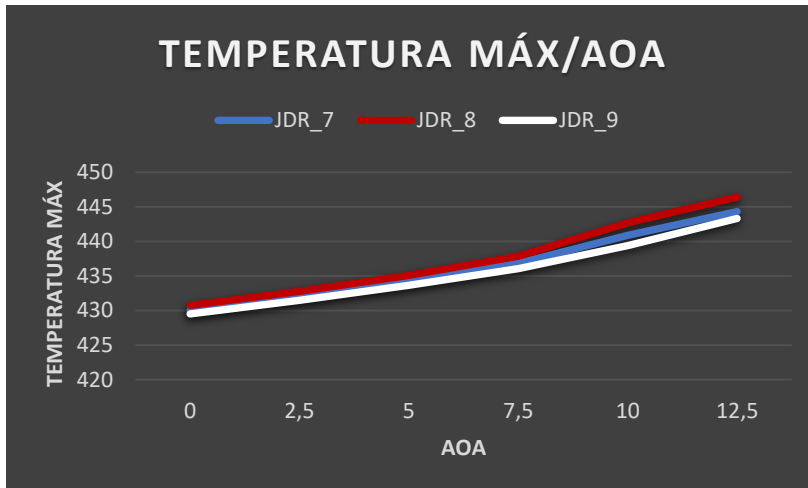
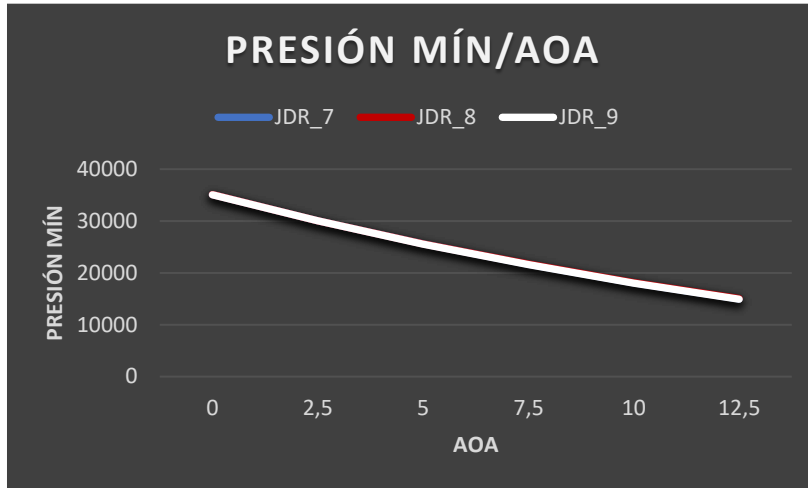


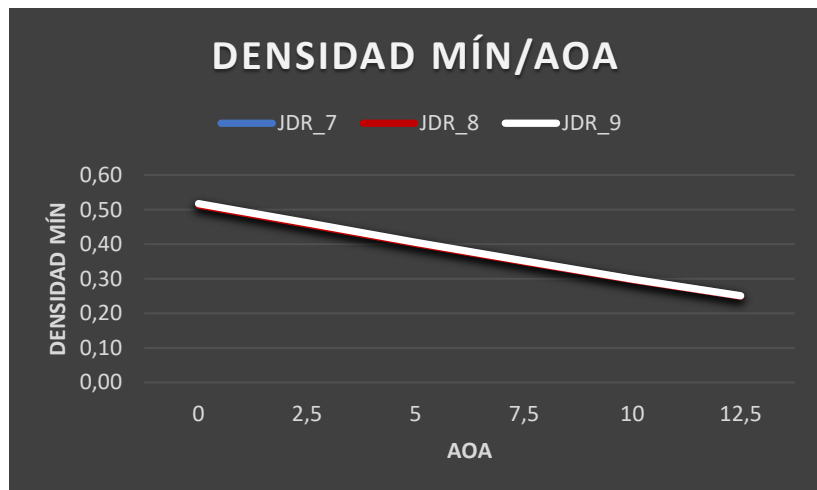
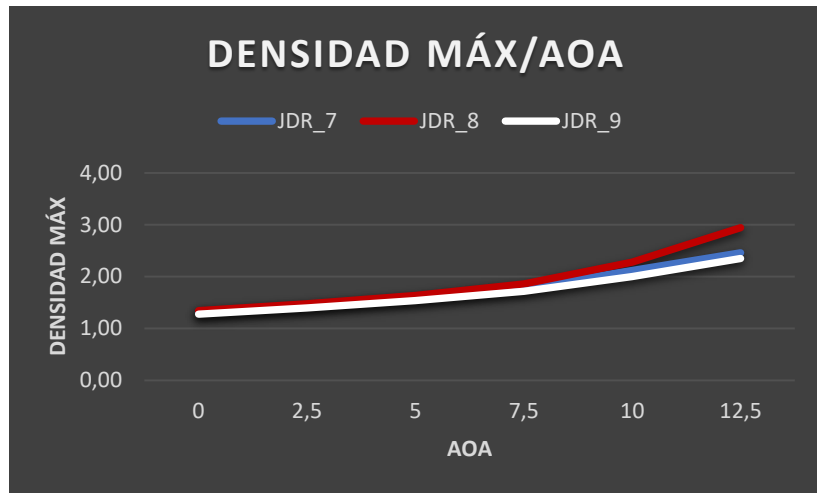
## PERFILES JDR\_7, JDR\_8, Y JDR\_9

JDR 7															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach min	Pmáx [Pa]	Pmin [Pa]	Tmáx [k]	Tmin [k]	Dmáx [Kg/m3]	Dmin [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,08150	15072,7970	0,00000	0,00000	0,000	2,30755	1,63070	110703,0	35100,0	430,07	220,06	1,30833	0,51560
2,5	0,11797	21816,3850	0,08708	16104,3250	1,35469	0,04988	9224,217	2,38358	1,52938	127105,0	30049,1	432,07	212,72	1,43231	0,45982
5	0,23636	43711,8590	0,10394	19222,7380	2,27397	0,09856	18227,016	2,45586	1,41634	147346,0	25581,7	434,28	205,98	1,58380	0,40402
7,5	0,35664	65954,3110	0,13277	24554,5090	2,68604	0,14539	26888,399	2,52623	1,28251	174123,0	21638,0	436,83	199,65	1,77531	0,35085
10	0,48159	89062,7400	0,17516	32393,3260	2,74942	0,18984	35107,495	2,59668	1,06928	224912,0	18072,5	440,85	193,52	2,12037	0,29828
12,5	0,62079	114805,6400	0,23585	43617,1940	2,63212	0,23335	43154,850	2,68392	0,89138	276790,0	14982,0	444,31	186,22	2,46091	0,25047
JDR 8															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach min	Pmáx [Pa]	Pmin [Pa]	Tmáx [k]	Tmin [k]	Dmáx [Kg/m3]	Dmin [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,08629	15957,9900	0,00000	0,00000	0,000	2,30255	1,59703	115764,0	35109,3	430,74	220,55	1,34489	0,51303
2,5	0,11325	20943,4150	0,09170	16959,2290	1,23493	0,04484	8292,490	2,37808	1,49409	133353,0	30055,0	432,79	213,24	1,47961	0,45715
5	0,22712	42002,5350	0,10809	19989,8180	2,10120	0,08871	16404,894	2,44933	1,37486	155106,0	25611,5	435,08	206,58	1,63971	0,40170
7,5	0,34302	63436,7180	0,13625	25197,7880	2,51755	0,13077	24183,892	2,51877	1,22853	185919,0	21691,4	437,85	200,31	1,85697	0,34913
10	0,47678	88173,5790	0,18328	33894,2470	2,60143	0,17368	32119,909	2,59105	0,97772	249641,0	18117,2	442,67	194,00	2,28181	0,29761
12,5	0,59381	109815,8900	0,22865	42284,8390	2,59705	0,20732	38340,785	2,66870	0,75386	345216,0	15054,4	446,41	187,47	2,94449	0,24979
JDR 9															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach min	Pmáx [Pa]	Pmin [Pa]	Tmáx [k]	Tmin [k]	Dmáx [Kg/m3]	Dmin [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,07752	14336,3190	0,00000	0,00000	0,000	2,31159	1,65860	106565,0	35059,0	429,51	219,67	1,27700	0,51743
2,5	0,12265	22681,6140	0,08328	15401,3400	1,47270	0,05506	10181,644	2,38830	1,56200	122077,0	30034,8	431,47	212,28	1,39652	0,46192
5	0,24573	45444,6460	0,10069	18621,5700	2,44043	0,10884	20128,760	2,46137	1,45017	141171,0	25557,5	433,63	205,48	1,53859	0,40595
7,5	0,37045	68508,9360	0,13030	24097,0310	2,84304	0,16058	29697,151	2,53240	1,32368	165483,0	21590,9	436,04	199,10	1,71486	0,35217
10	0,49963	92398,3400	0,17362	32109,1510	2,87763	0,20996	38828,253	2,60735	1,14159	207176,0	18011,5	439,39	192,60	2,00384	0,29912
12,5	0,63911	118192,0000	0,23367	43213,5070	2,73509	0,25689	47508,760	2,69636	0,94427	260017,0	14919,8	443,31	185,21	2,35081	0,25094

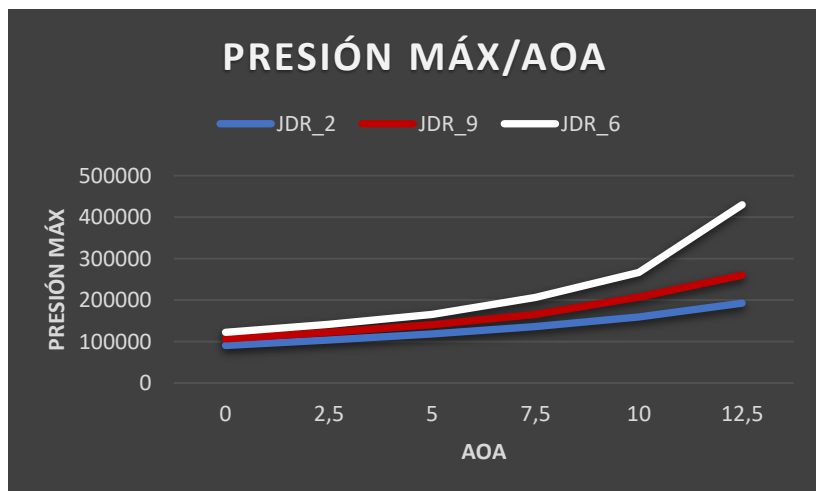
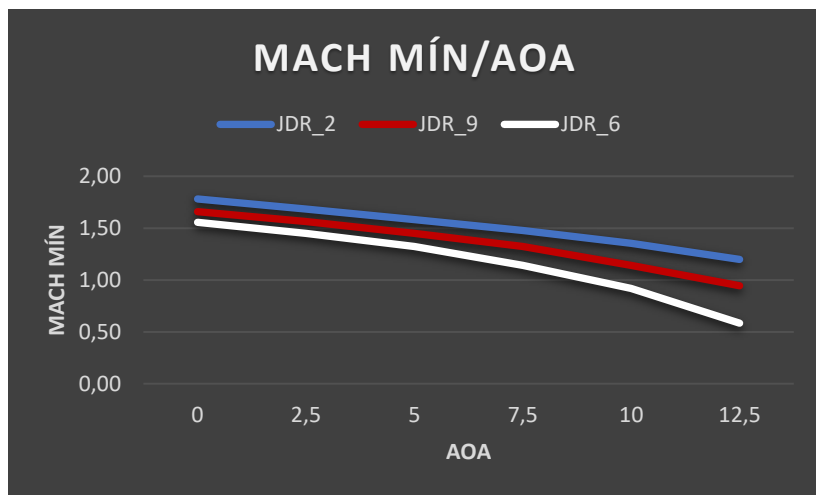
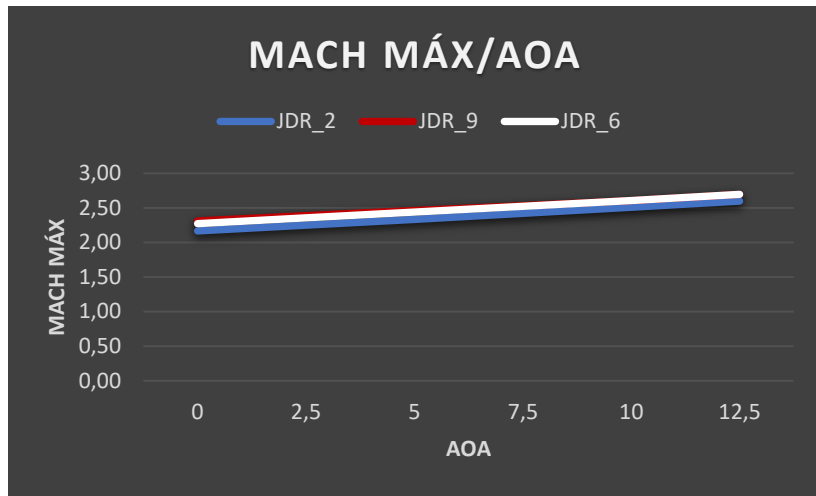
Nomenclatura					
	Magnitud	Unidades	Magnitud	Unidades	
AOA	Ángulo de ataque	-	Mach máx	Número de Mach máximo	-
CL	Coeficiente de sustentación	-	Mach mín	Número de Mach mínima	-
L	Sustentación	N	Pmáx	Presión máxima	Pa
CD	Coeficiente de resistencia	-	Pmín	Presión mínima	Pa
D	Resistencia	N	Tmáx	Temperatura máxima	K
CL/CD	Eficiencia aerodinámica	-	Tmín	Temperatura mínima	K
CM	Coeficiente de momento de cabeceo	-	Dmáx	Densidad máxima	Kg/m <sup>3</sup>
M	Momento de cabeceo	Nm	Dmín	Densidad mínima	Kg/m <sup>3</sup>



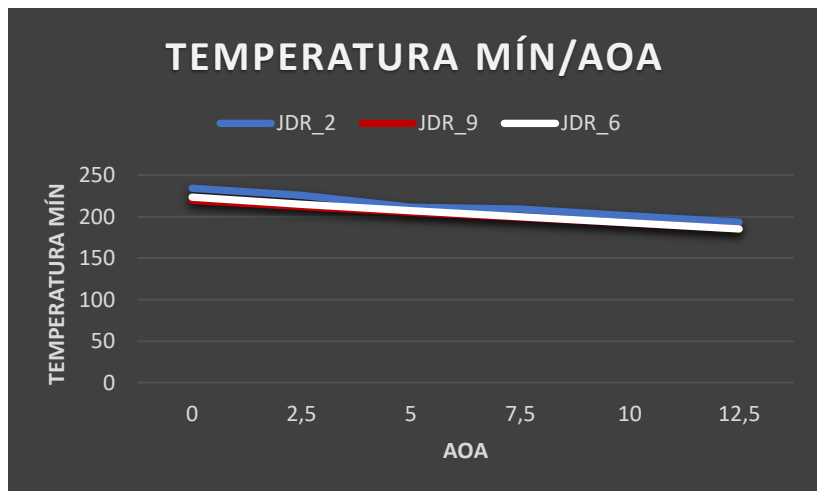
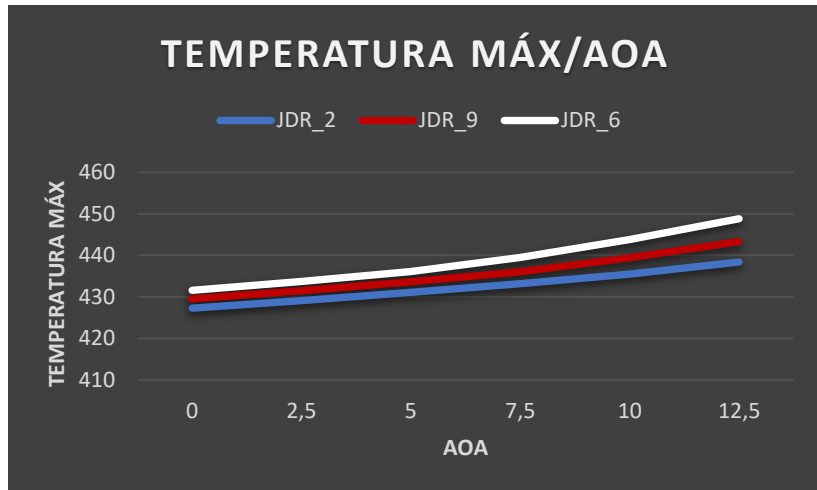
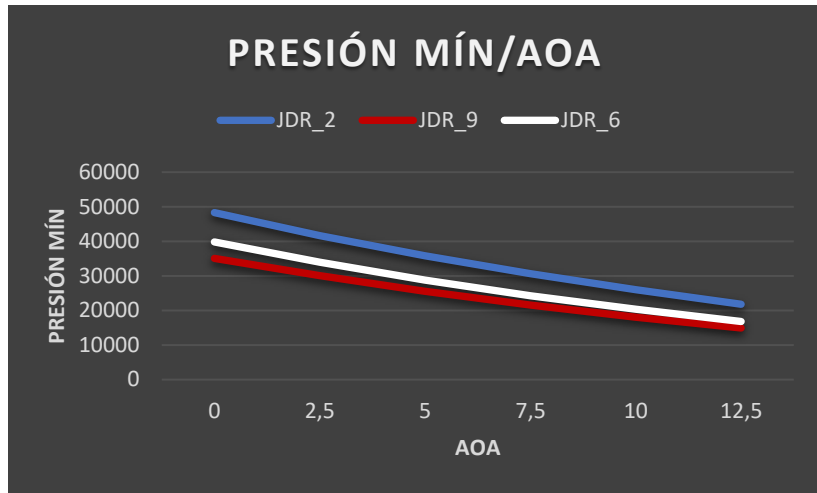


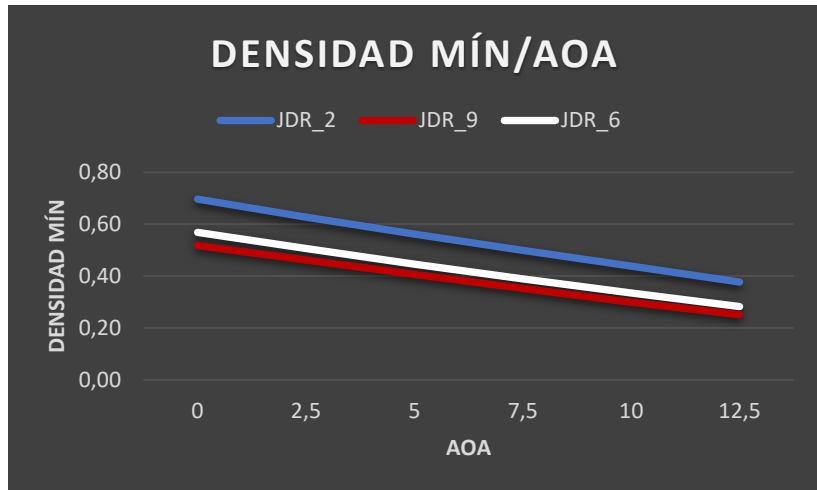
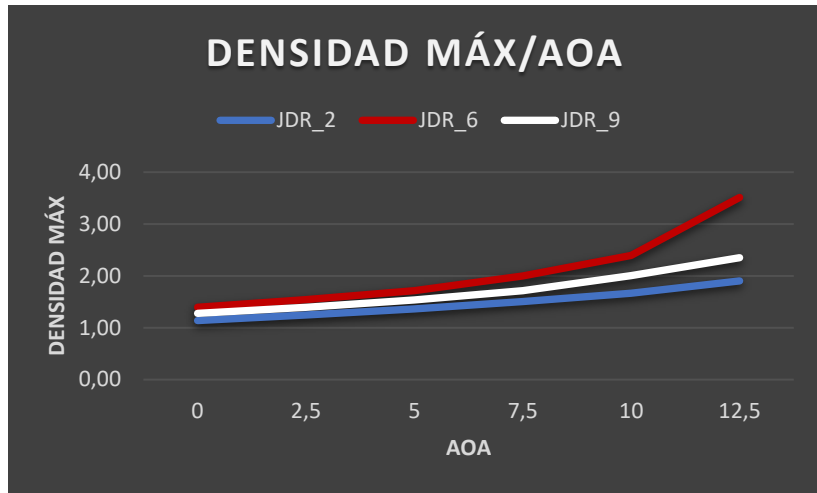


## COMPARACIÓN PERFILES JDR\_2, JDR\_6, Y JDR\_9





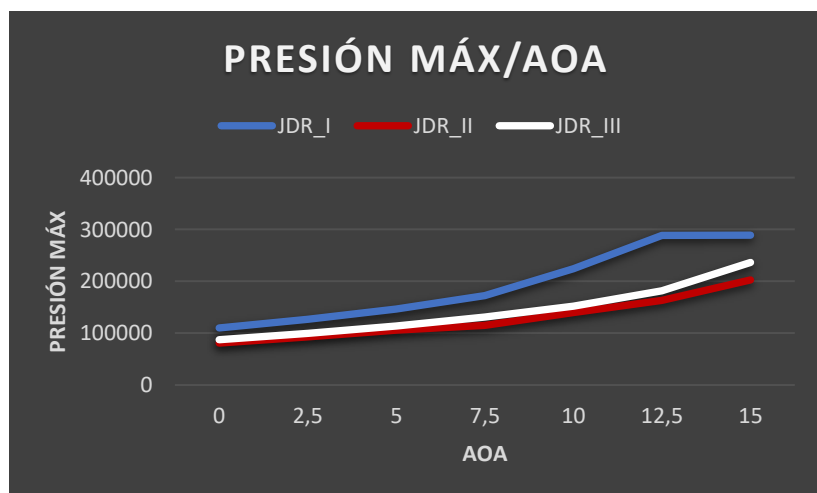
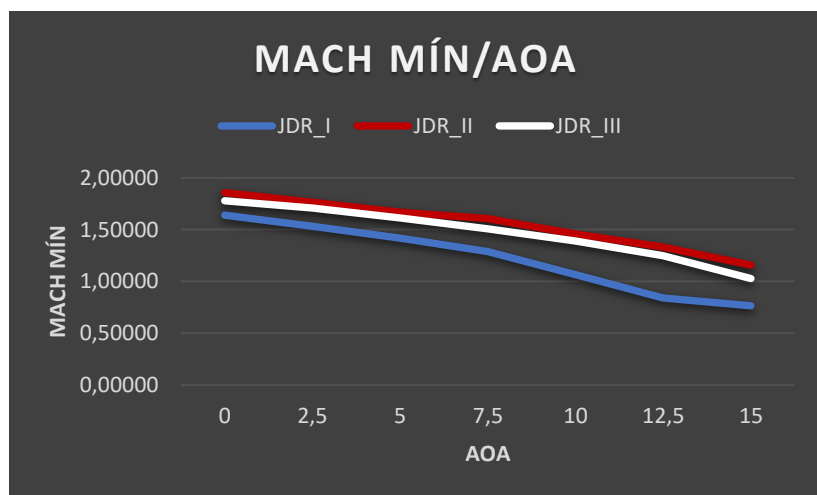
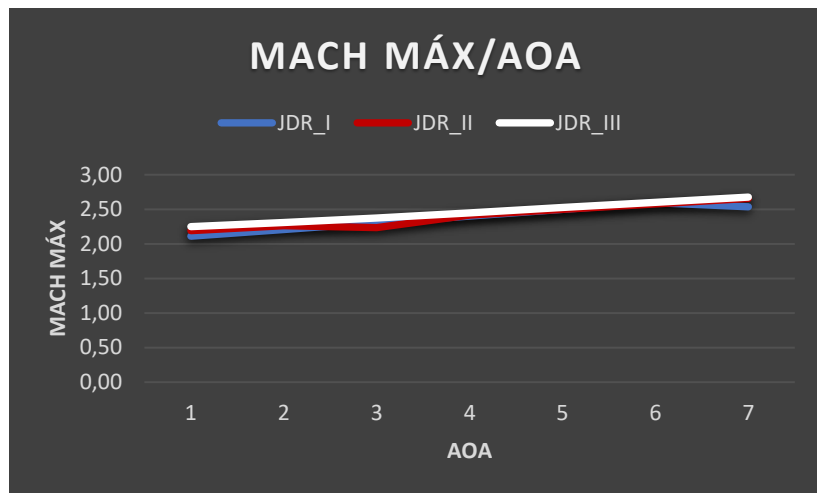


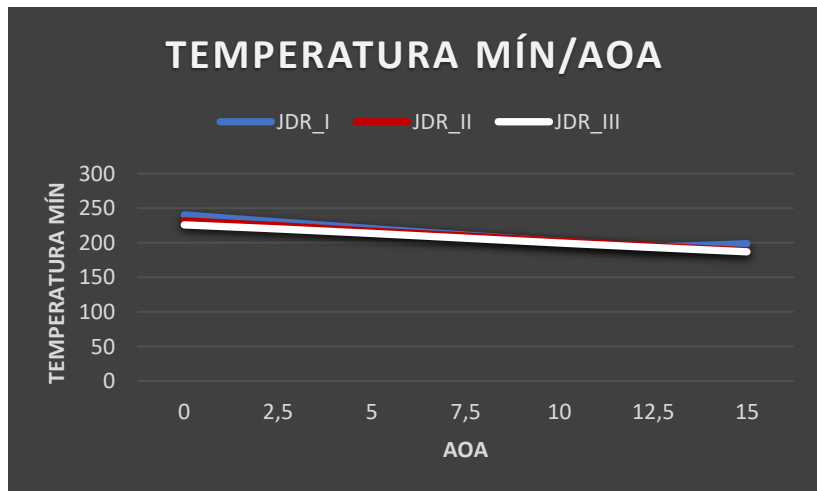
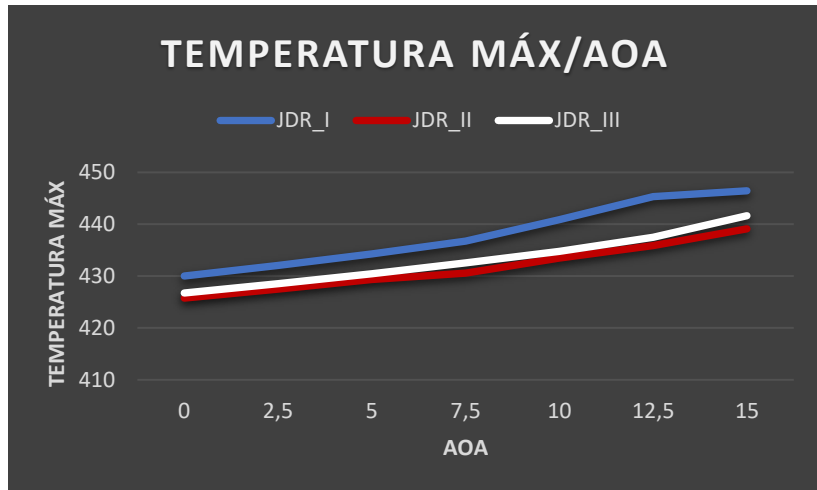
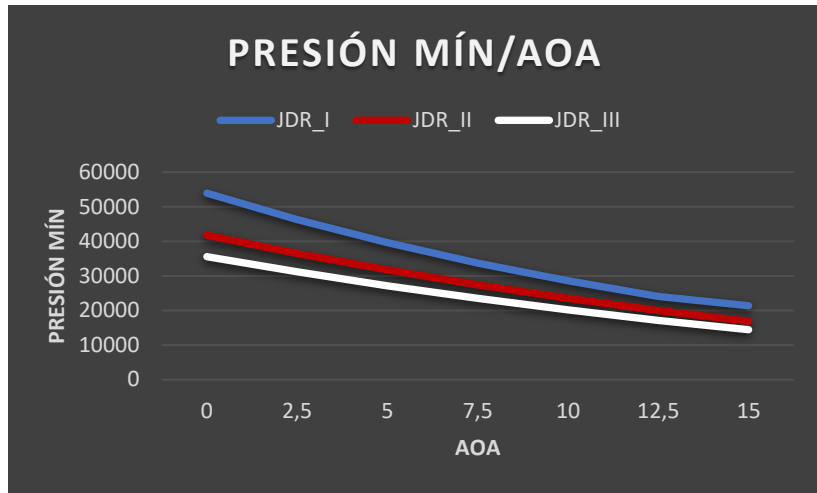


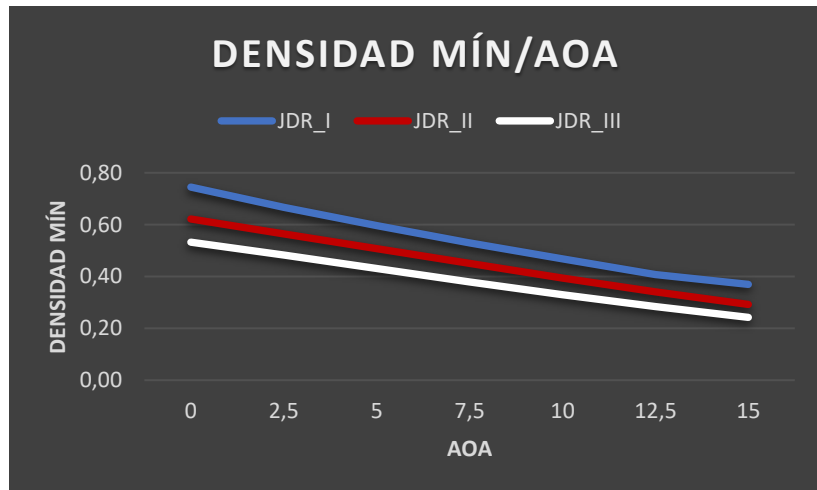
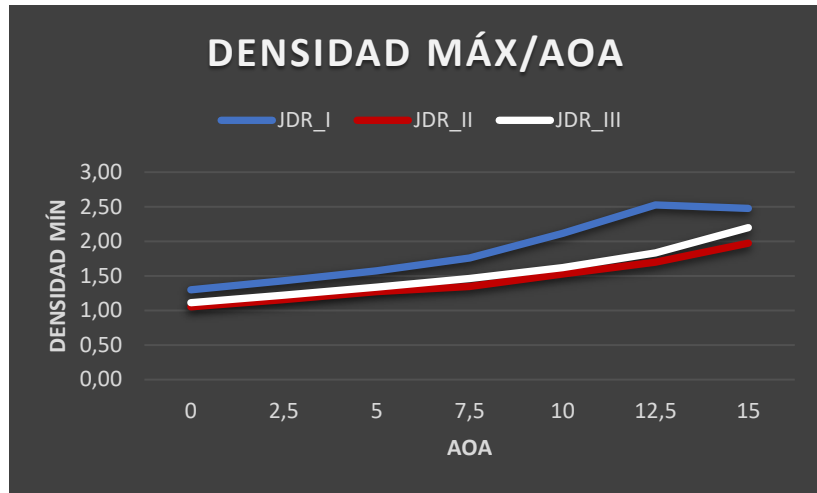
## PERFILES JDR\_I, JDR\_II, Y JDR\_III

JDR_I															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach	Mach	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx	Tmín [k]	Dmáx	Dmín
0	0,00000	0,0000	0,03097	5726,5987	0,00000	0,00000	0,000	2,11109	1,63933	110116,0	53922,3	430,011	240,230	1,29854	0,74467
2,5	0,11394	21071,4520	0,03606	6668,8731	3,15967	0,05432	10044,845	2,20857	1,53276	126606,0	46279,4	432,044	230,002	1,42744	0,66704
5	0,22866	42286,4520	0,05146	9516,7610	4,44337	0,10797	19967,549	2,30496	1,41848	146416,0	39578,6	434,242	220,311	1,57518	0,59583
7,5	0,34513	63826,0740	0,07759	14349,1800	4,44806	0,16028	29640,582	2,40142	1,28700	172283,0	33720,0	436,759	211,032	1,75959	0,52959
10	0,46470	85938,5320	0,11523	21310,9130	4,03261	0,21031	38893,165	2,49793	1,06702	224539,0	28584,2	440,866	202,164	2,11513	0,46741
12,5	0,59078	109256,6600	0,16706	30895,8230	3,53629	0,25691	47510,706	2,59526	0,84220	288277,0	24058,4	445,303	193,634	2,52575	0,40783
15	0,72818	134665,6300	0,23817	44046,0750	3,05738	0,29273	54135,223	2,53572	0,76547	289013,0	21360,6	446,441	198,804	2,47793	0,36949
JDR_II															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach	Mach	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx	Tmín [k]	Dmáx	Dmín
0	0,00000	0,0000	0,02421	4476,8330	0,00000	0,00000	0,000	2,19072	1,85662	80956,5	41748,4	425,749	231,847	1,05250	0,62165
2,5	0,11319	20933,2260	0,02925	5408,8947	3,87015	0,05548	10260,230	2,26299	1,76285	92627,8	36448,2	427,508	224,483	1,15814	0,56420
5	0,22673	41931,2400	0,04445	8220,1400	5,10102	0,11002	20347,238	2,23394	1,66749	105605,0	31720,4	429,349	216,938	1,26993	0,50744
7,5	0,33264	61515,9250	0,06270	11595,5230	5,30514	0,16674	30835,891	2,41584	1,60496	114898,0	27408,1	430,597	209,685	1,34586	0,45041
10	0,45630	84385,3780	0,10651	19697,8870	4,28398	0,21237	39274,078	2,49684	1,45823	139719,0	23473,6	433,475	202,270	1,52759	0,39379
12,5	0,57471	106284,3500	0,15479	28626,8530	3,71275	0,25911	47917,641	2,57758	1,33316	163515,0	19956,9	435,869	195,188	1,70033	0,34073
15	0,69854	129184,9000	0,21646	40031,1170	3,22711	0,30213	55874,072	2,65664	1,15846	202718,0	16831,2	439,108	188,504	1,97283	0,29216
JDR_III															
AOA	CI	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach	Mach	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx	Tmín [k]	Dmáx	Dmín
0	0,00000	0,0000	0,04379	8098,1074	0,00000	0,00000	0,000	2,24923	1,77807	87451,8	35548,8	426,735	225,865	1,11195	0,53224
2,5	0,11520	21304,2440	0,04900	9062,4146	2,35084	0,05416	10016,296	2,30917	1,70852	99853,0	31144,1	428,550	219,900	1,22121	0,48273
5	0,23060	42646,4750	0,06473	11971,0660	3,56246	0,10715	19815,705	2,37414	1,61112	113764,0	27153,2	430,455	213,616	1,33655	0,43103
7,5	0,34669	64114,4520	0,09129	16883,0780	3,79756	0,15806	29230,741	2,44943	1,50739	131145,0	23485,4	432,530	206,573	1,46312	0,37897
10	0,46482	85961,1580	0,12944	23938,7800	3,59087	0,20653	38195,243	2,52584	1,38937	152408,0	20124,0	434,795	199,682	1,62055	0,32922
12,5	0,58681	108521,7100	0,18020	33324,8240	3,25648	0,25198	46600,211	2,60238	1,24698	182005,0	17101,0	437,499	193,068	1,83061	0,28348
15	0,71665	132532,9100	0,24614	45520,3300	2,91151	0,29397	54365,025	2,67613	1,02814	236427,0	14430,9	441,636	186,903	2,19760	0,24226

Nomenclatura					
Magnitud		Unidades	Magnitud		Unidades
AOA	Ángulo de ataque	-	Mach máx	Número de Mach máximo	-
CL	Coeficiente de sustentación	-	Mach mín	Número de Mach mínima	-
L	Sustentación	N	Pmáx	Presión máxima	Pa
CD	Coeficiente de resistencia	-	Pmín	Presión mínima	Pa
D	Resistencia	N	Tmáx	Temperatura máxima	K
CL/CD	Eficiencia aerodinámica	-	Tmín	Temperatura mínima	K
CM	Coeficiente de momento de cabeceo	-	Dmáx	Densidad máxima	Kg/m <sup>3</sup>
M	Momento de cabeceo	Nm	Dmín	Densidad mínima	Kg/m <sup>3</sup>







## PERFIL JDR\_II, ALA RECTA CON PERFIL JDR\_II, Y ALA EN DELTA CON PERFIL JDR\_II

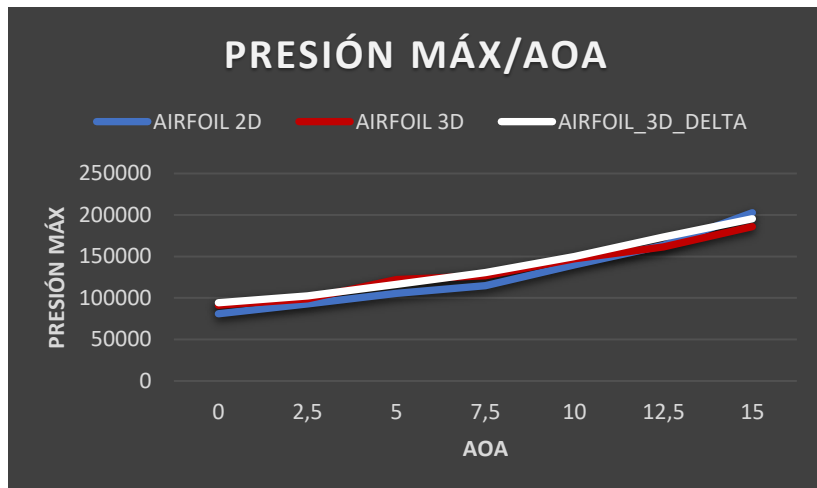
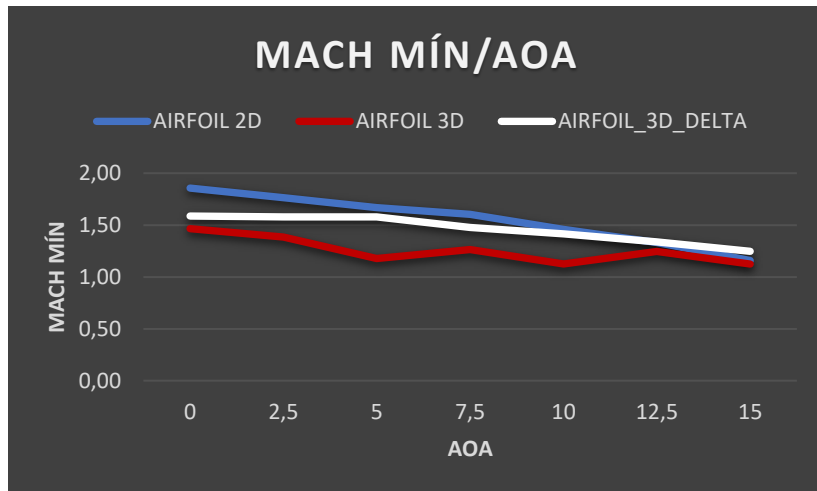
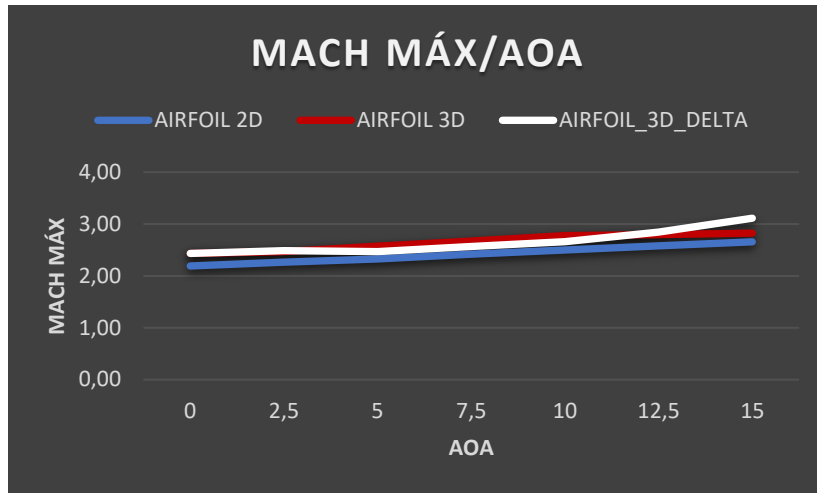
JDR_II_2D_AIRFOIL														
AOA	Cl	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,02421	4476,8330	0,00000	0,00000	0,0000	2,19072	1,85662	80956,50	41748,40	425,749	231,847	1,05250
2,5	0,11319	20933,2260	0,02925	5408,8947	3,87015	0,05548	10260,2300	2,26299	1,76285	92627,80	36448,20	427,508	224,483	1,15814
5	0,22673	41931,2400	0,04445	8220,1400	5,10102	0,11002	20347,2380	2,32394	1,66749	105605,00	31720,40	429,349	216,938	1,26993
7,5	0,33264	61515,9250	0,06270	11595,5230	5,30514	0,16674	30835,8910	2,41584	1,60496	114898,00	27408,10	430,597	209,685	1,34586
10	0,45630	84385,3780	0,10651	19697,8870	4,28398	0,21237	39274,0780	2,49684	1,45823	139719,00	23473,60	433,475	202,270	1,52759
12,5	0,57471	106284,3500	0,15479	28626,8530	3,71275	0,25911	47917,6410	2,57758	1,33316	163515,00	19956,90	435,869	195,188	1,70033
15	0,69854	129184,9000	0,21646	40031,1170	3,22711	0,30213	55874,0720	2,65664	1,15846	202718,00	16831,20	439,108	188,504	1,97283

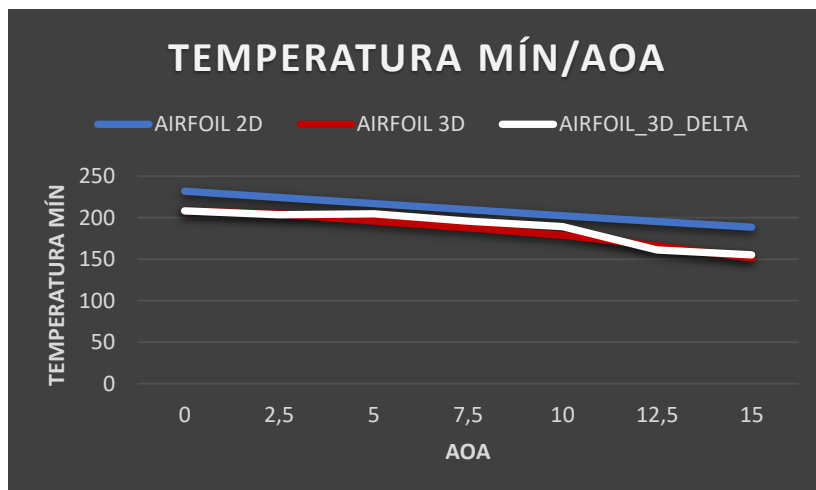
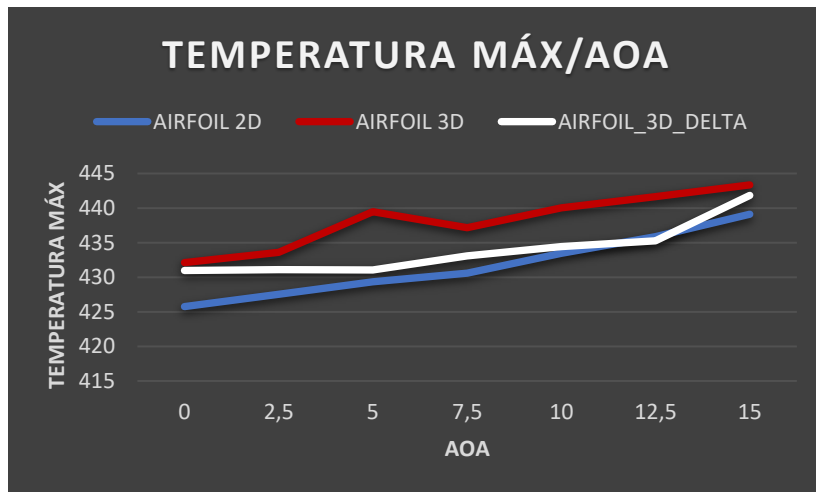
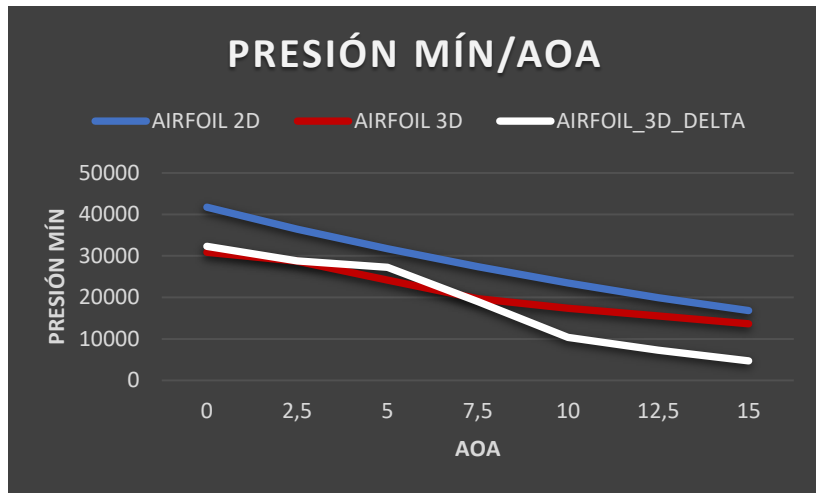
JDR_II_3D_AIRFOIL														
AOA	Cl	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,02566	4745,6293	0,00000	0,00000	0,0000	2,43276	1,46541	91162,30	30878,90	432,113	208,167	1,07991
2,5	0,09918	18341,1020	0,03024	5592,4413	3,27962	0,04585	8478,8873	2,47063	1,38314	99114,10	28688,60	433,590	204,634	1,19389
5	0,19905	36811,0430	0,04486	8110,6733	4,43741	0,09088	16807,0440	2,57017	1,17649	122034,00	24151,60	439,451	195,916	1,32353
7,5	0,30094	55653,7240	0,06788	12368,1490	4,43347	0,13522	25006,5340	2,66942	1,26354	126718,00	19729,70	437,154	187,469	1,42110
10	0,40548	74987,0450	0,10004	18482,8010	4,05307	0,17778	32878,2460	2,77810	1,12489	147161,00	17400,70	440,029	178,734	1,56677
12,5	0,51257	94791,8730	0,15375	26583,5450	3,33388	0,21720	40168,6370	2,79630	1,24540	161540,00	15530,10	441,650	165,868	1,66635
15	0,62064	114777,1100	0,22085	36707,6780	2,81023	0,25060	46345,2190	2,82447	1,12433	185950,00	13641,20	443,346	151,309	1,87415

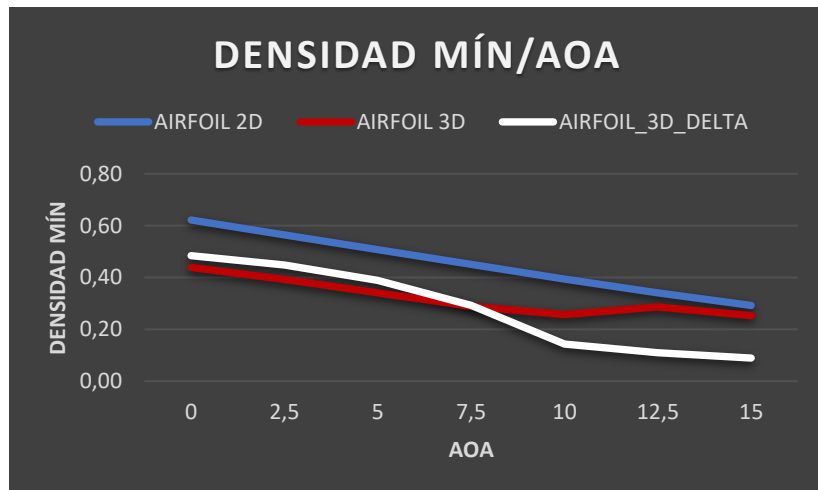
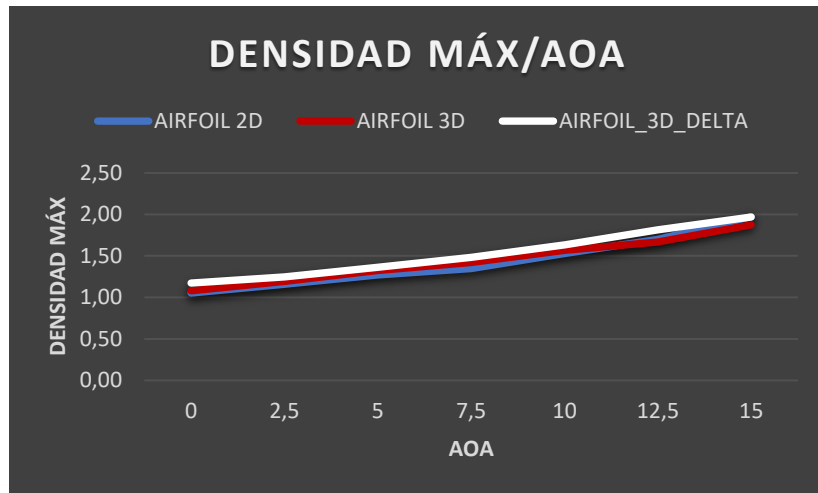
JDR_II_3D_DELTA_AIRFOIL														
AOA	Cl	L [N]	Cd	D [N]	Cl/Cd	Cm	M [Nm]	Mach máx	Mach mín	Pmáx [Pa]	Pmín [Pa]	Tmáx [k]	Tmín [k]	Dmáx [Kg/m3]
0	0,00000	0,0000	0,01903	3518,7547	0,00000	0,00000	0,0000	2,43283	1,58710	94212,20	32315,90	430,970	208,147	1,17313
2,5	0,06442	11912,9450	0,02155	3984,6790	2,98969	0,07159	13239,2200	2,48363	1,57842	102550,00	28806,70	431,103	203,494	1,24805
5	0,13073	24176,0240	0,02902	5366,4939	4,50499	0,14567	26938,5250	2,47051	1,57963	116229,00	27261,40	431,055	204,730	1,36384
7,5	0,20429	37781,2160	0,04471	8268,1472	4,56949	0,22750	42073,5550	2,56961	1,47710	130514,00	19001,70	433,101	195,887	1,48079
10	0,26198	48449,6560	0,06350	11743,6270	4,12561	0,29172	53949,3940	2,65871	1,41415	149750,00	10366,10	434,427	189,000	1,63215
12,5	0,32250	59641,3070	0,08889	16433,0460	3,62824	0,35779	66168,0370	2,84200	1,33910	173344,00	7278,37	435,259	160,922	1,81297
15	0,37895	70081,1270	0,11915	22034,2990	3,18055	0,41708	77132,4900	3,11202	1,24715	195445,00	4706,64	441,832	155,153	1,96903

Nomenclatura					
	Magnitud	Unidades	Magnitud	Unidades	
AOA	Ángulo de ataque	-	Mach máx	Número de Mach máximo	-
CL	Coefficiente de sustentación	-	Mach mín	Número de Mach mínima	-
L	Sustentación	N	Pmáx	Presión máxima	Pa
CD	Coefficiente de resistencia	-	Pmín	Presión mínima	Pa
D	Resistencia	N	Tmáx	Temperatura máxima	K
CL/CD	Eficiencia aerodinámica	-	Tmín	Temperatura mínima	K
CM	Coefficiente de momento de cabeceo	-	Dmáx	Densidad máxima	Kg/m <sup>3</sup>
M	Momento de cabeceo	Nm	Dmín	Densidad mínima	Kg/m <sup>3</sup>

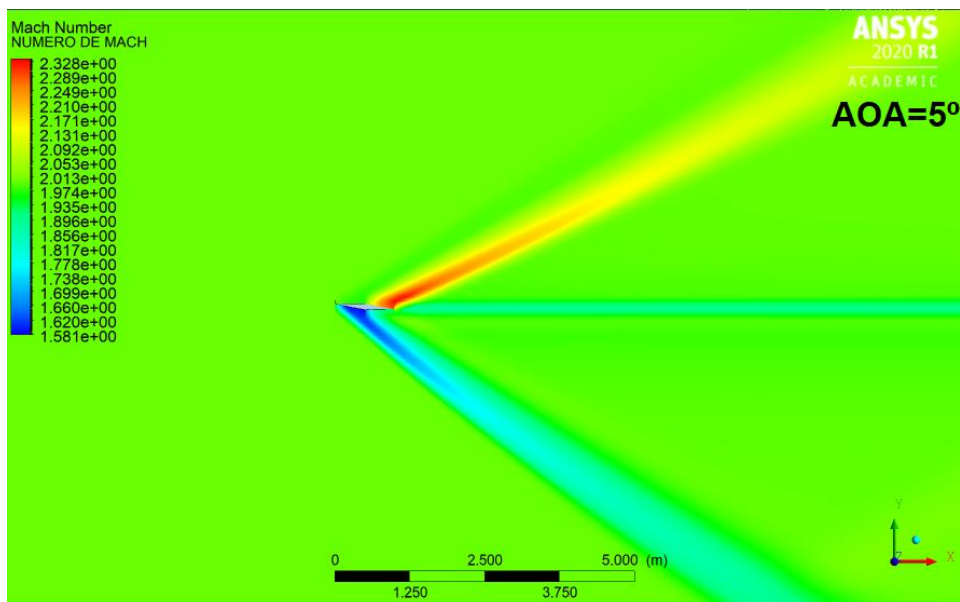
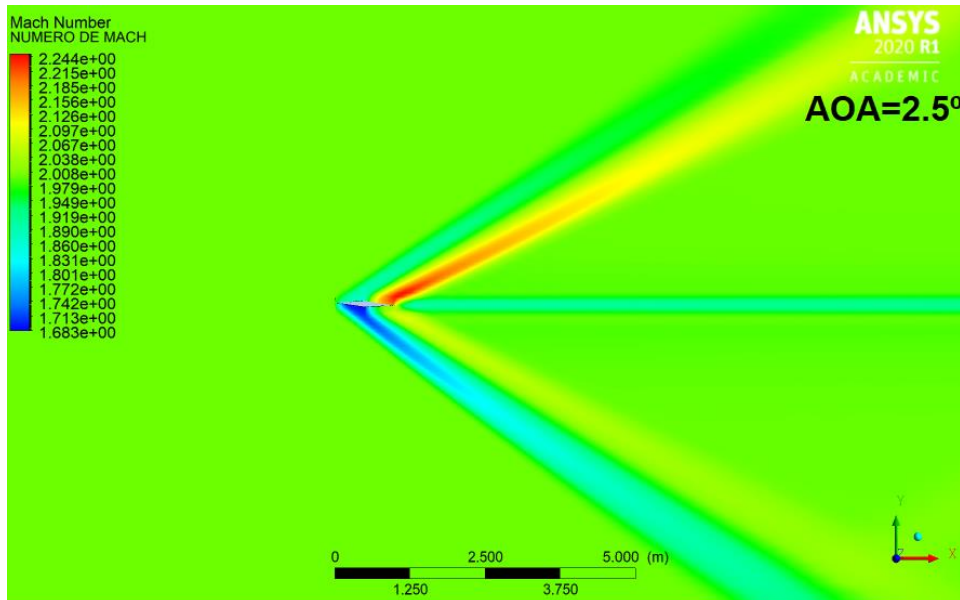
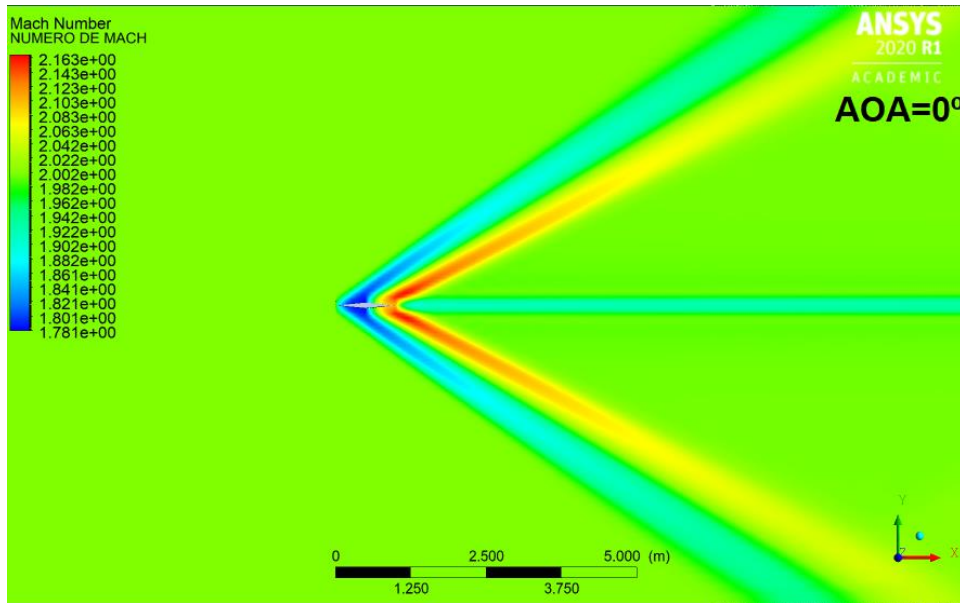


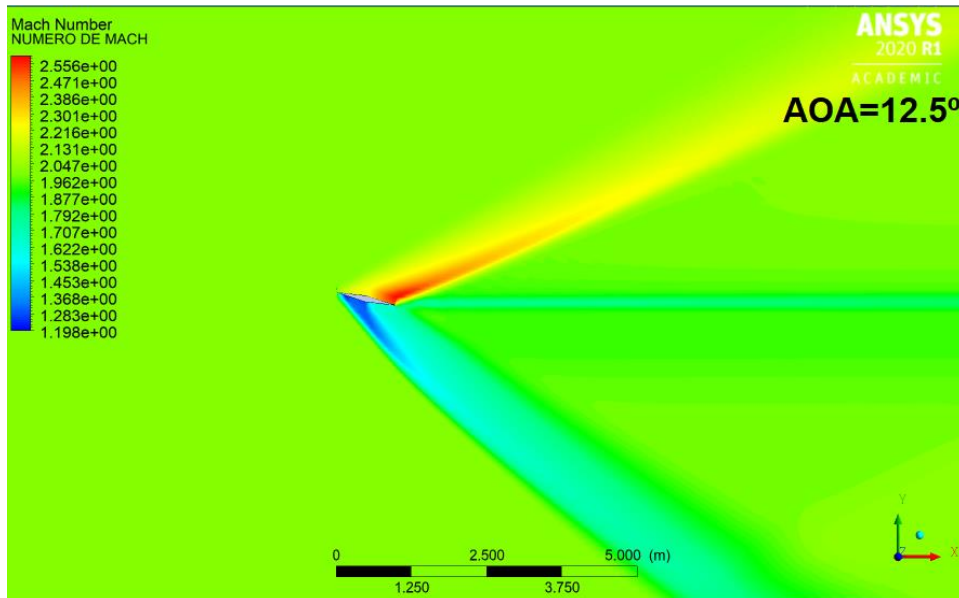
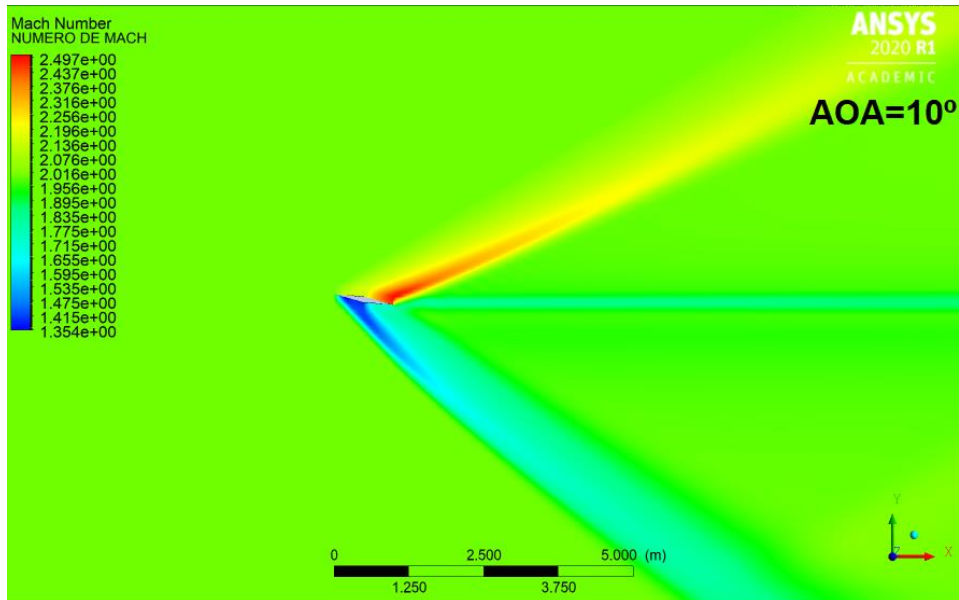
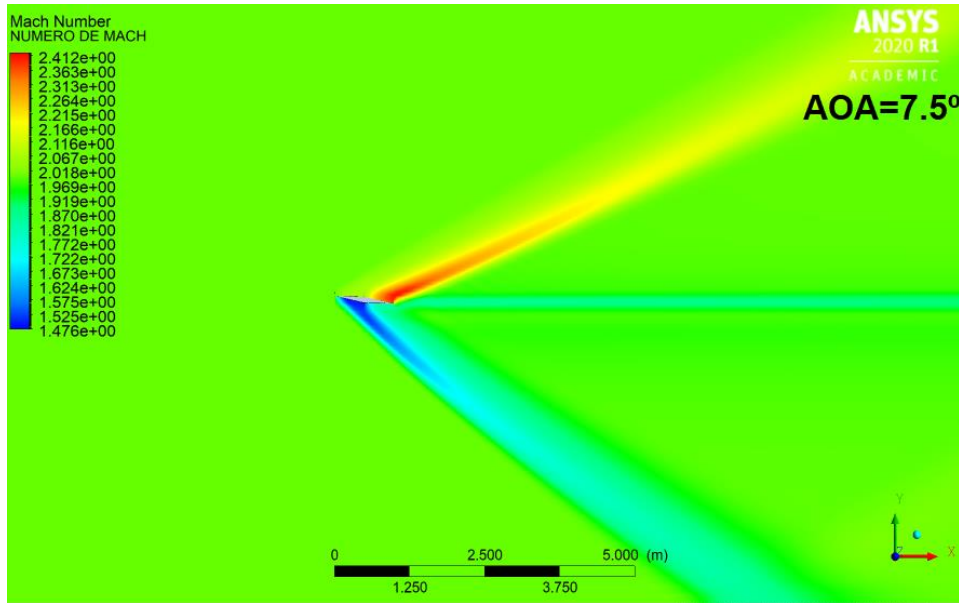


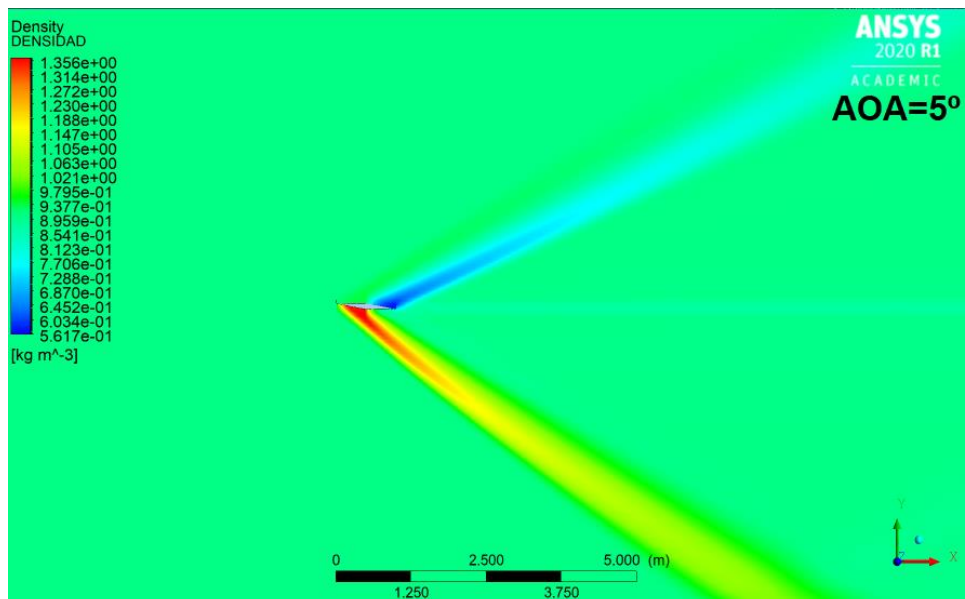
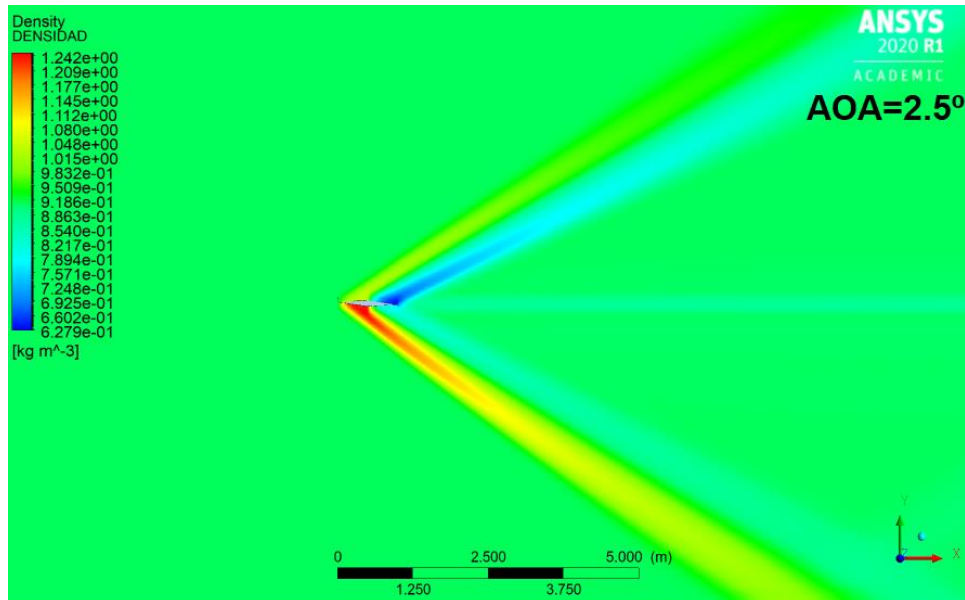
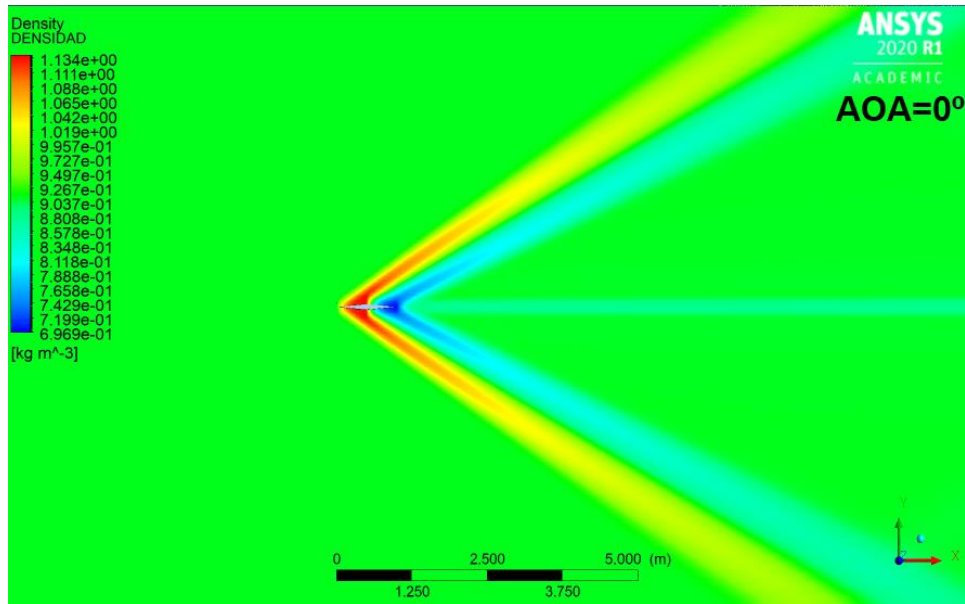


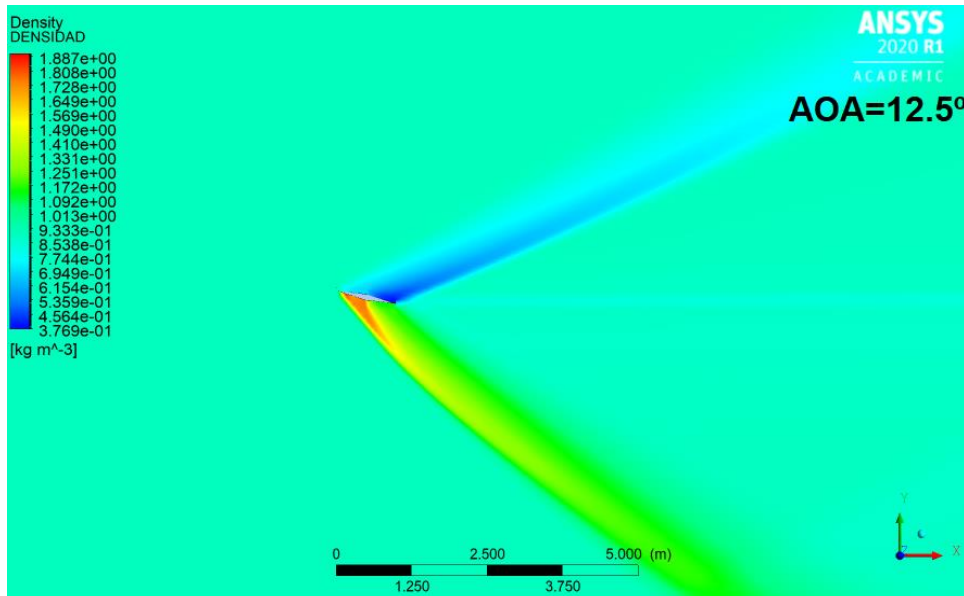
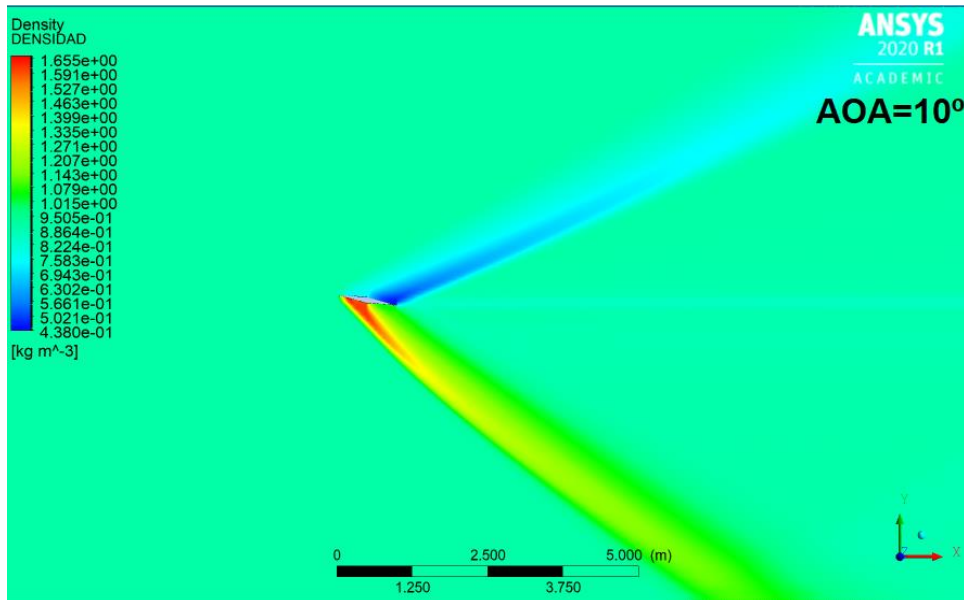
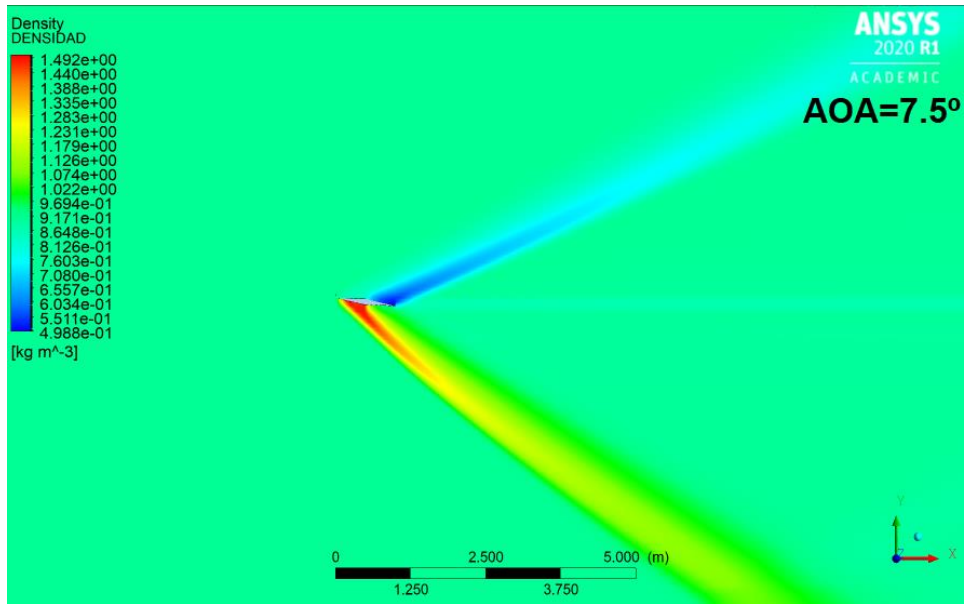


## IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR\_2

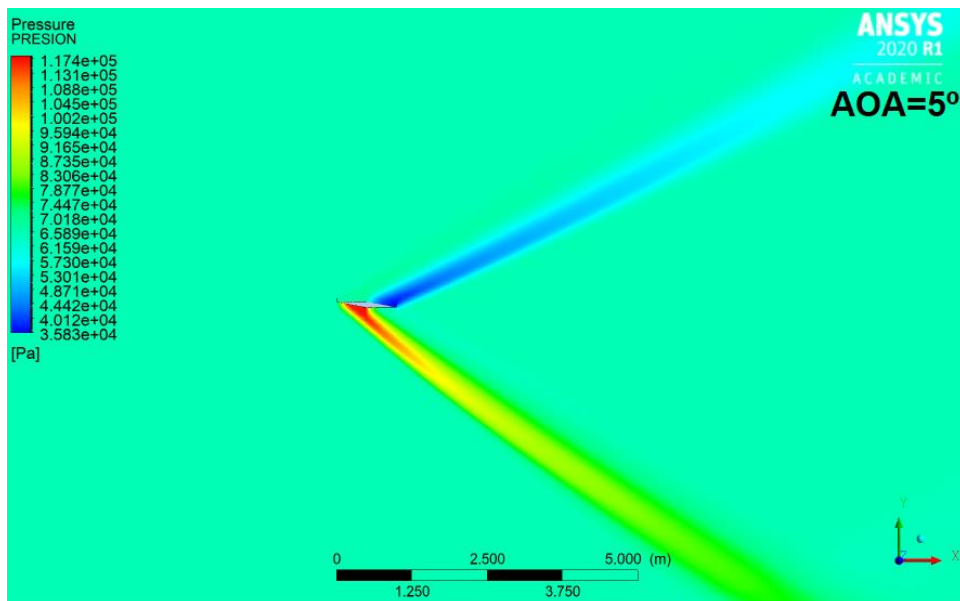
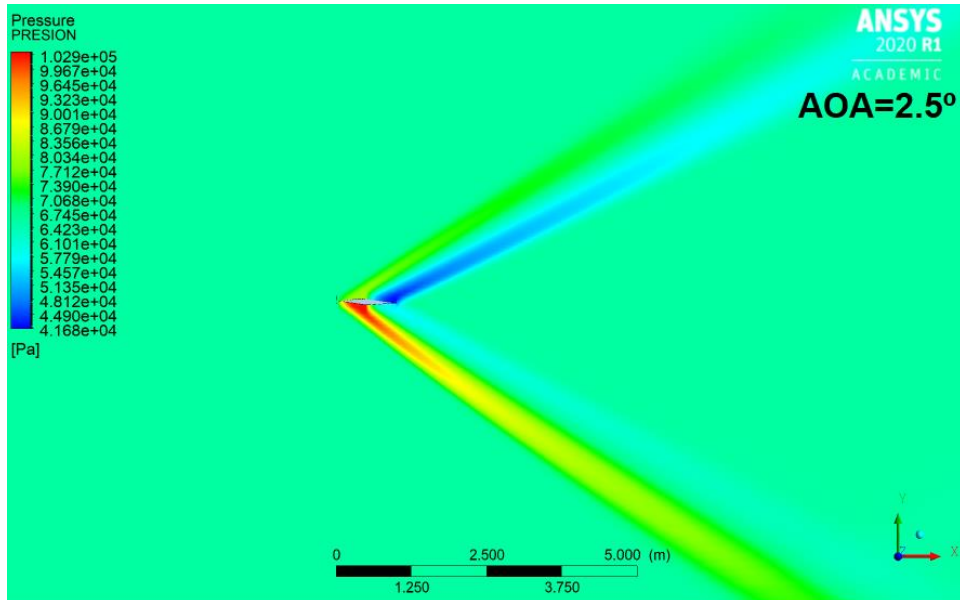
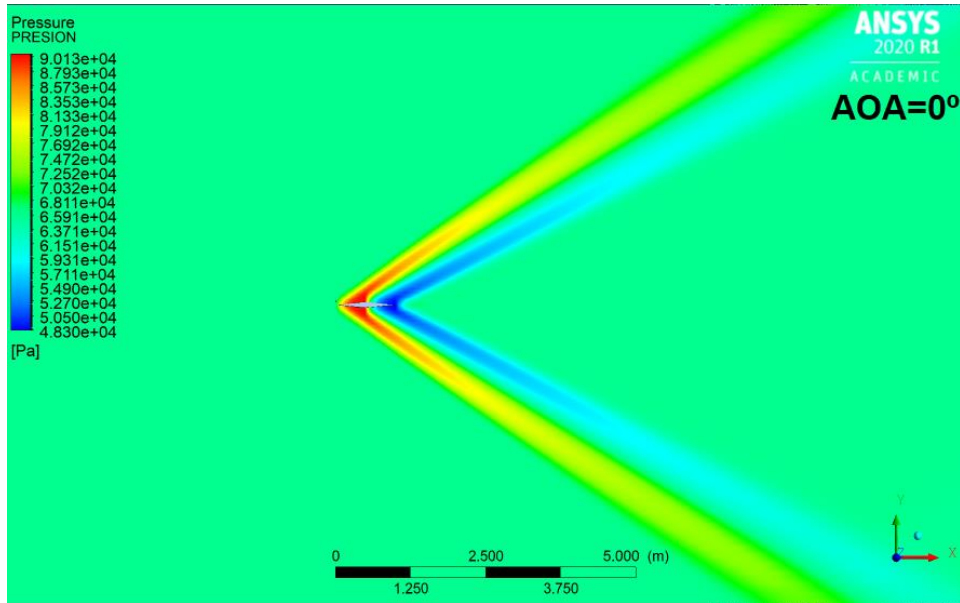




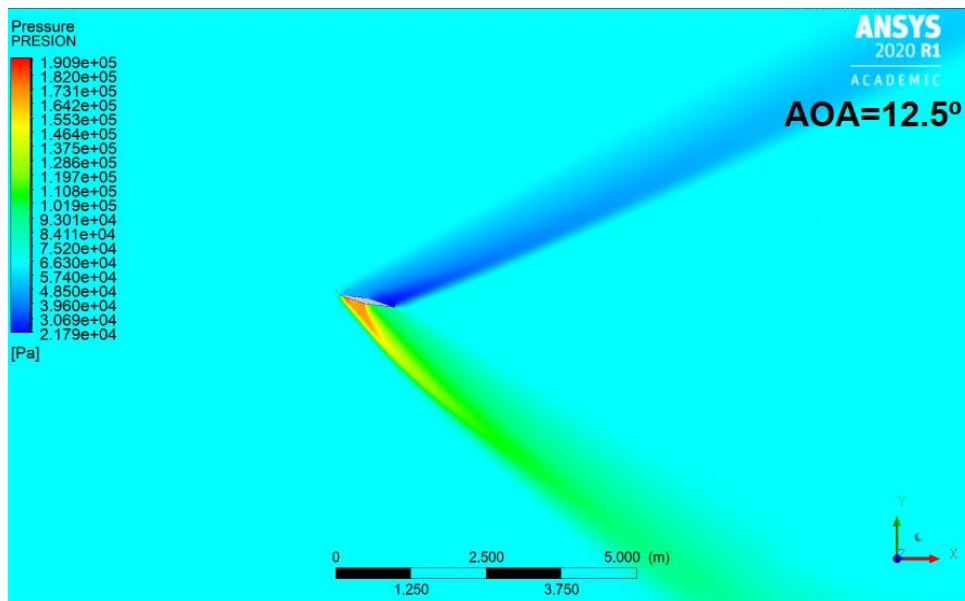
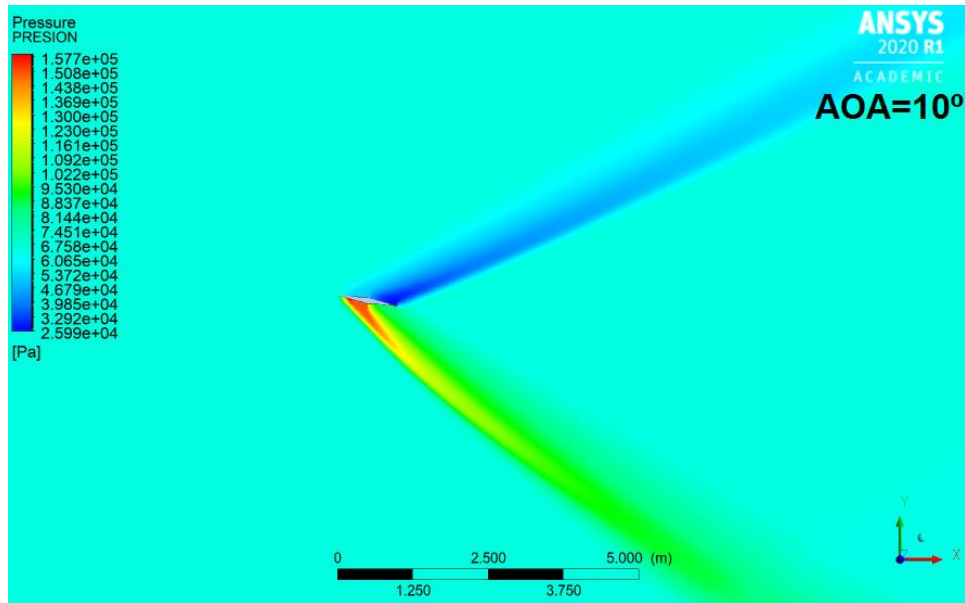
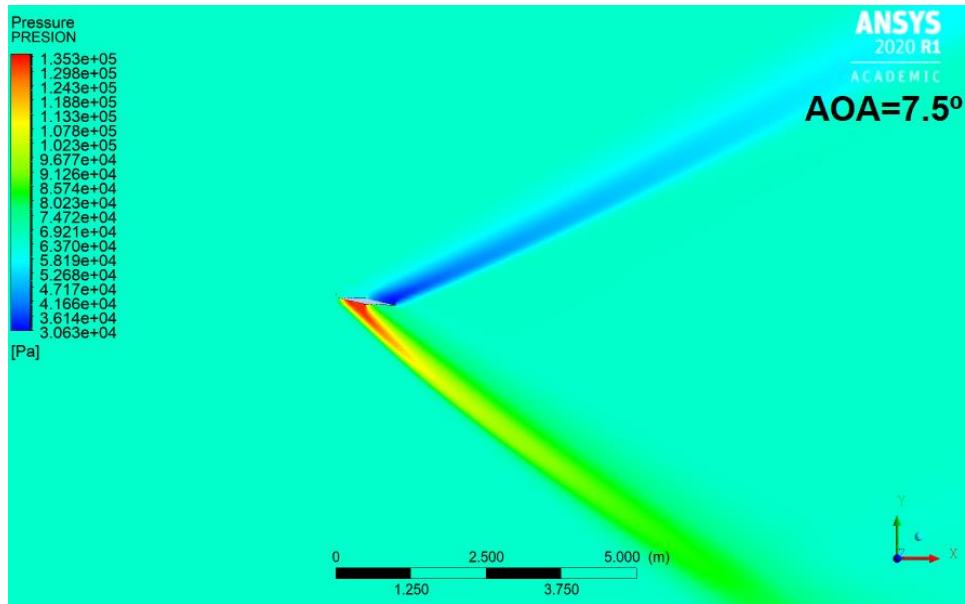


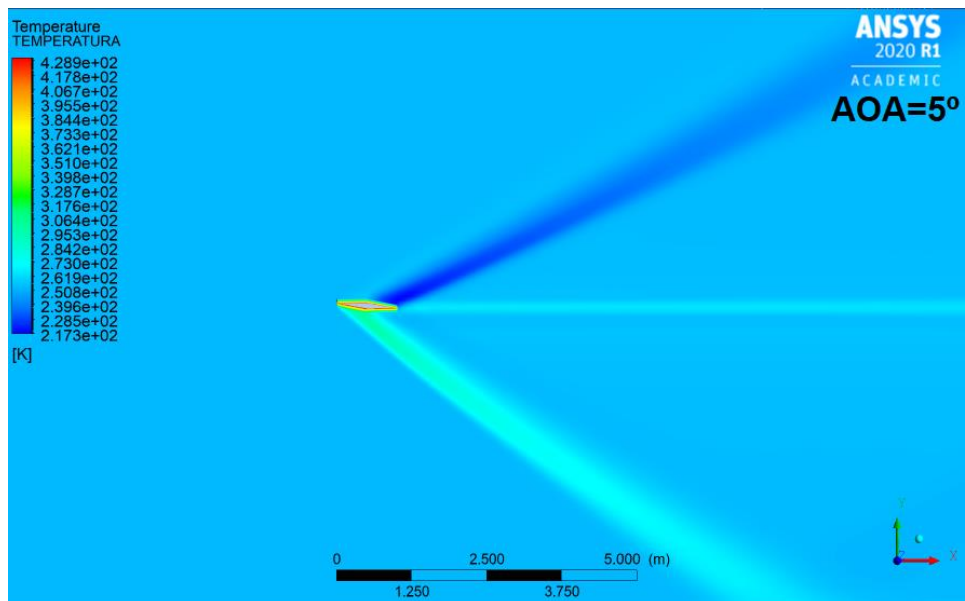
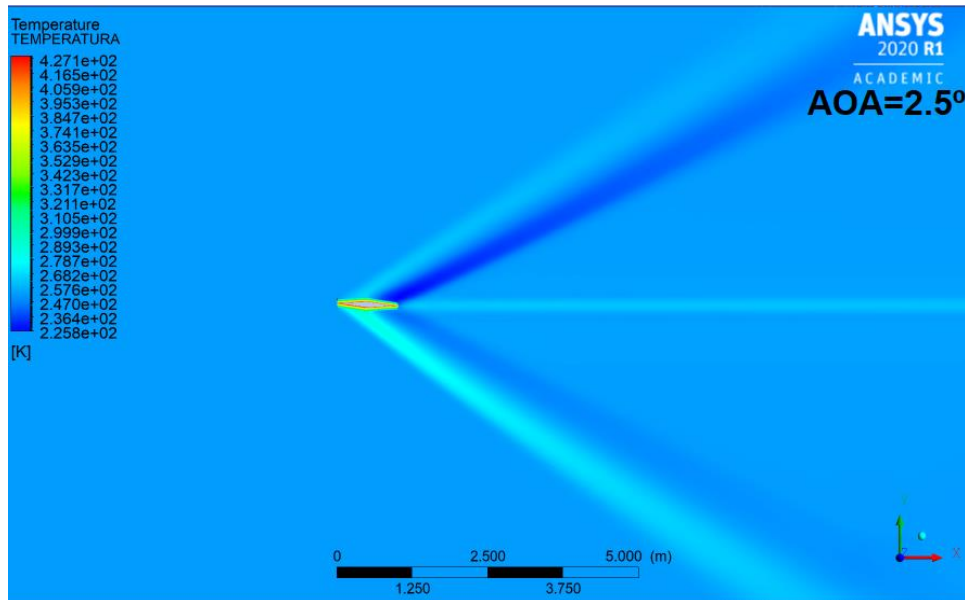
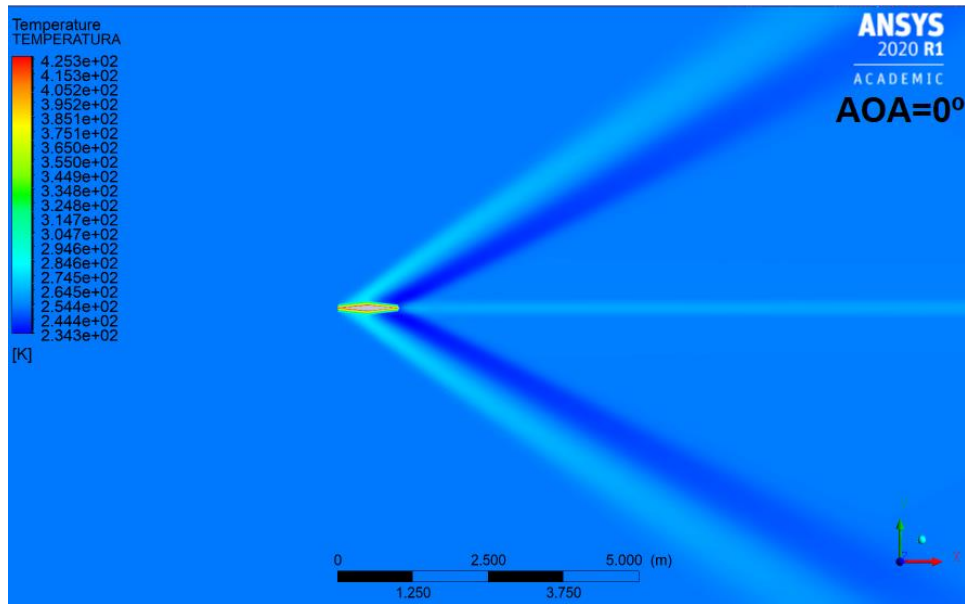


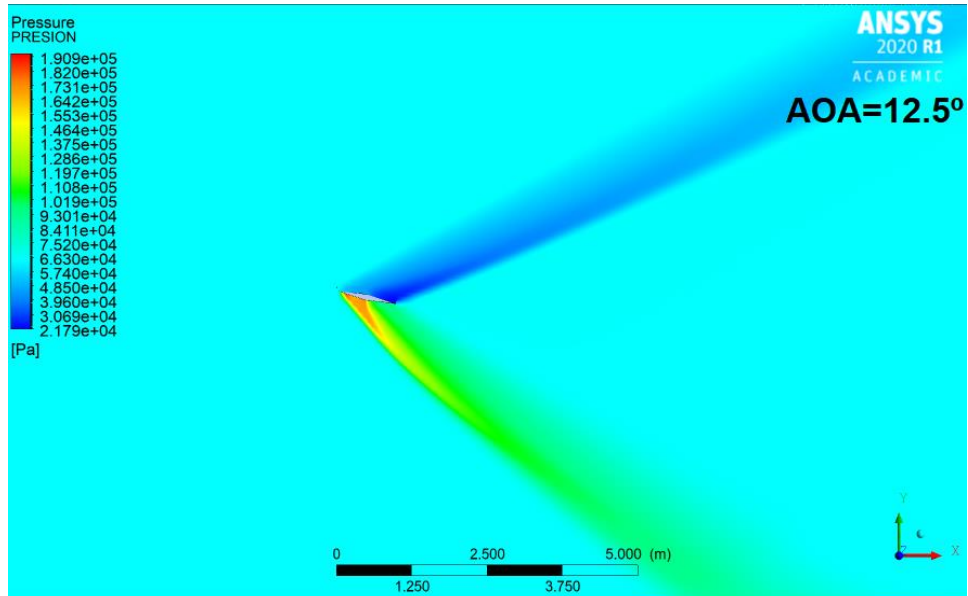
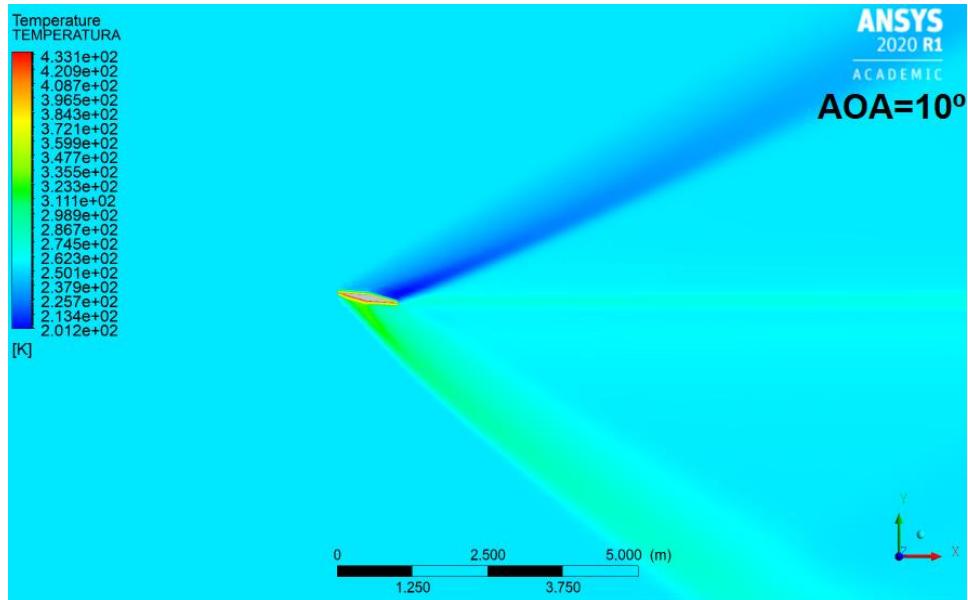
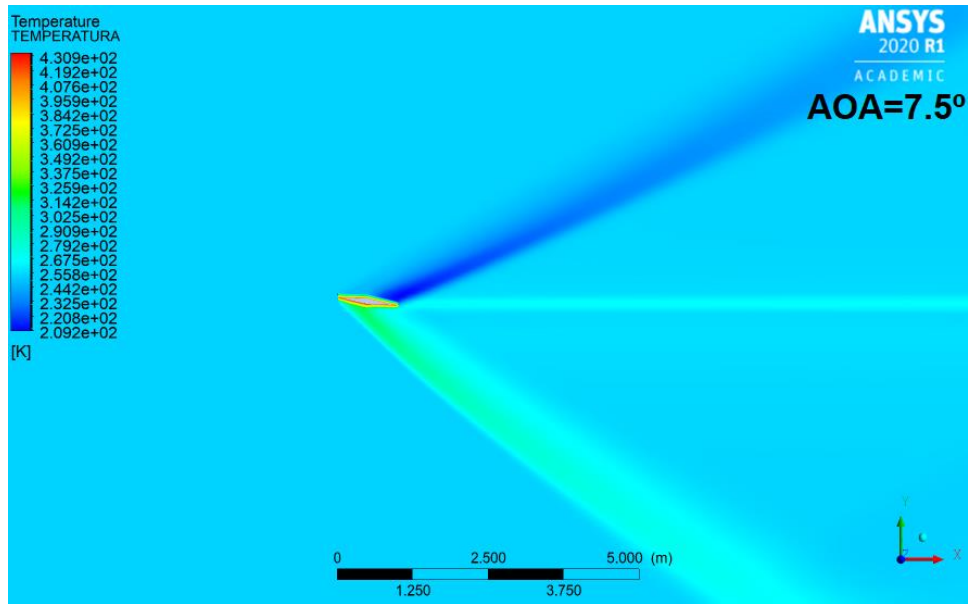




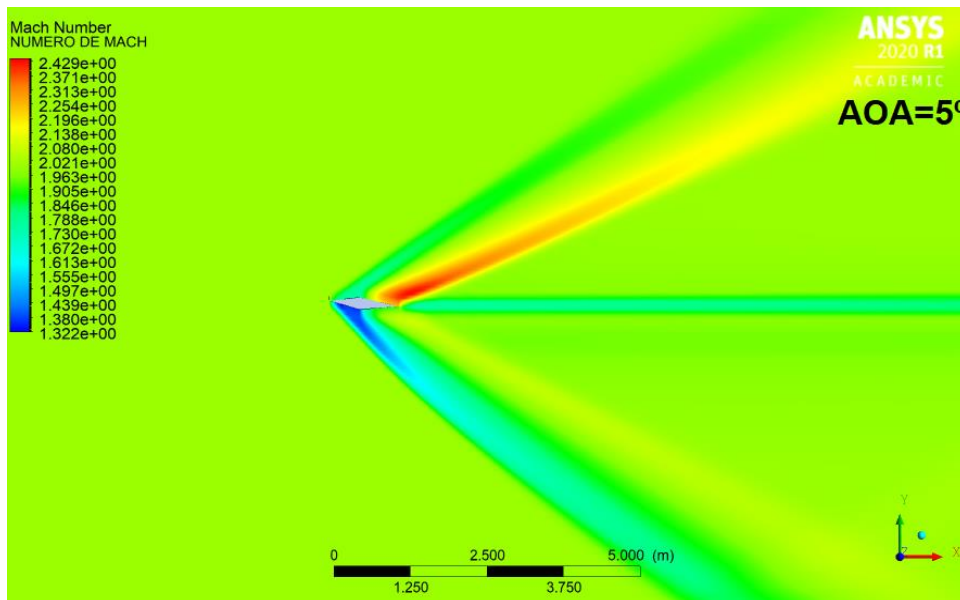
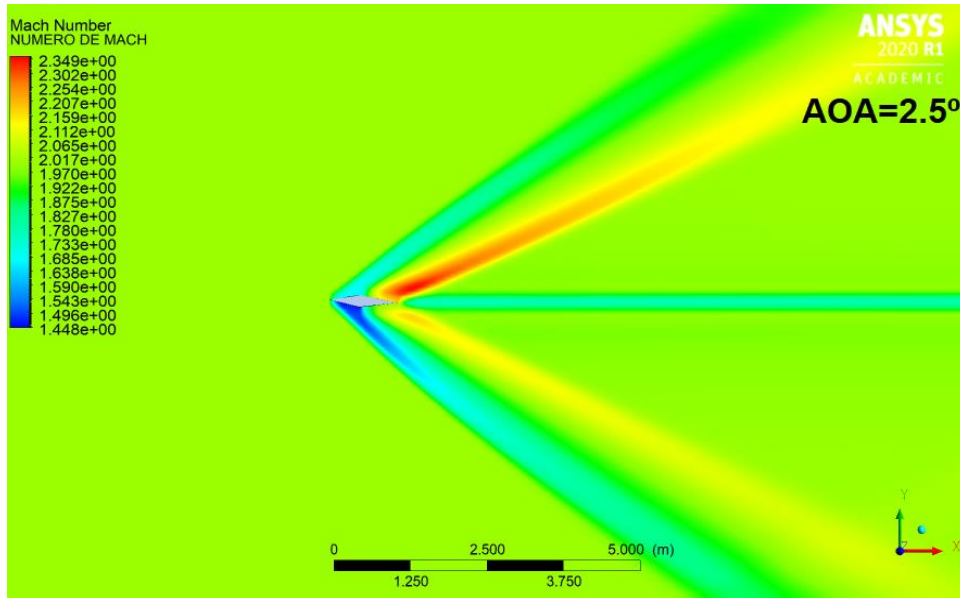
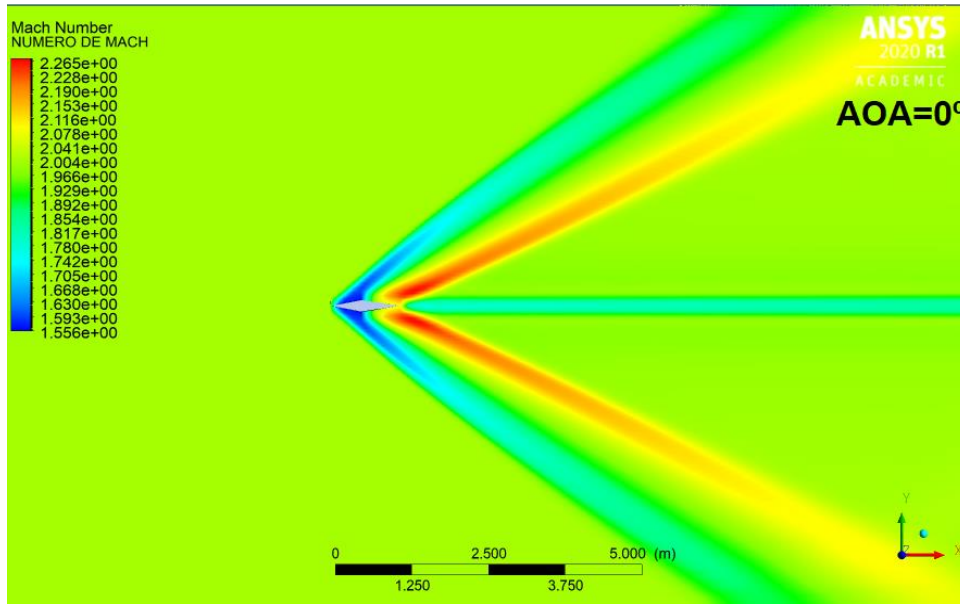


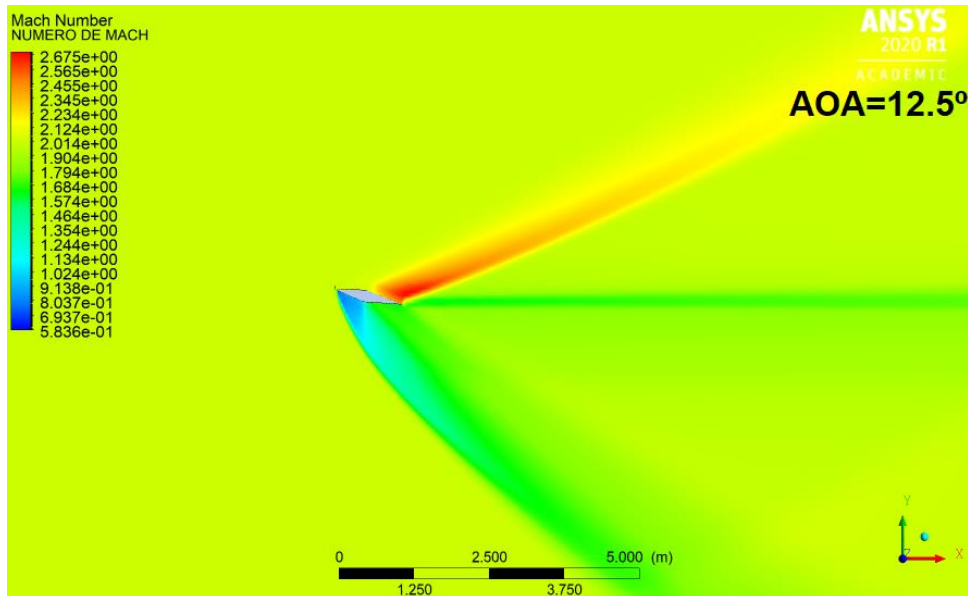
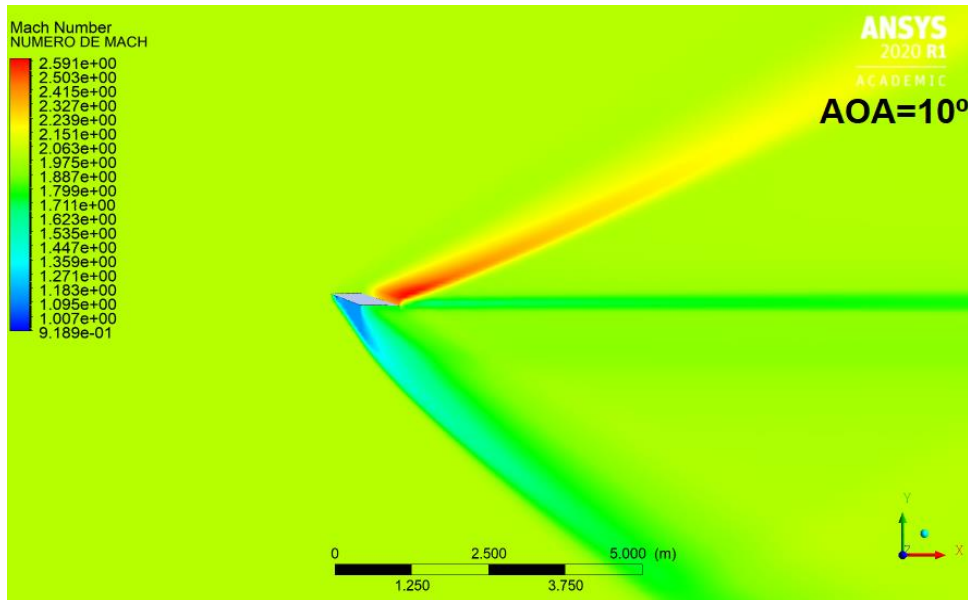
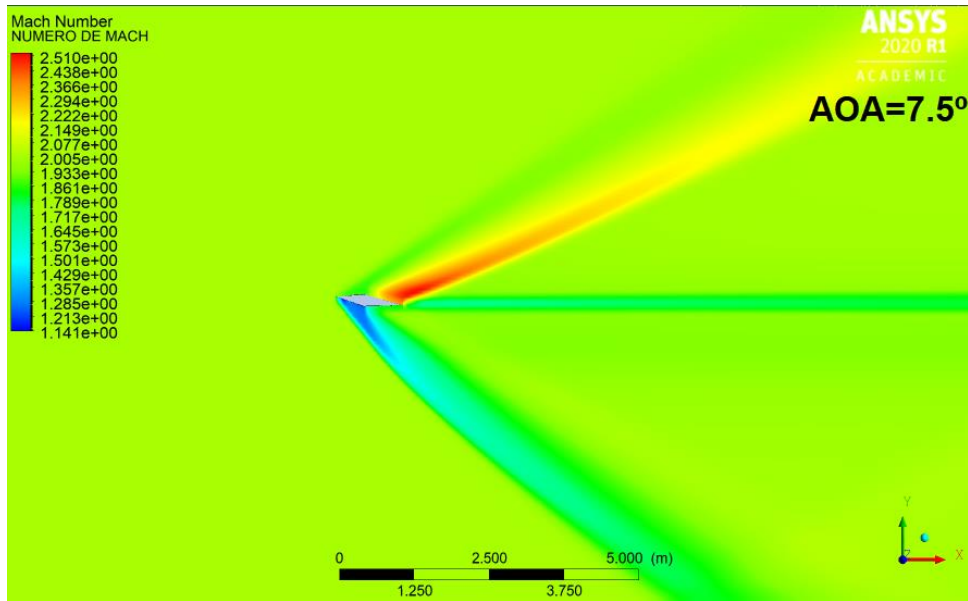




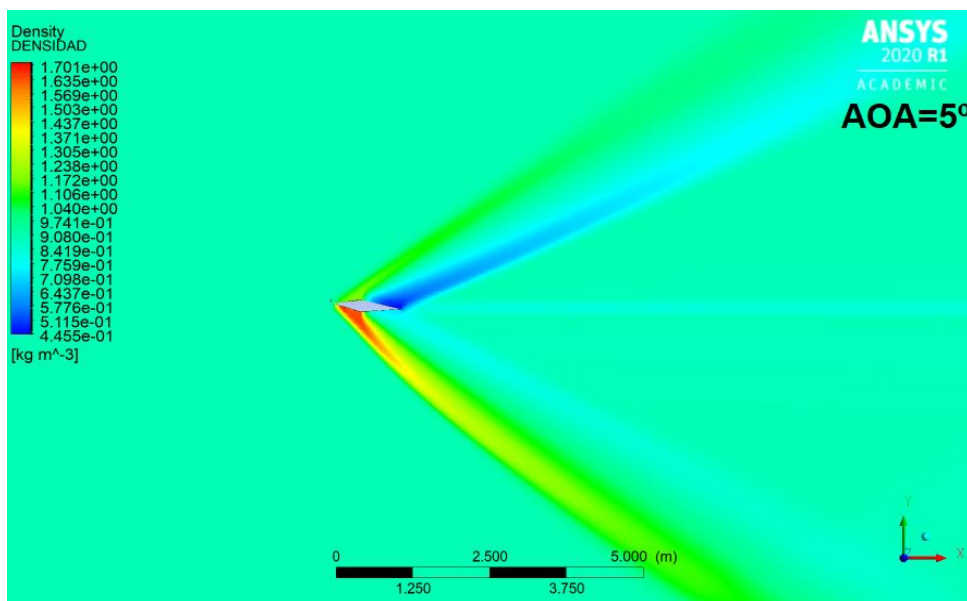
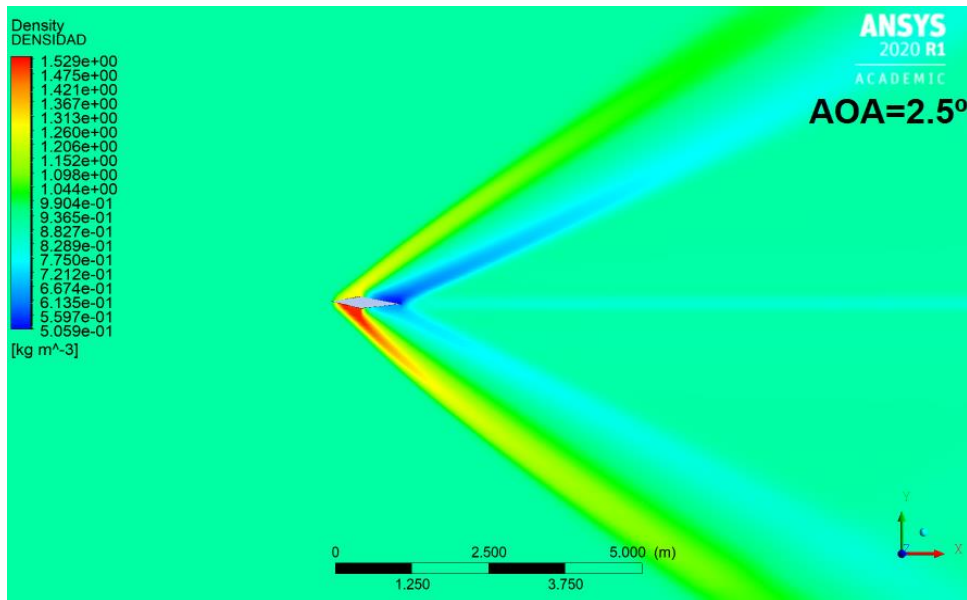
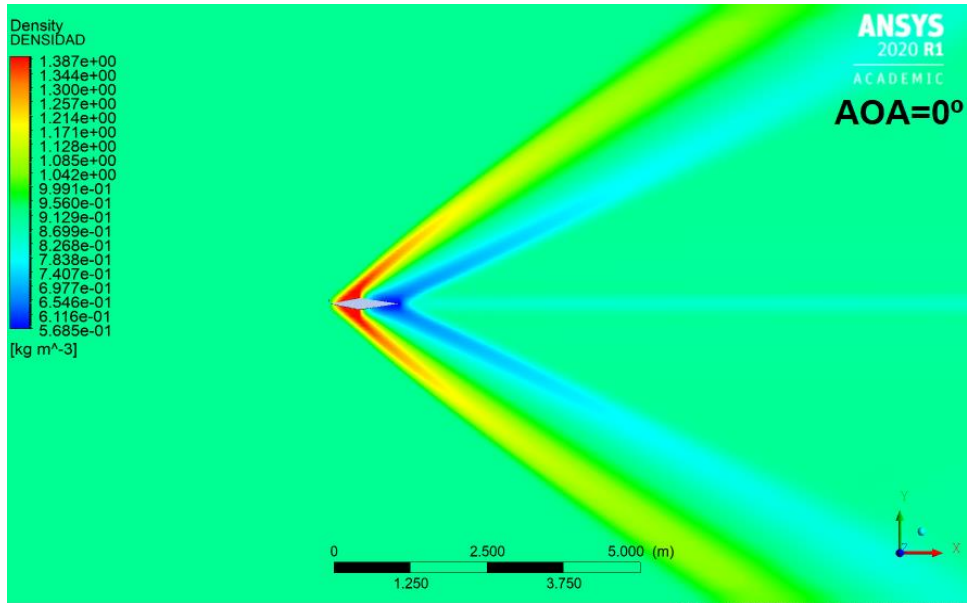


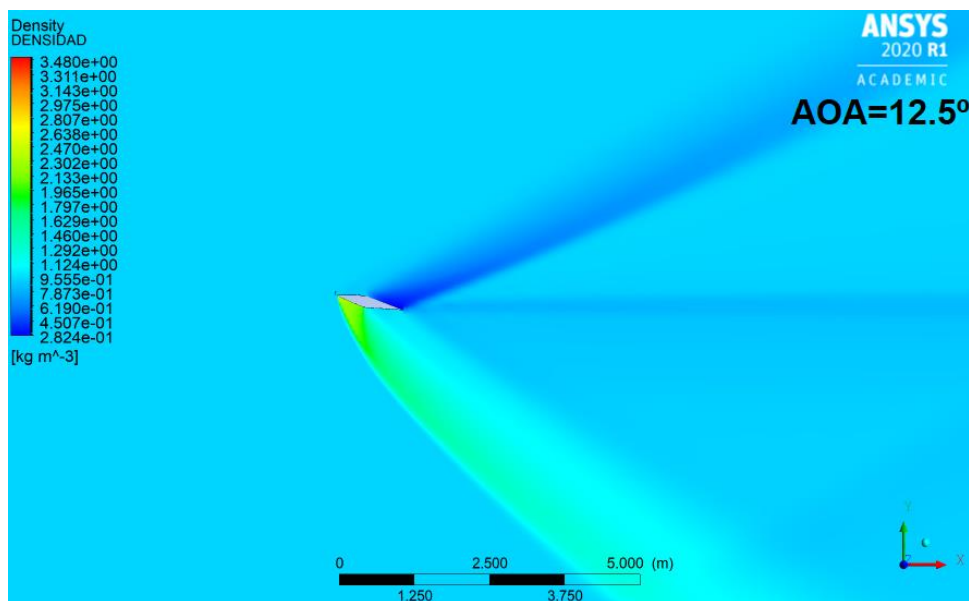
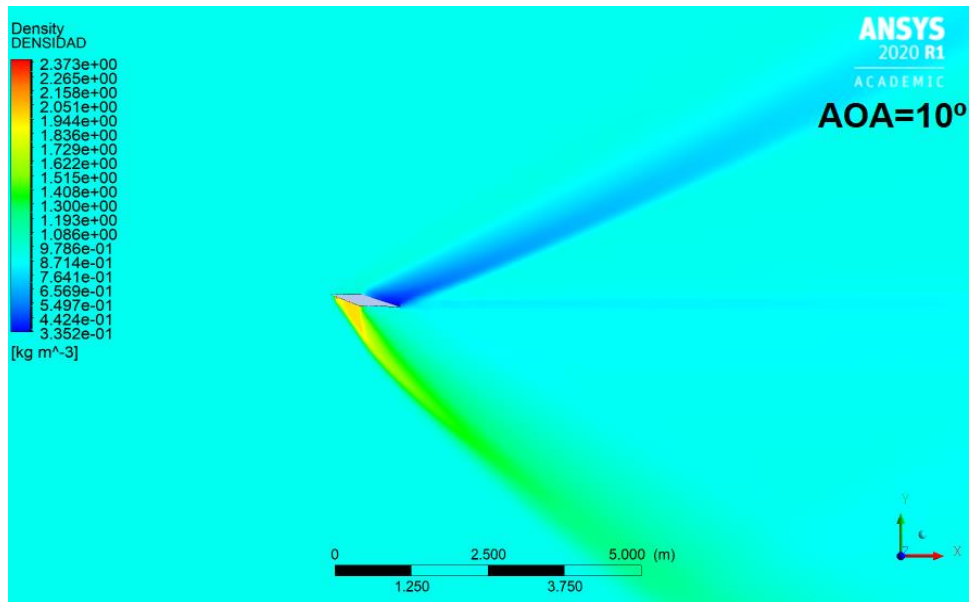
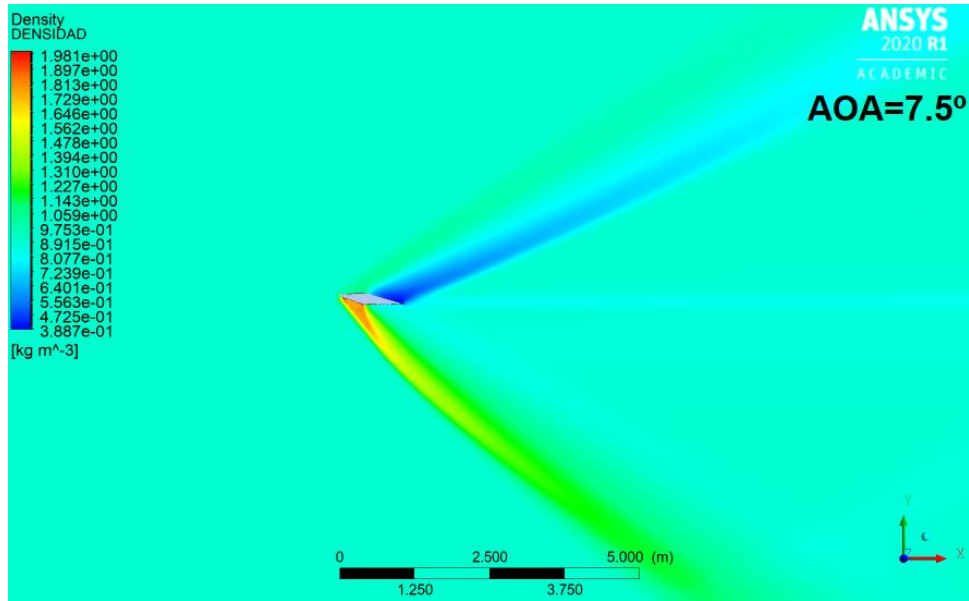
## IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR\_6

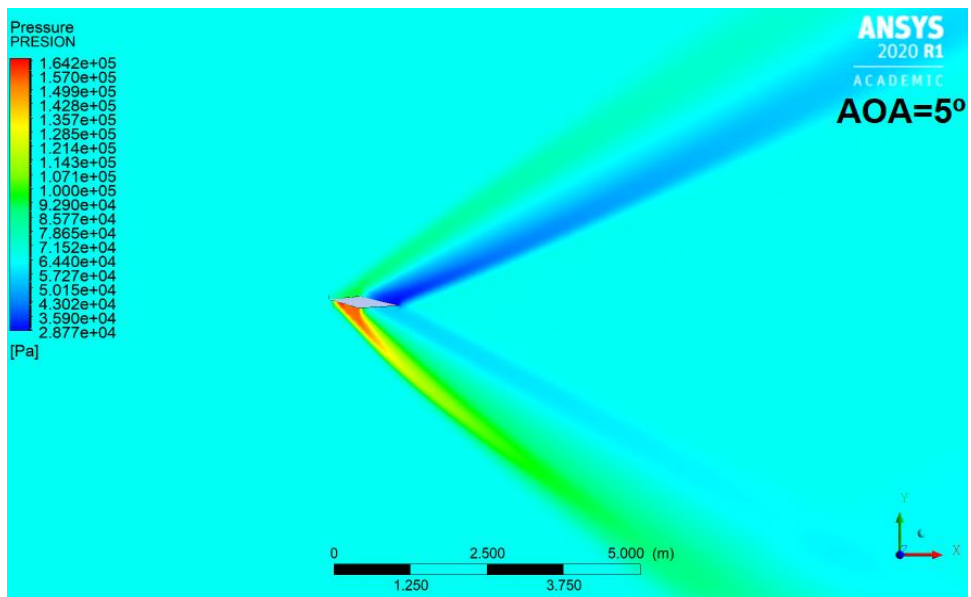
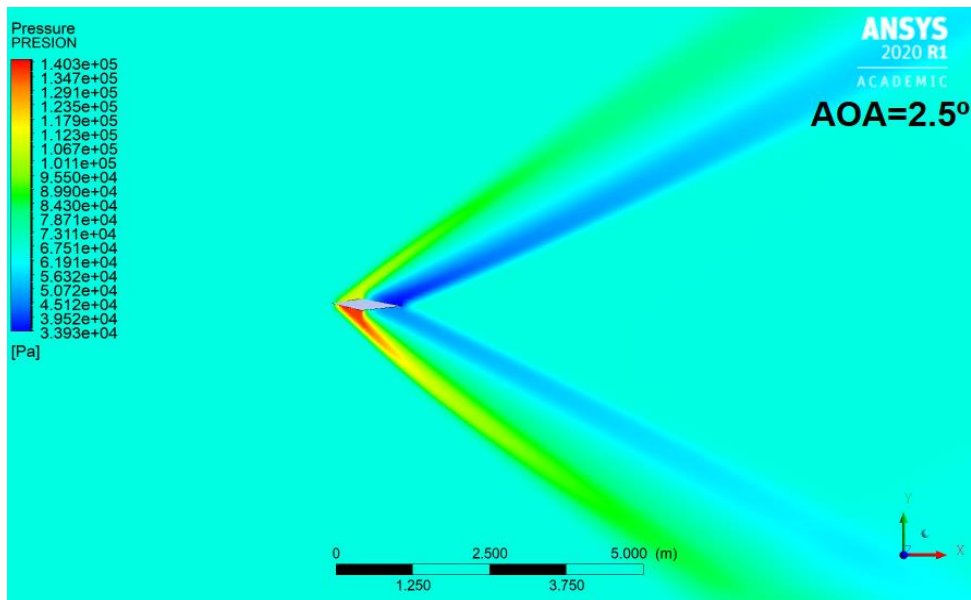
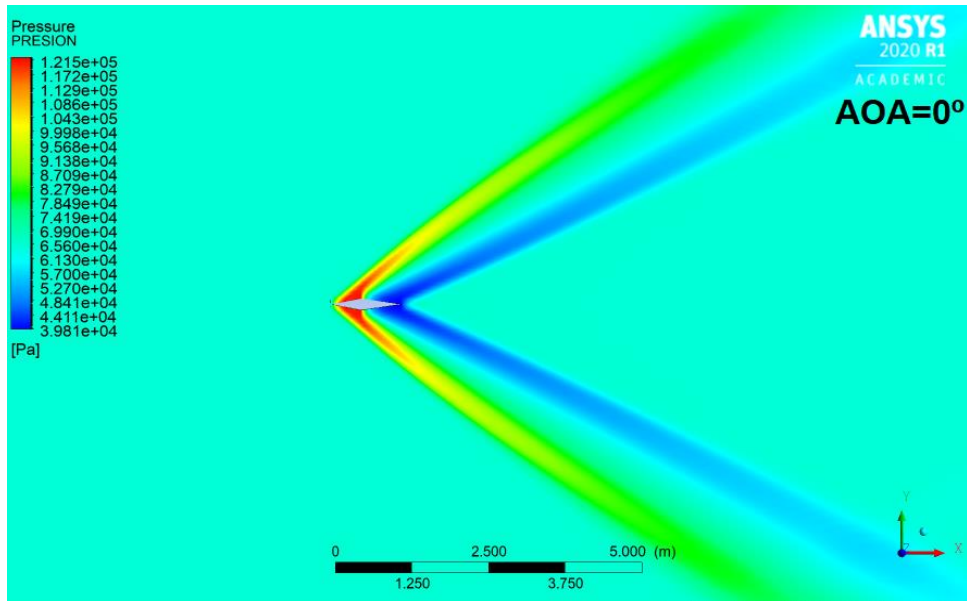




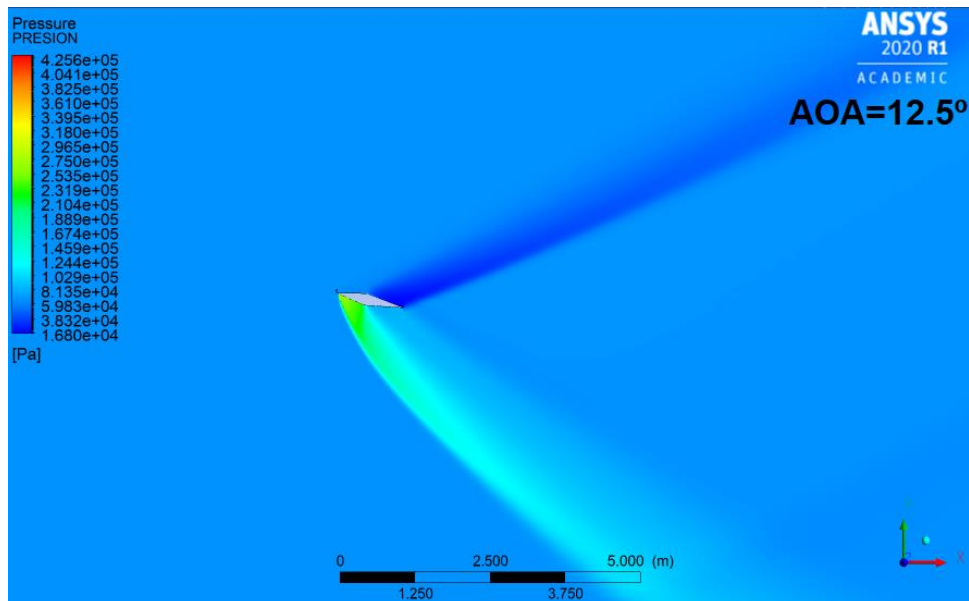
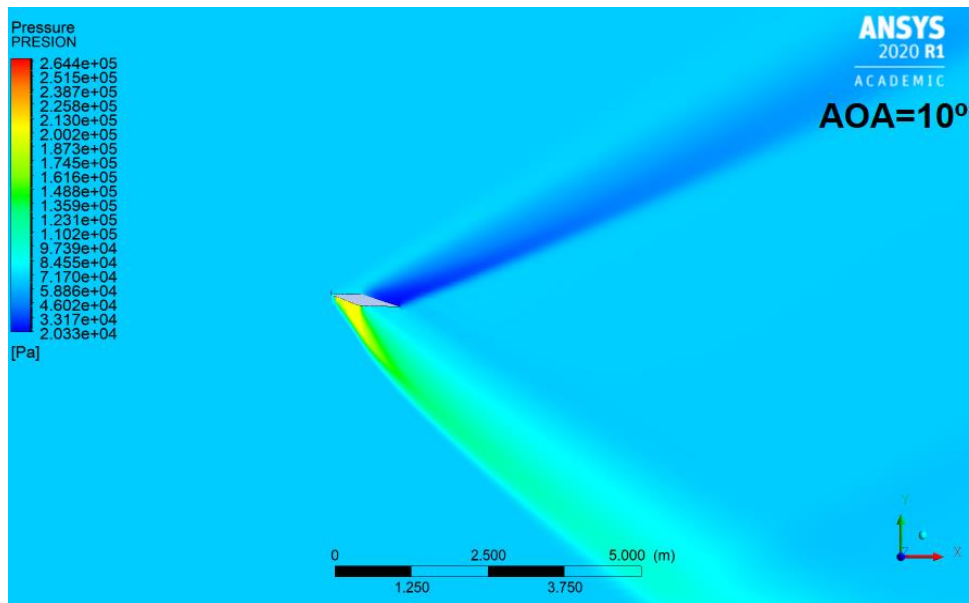
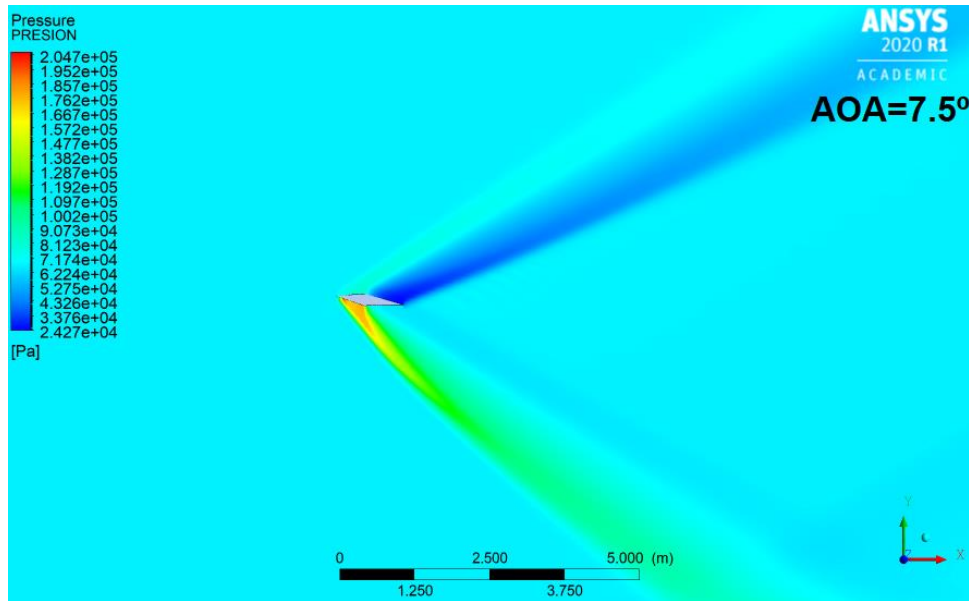


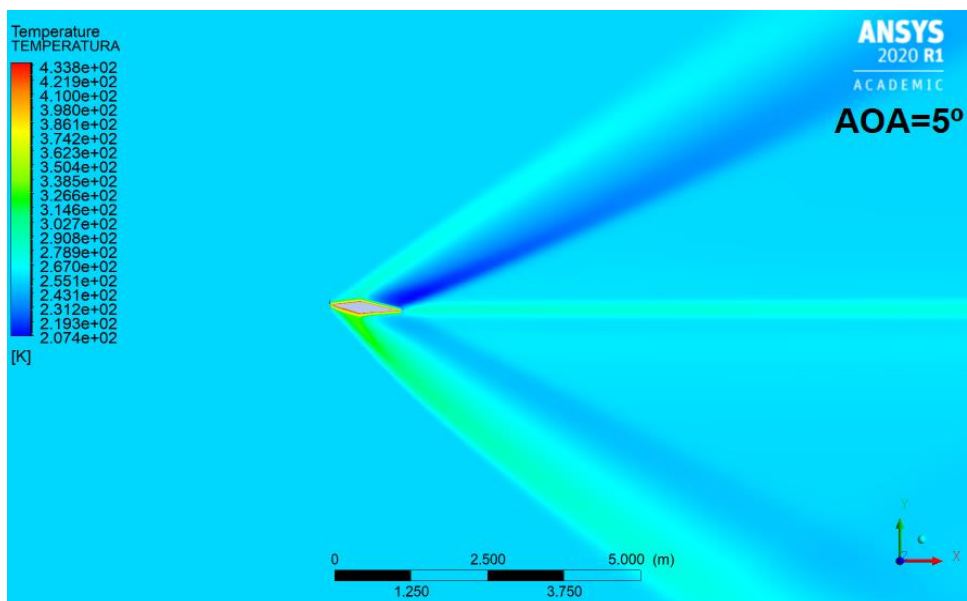
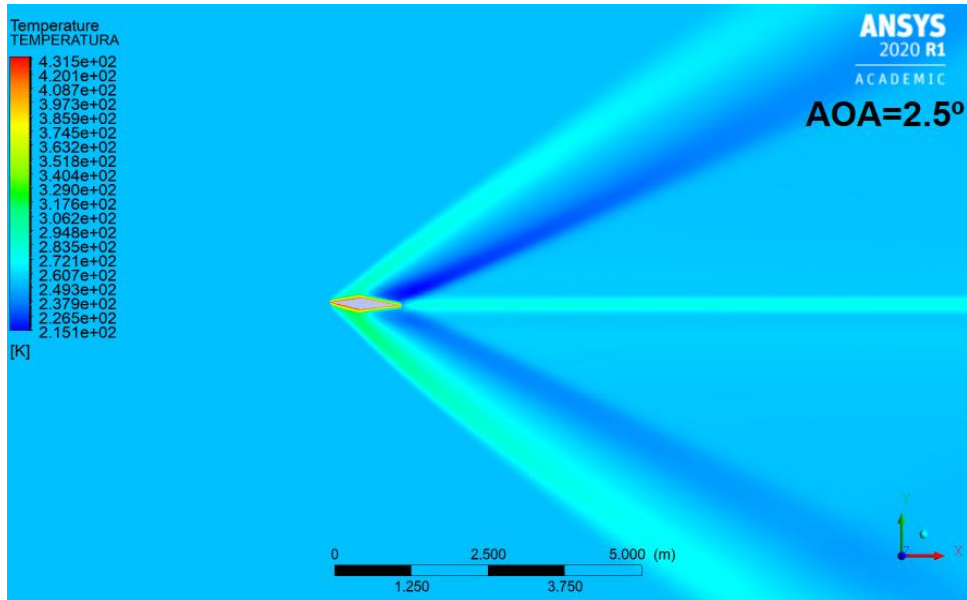
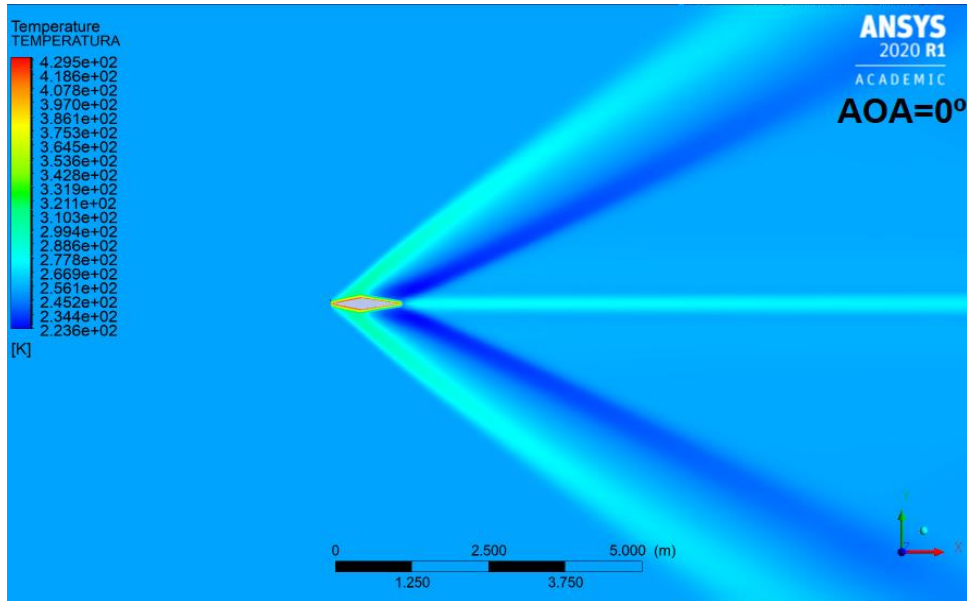


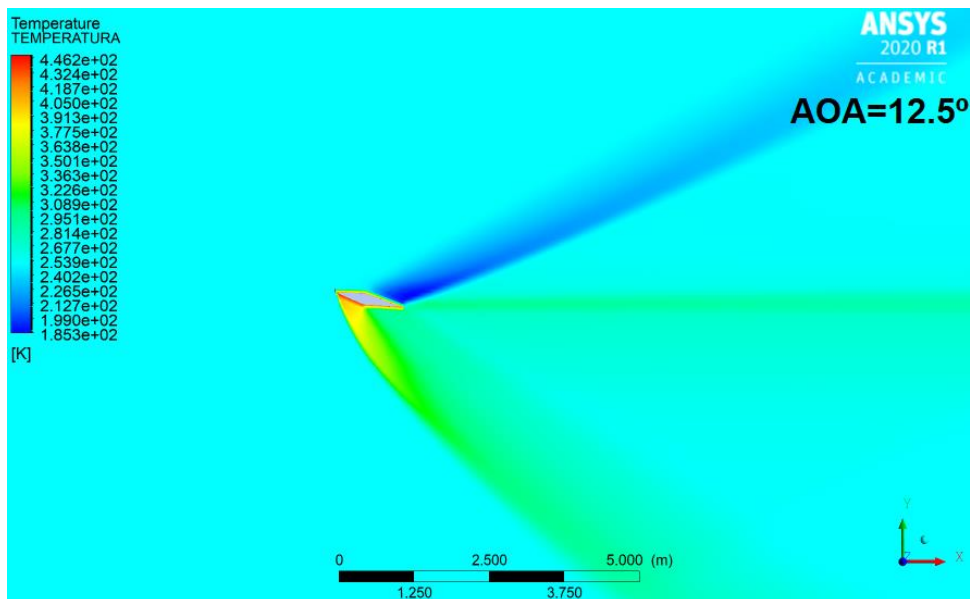
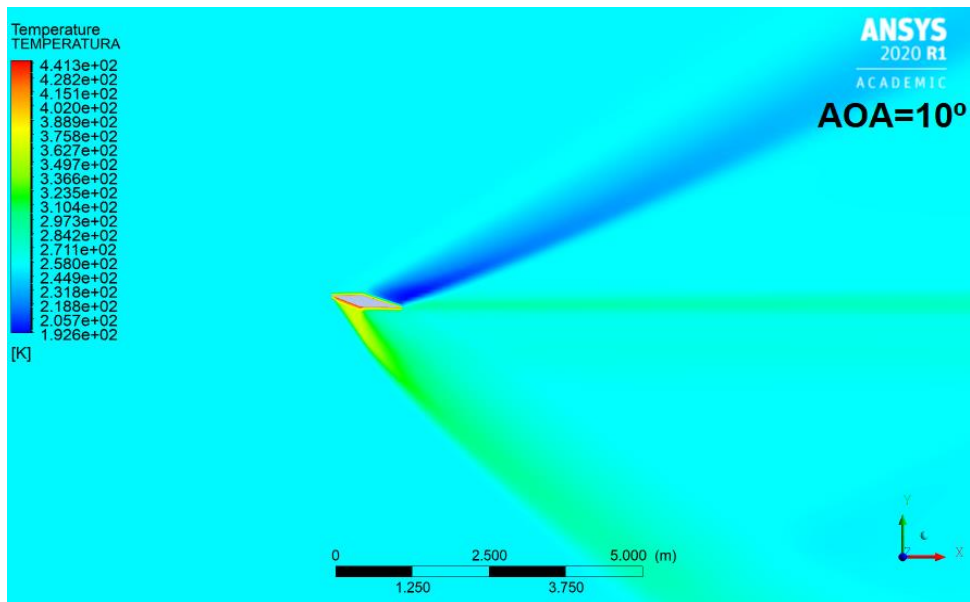
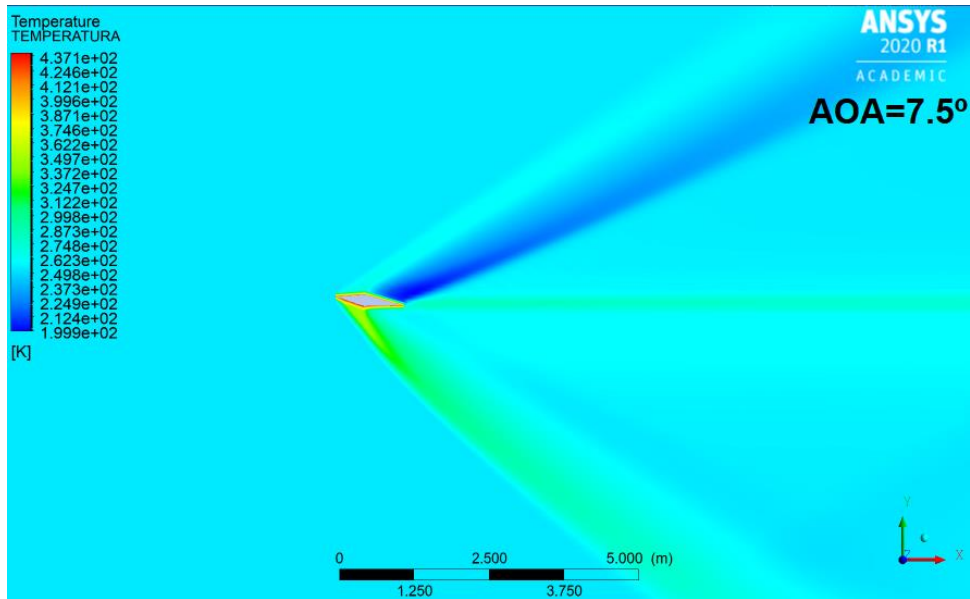




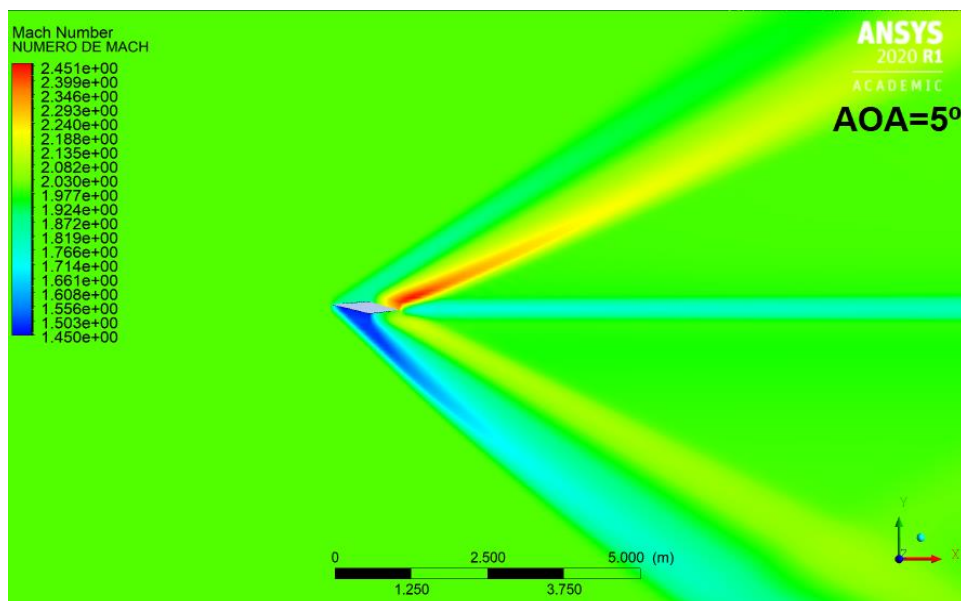
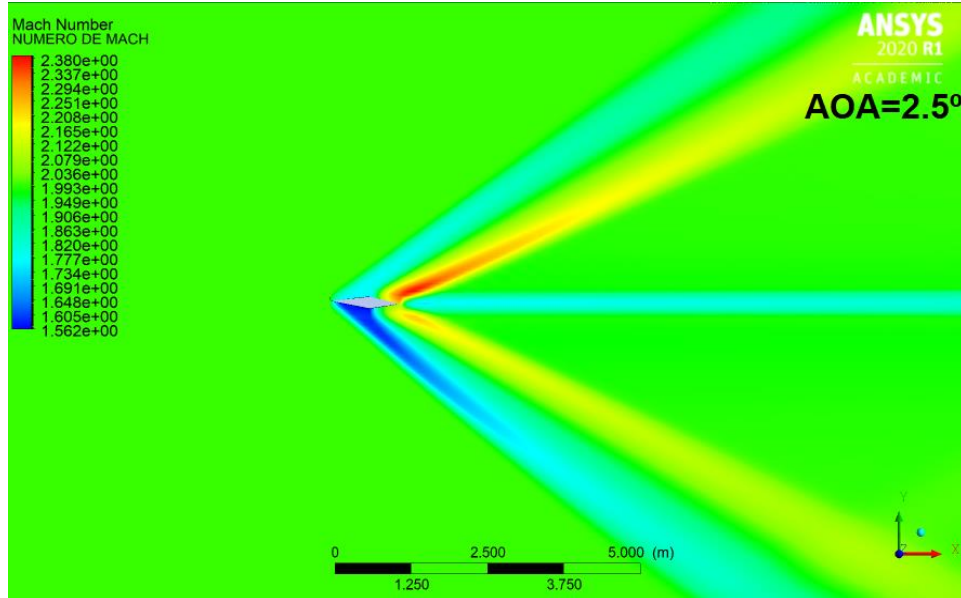
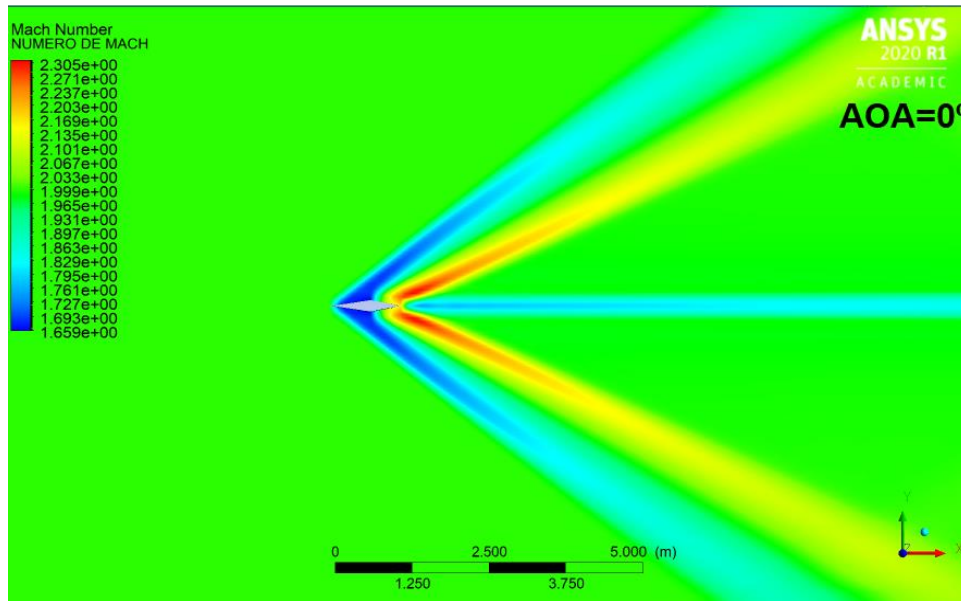




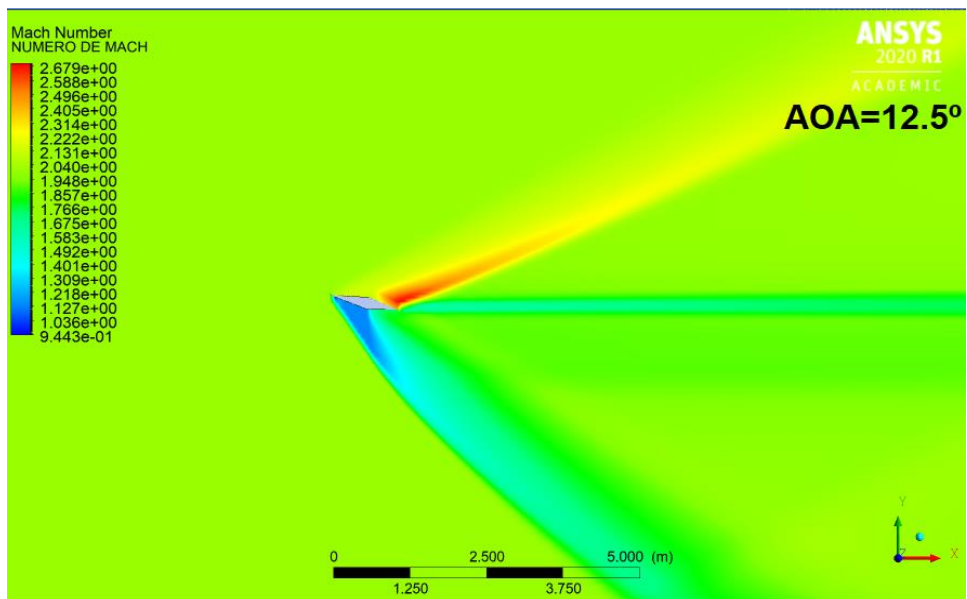
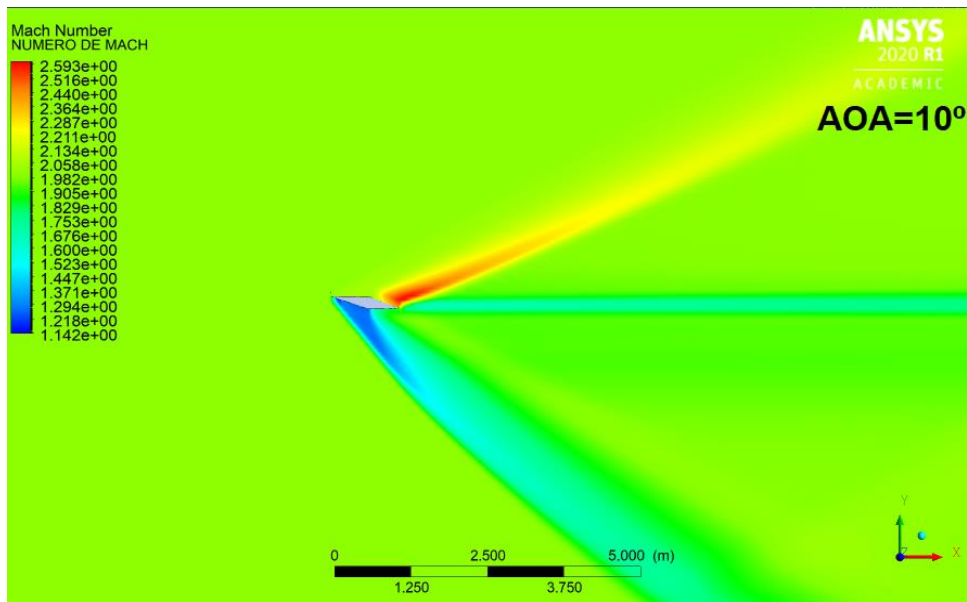
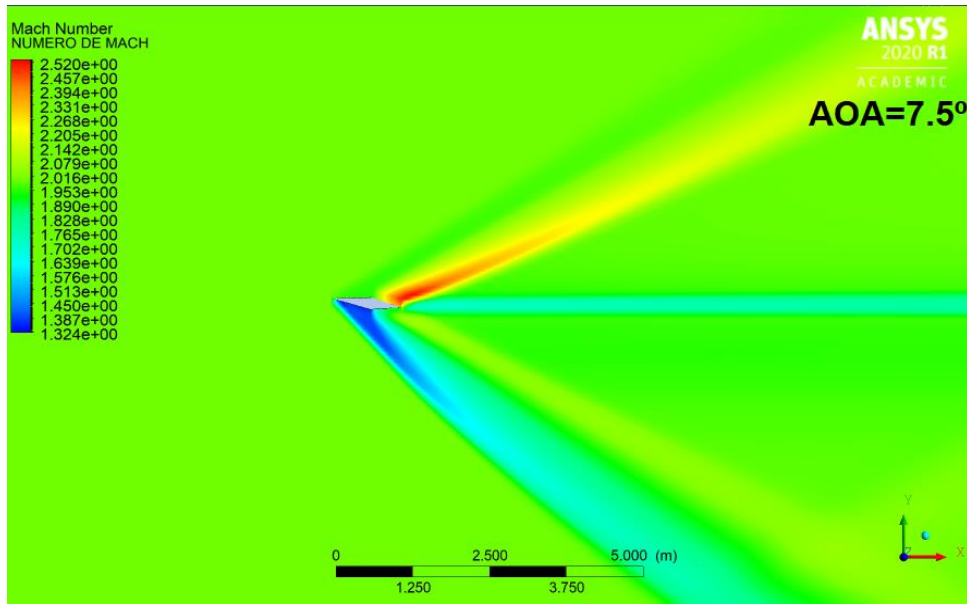


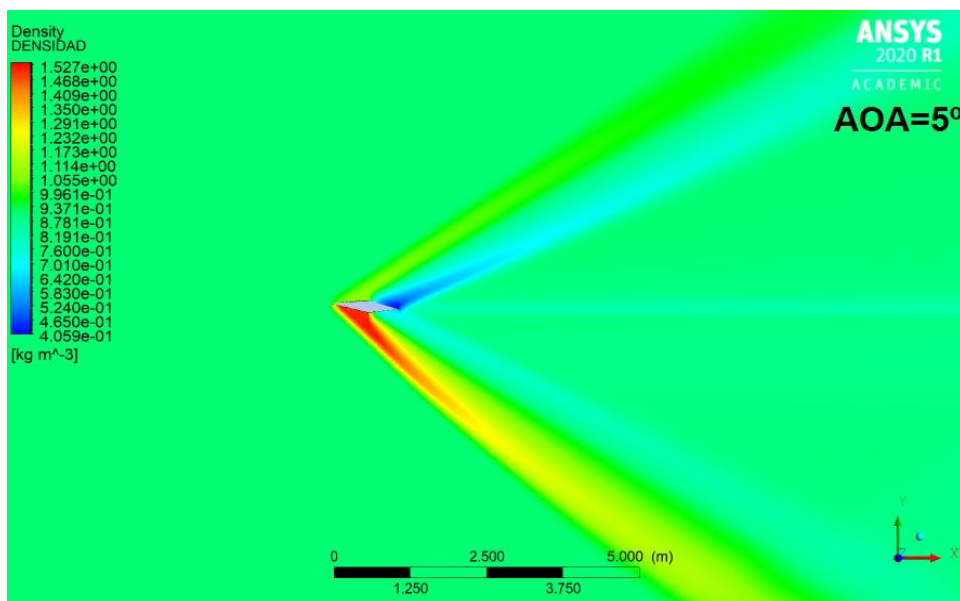
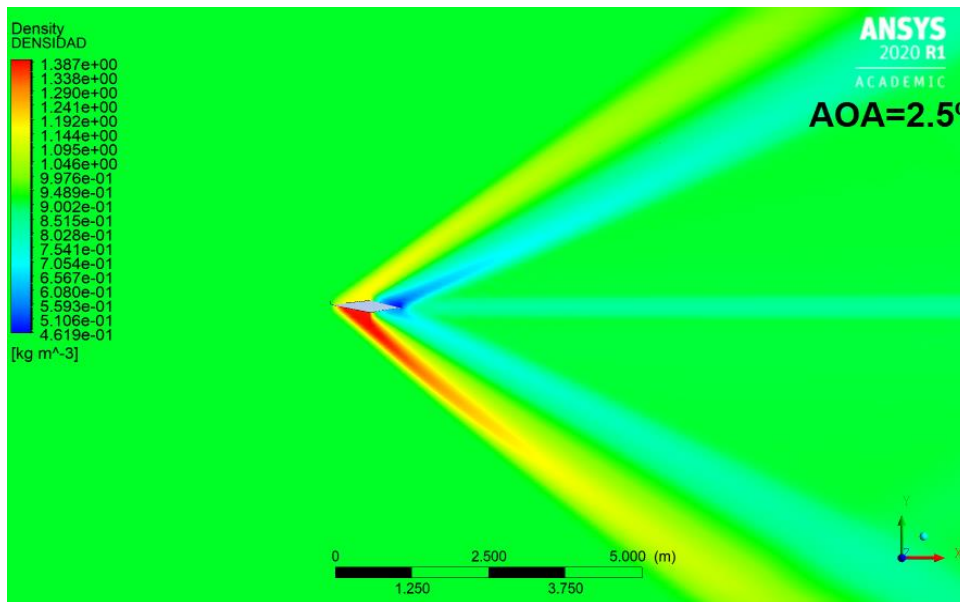
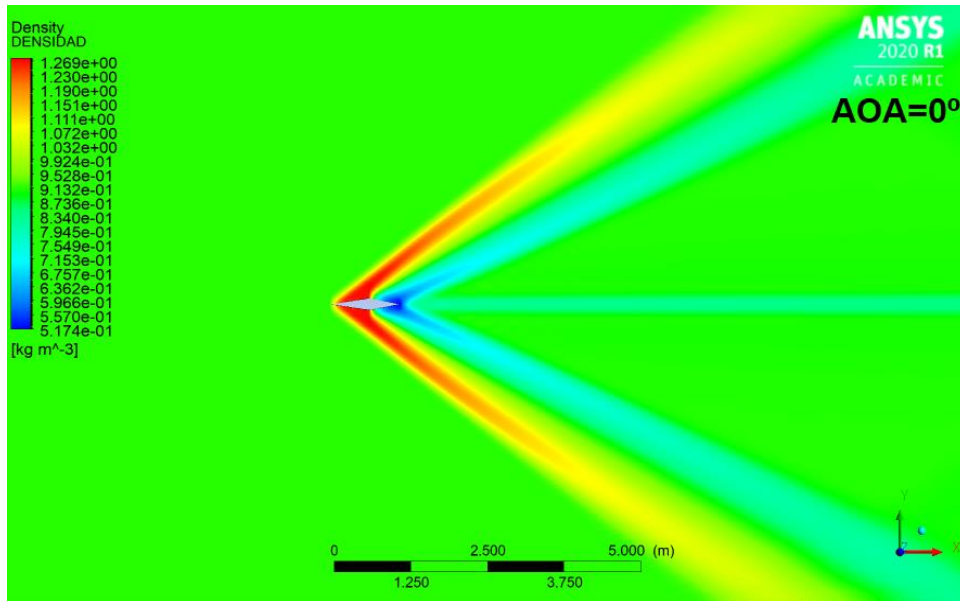


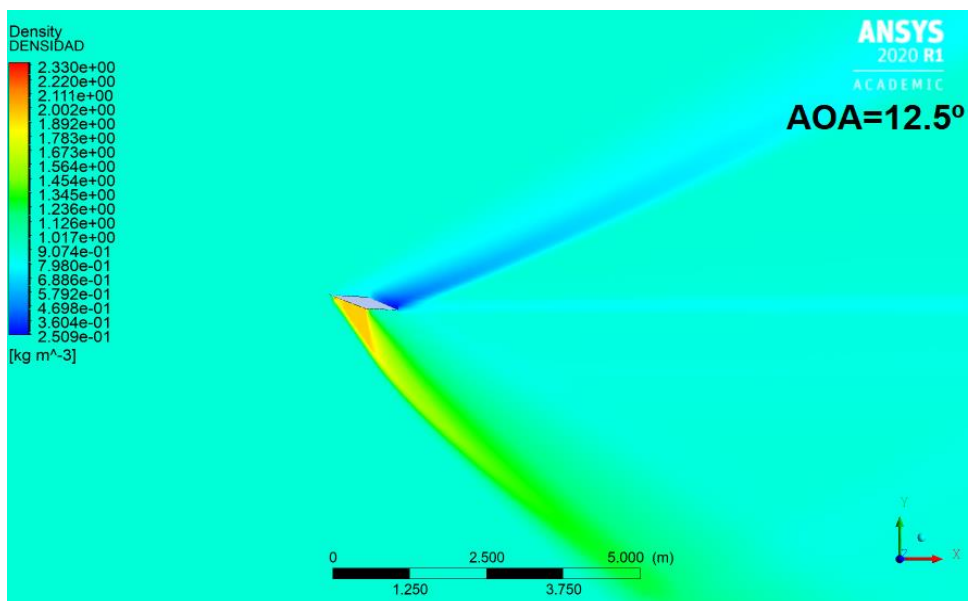
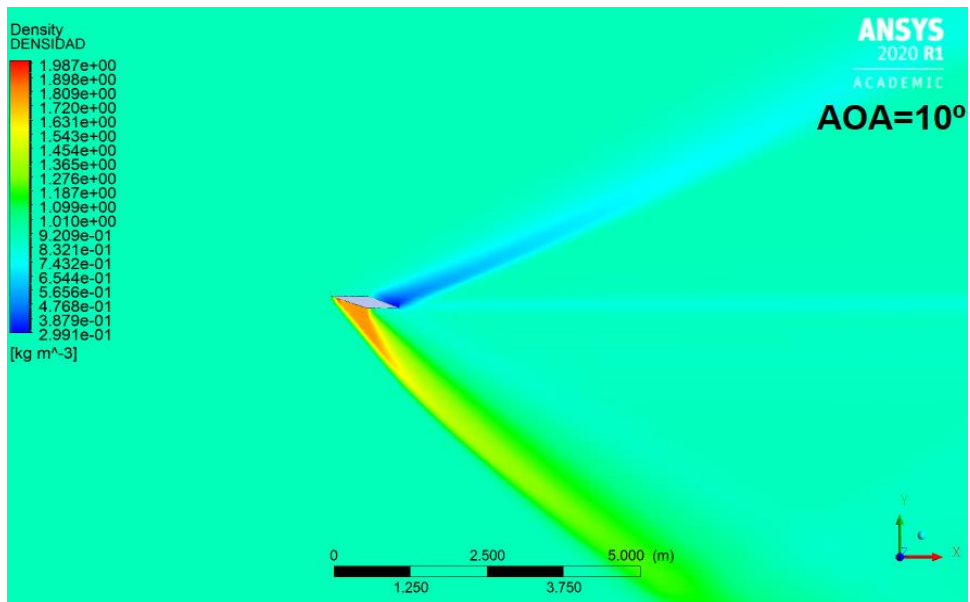
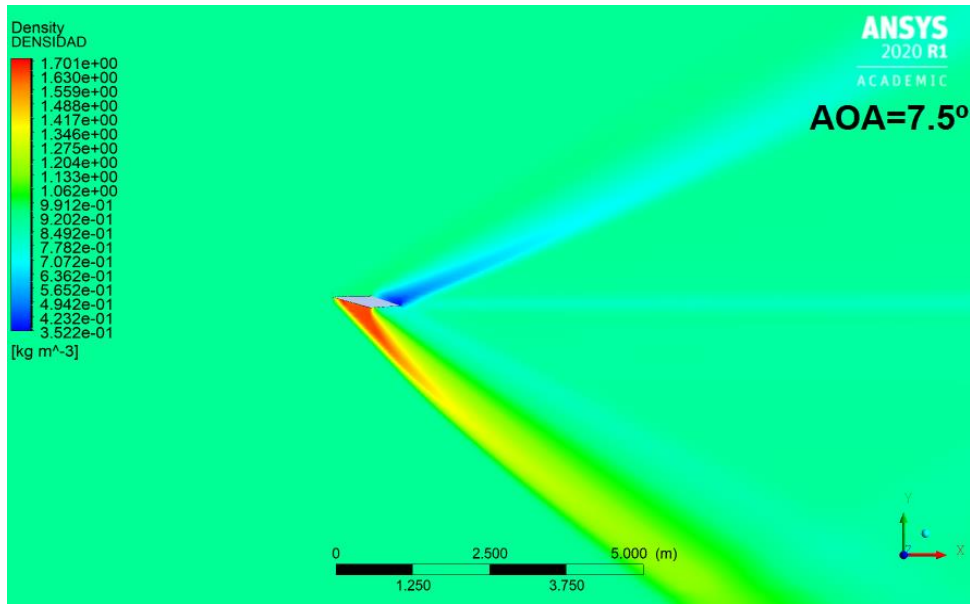
## IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR\_9



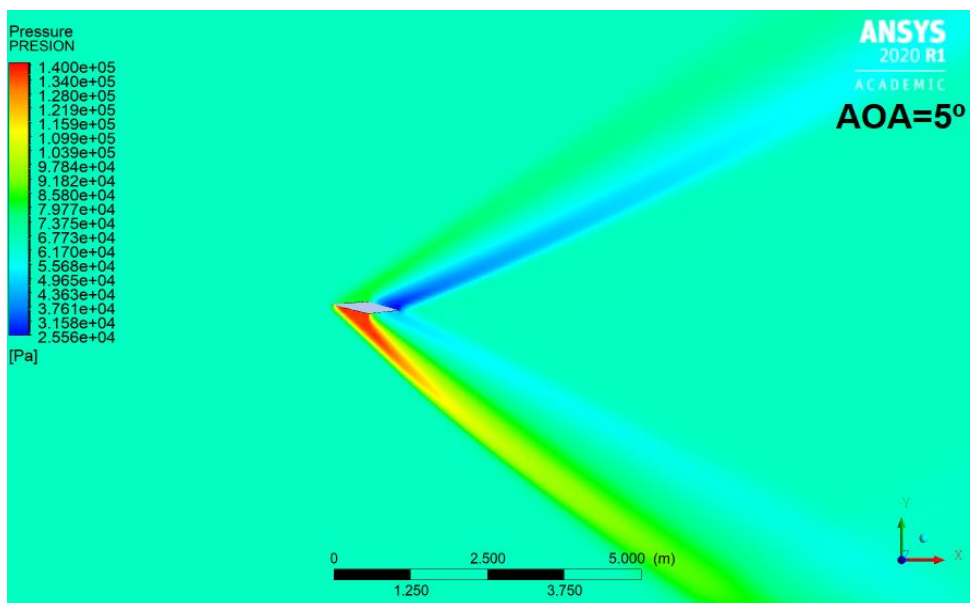
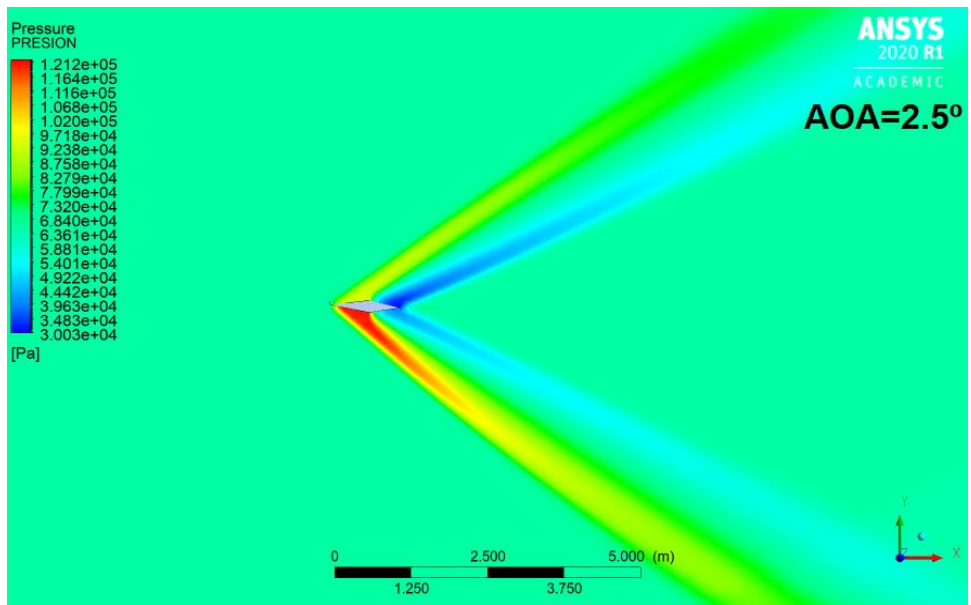
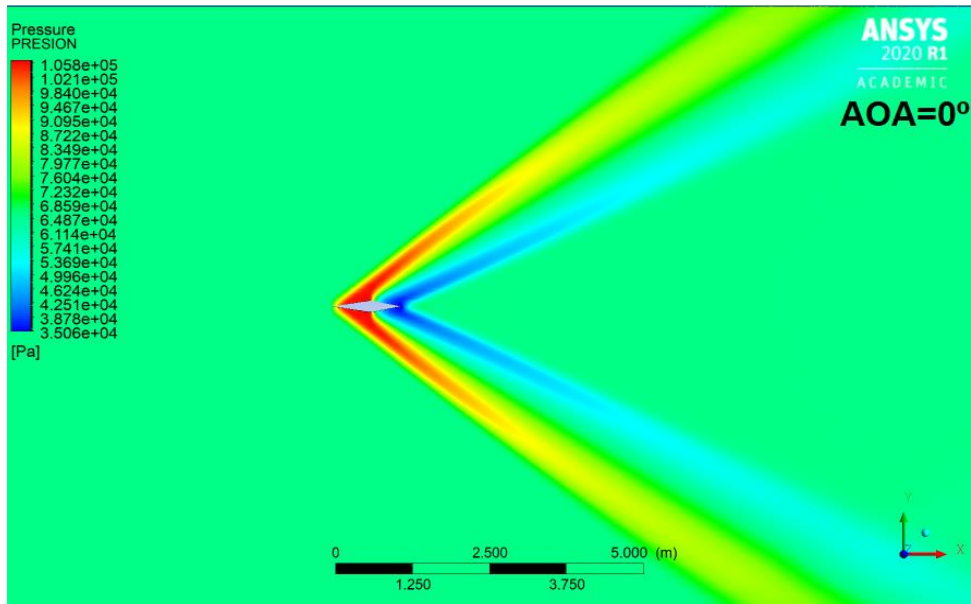


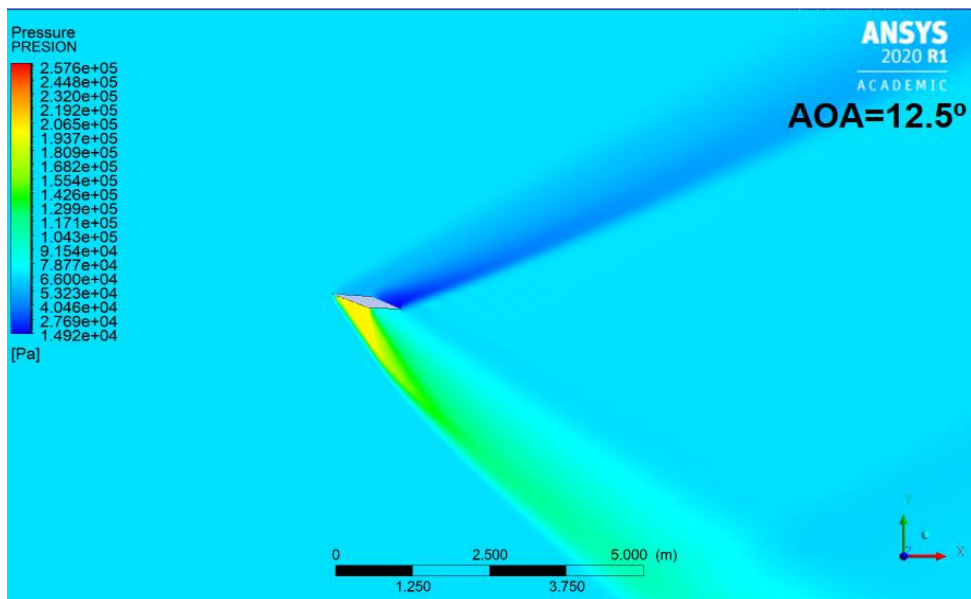
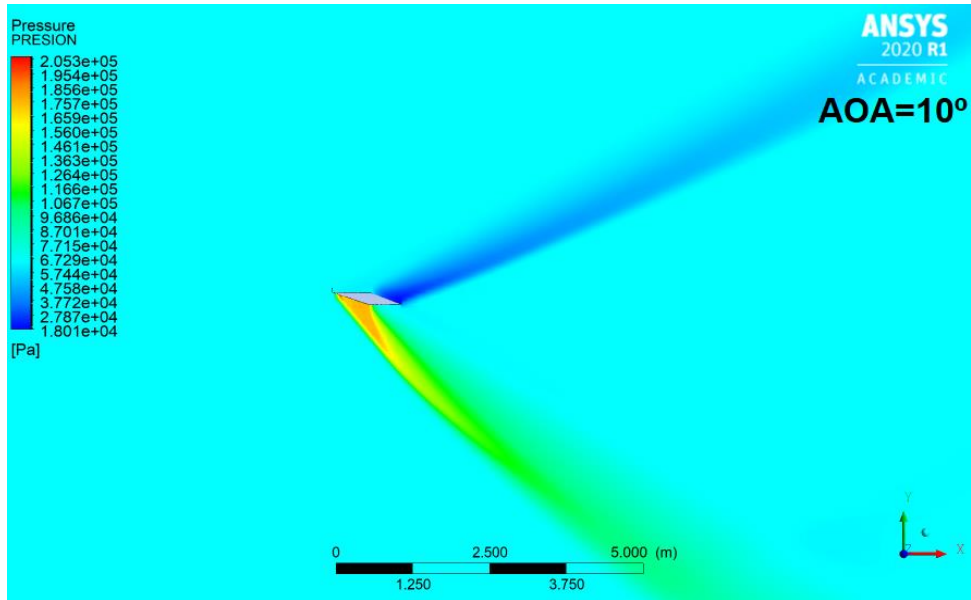
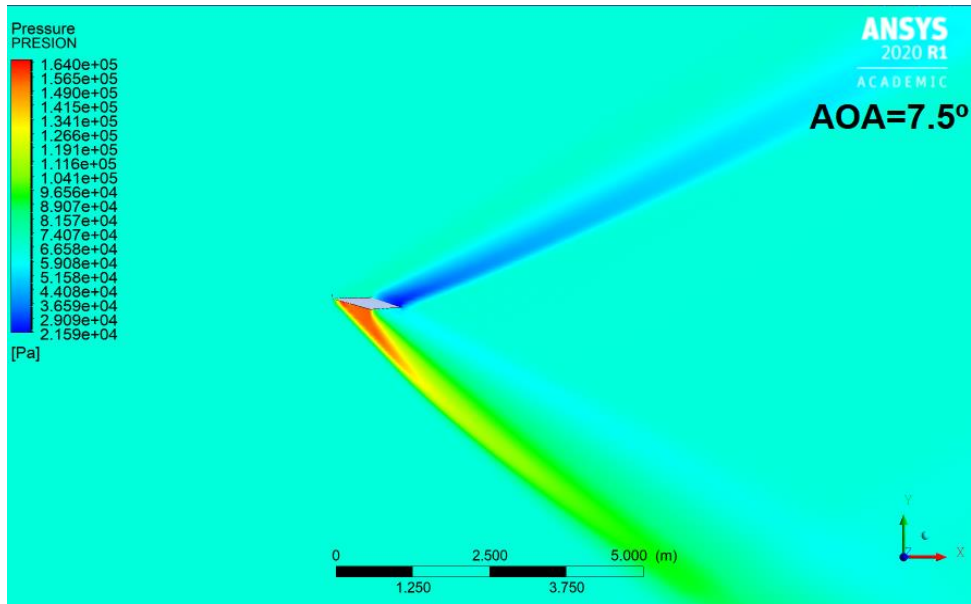


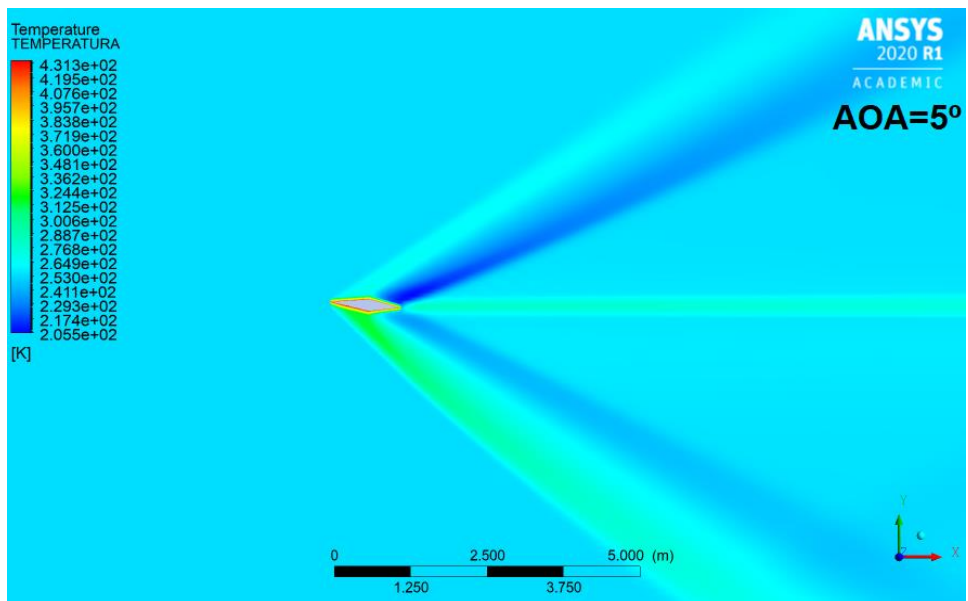
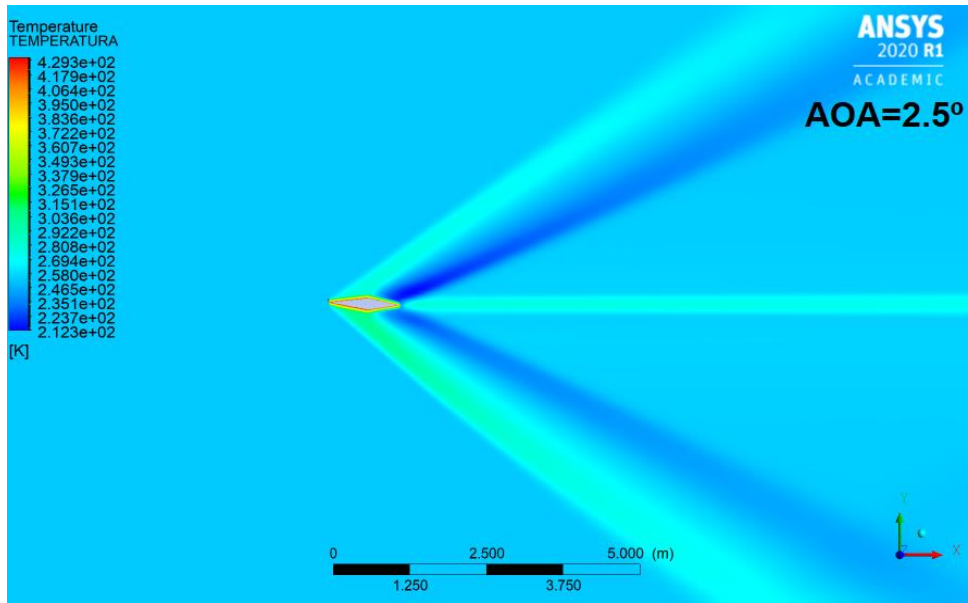
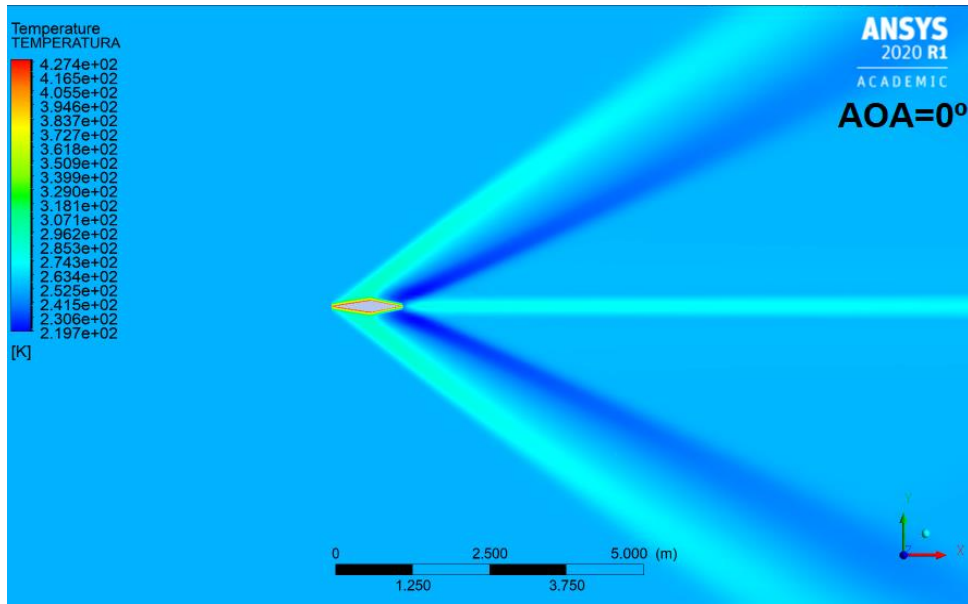


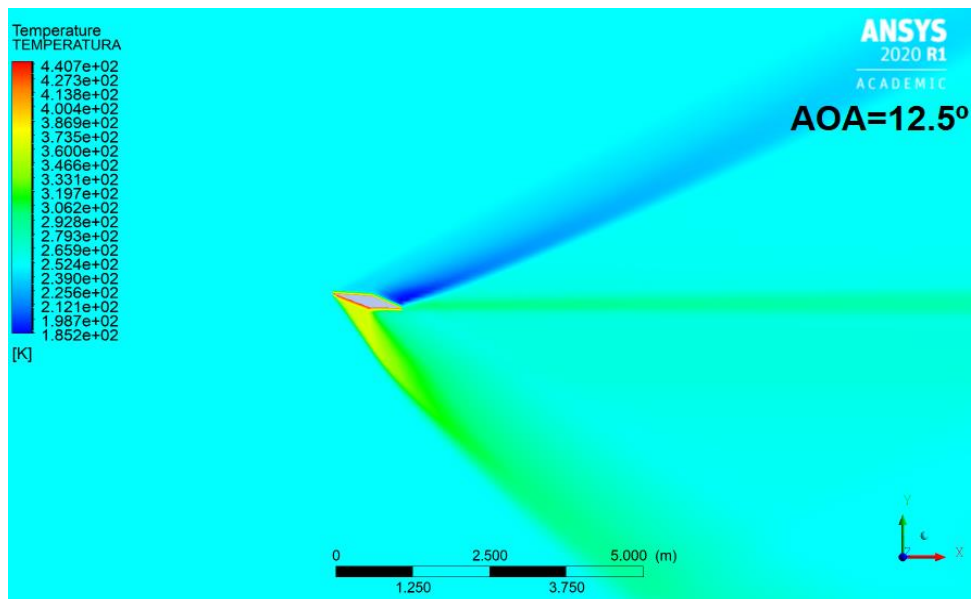
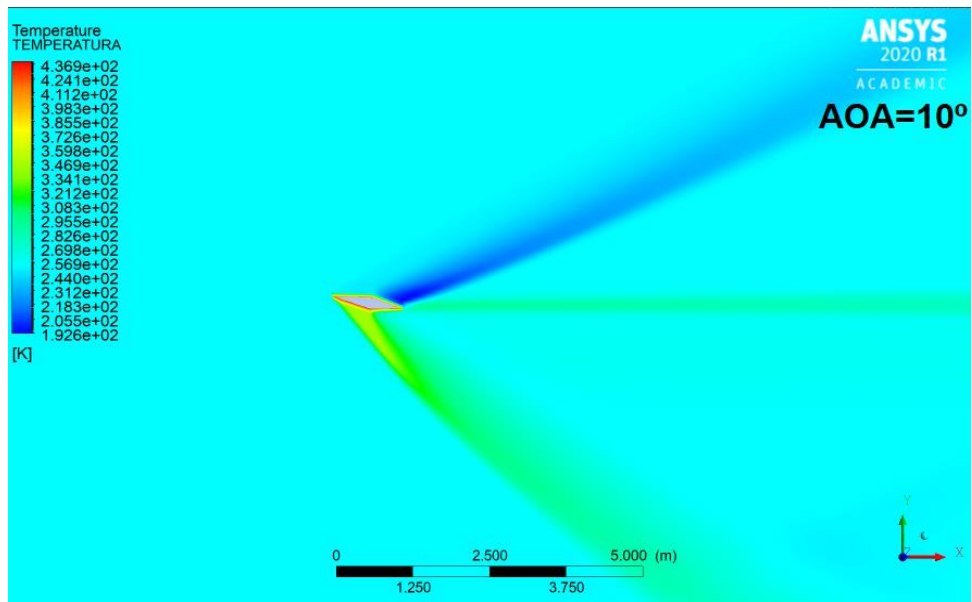
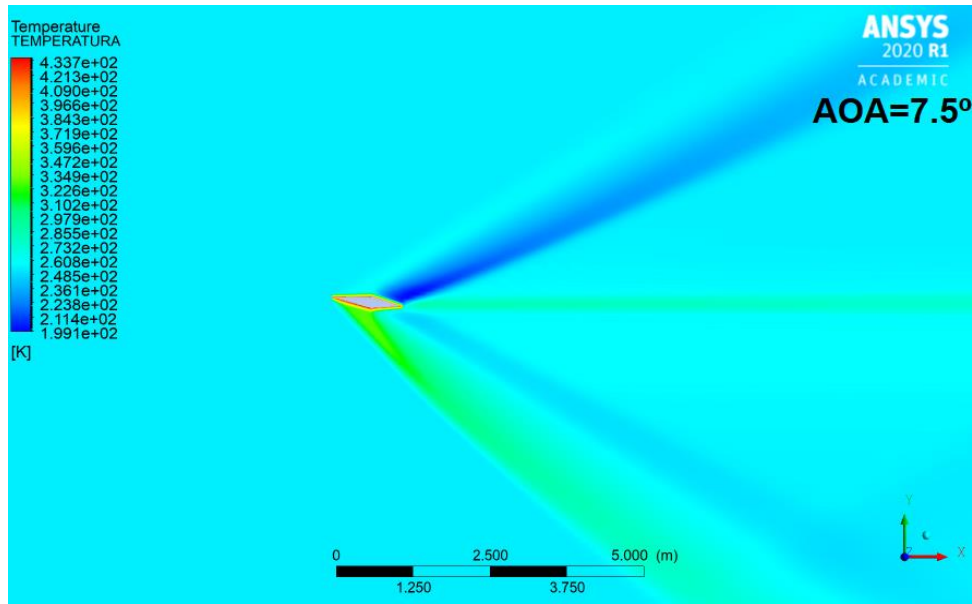




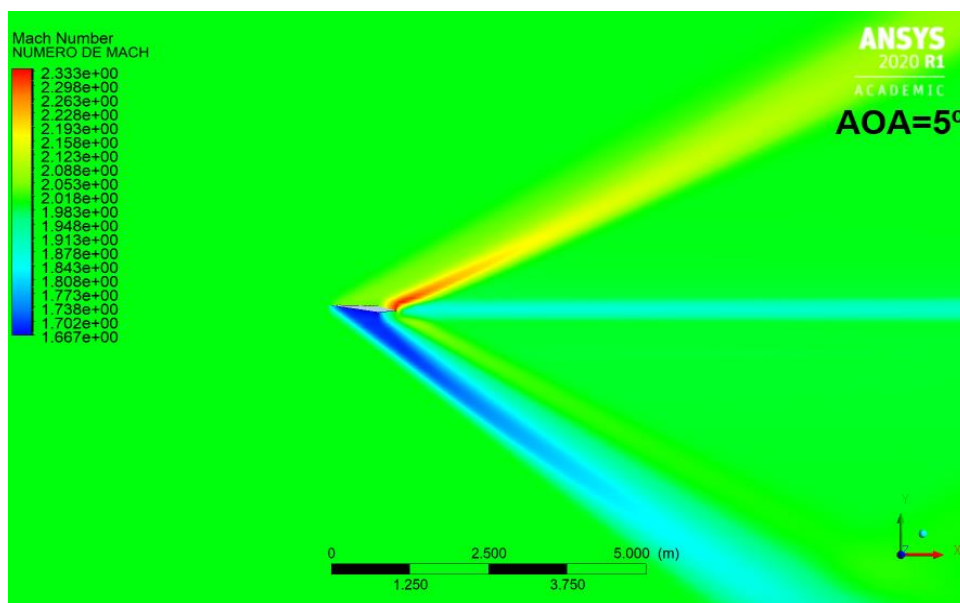
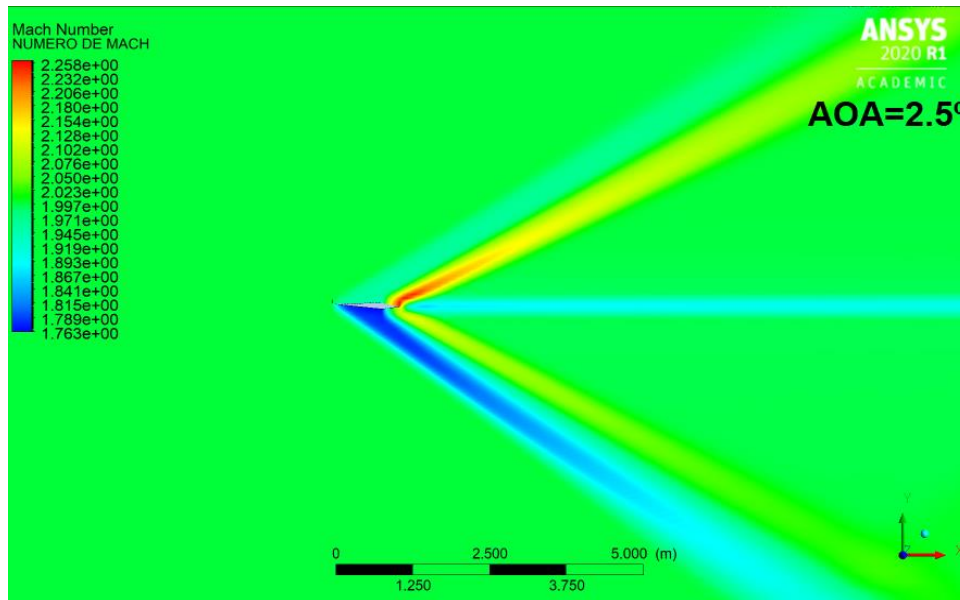
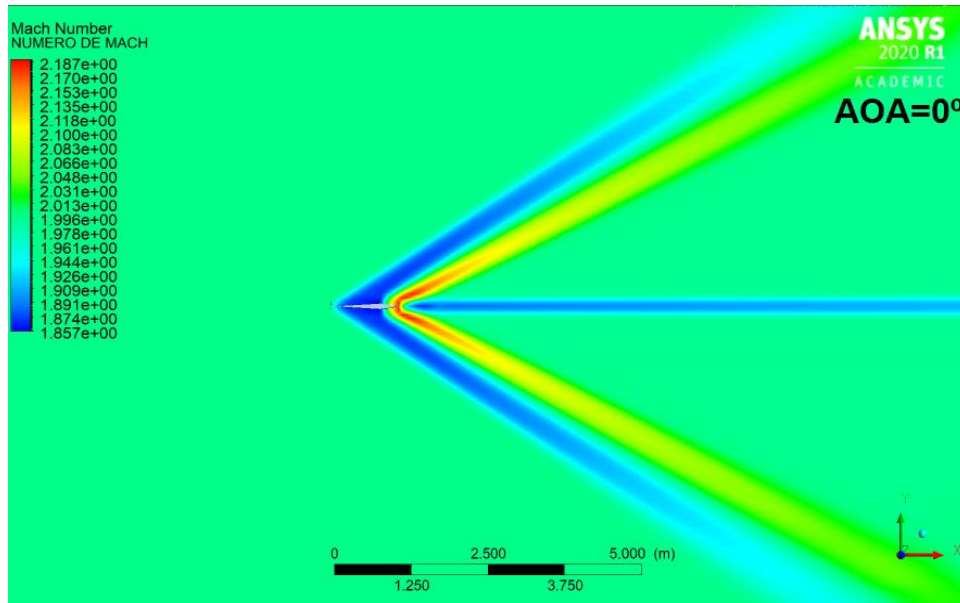




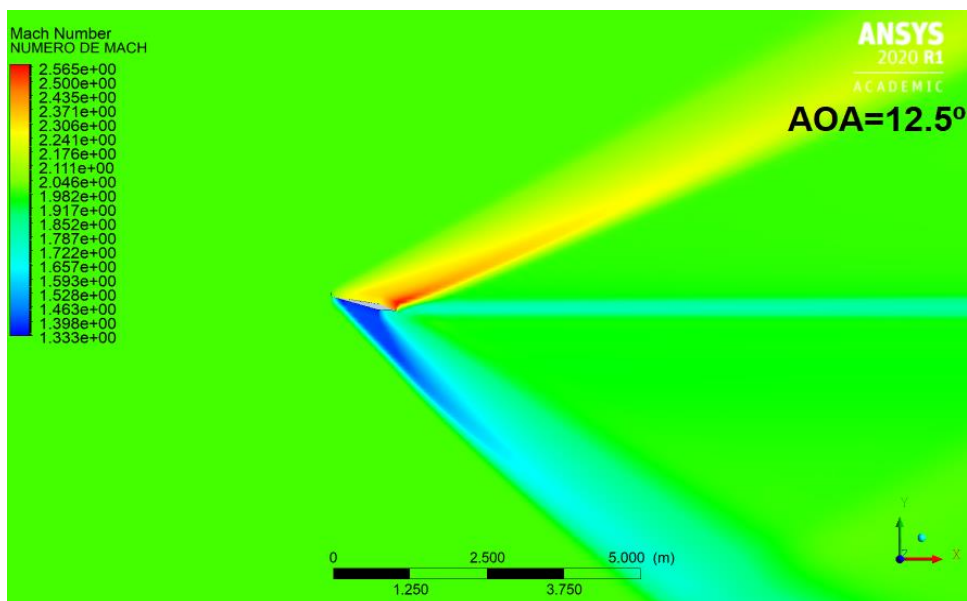
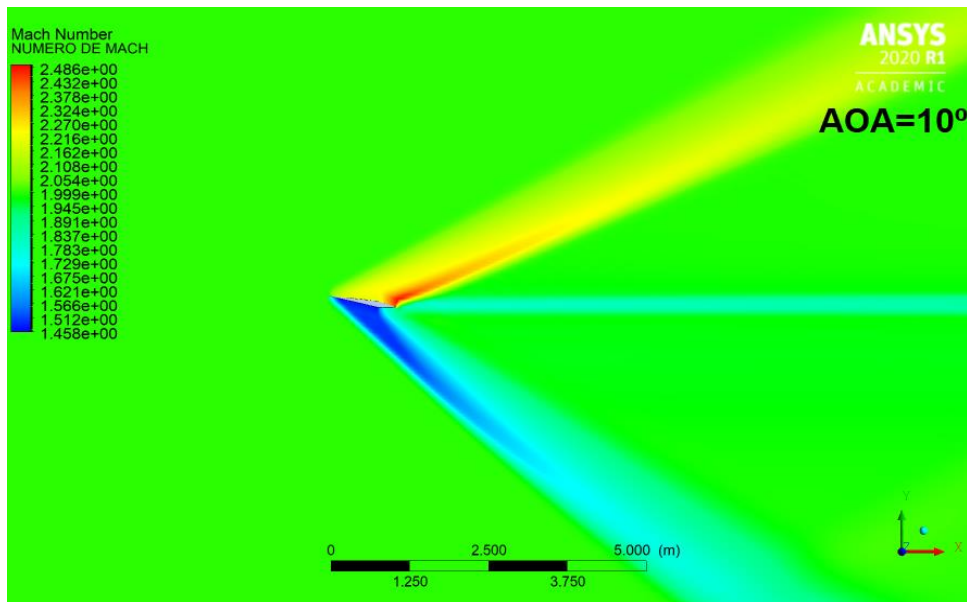
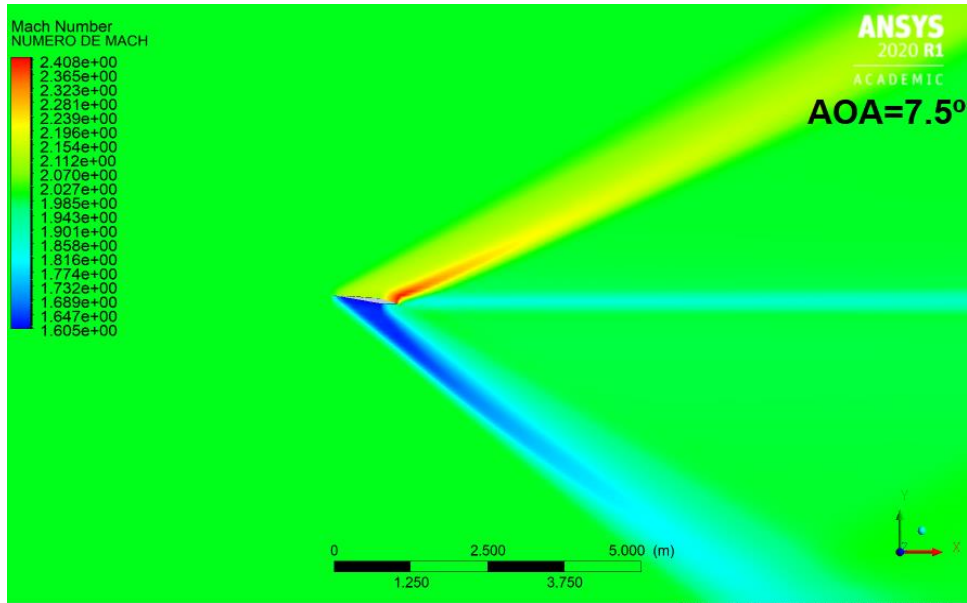


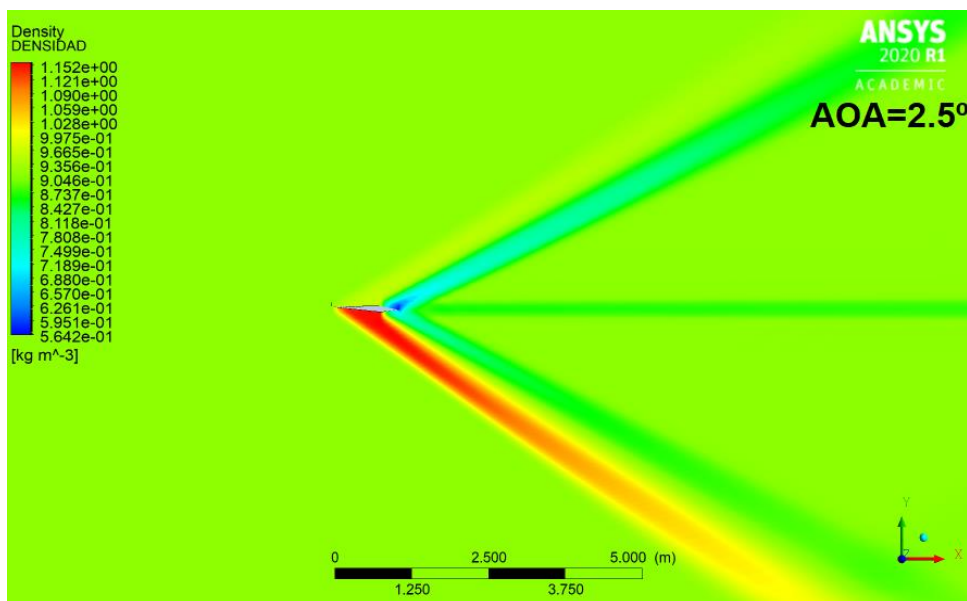
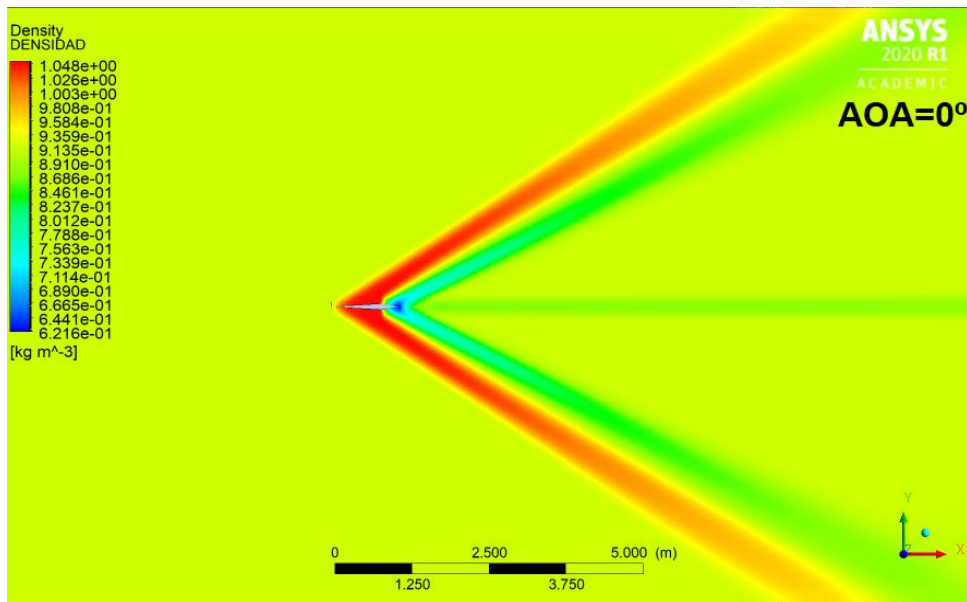
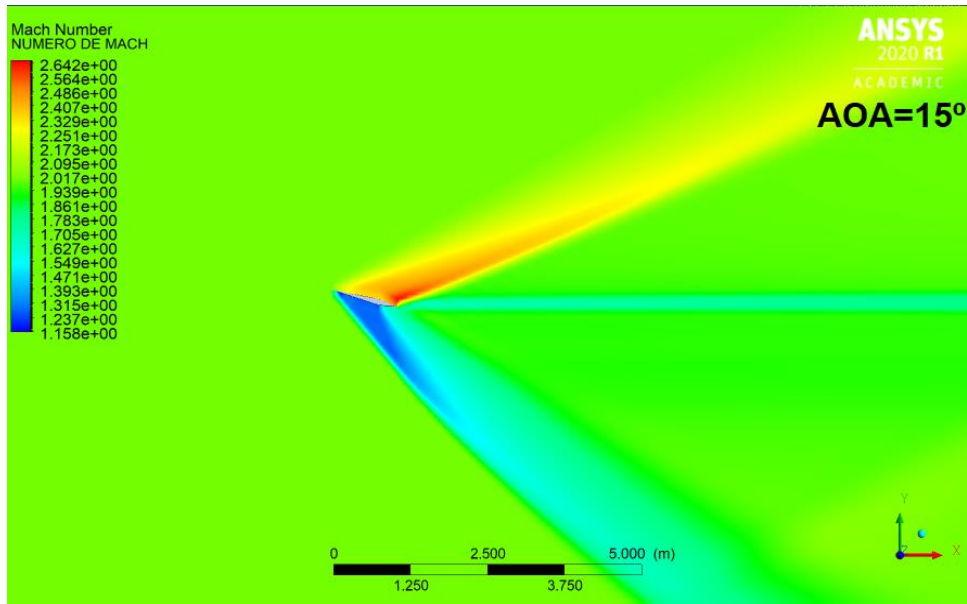


## IMÁGENES DE CONTORNO PERFIL ALAR JDR\_II

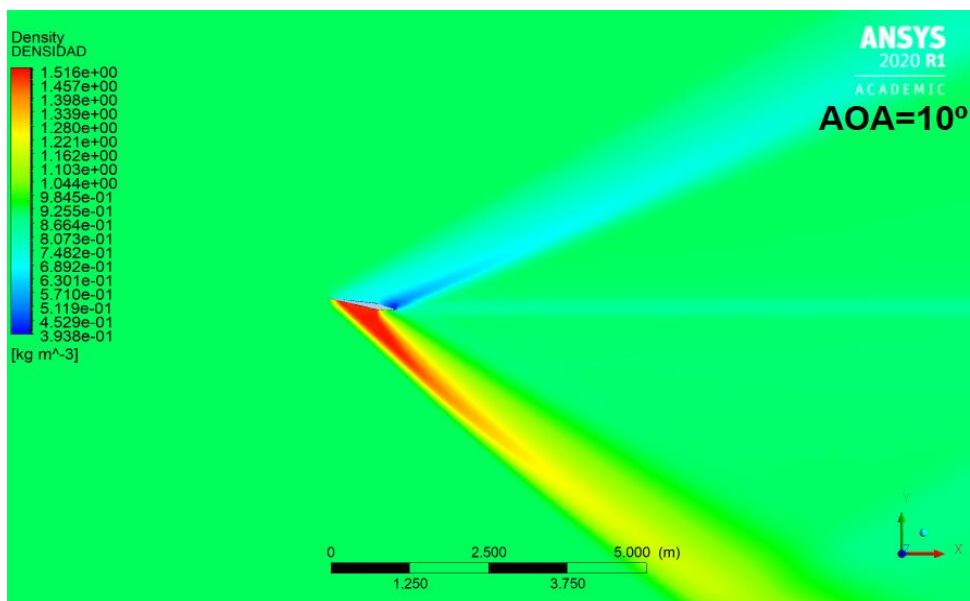
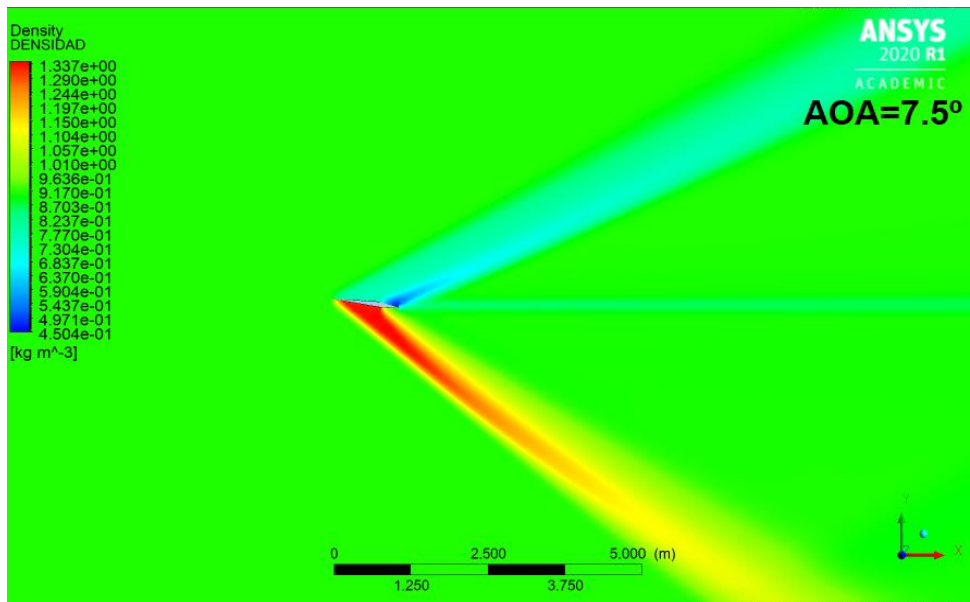
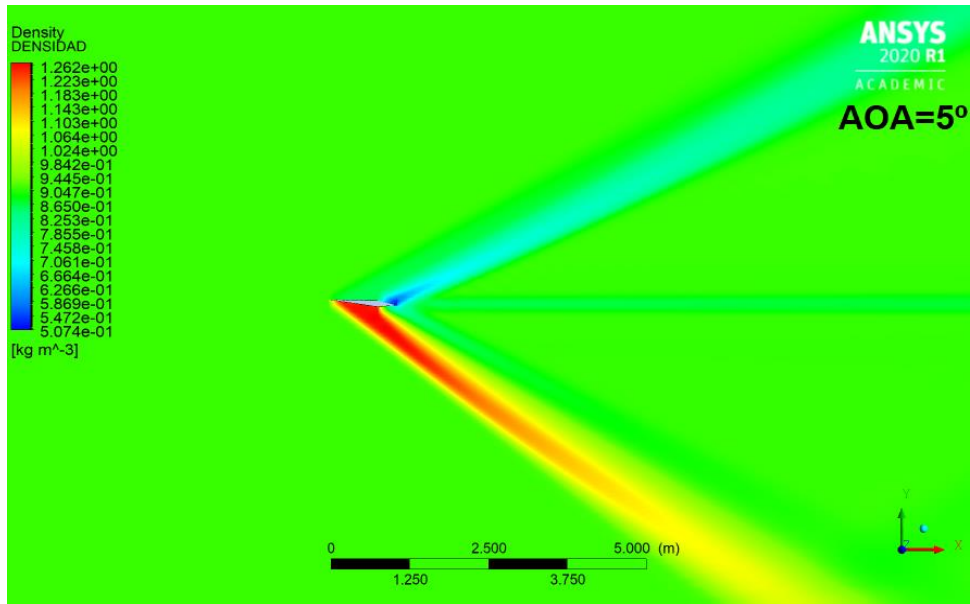


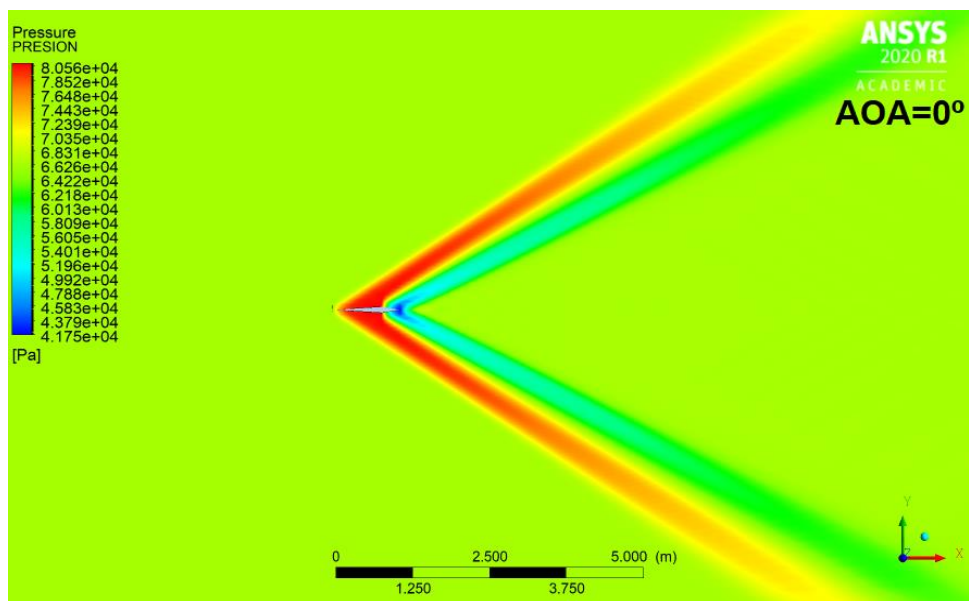
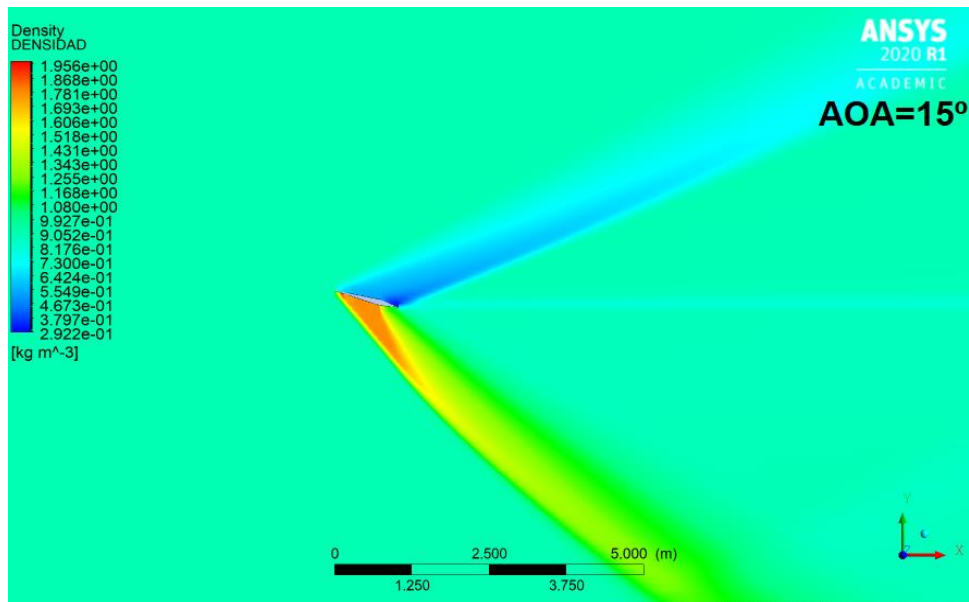
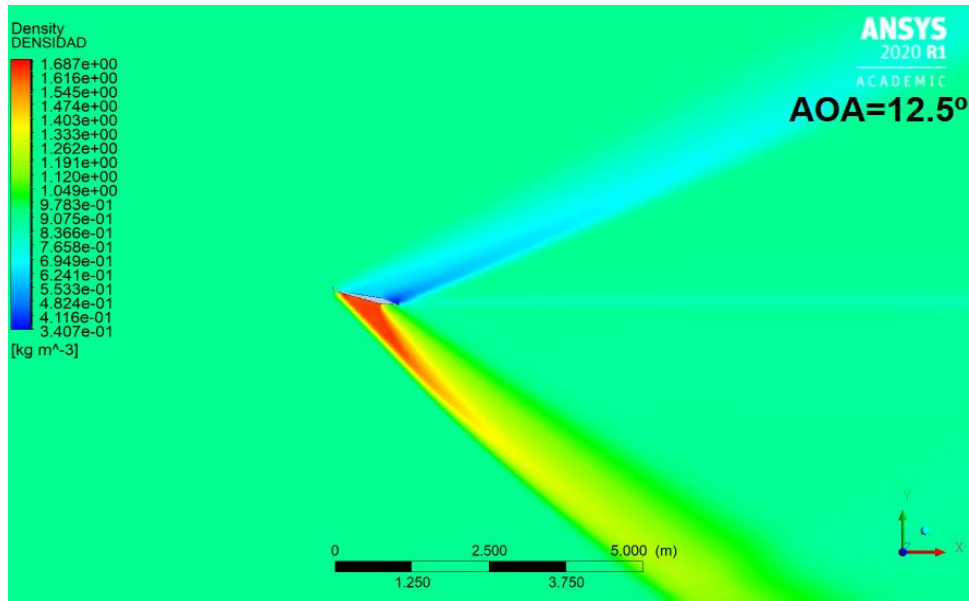


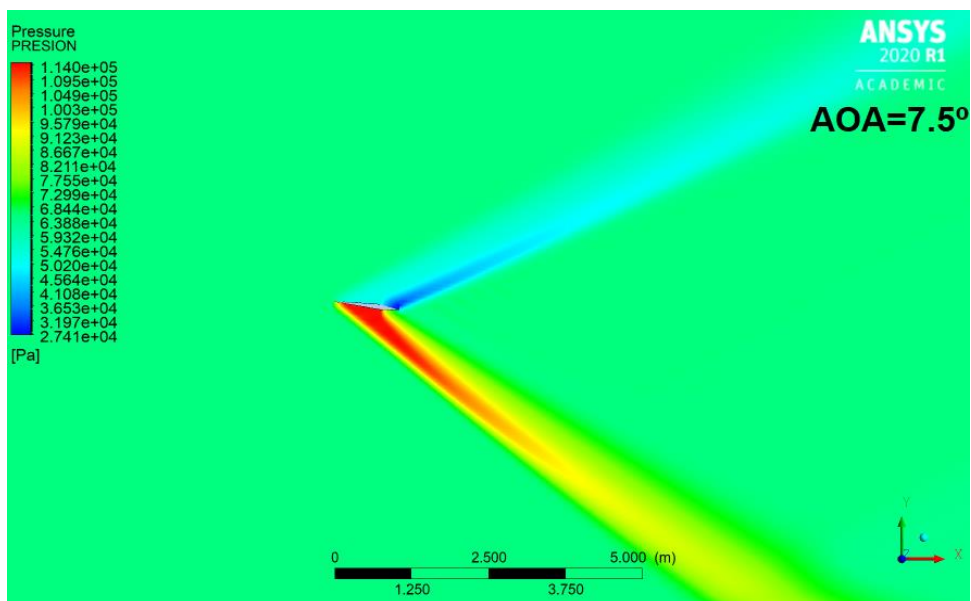
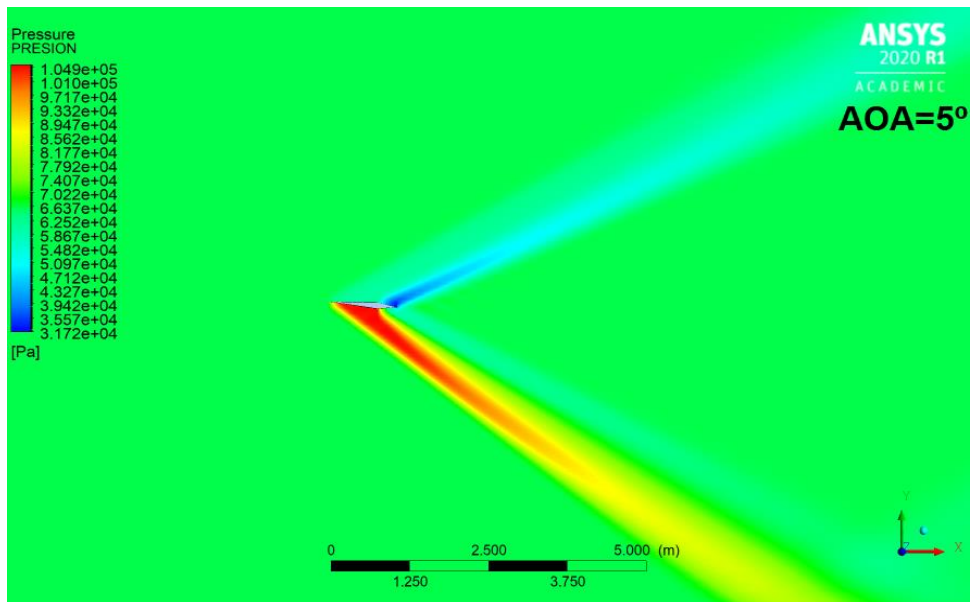
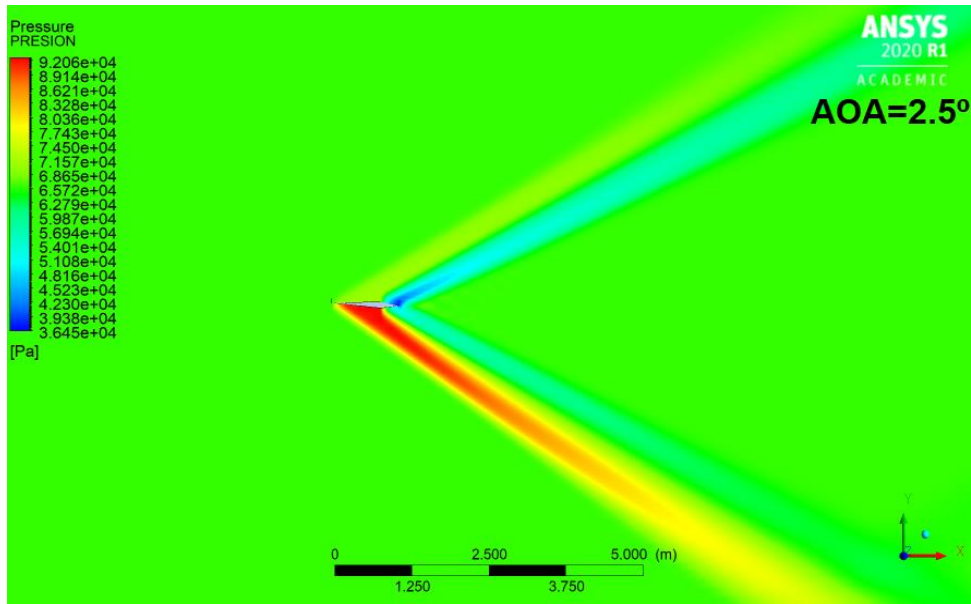


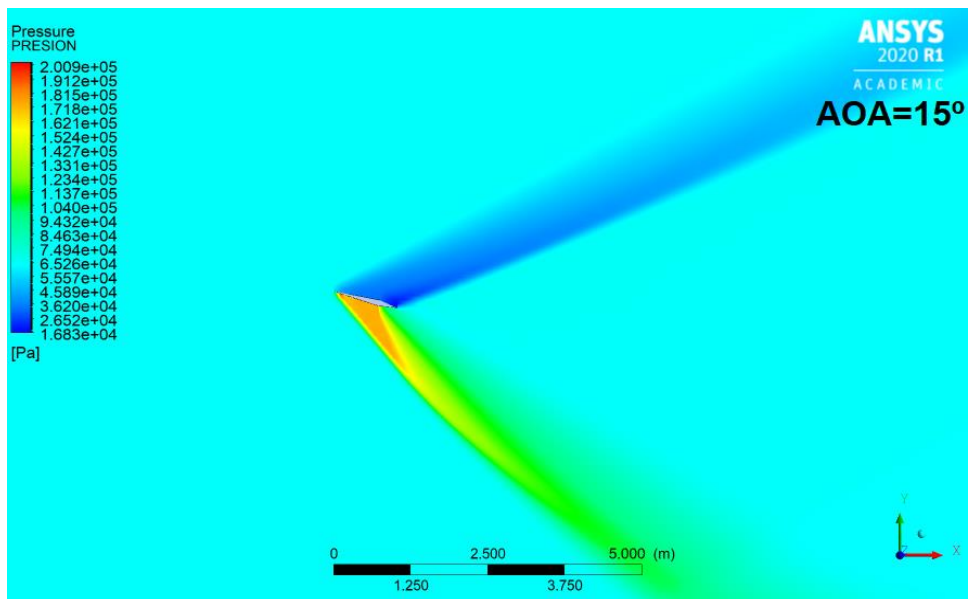
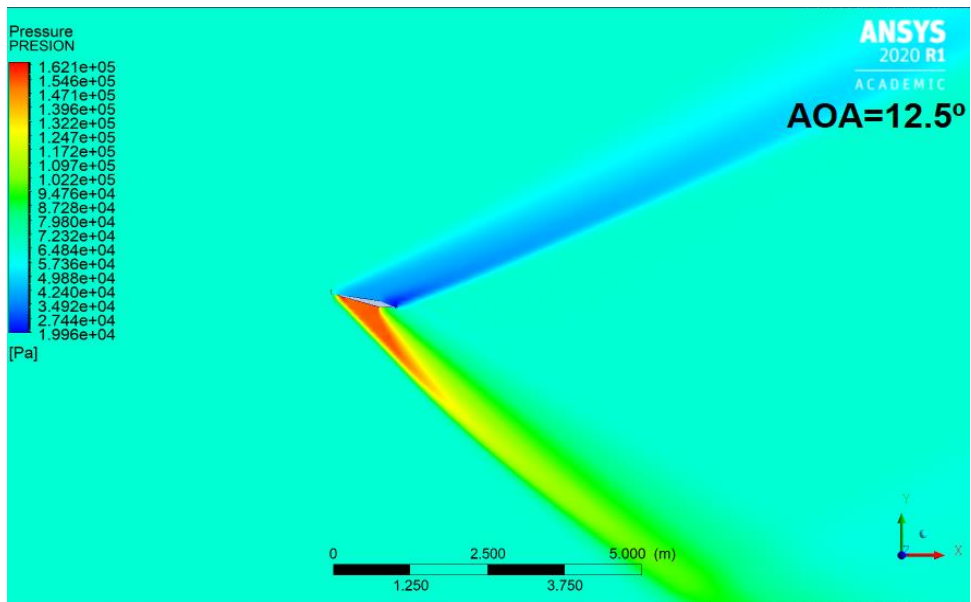
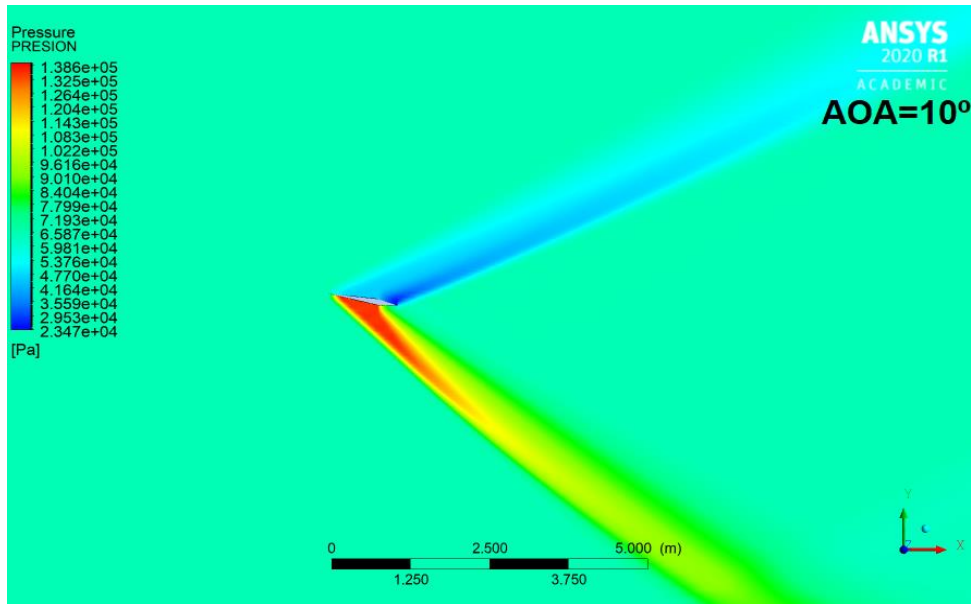


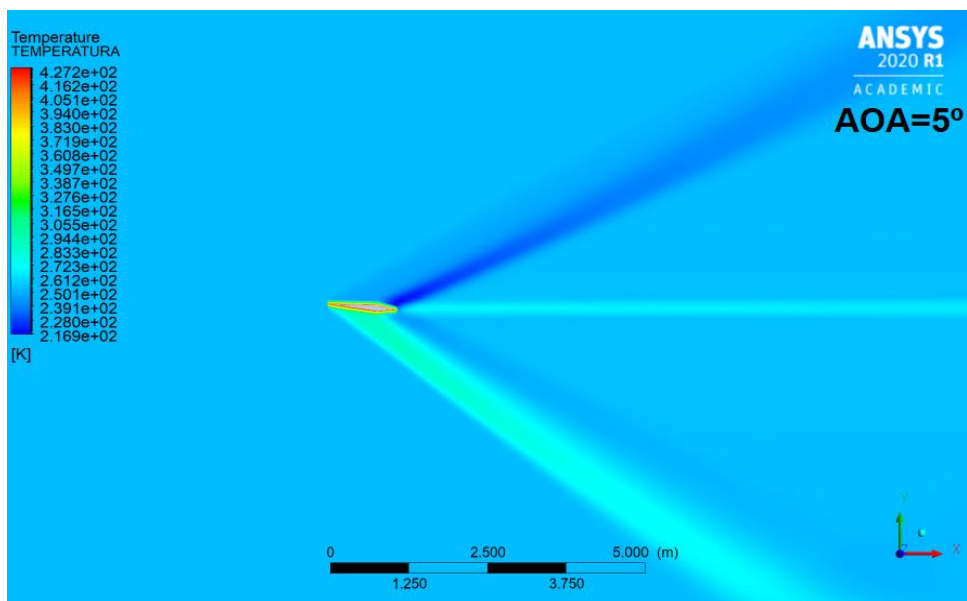
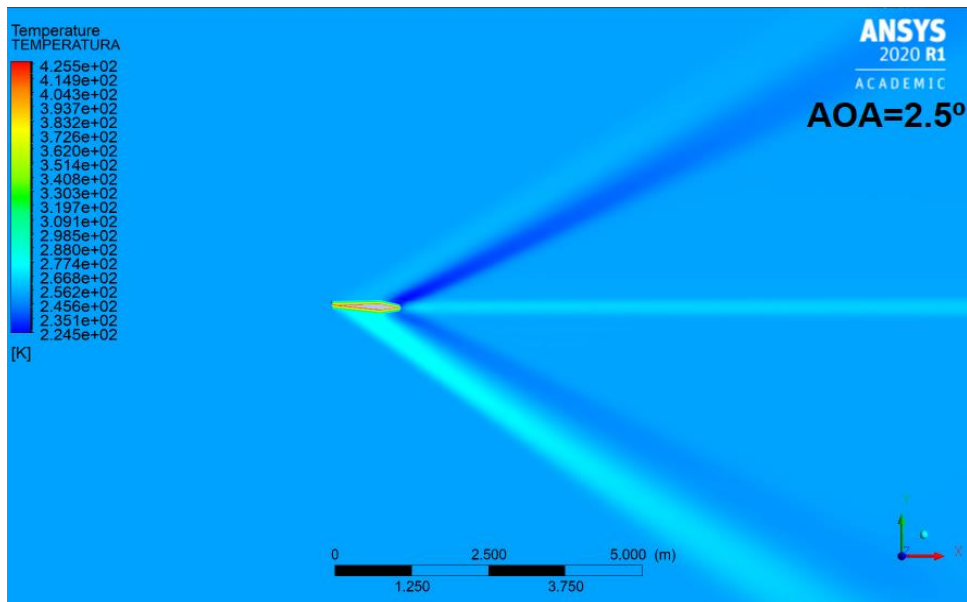
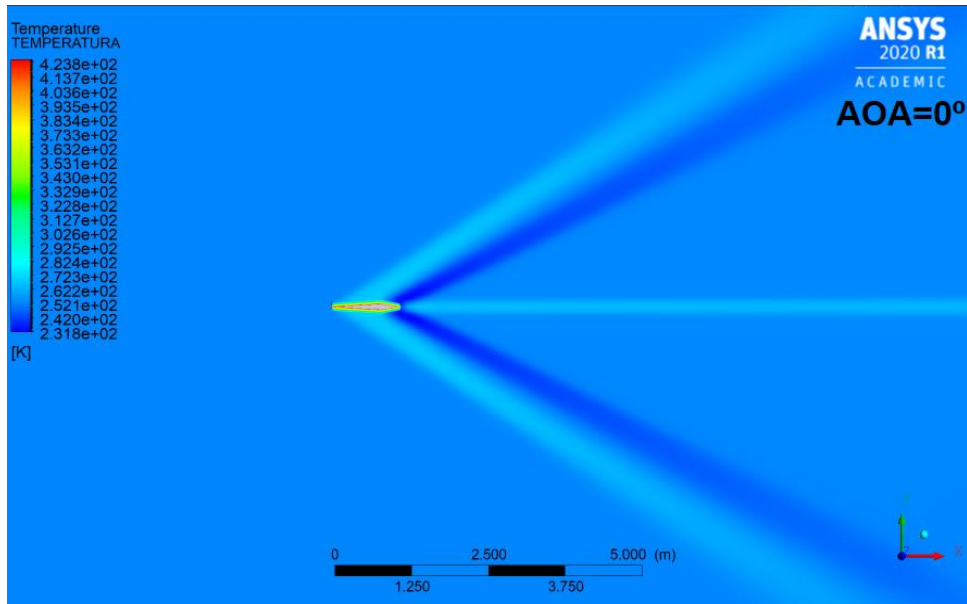




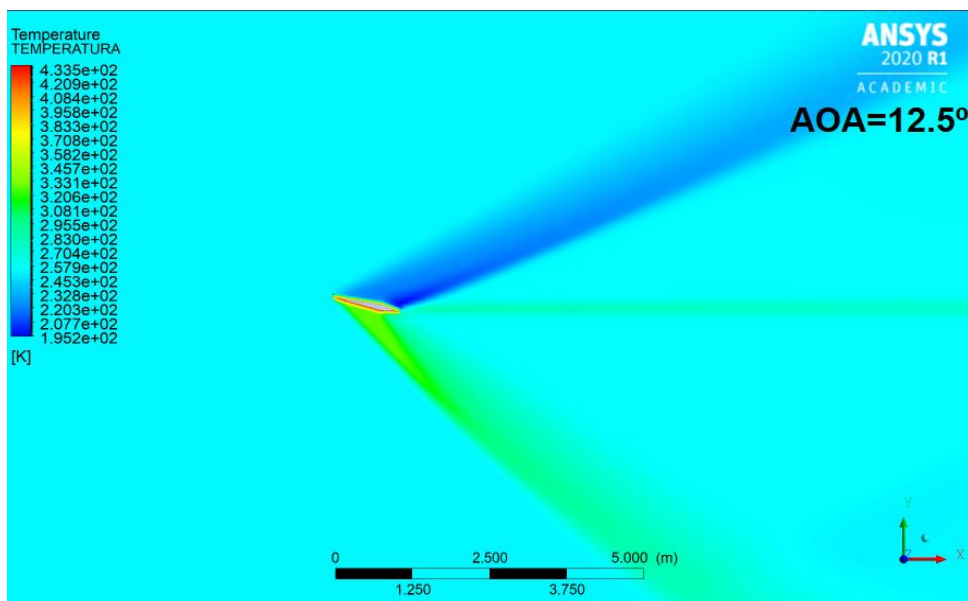
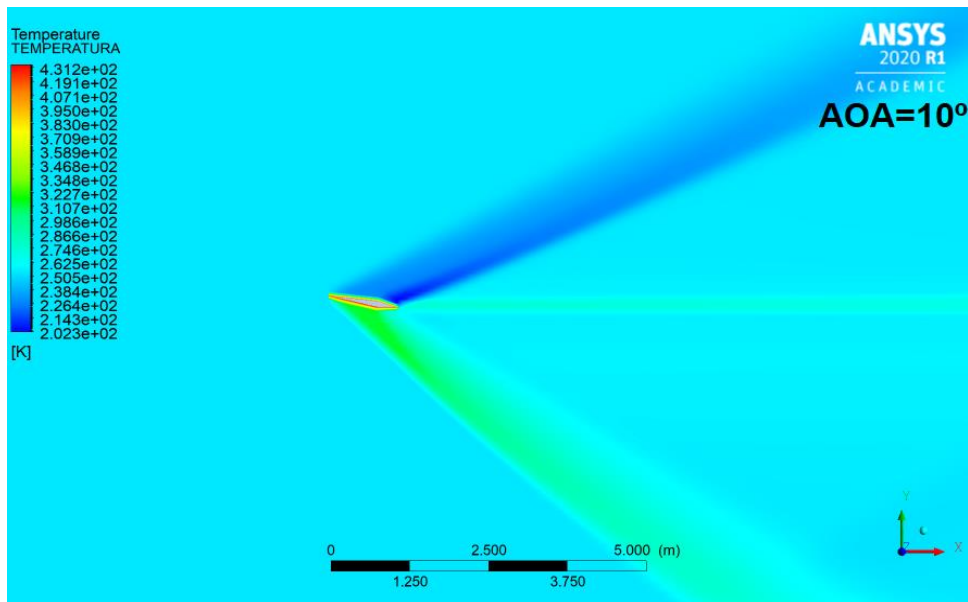
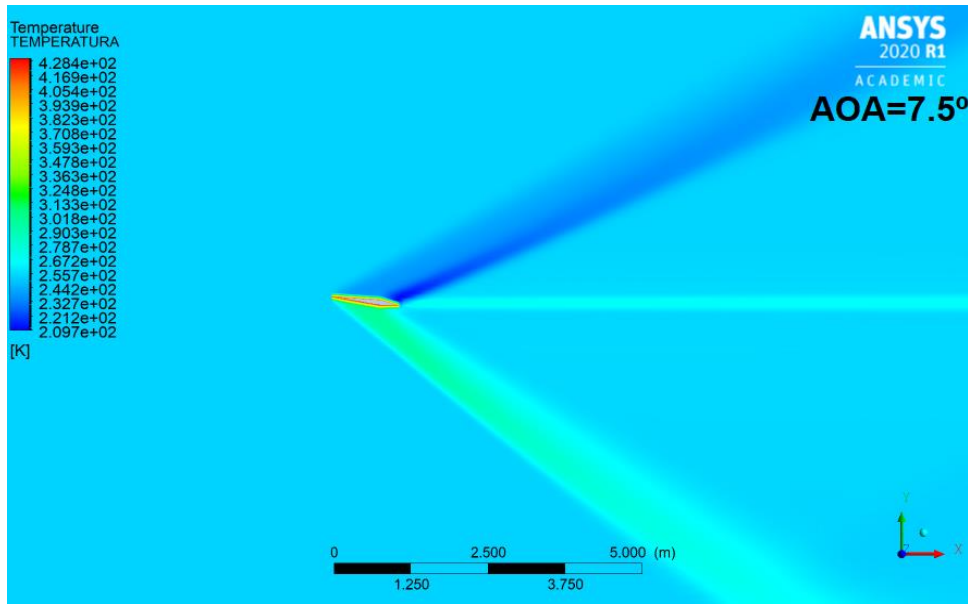


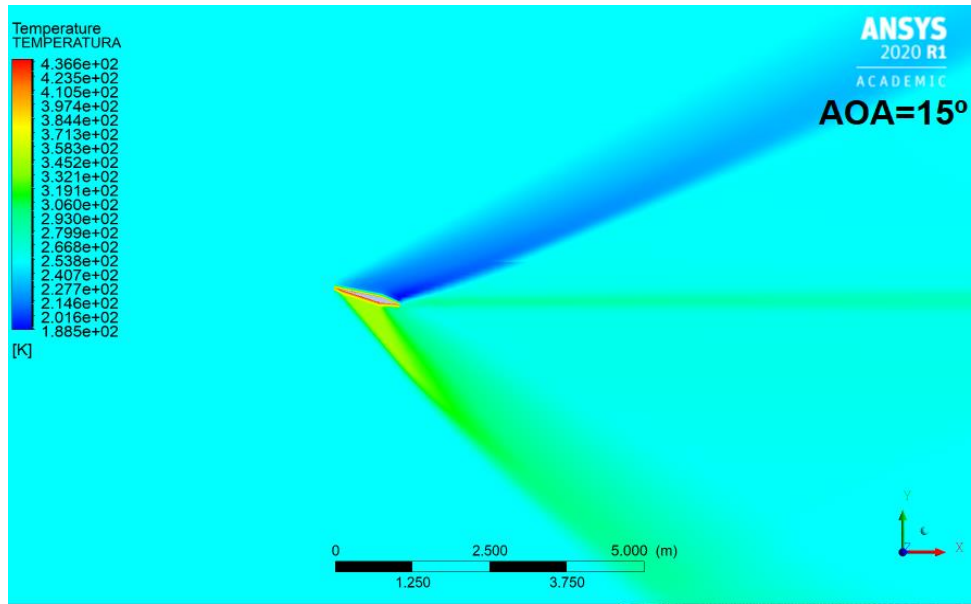






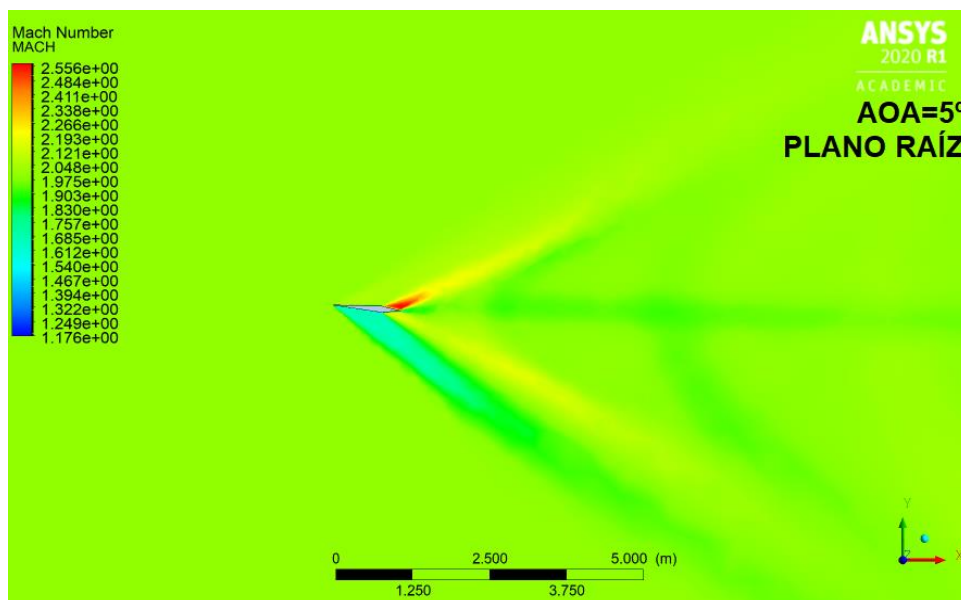
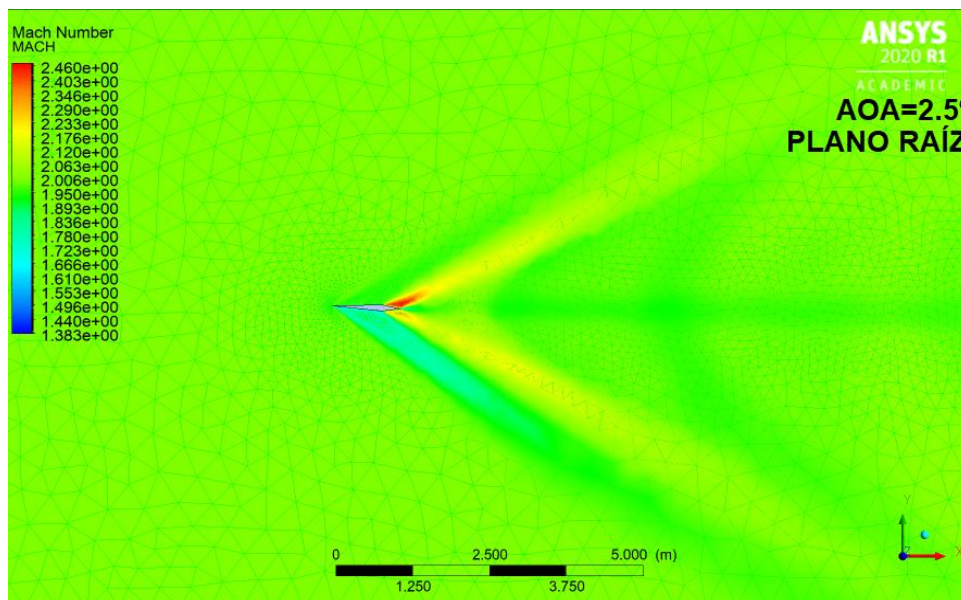
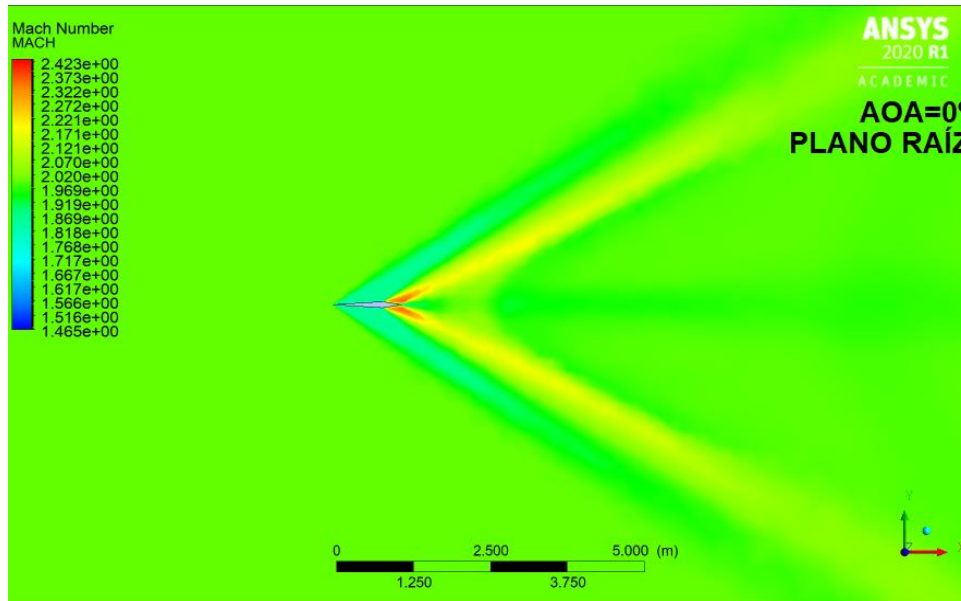


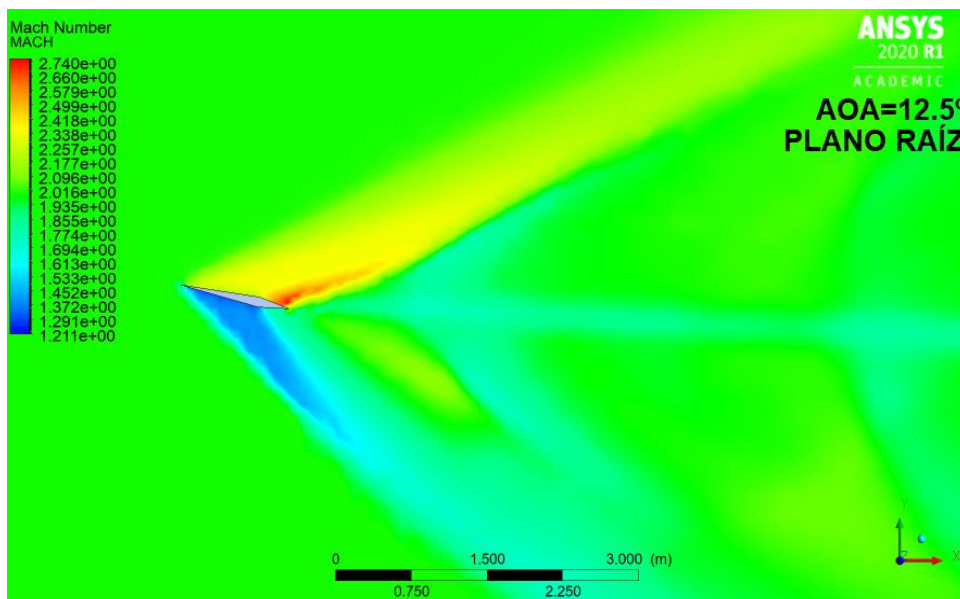
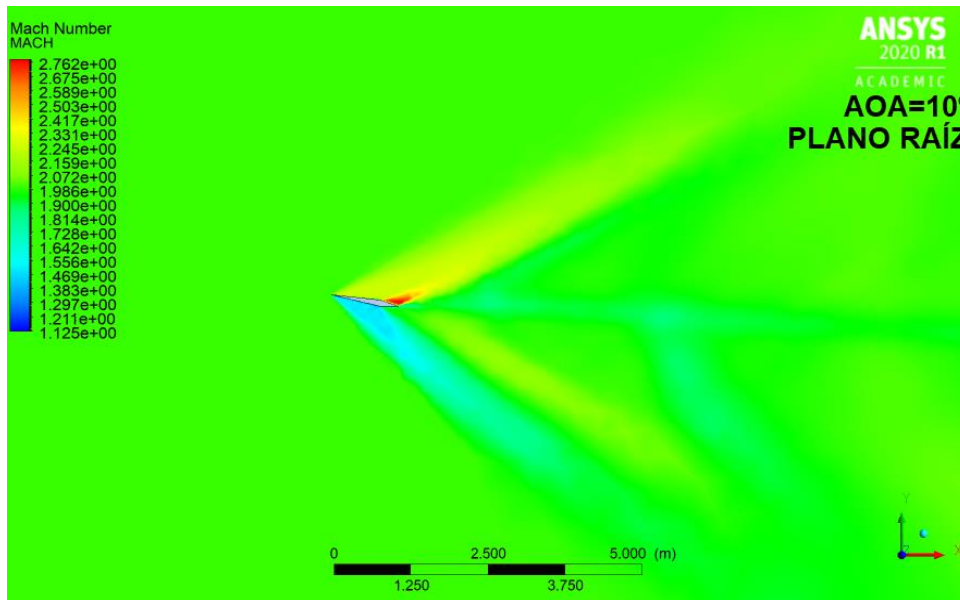
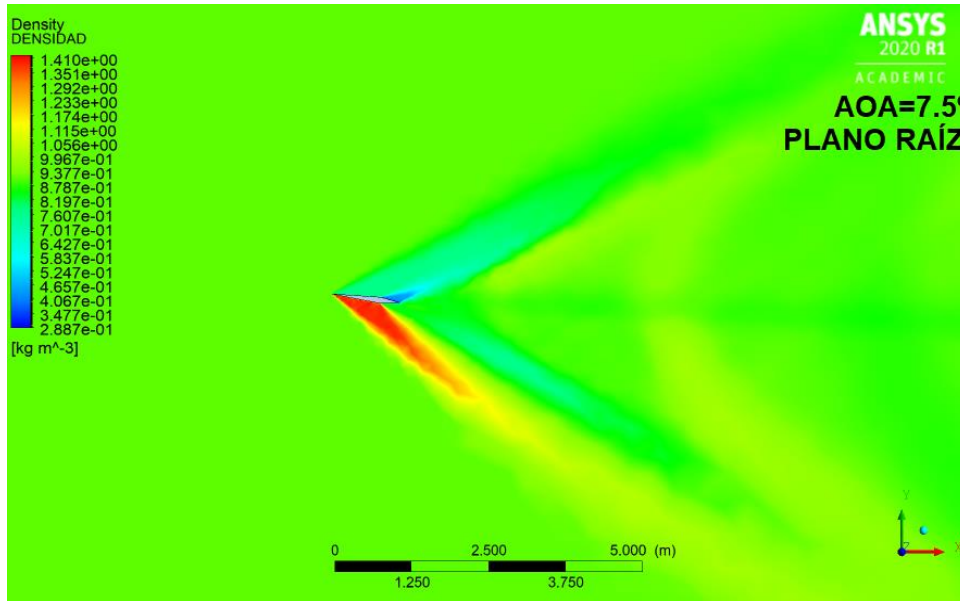


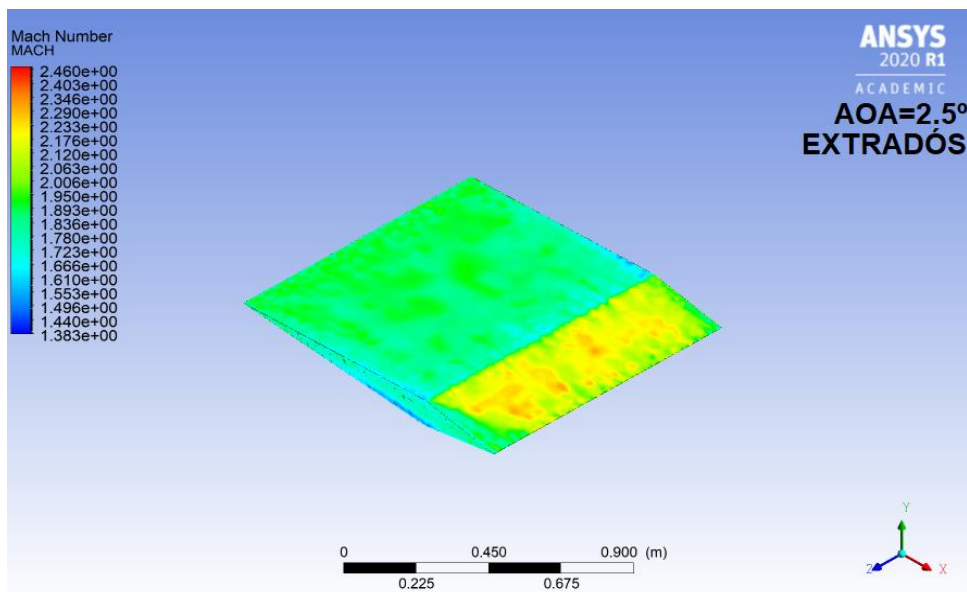
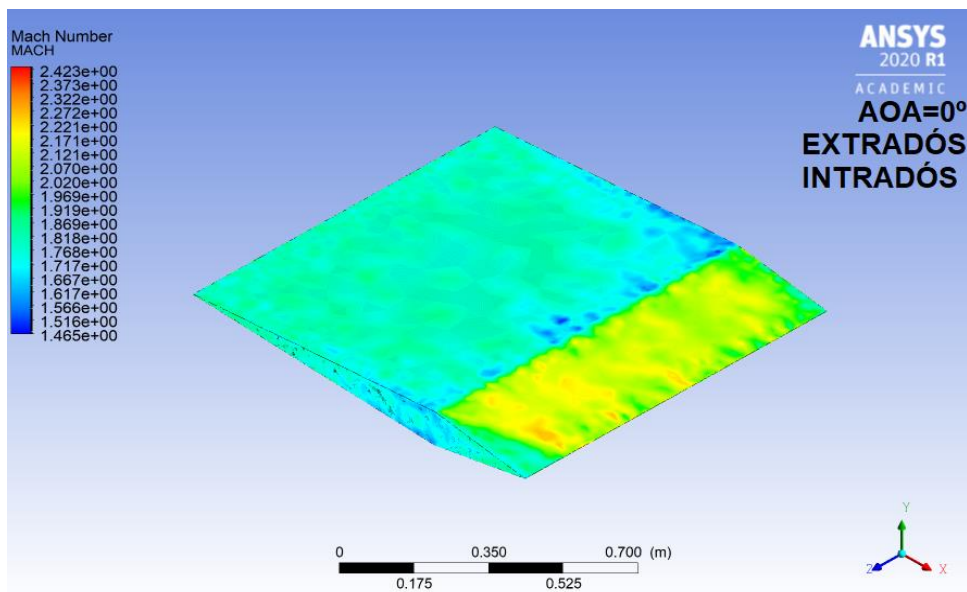
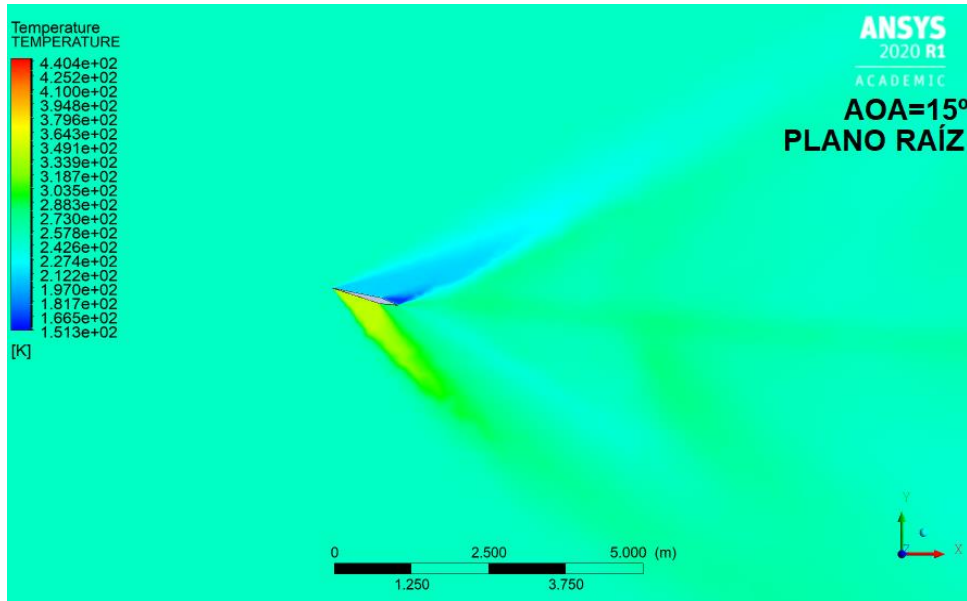


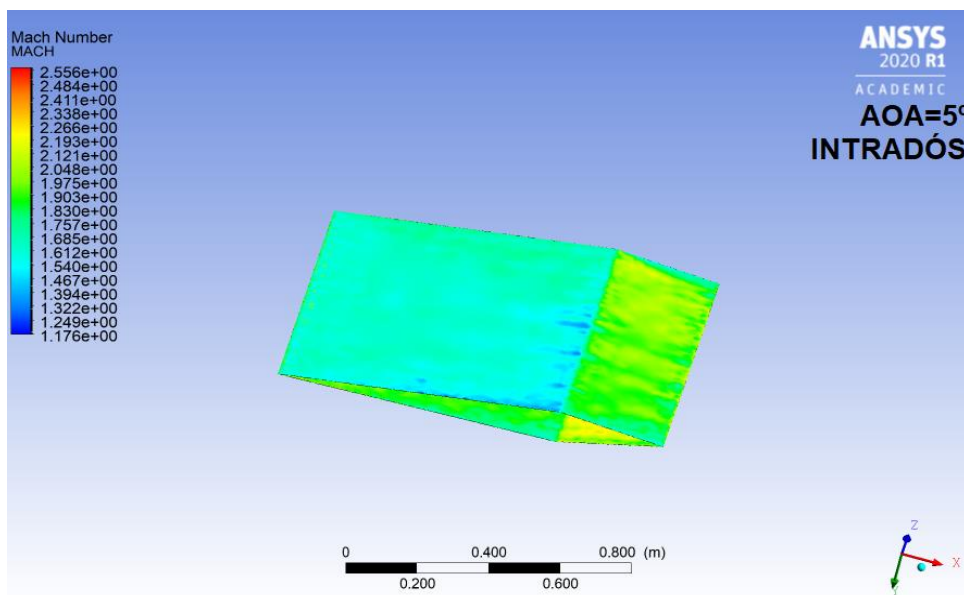
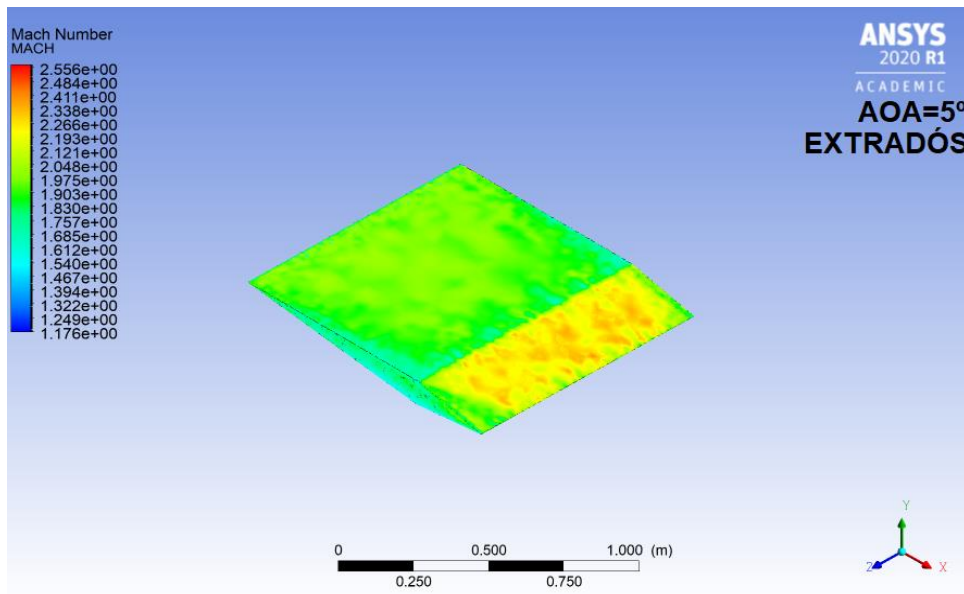
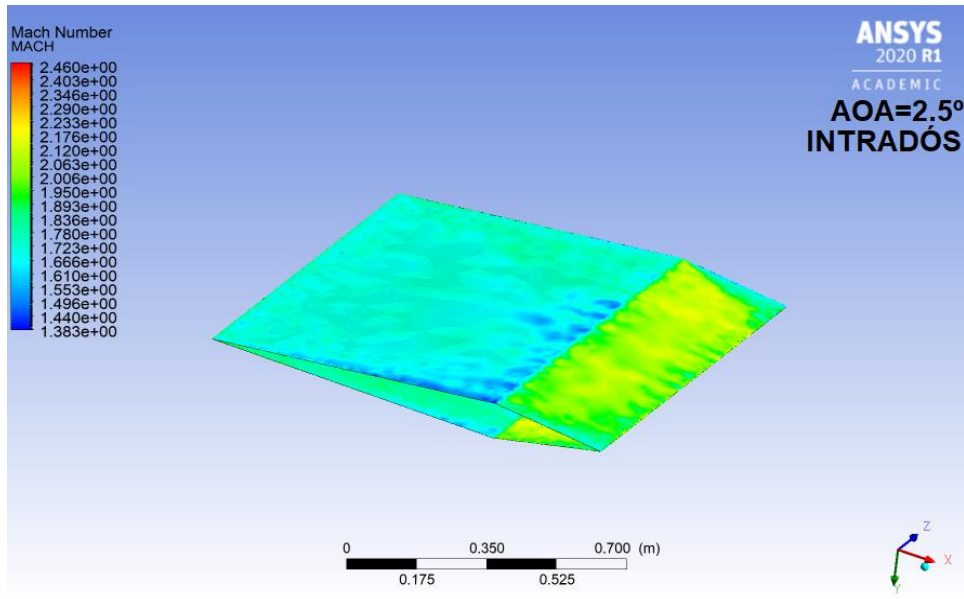


# IMÁGENES DE CONTORNO ALA RECTA CON PERFIL ALAR JDR\_II

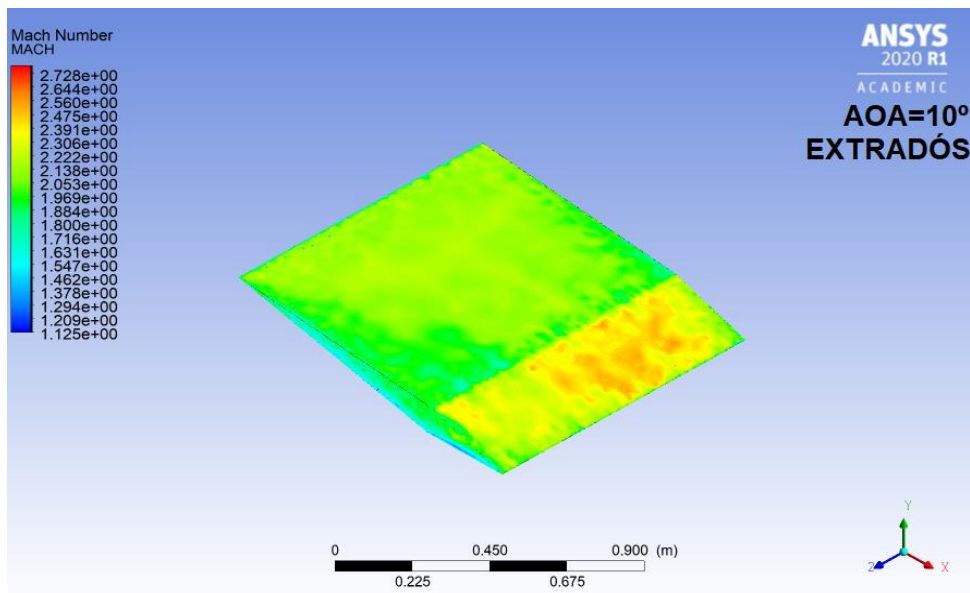
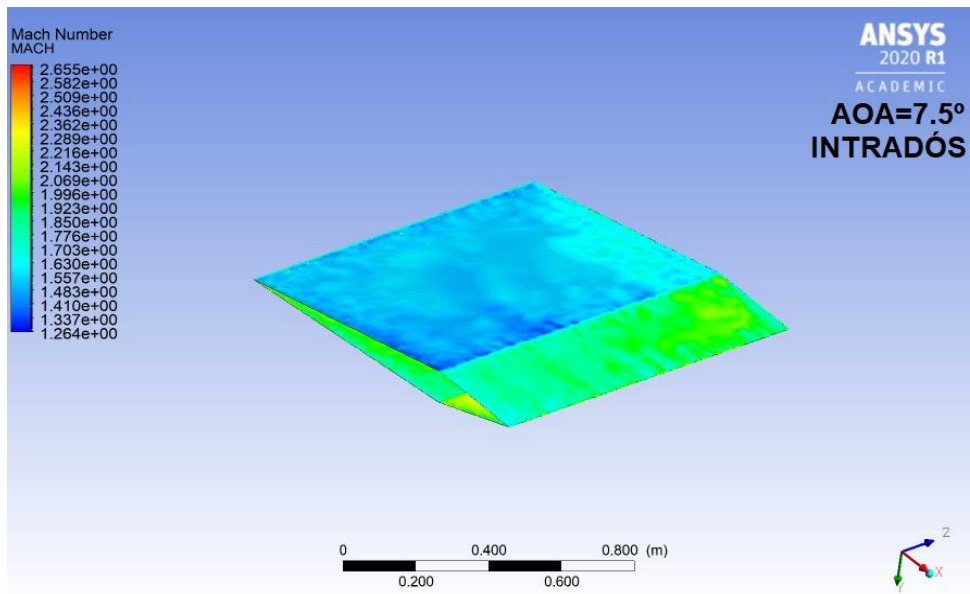
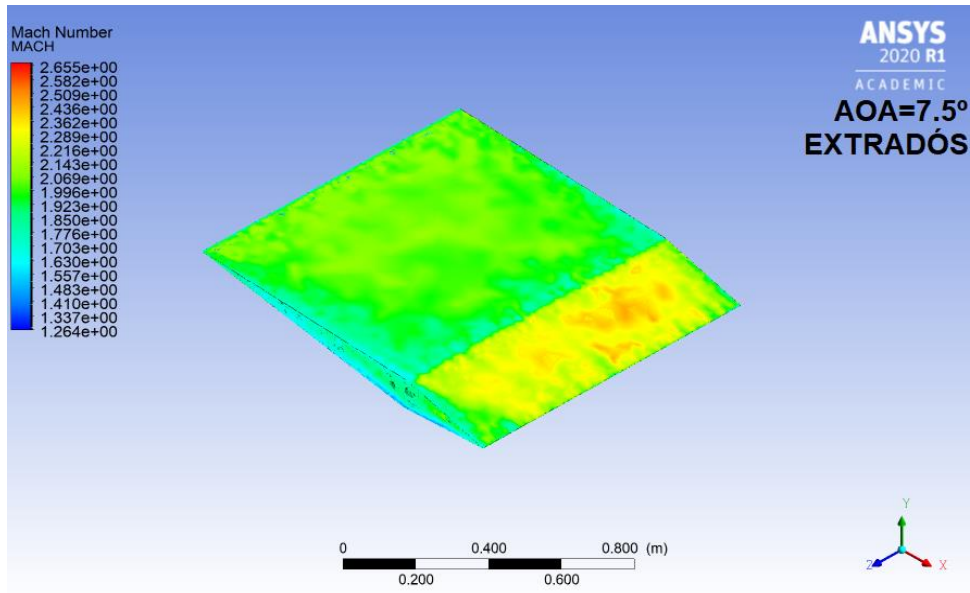


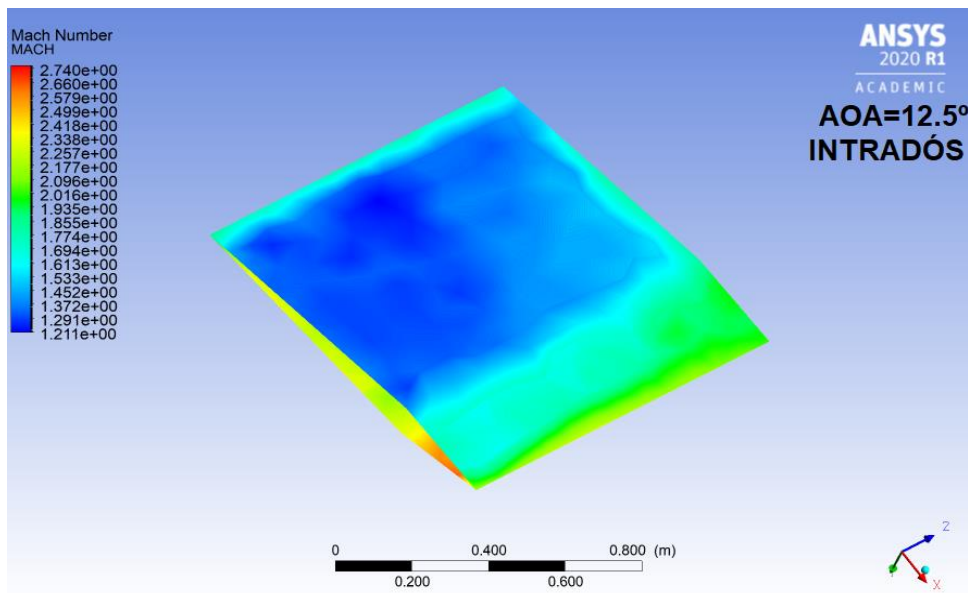
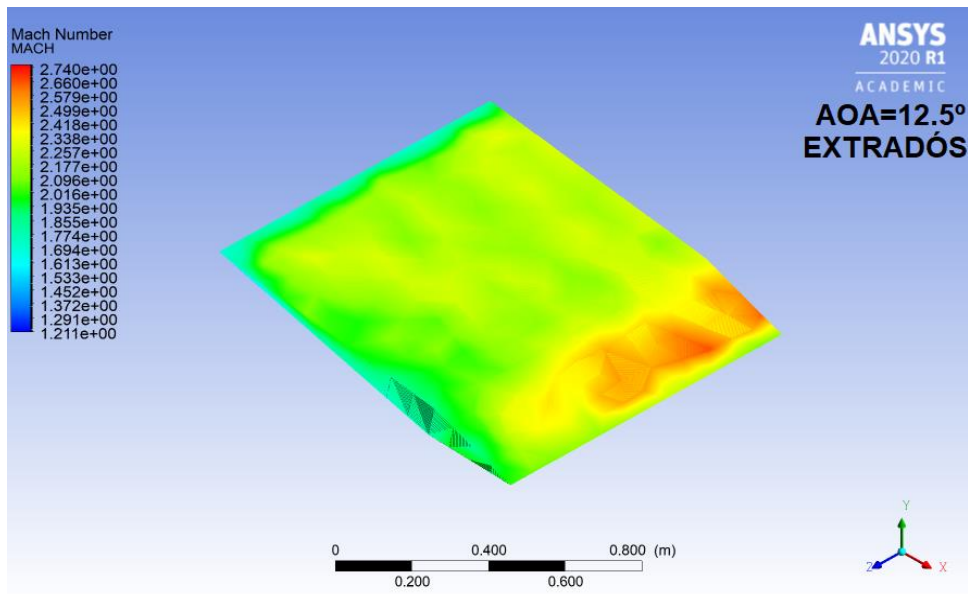
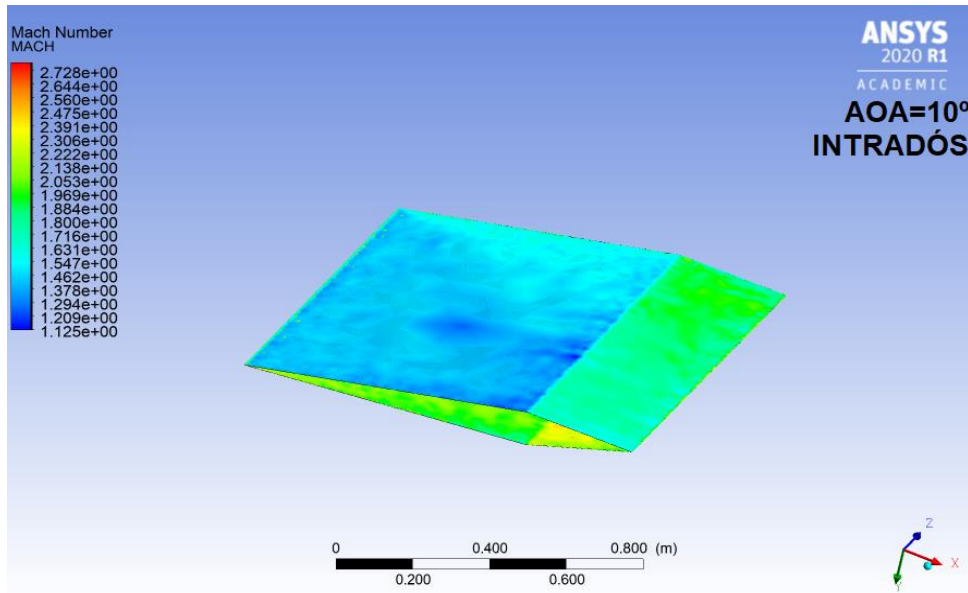


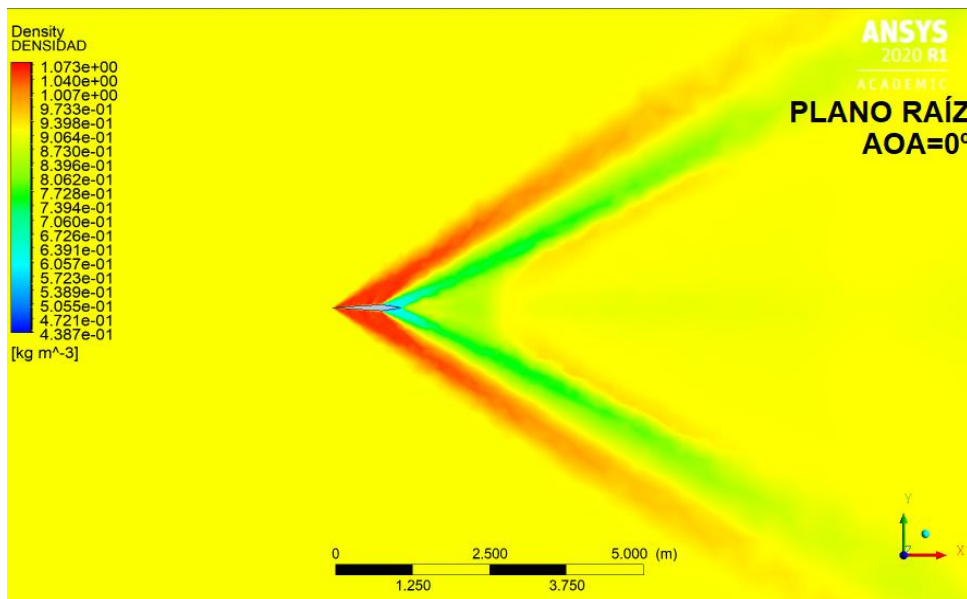
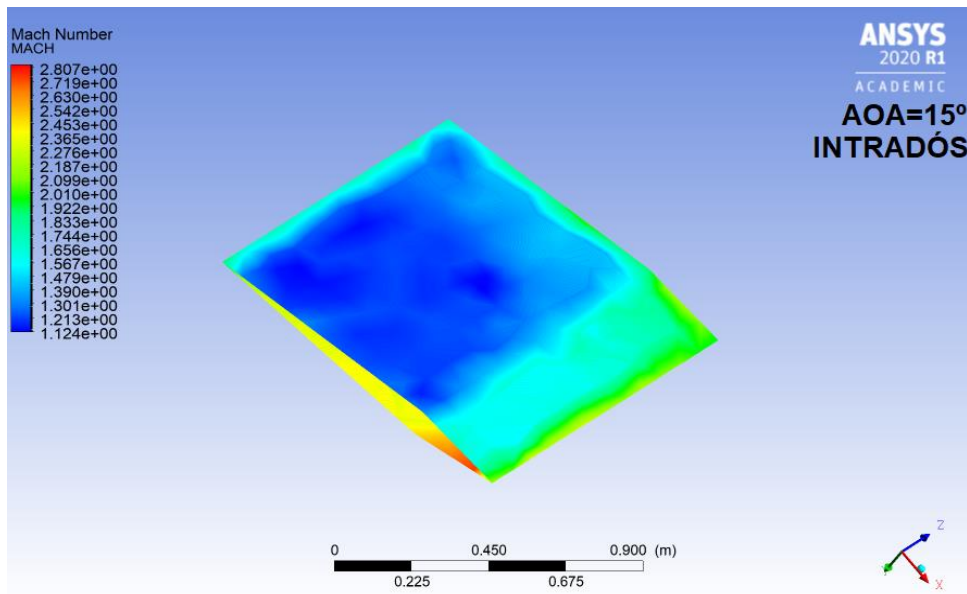
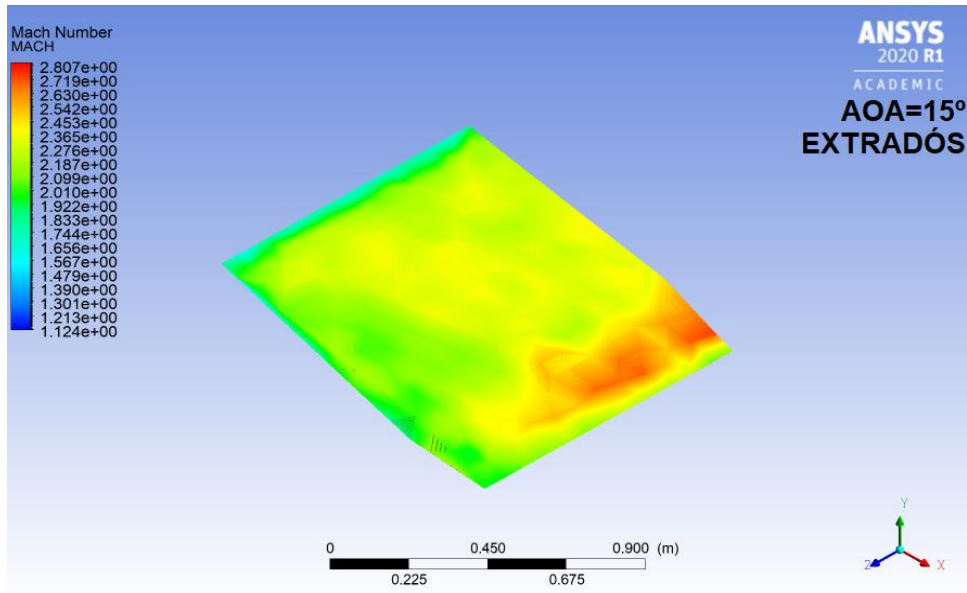




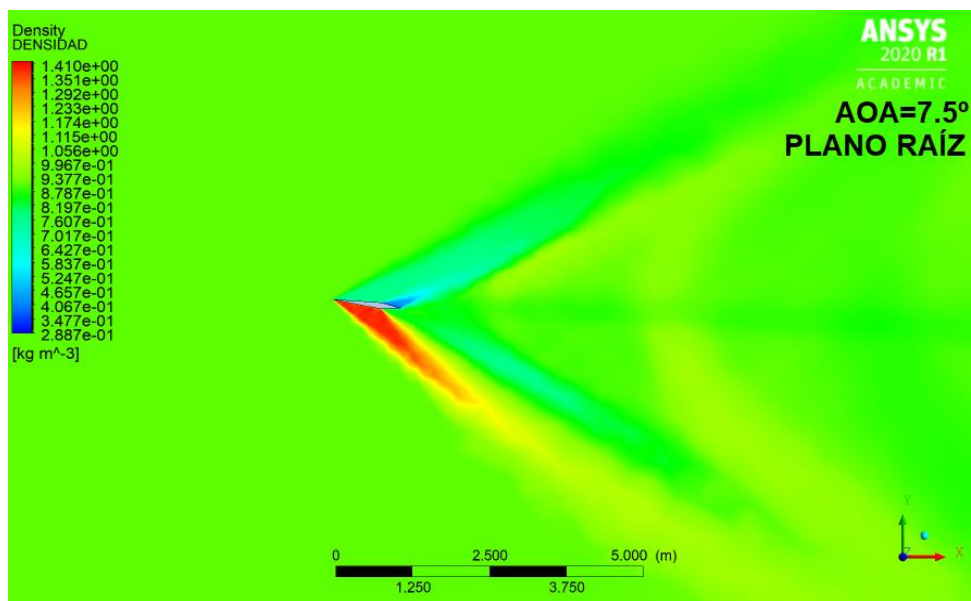
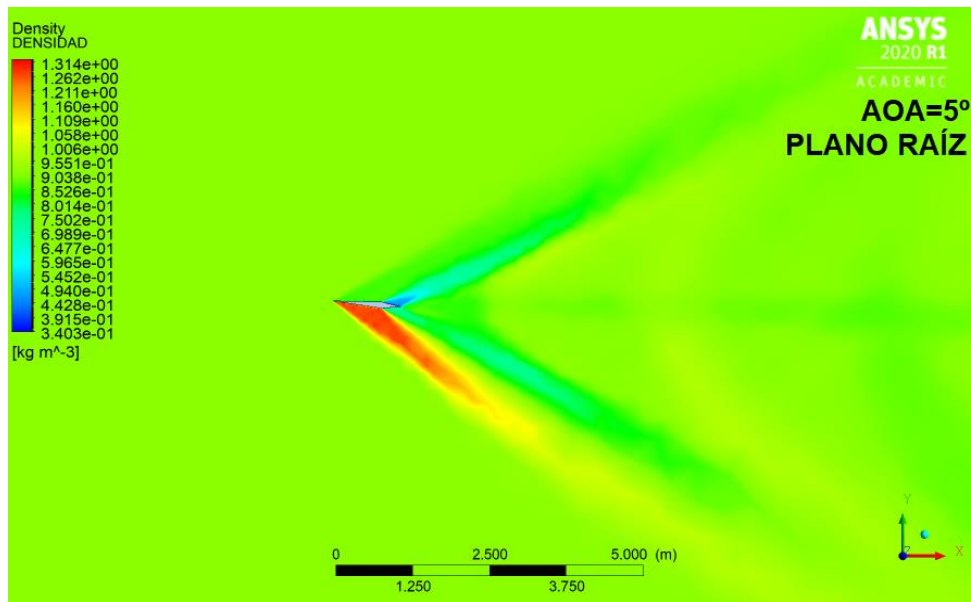
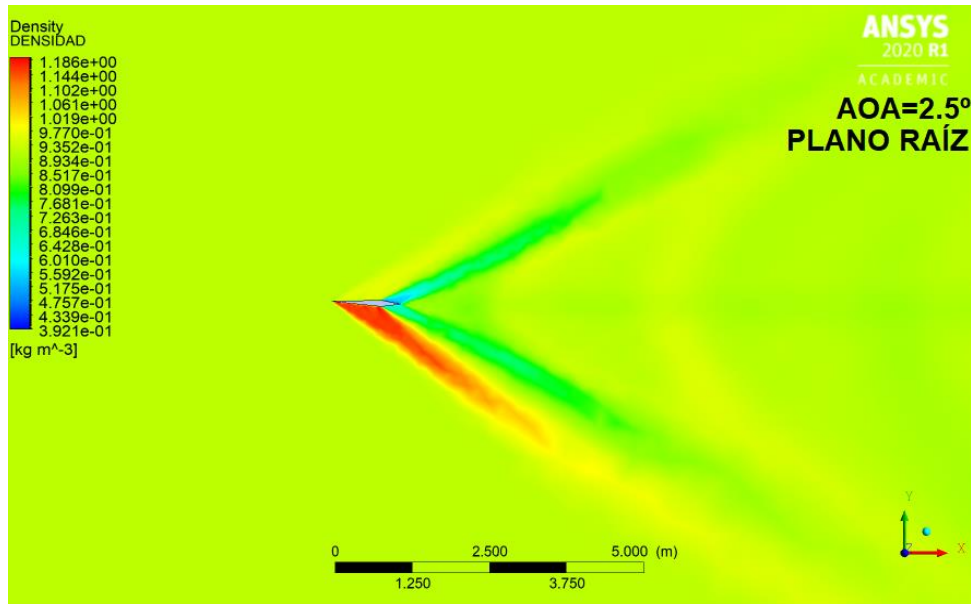


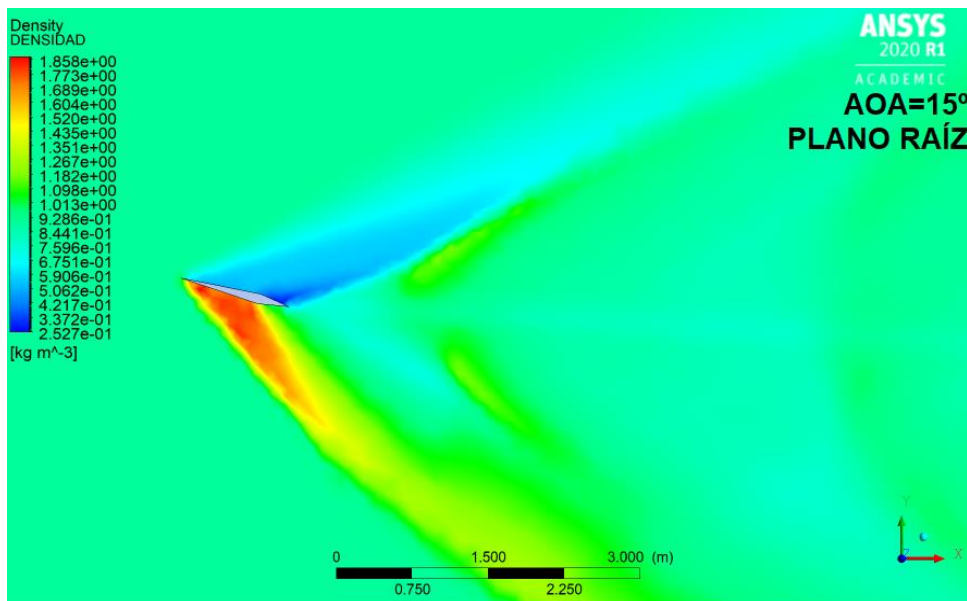
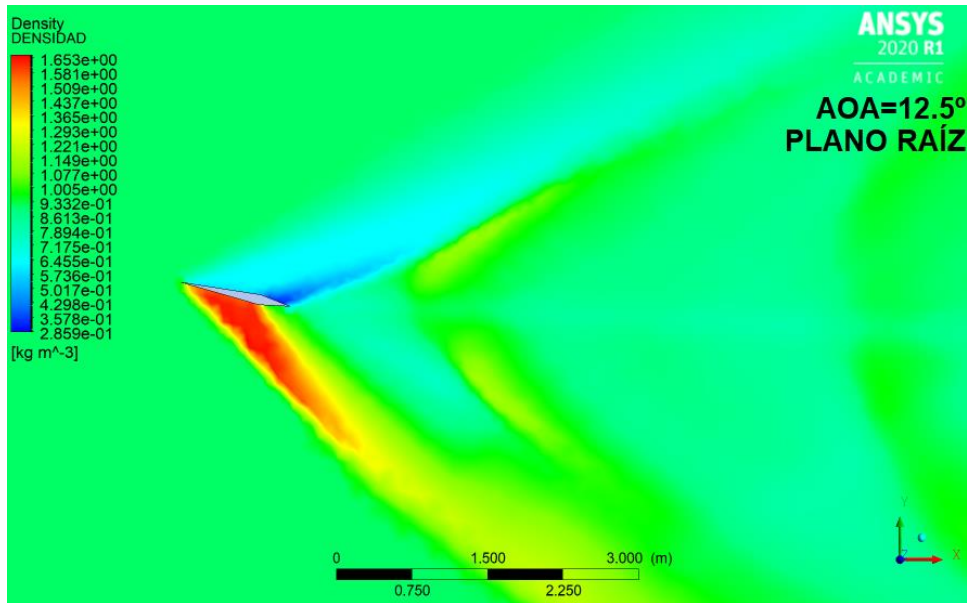
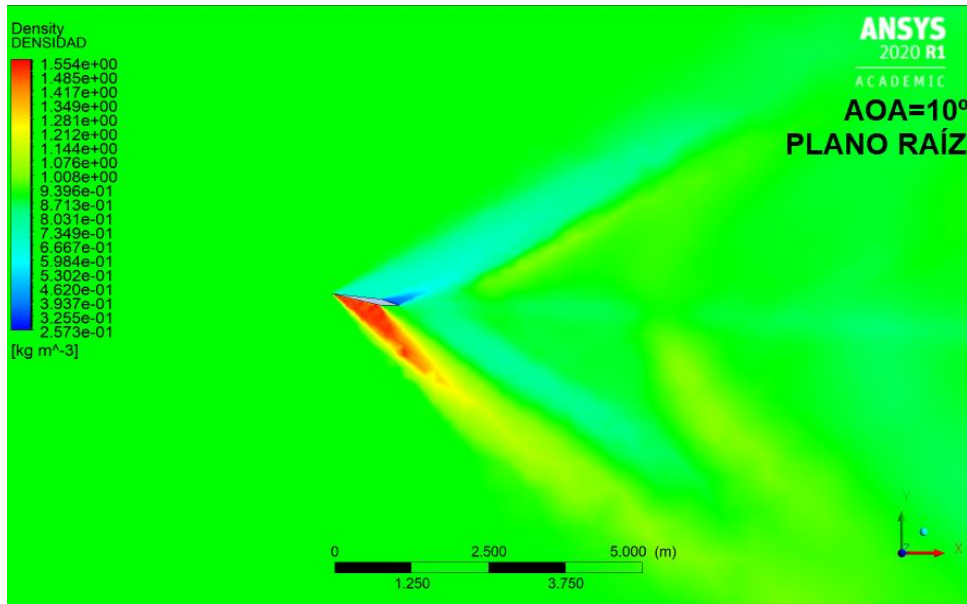


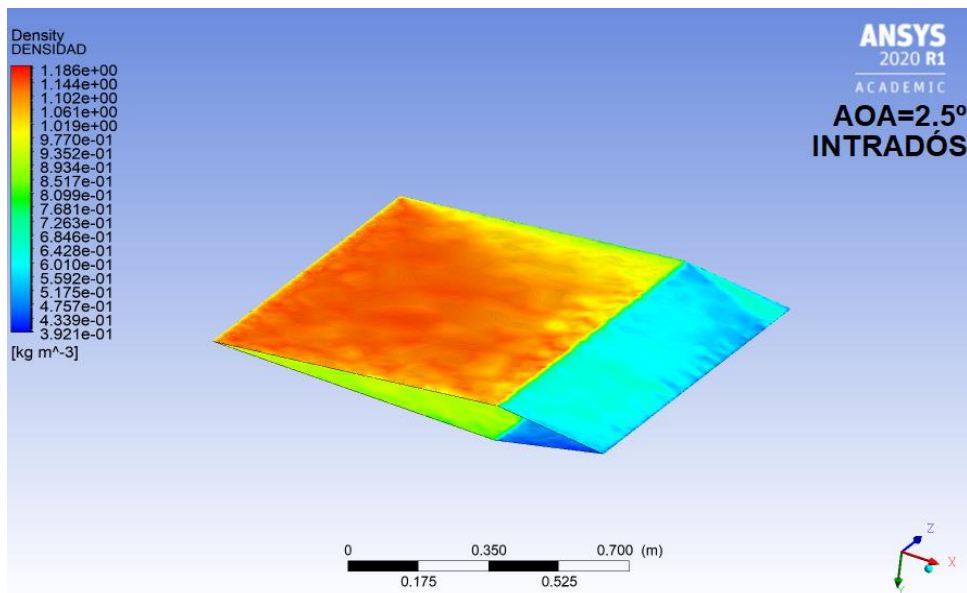
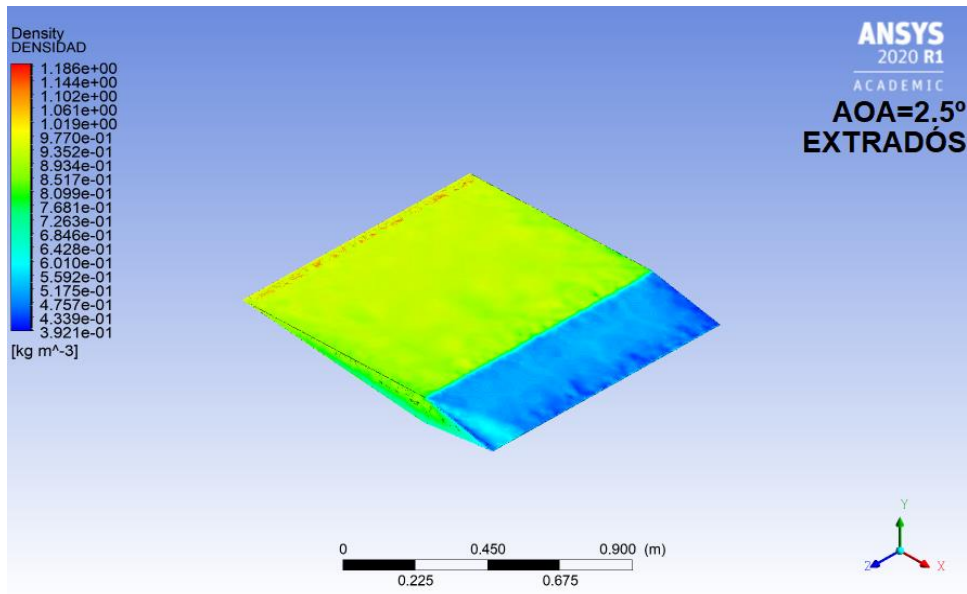
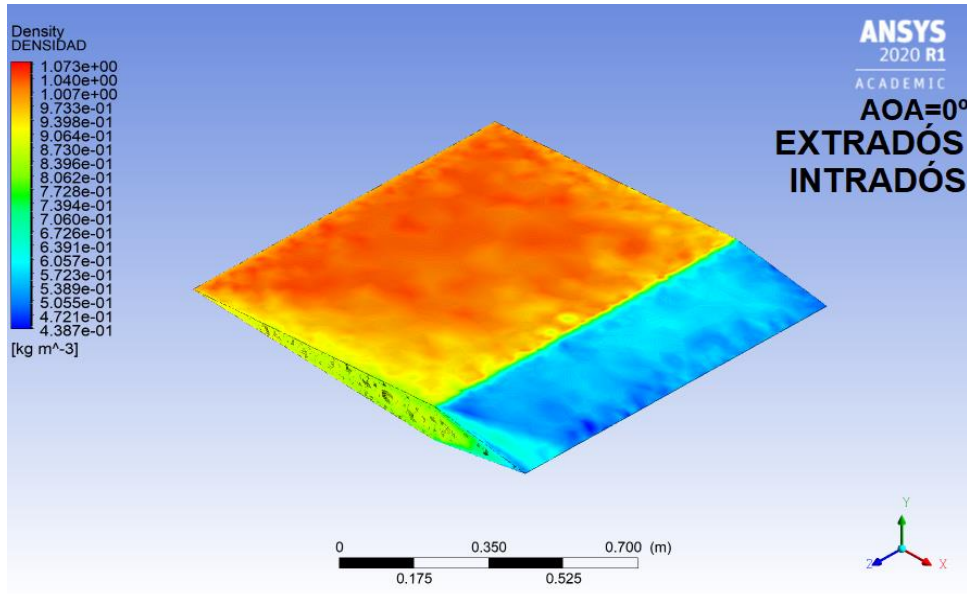


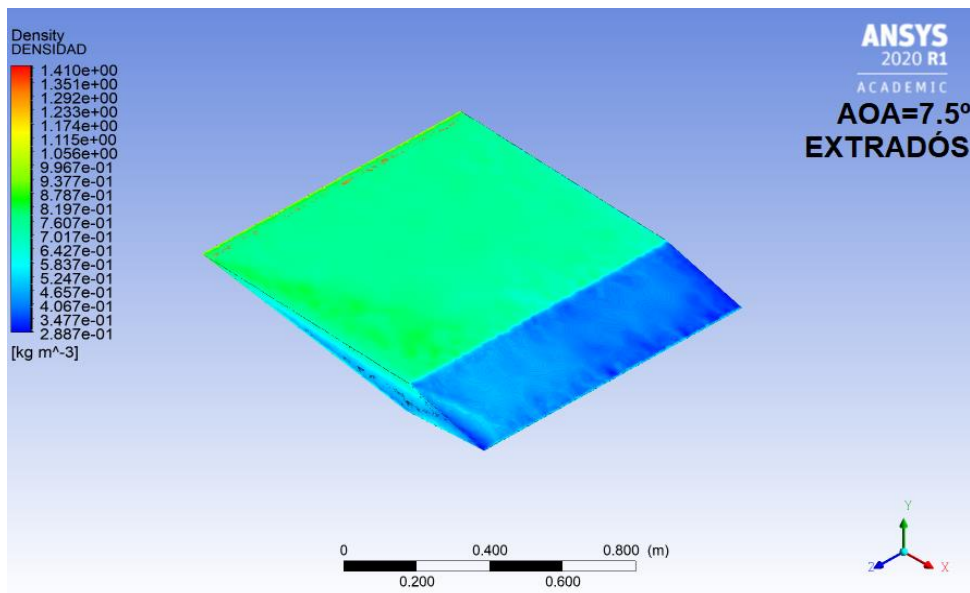
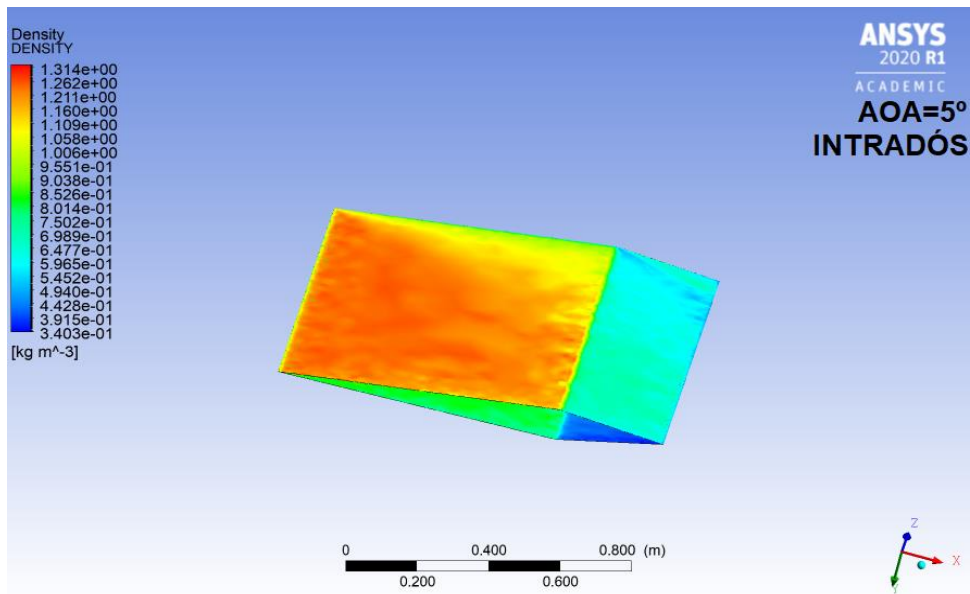
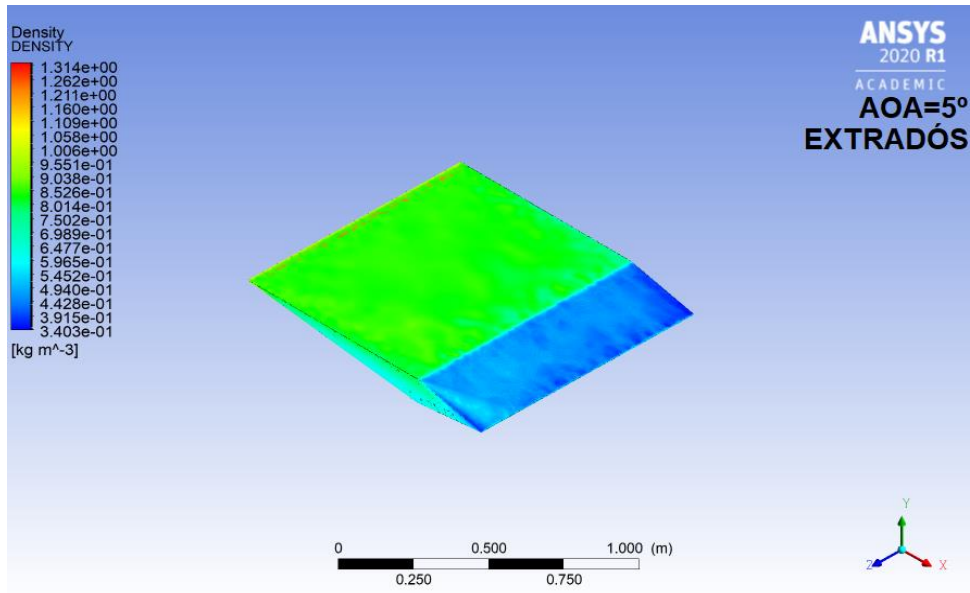




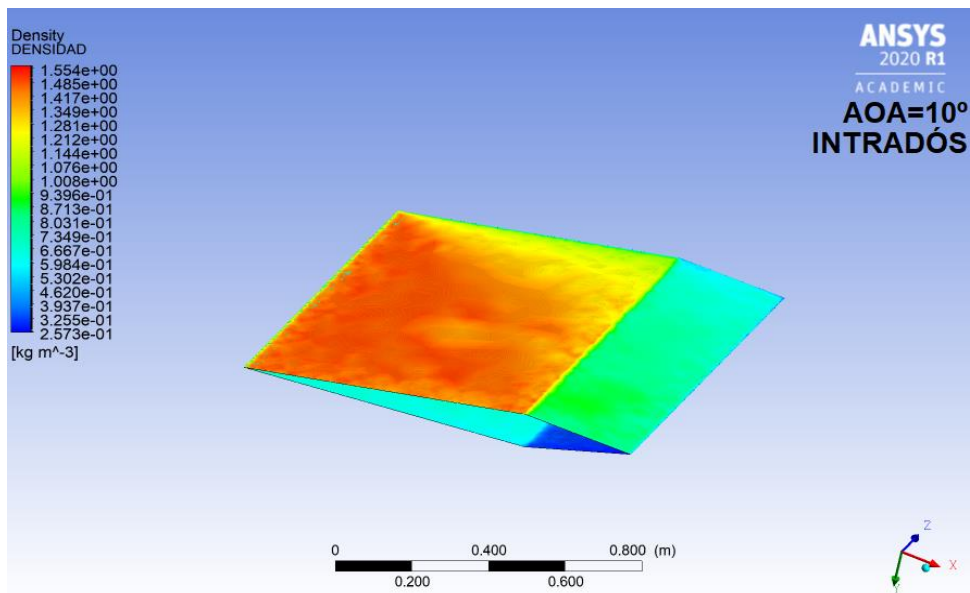
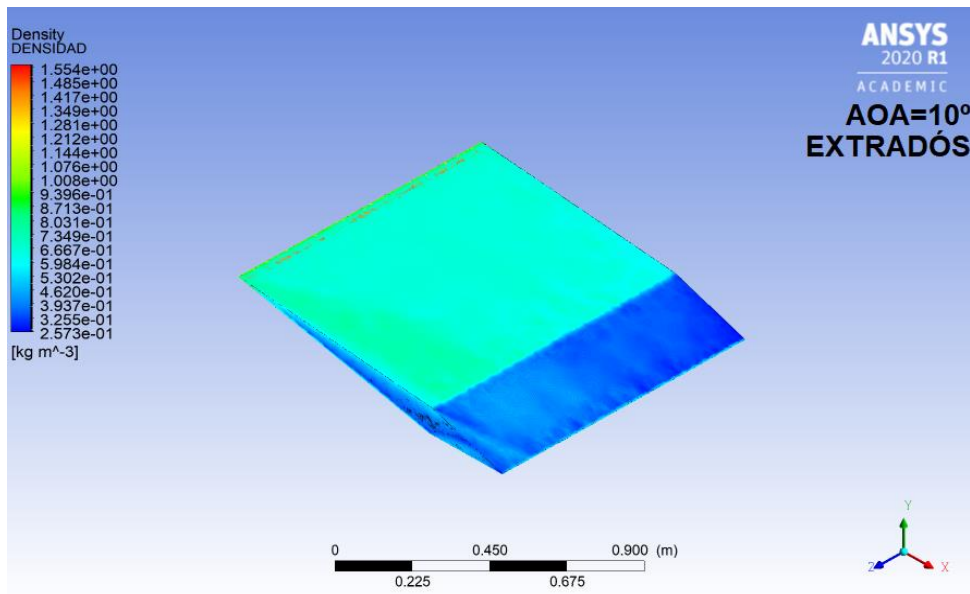
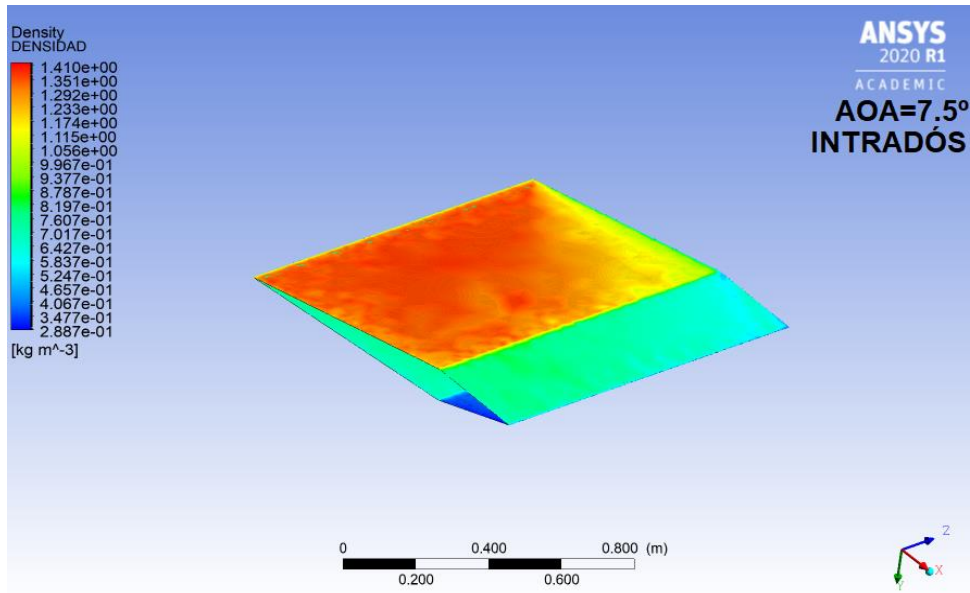


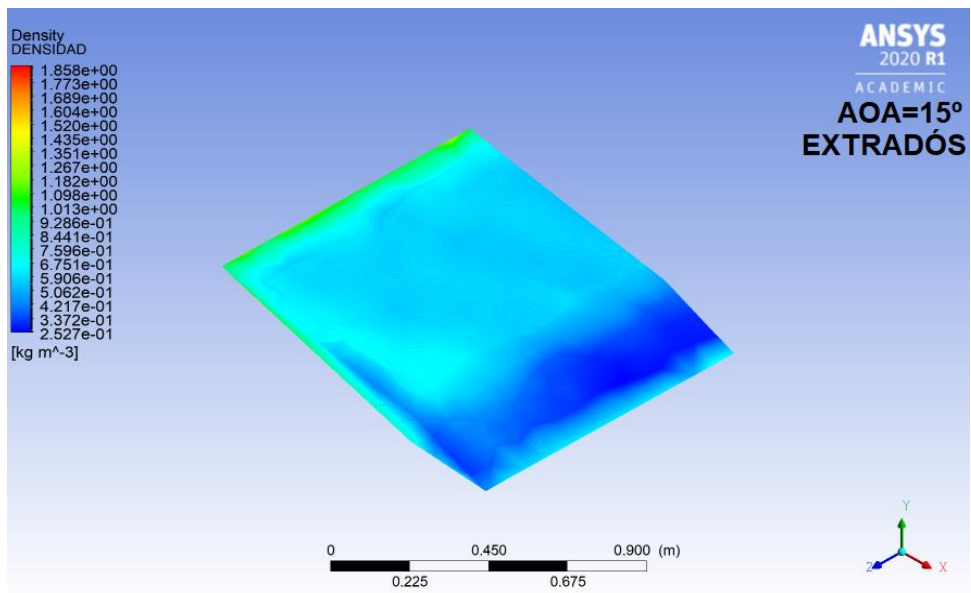
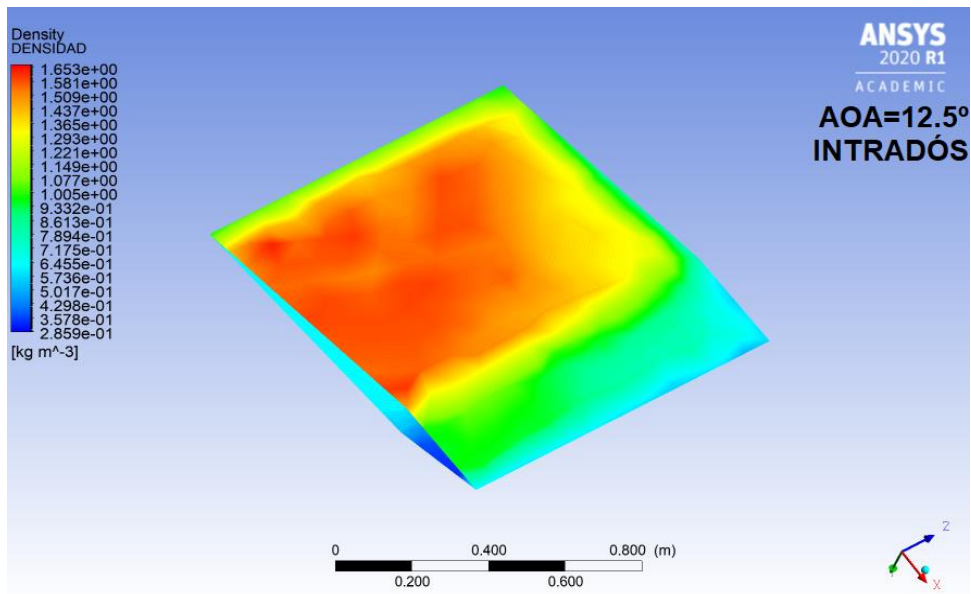
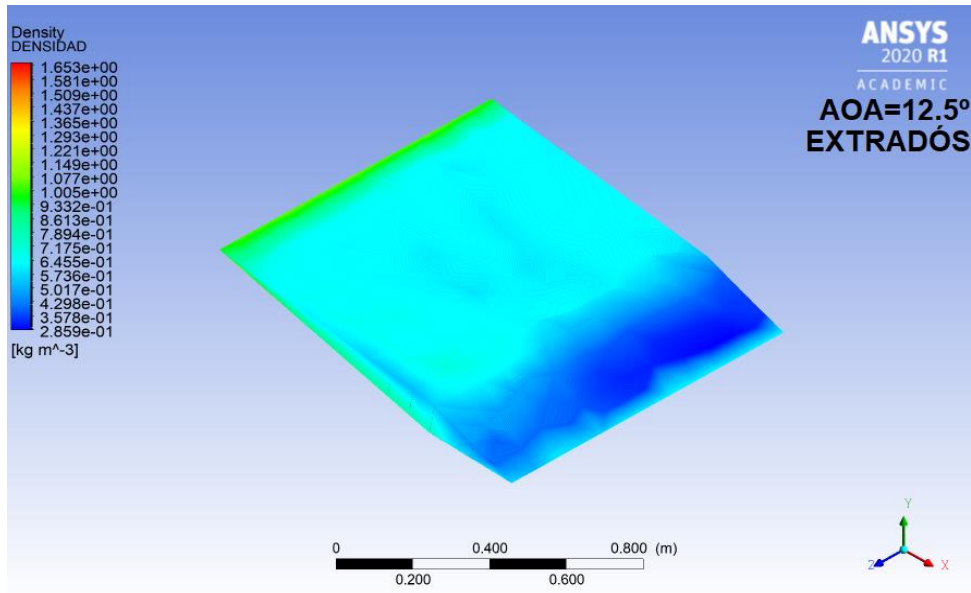


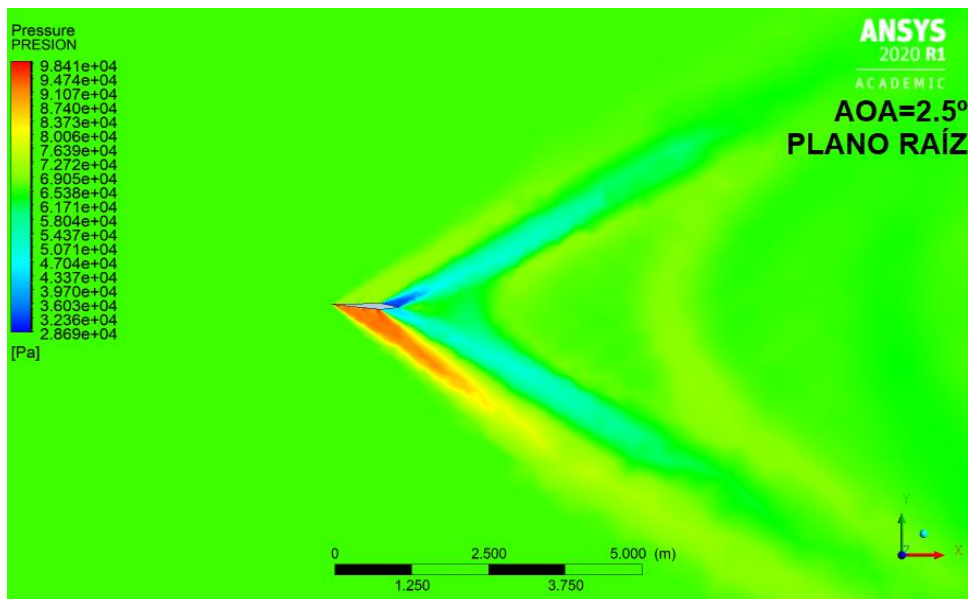
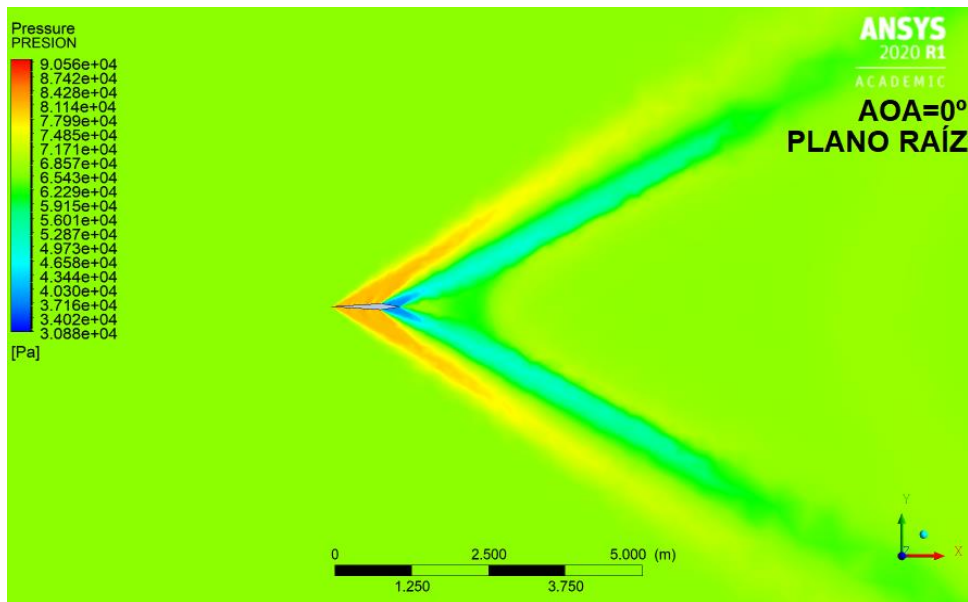
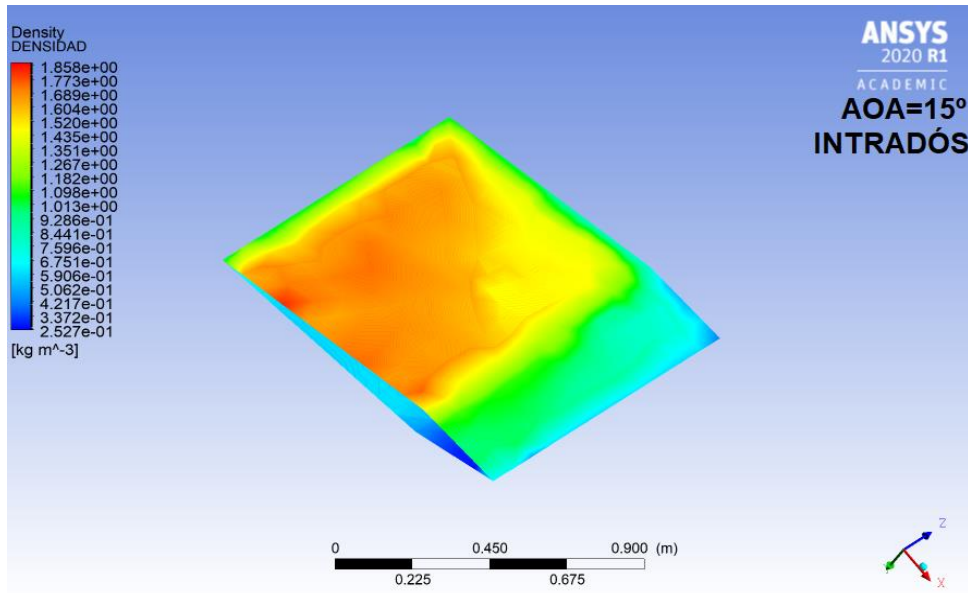




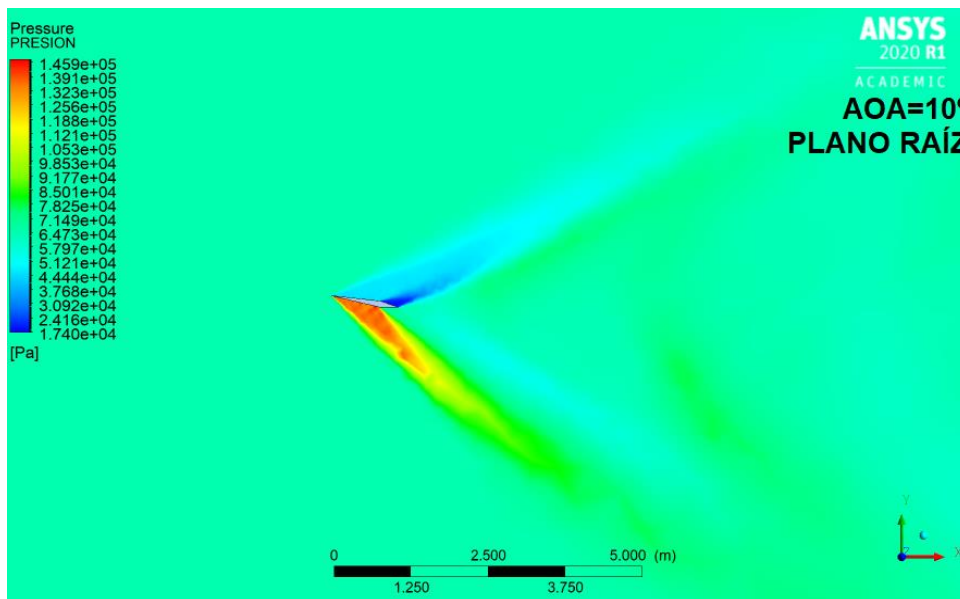
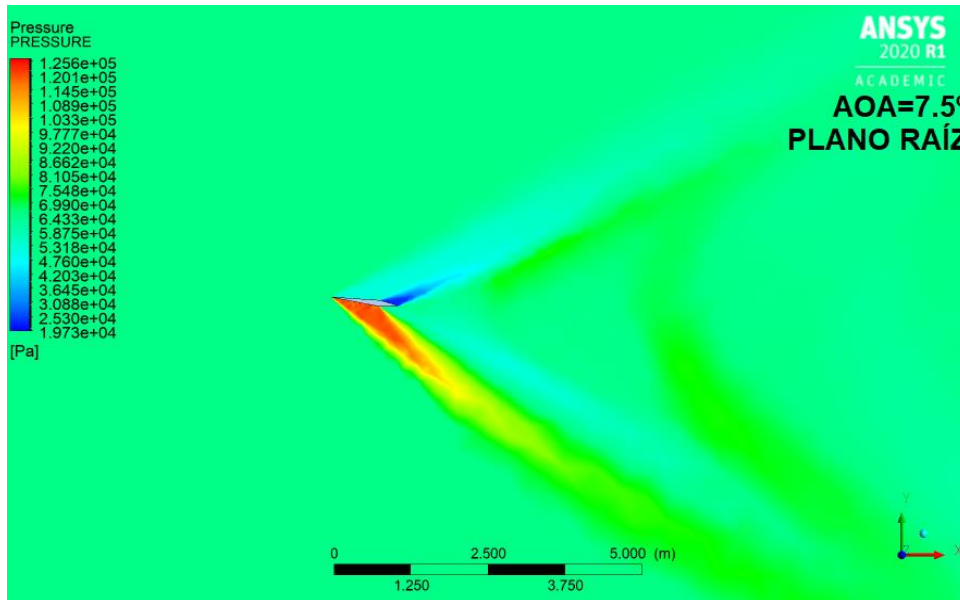
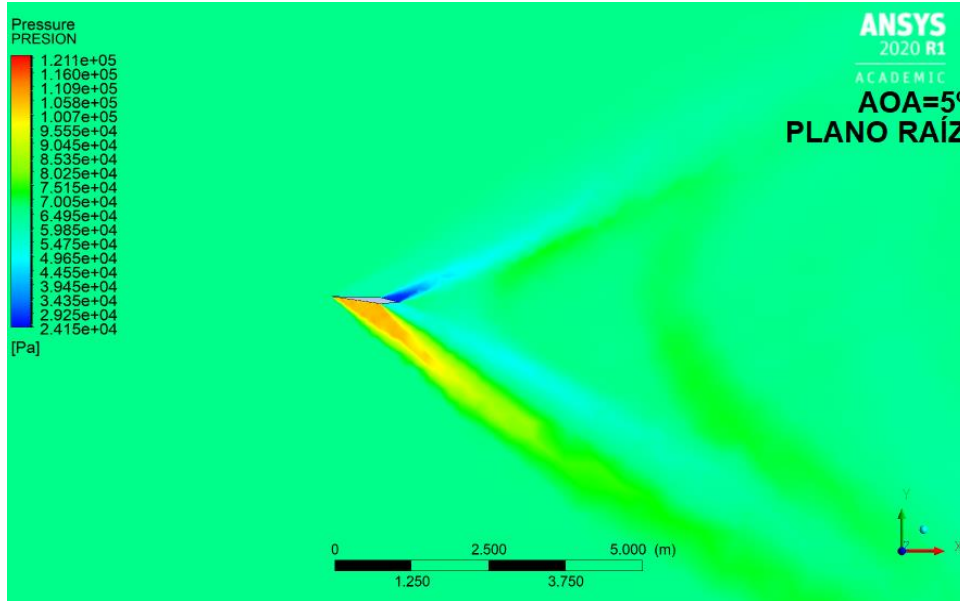


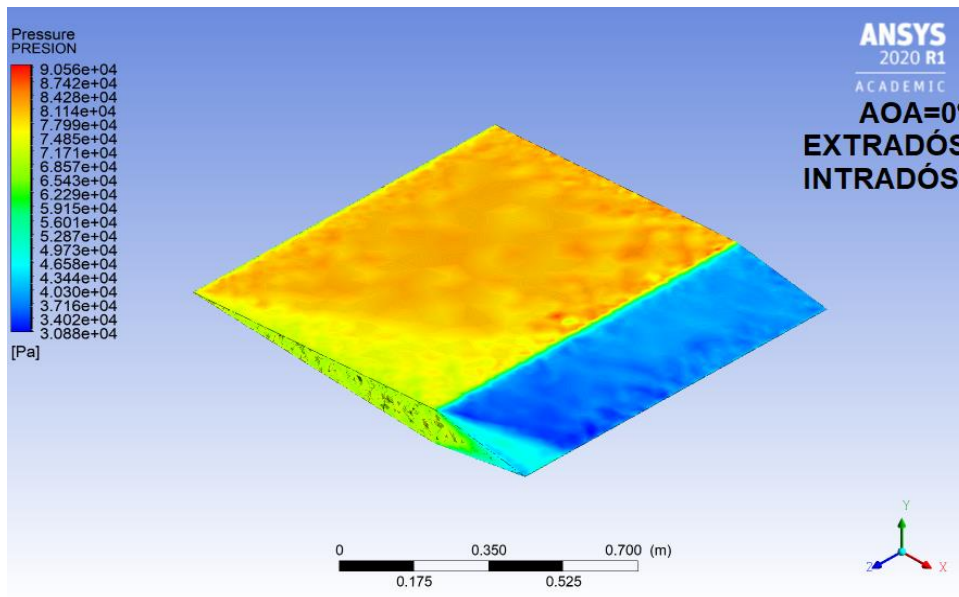
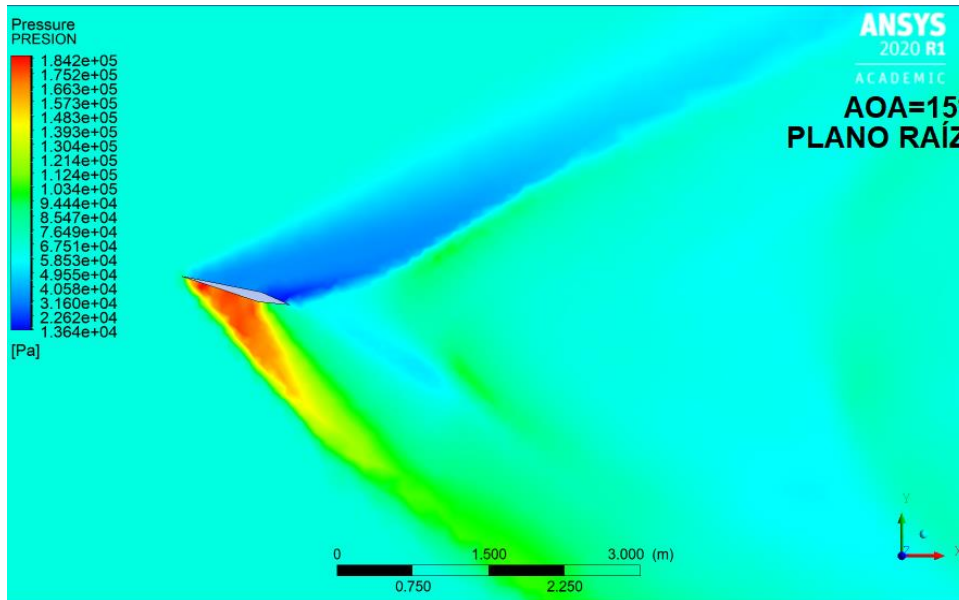
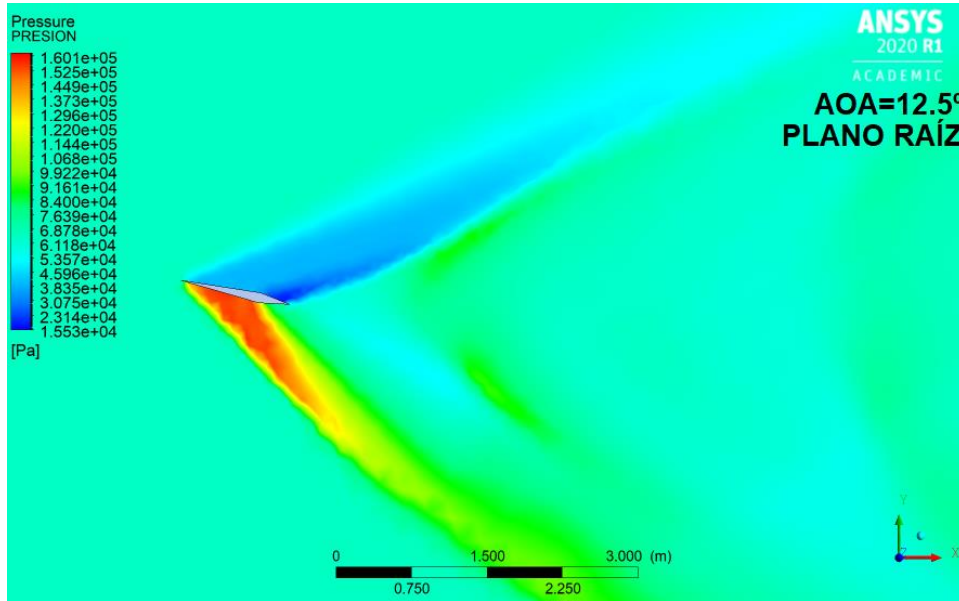


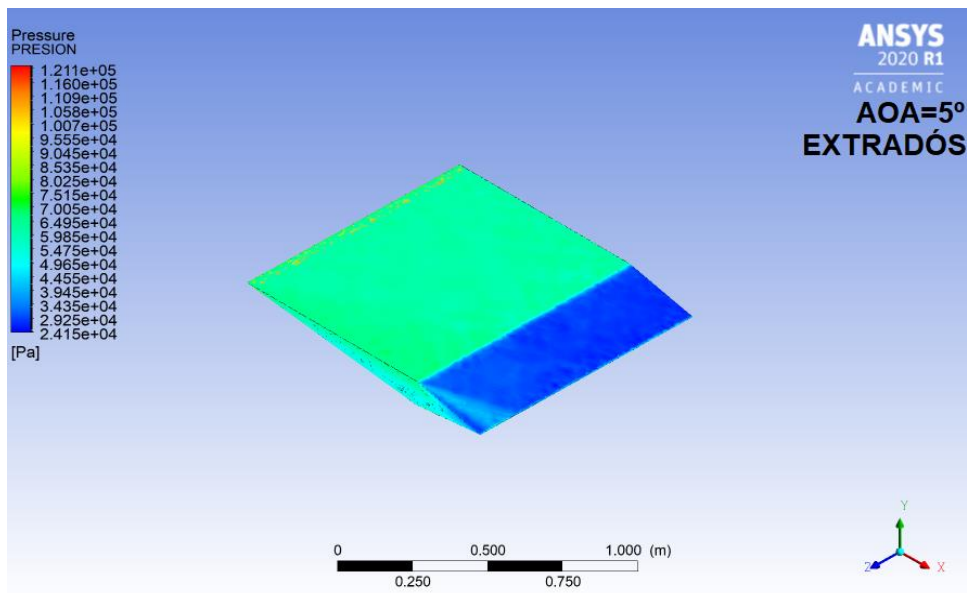
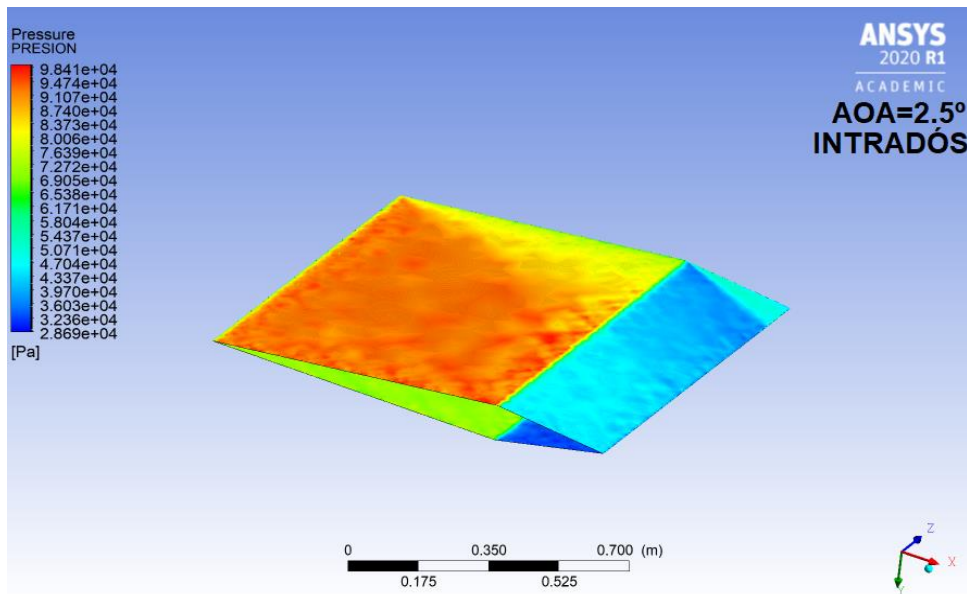
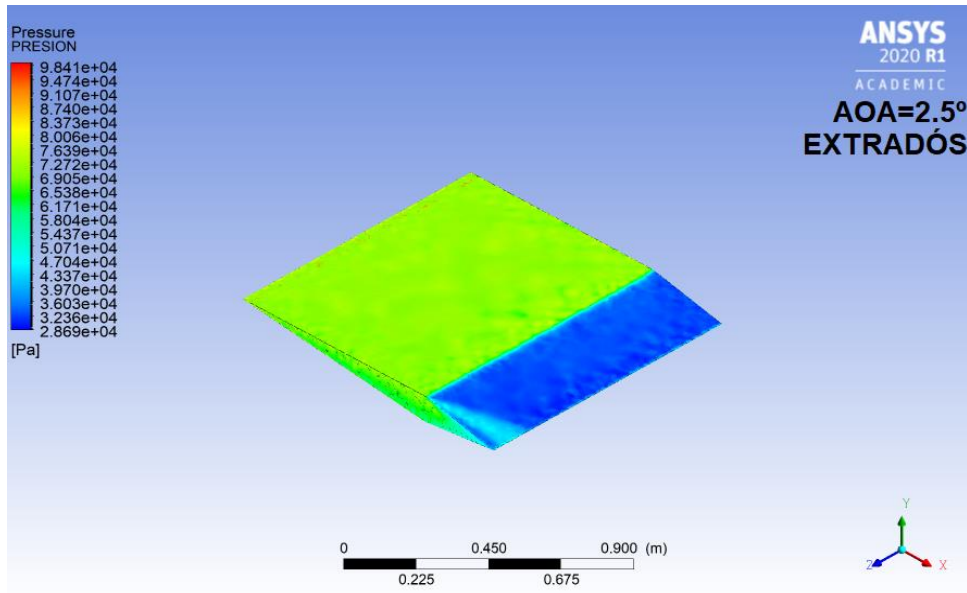


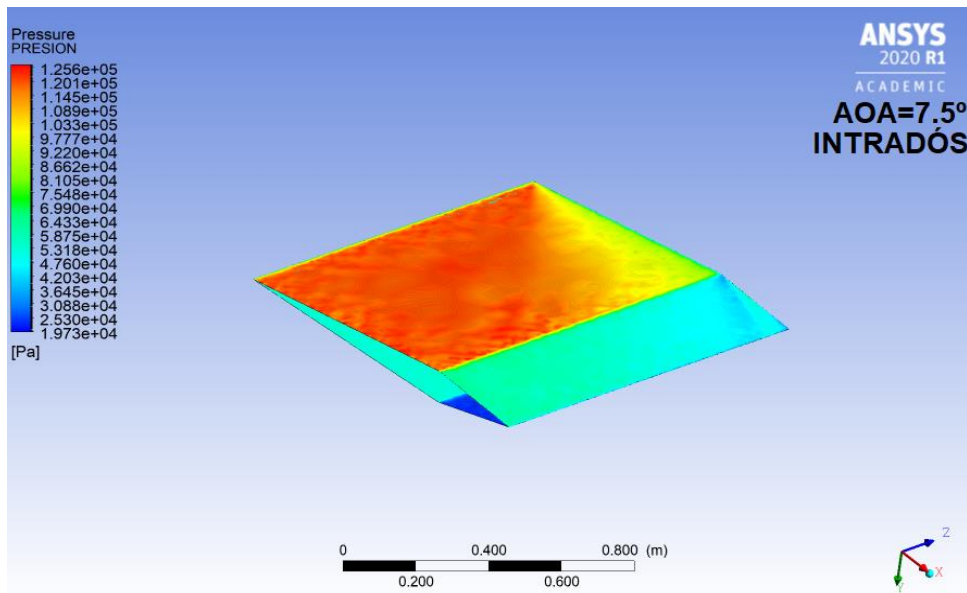
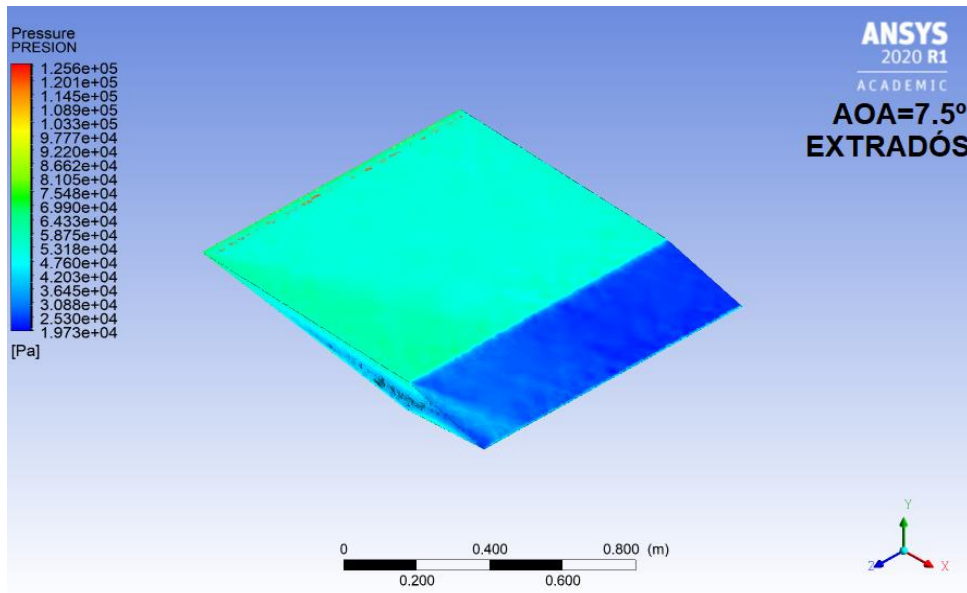
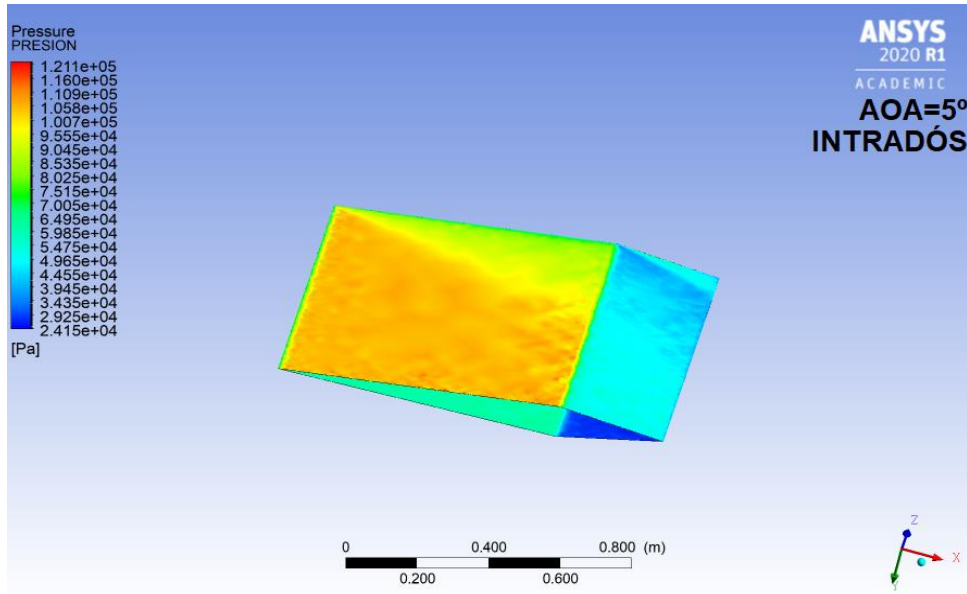




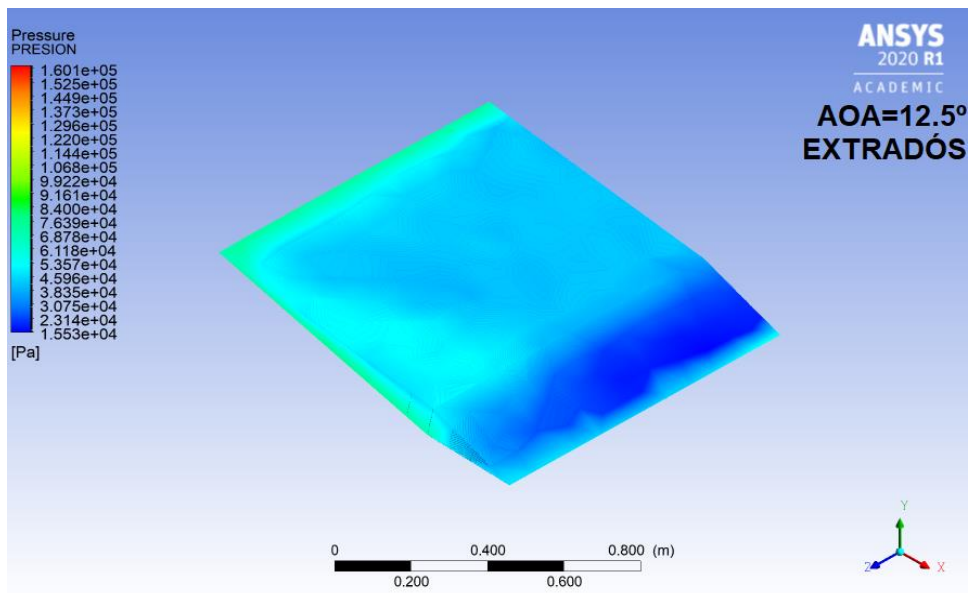
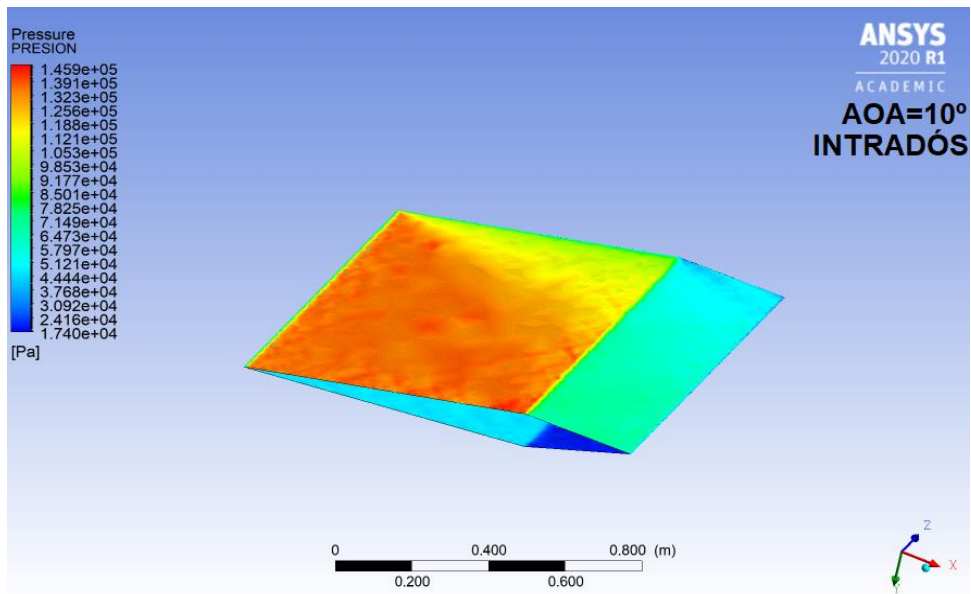
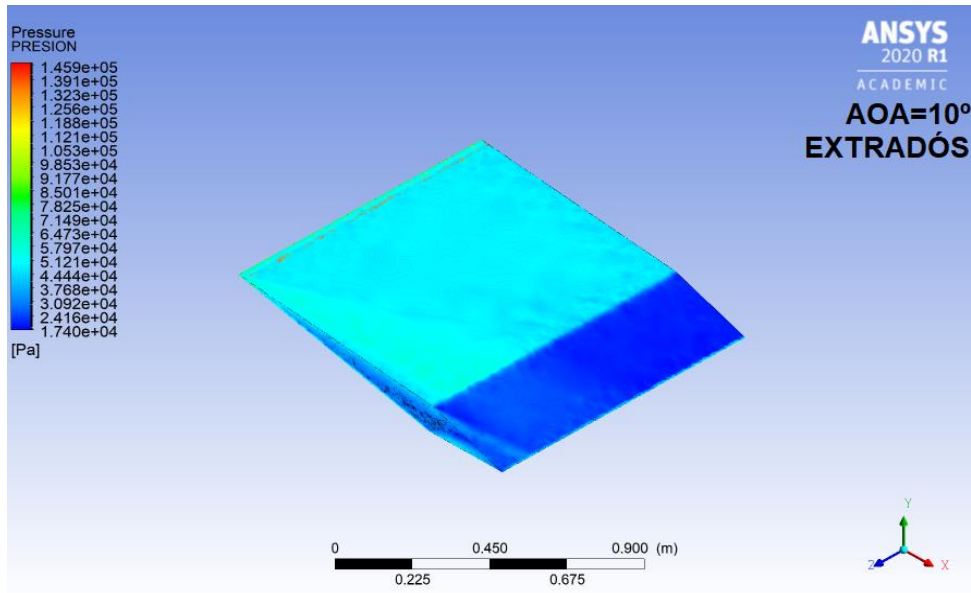


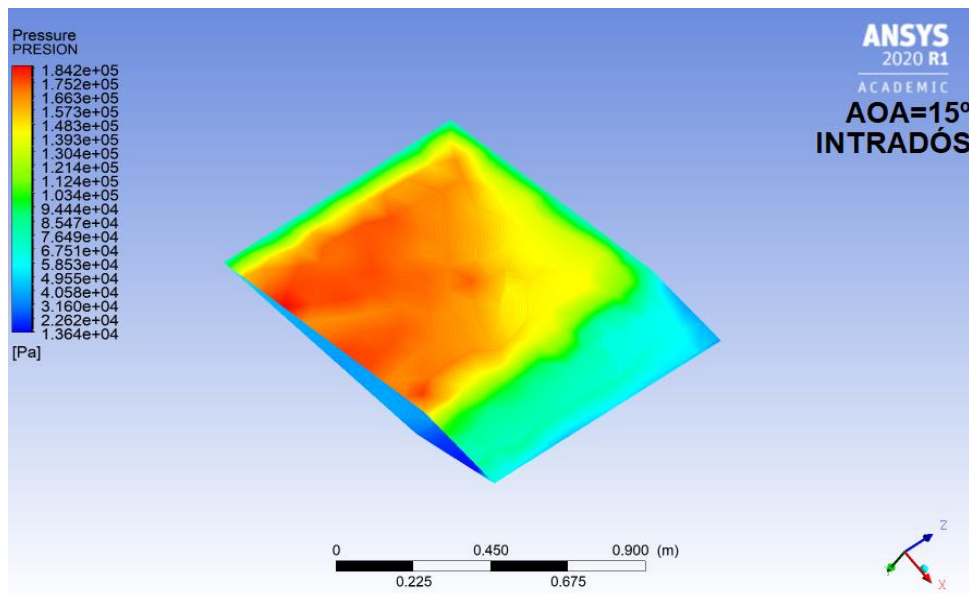
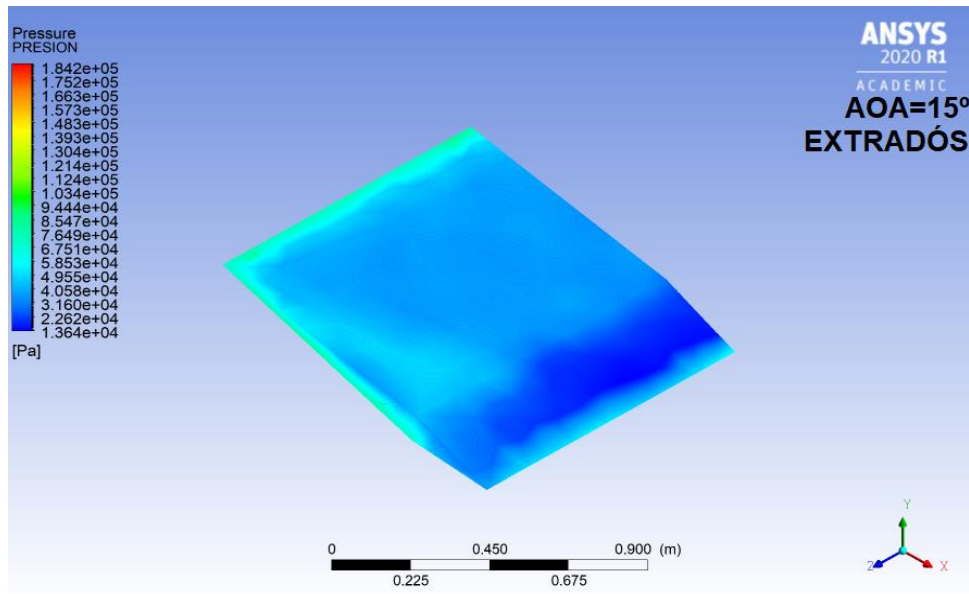
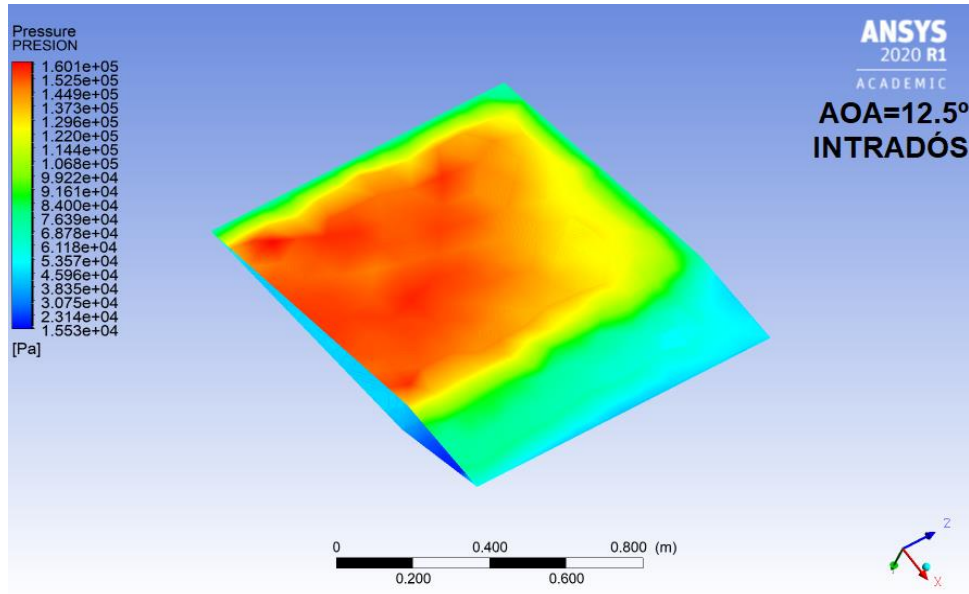


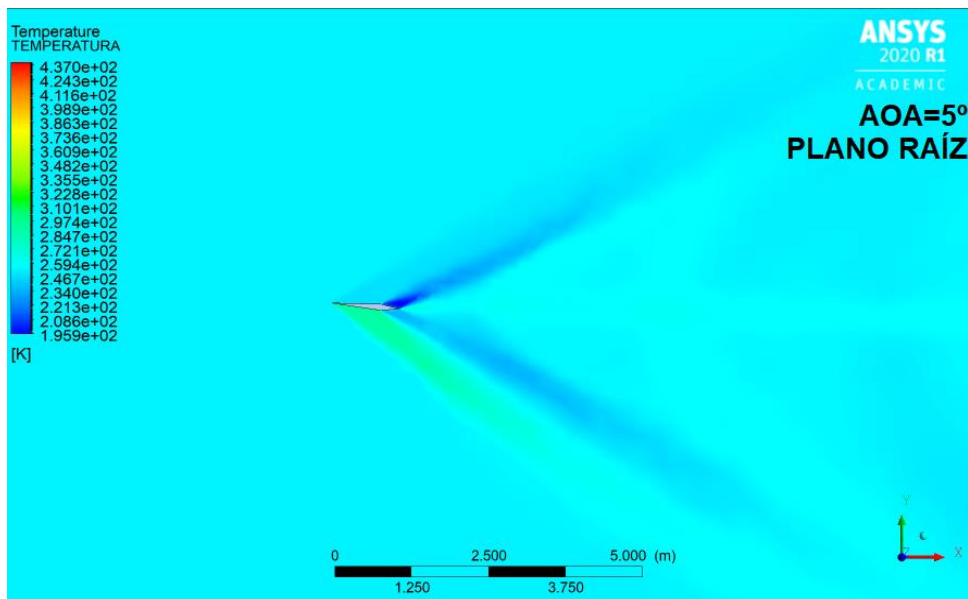
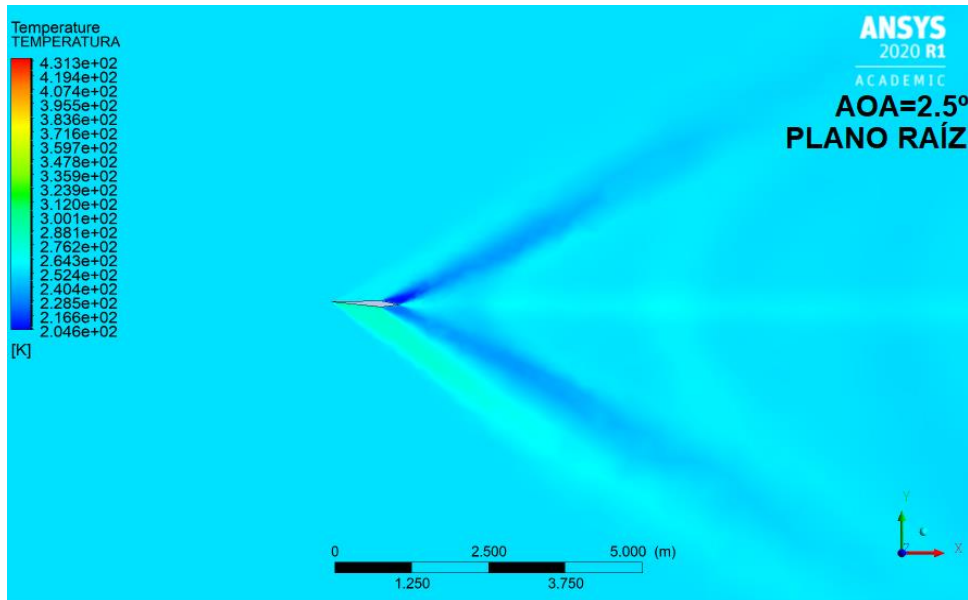
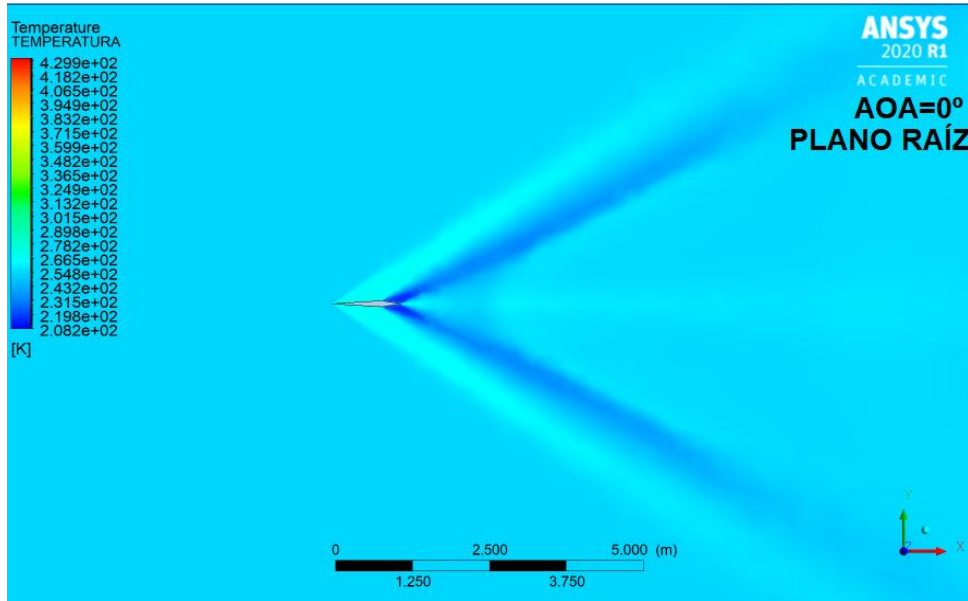




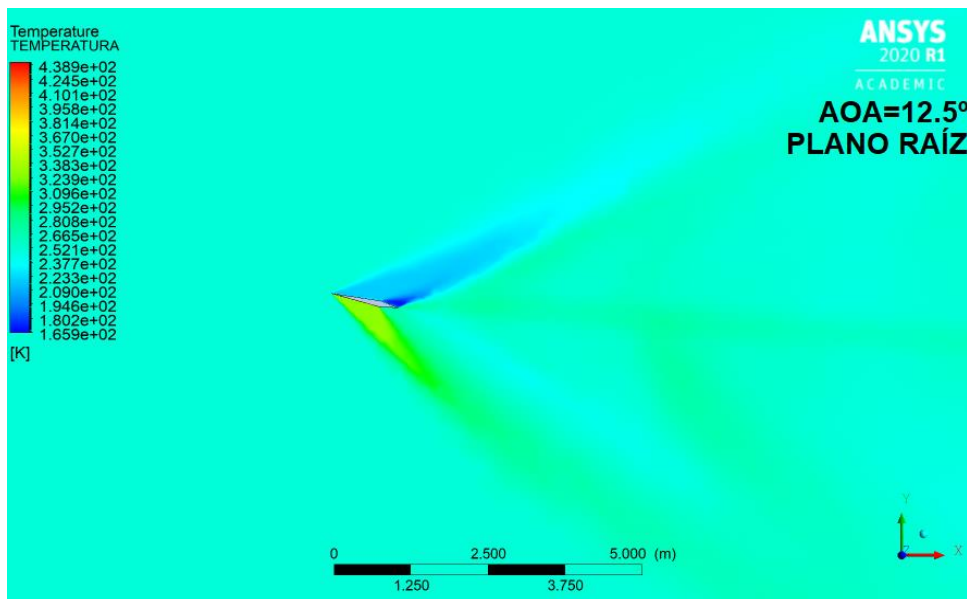
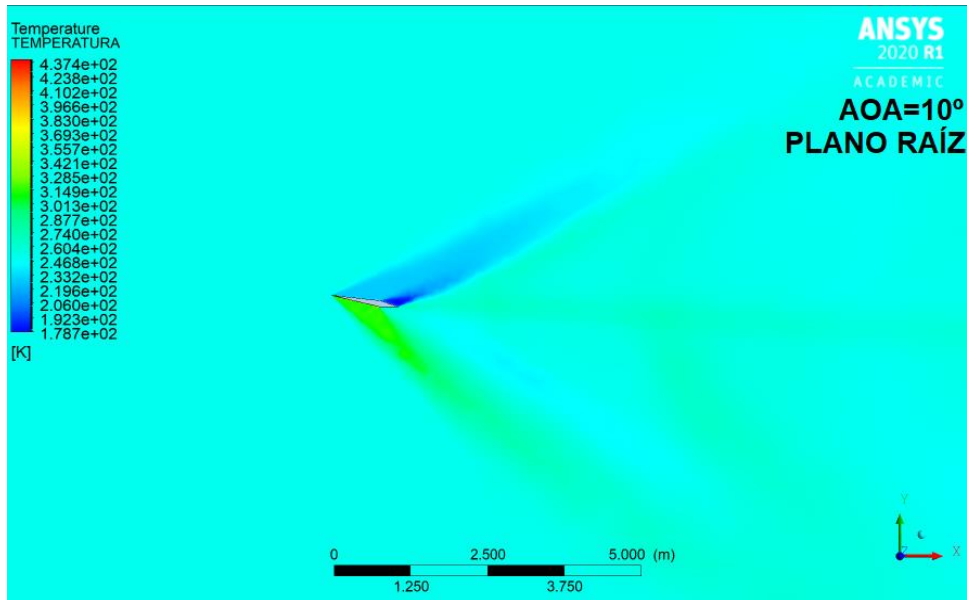
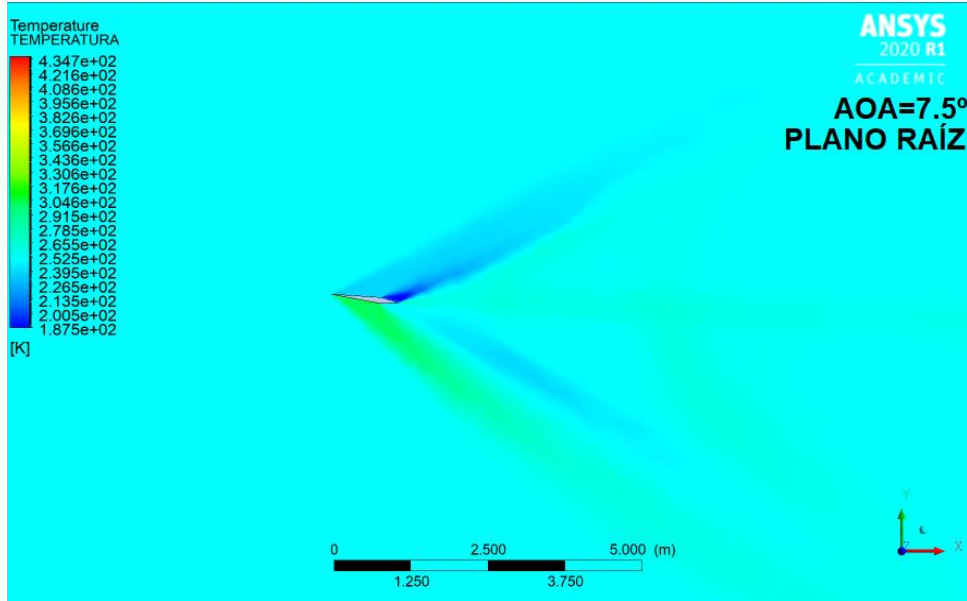


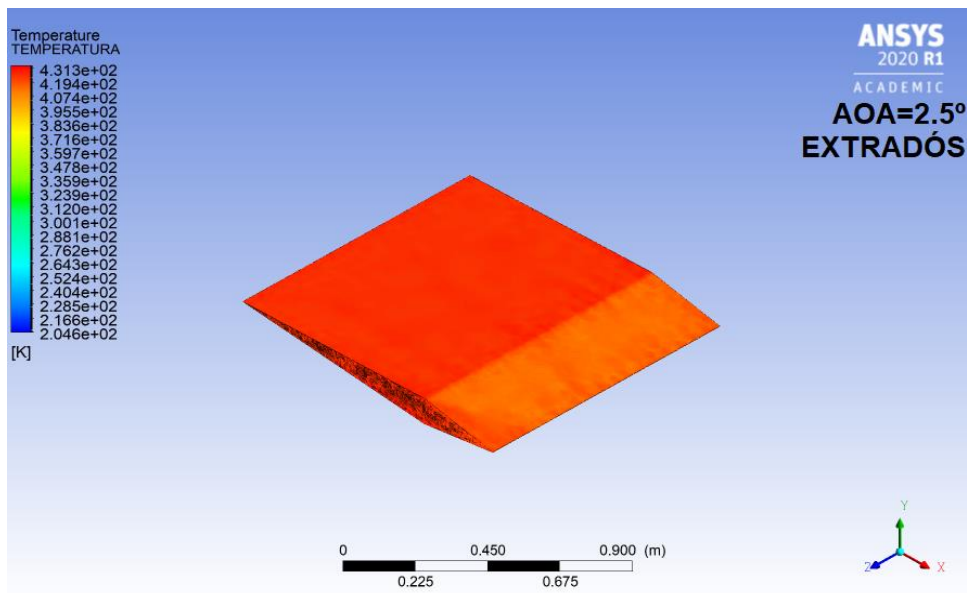
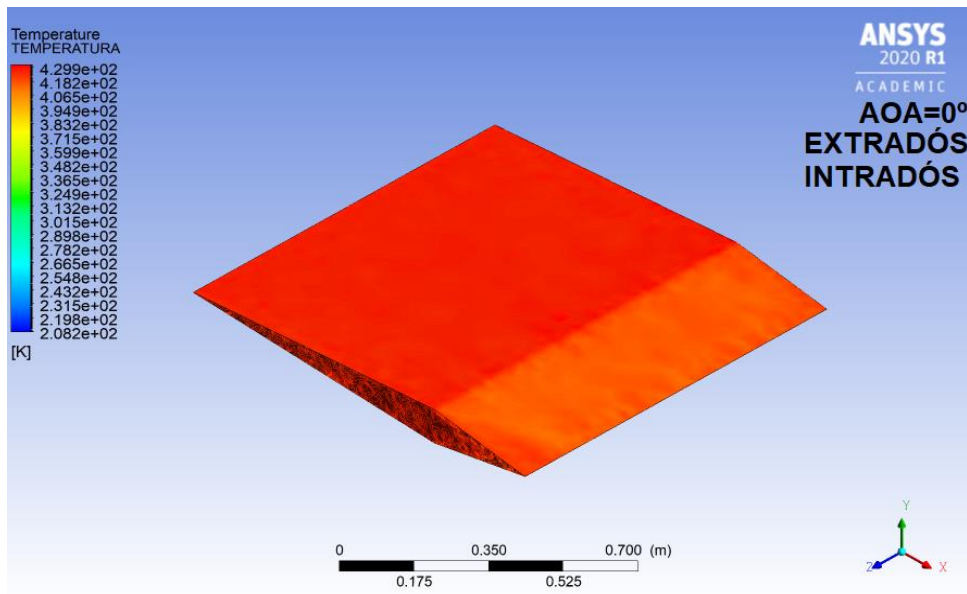
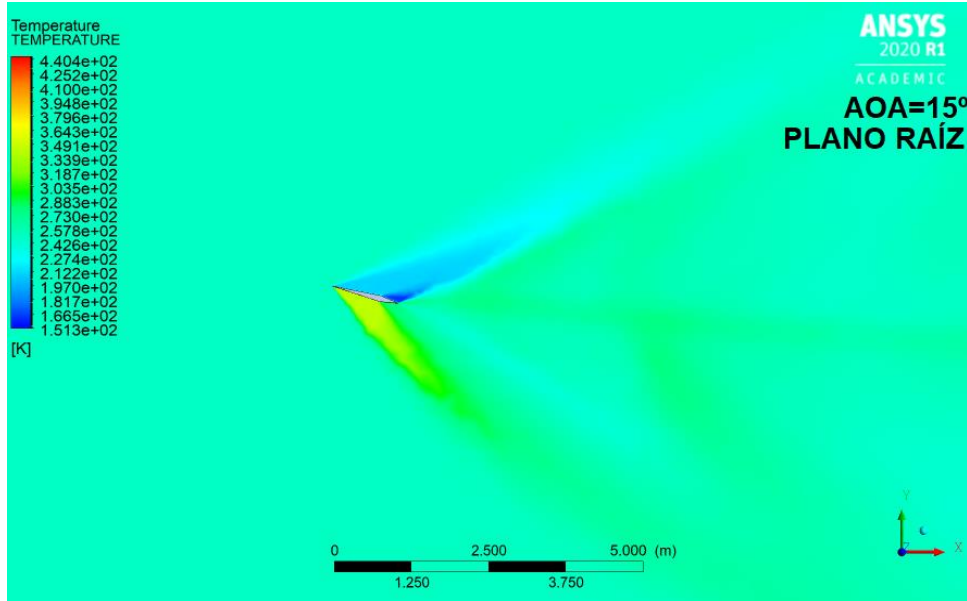


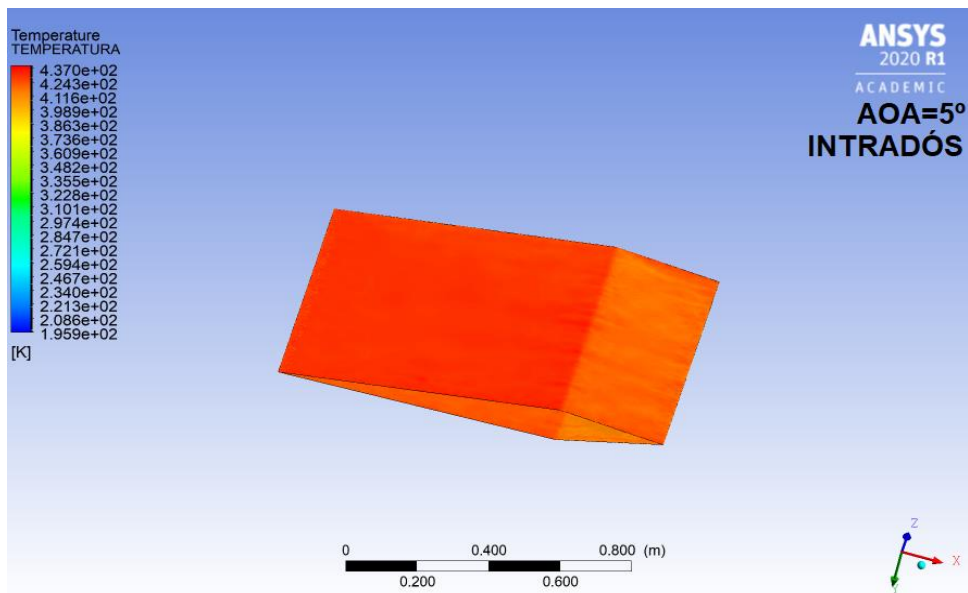
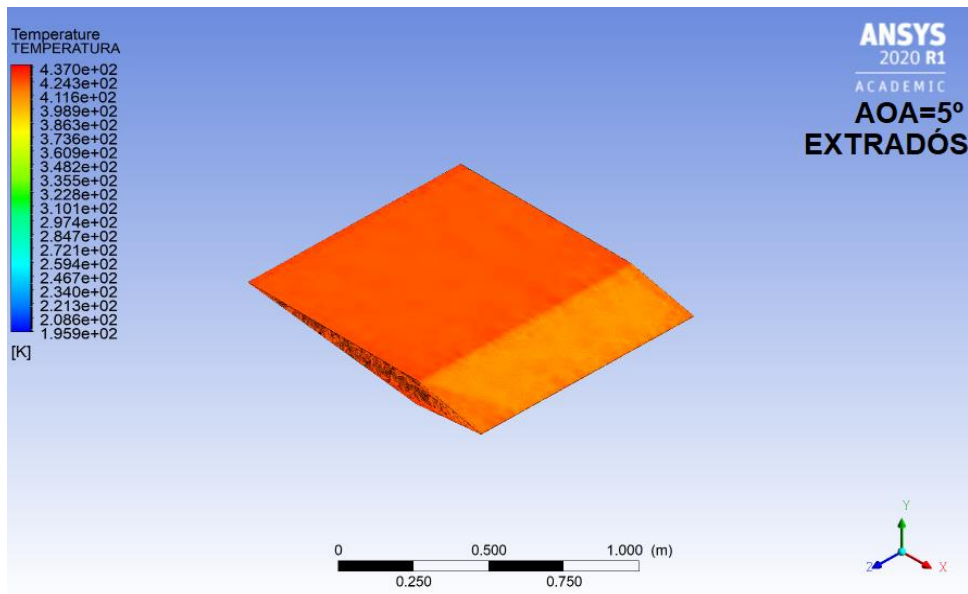
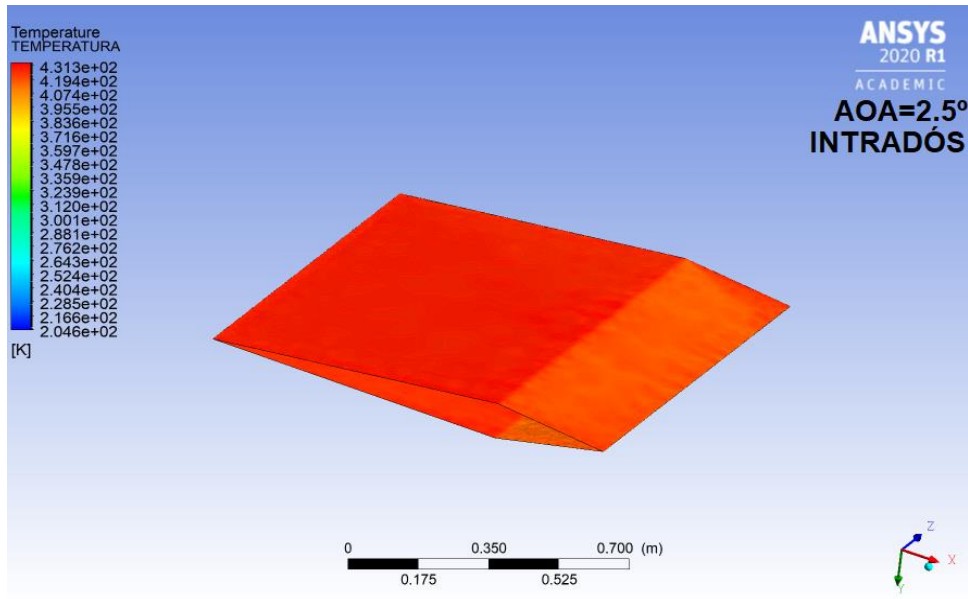


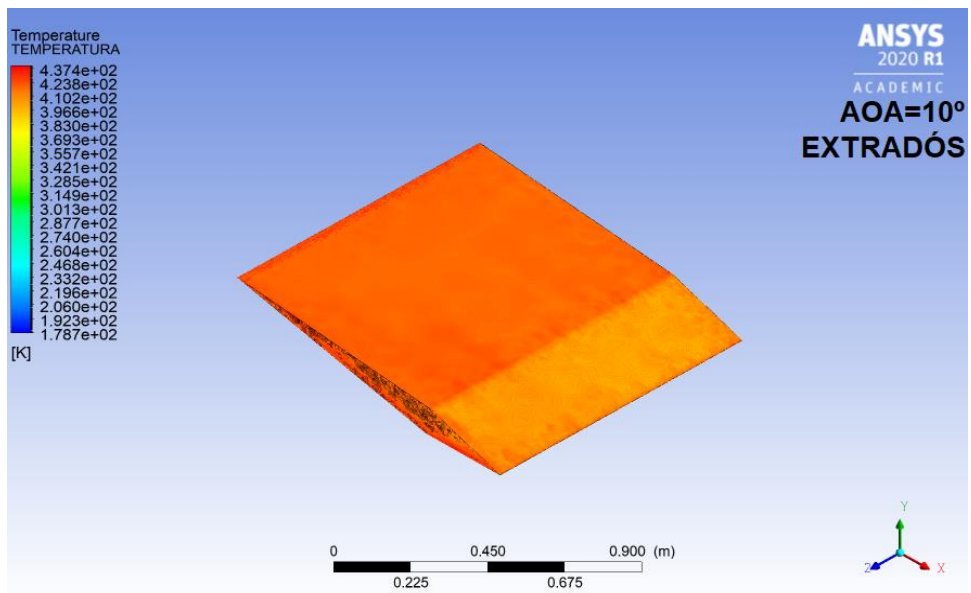
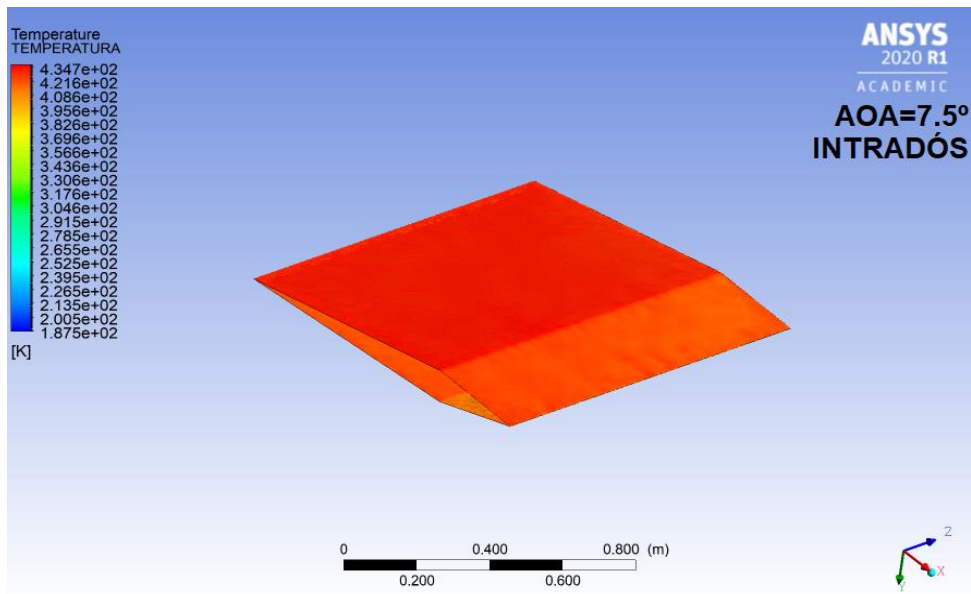
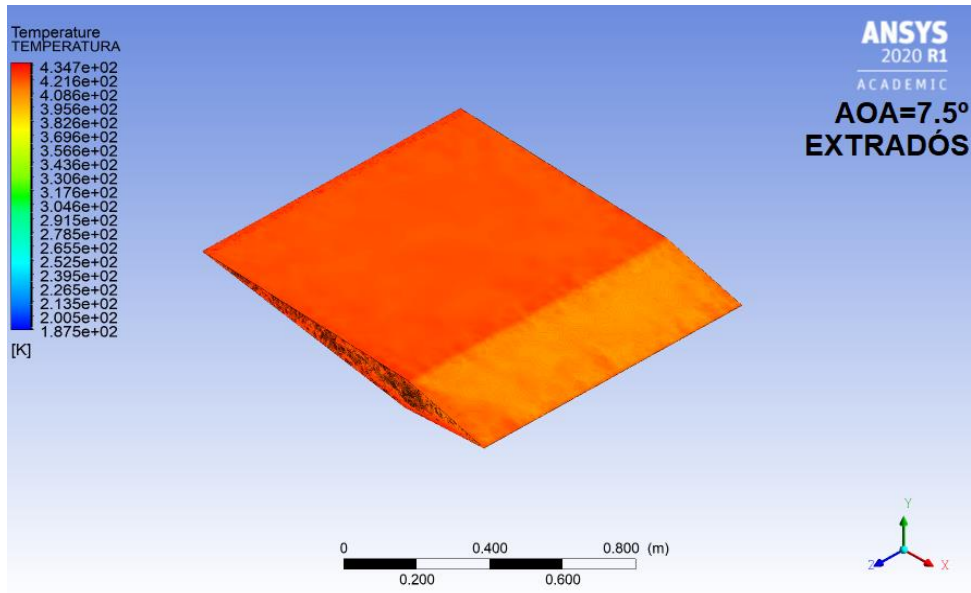


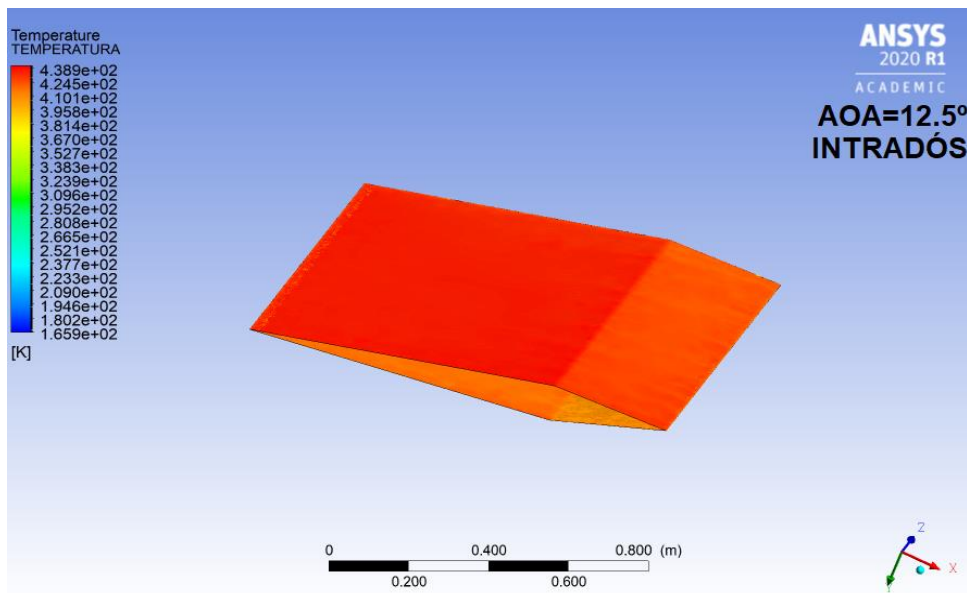
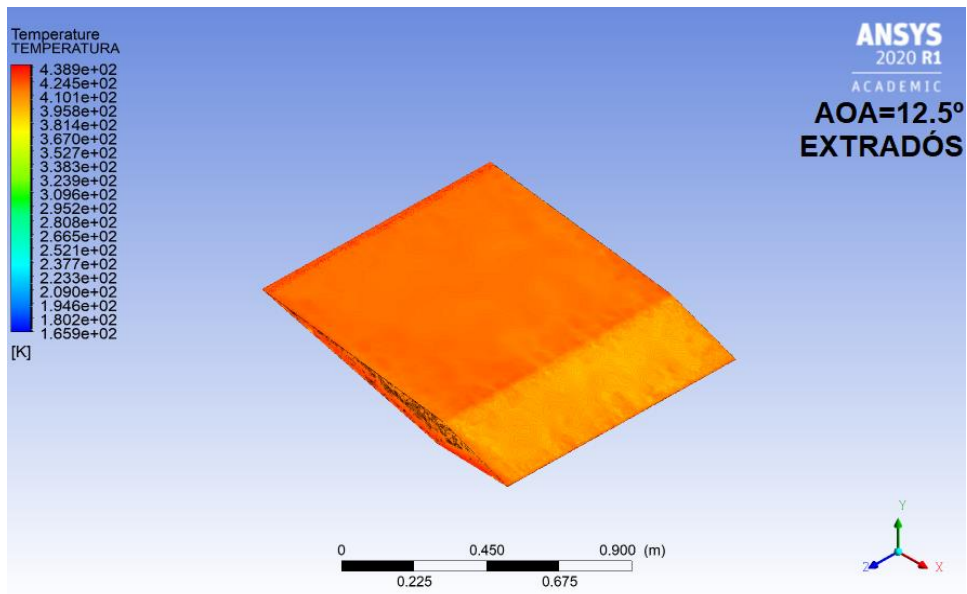
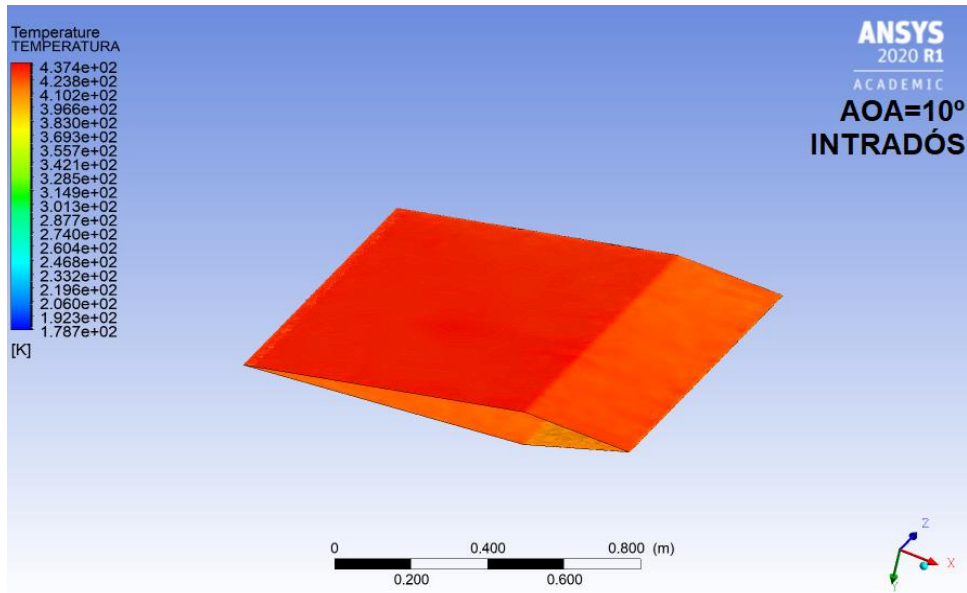




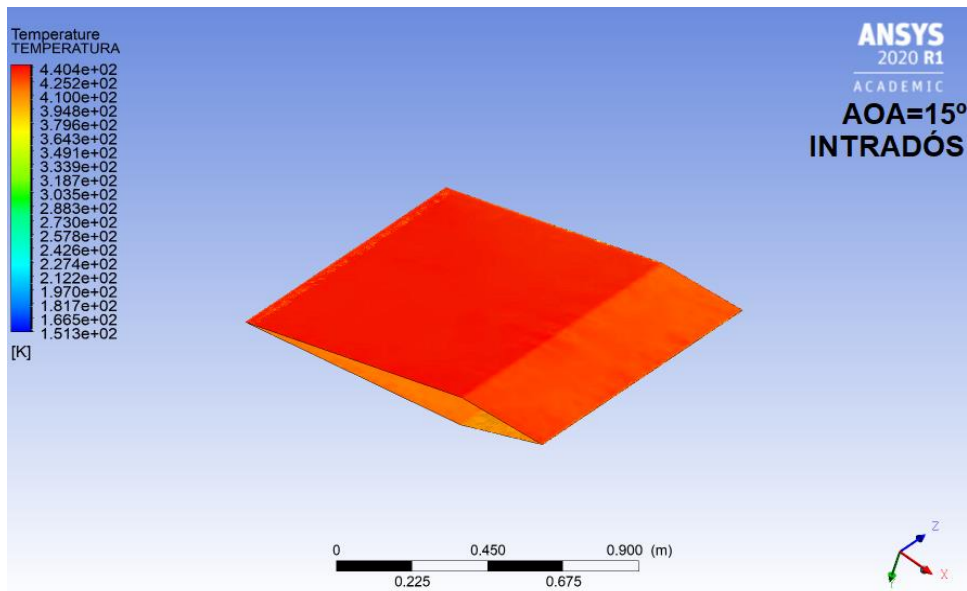
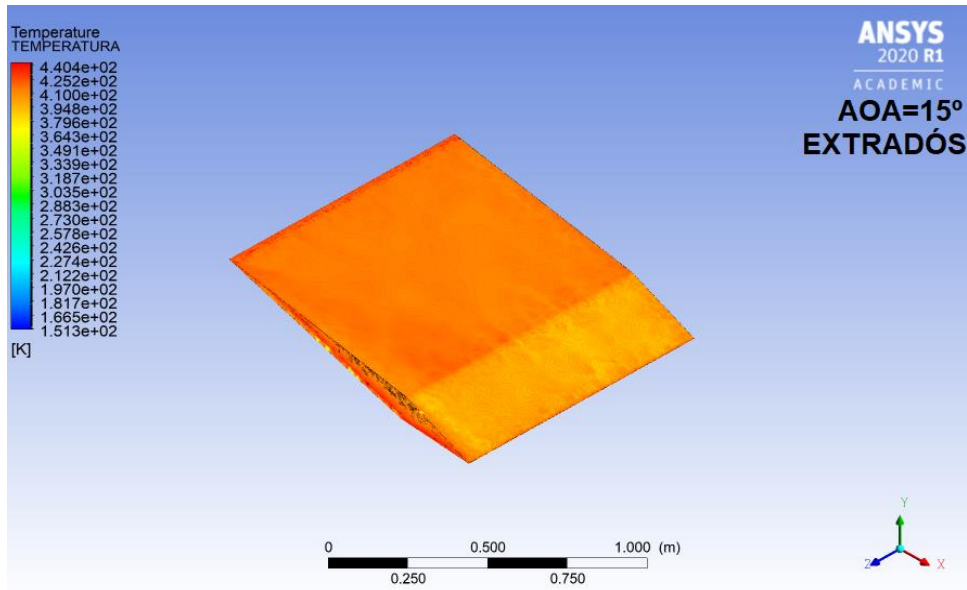




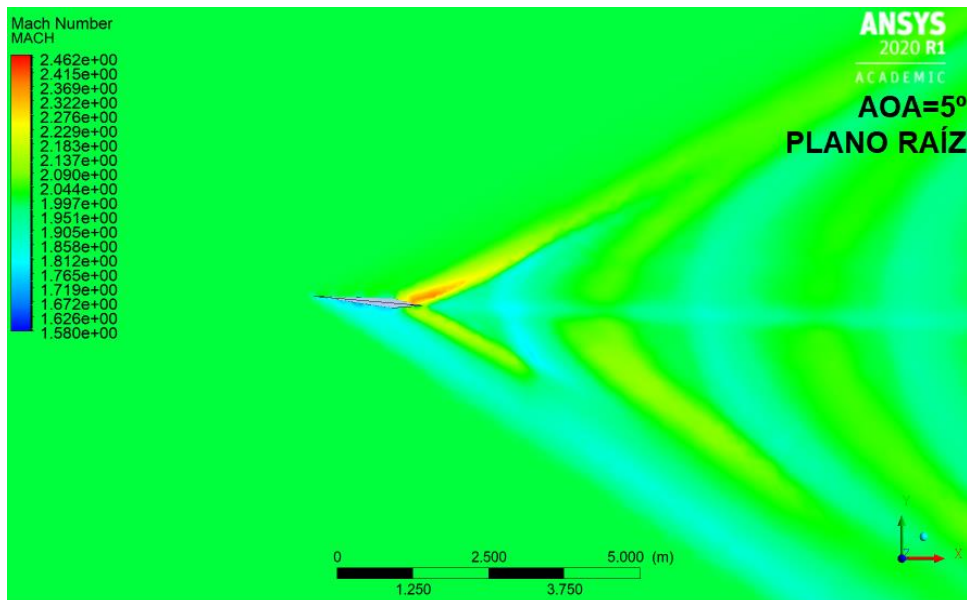
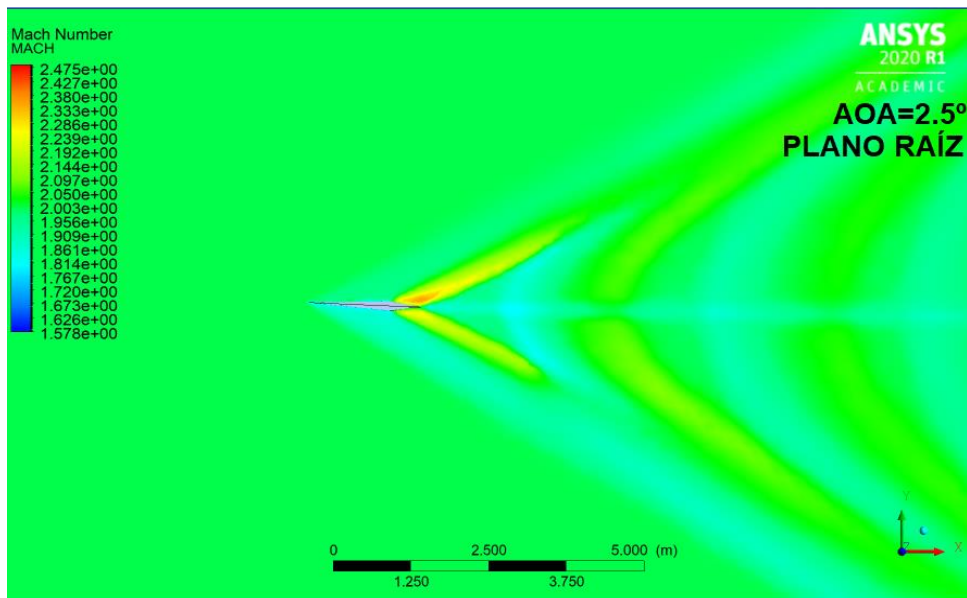
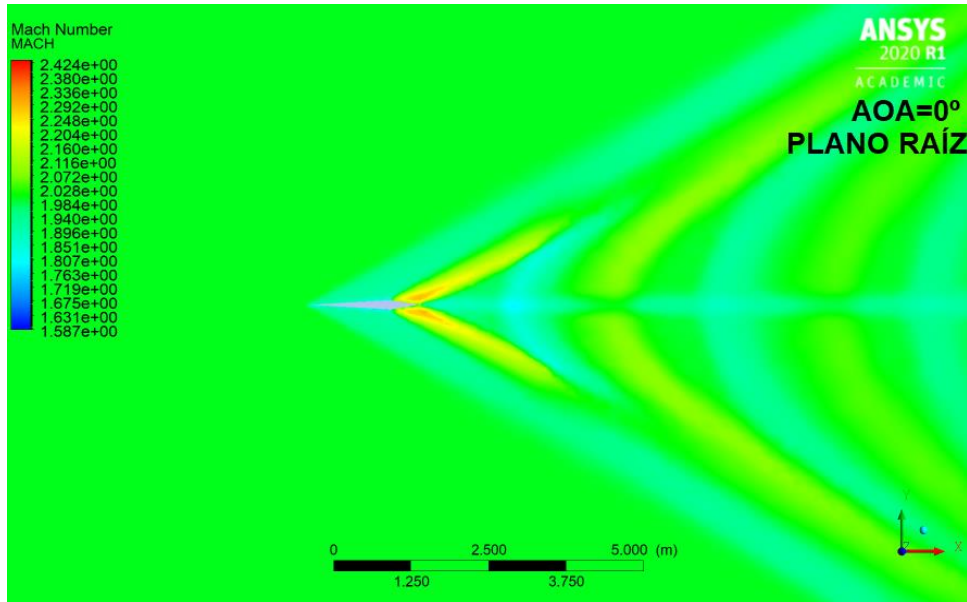




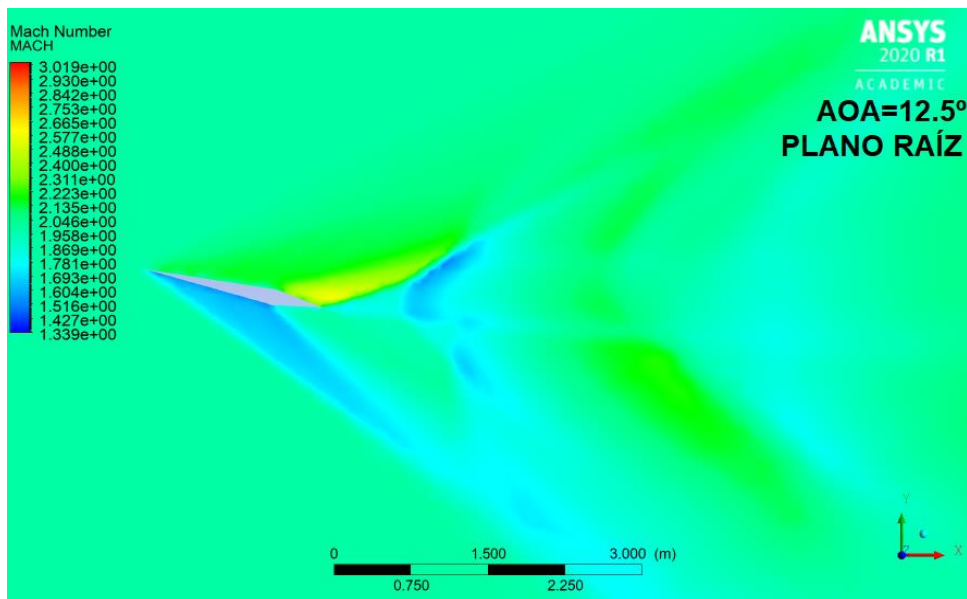
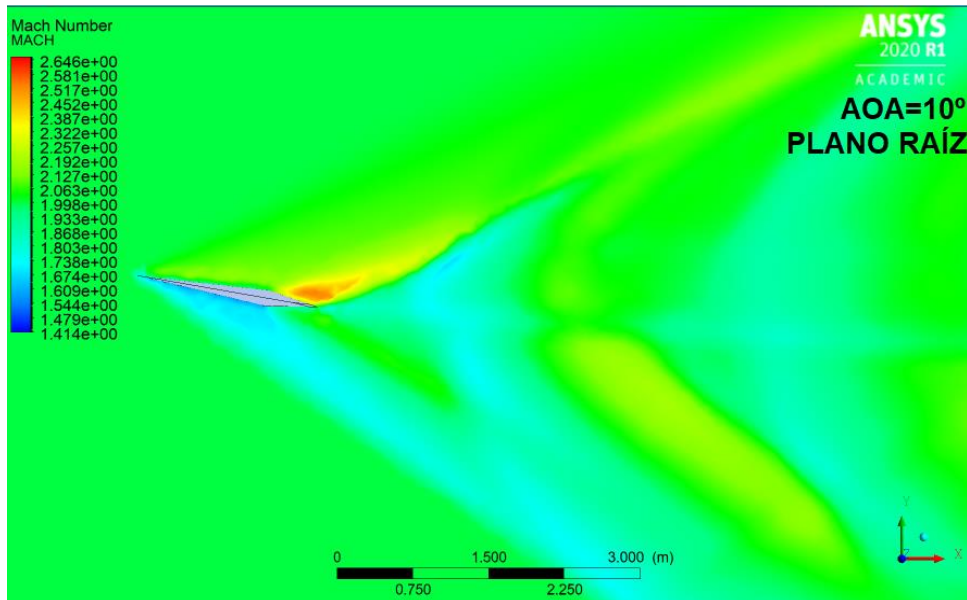
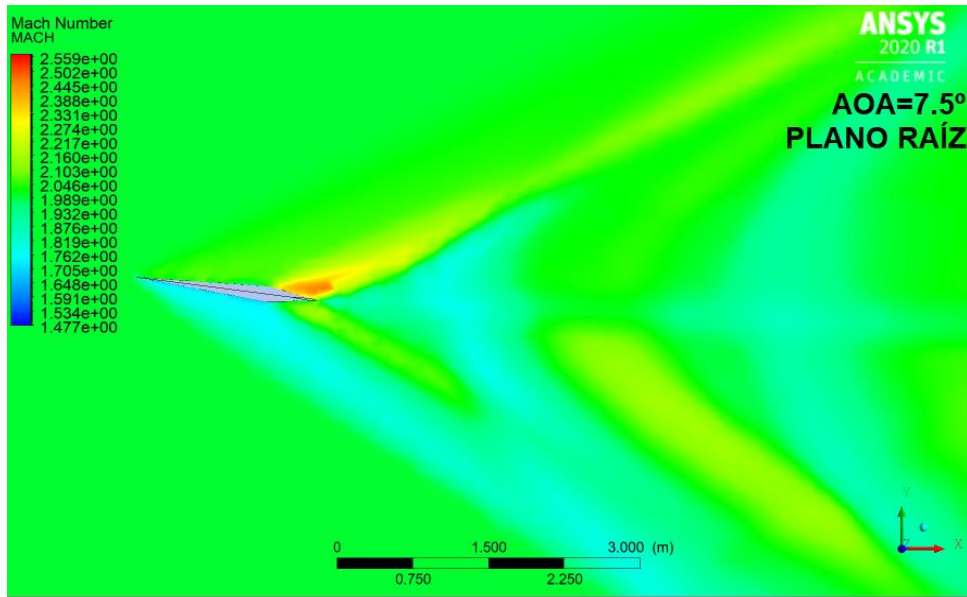


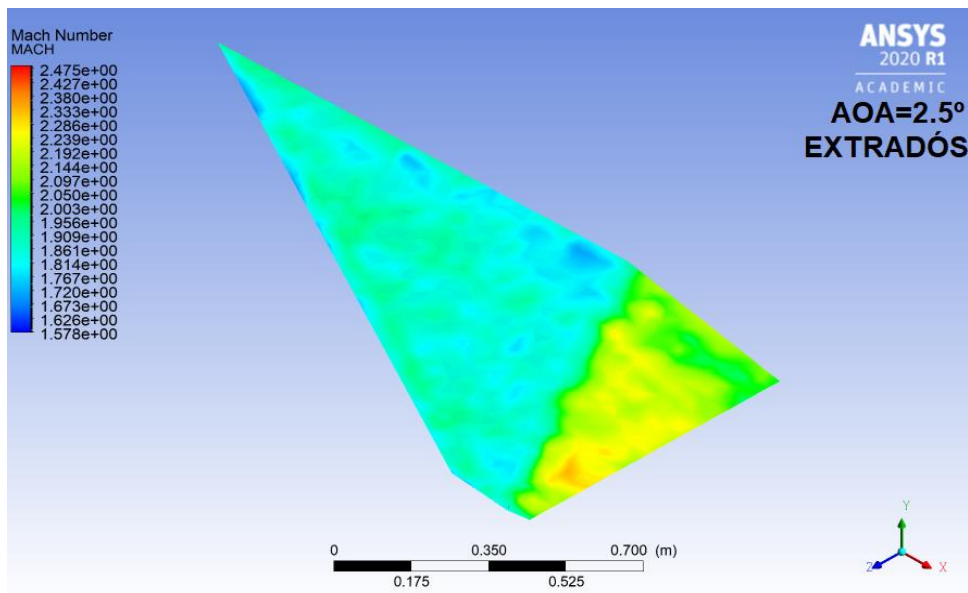
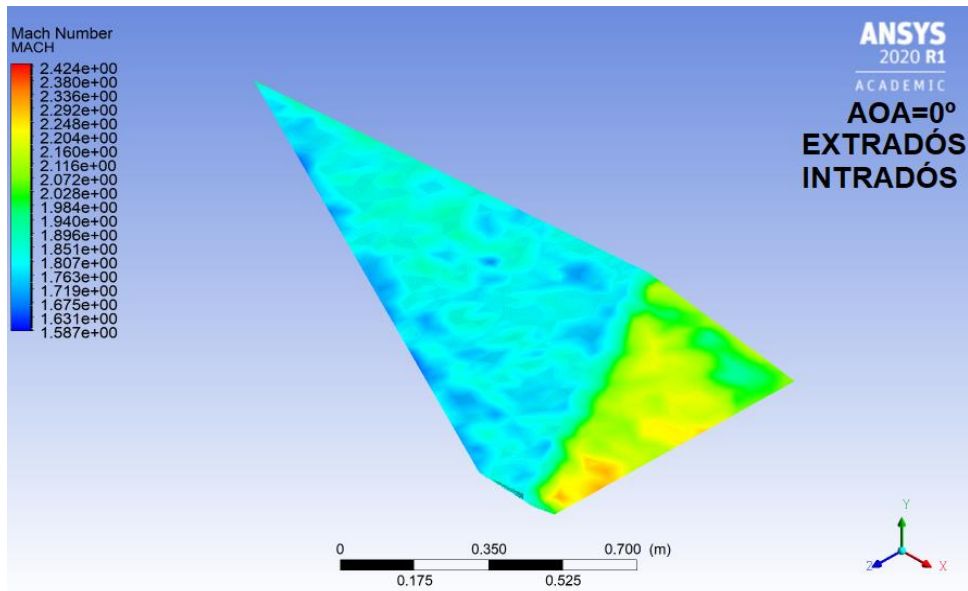
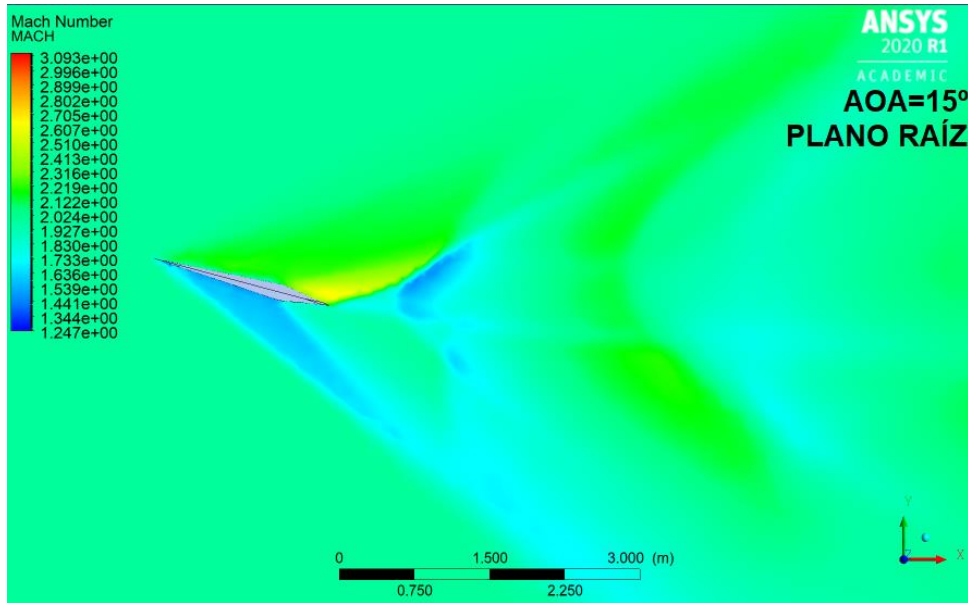


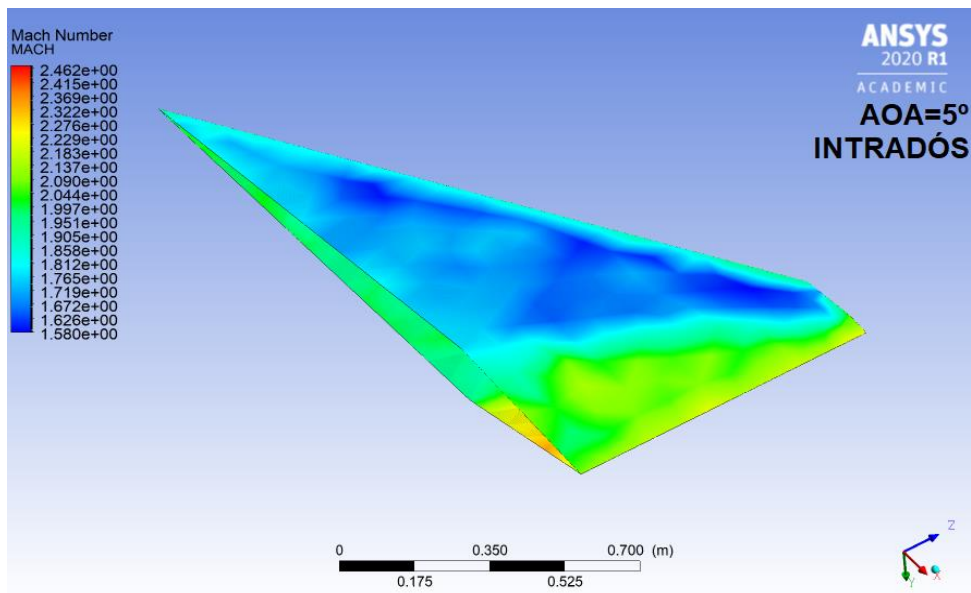
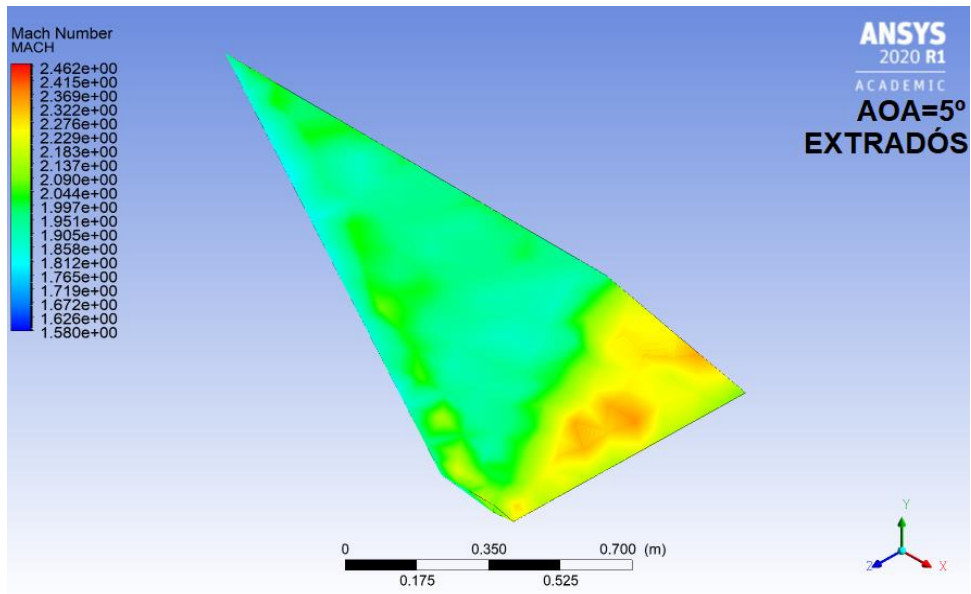
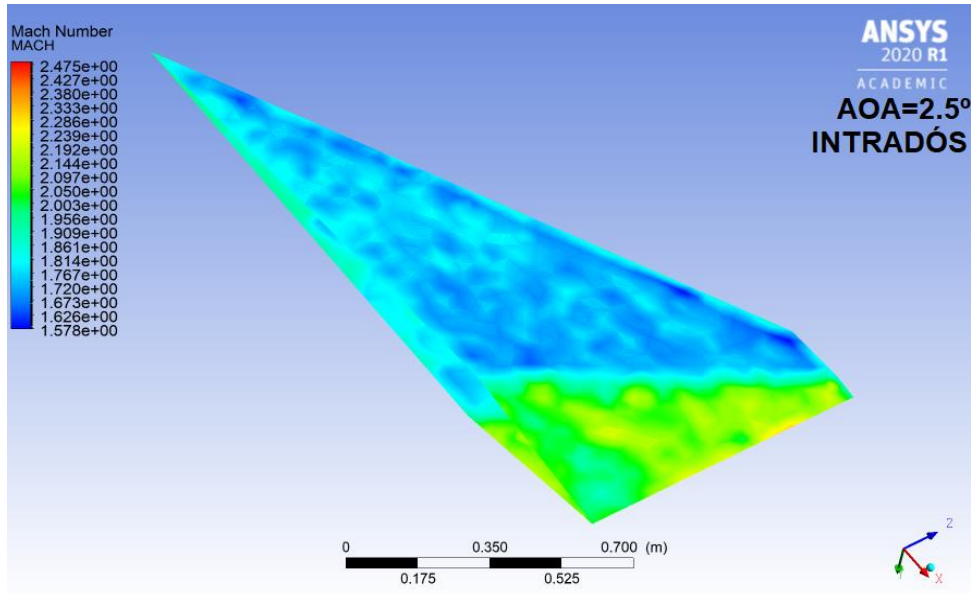
# IMÁGENES DE CONTORNO ALA EN DELTA CON PERFIL ALAR JDR\_II

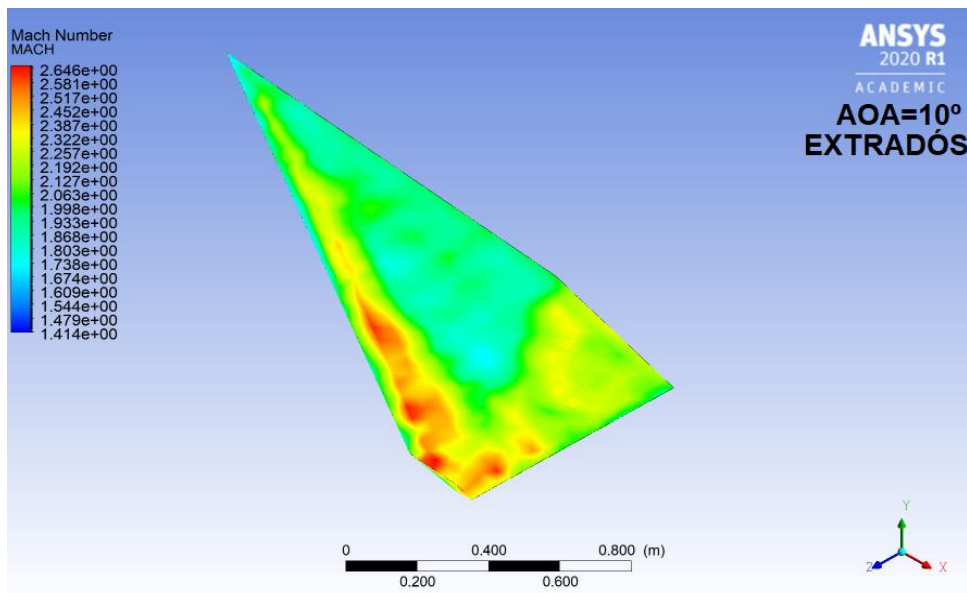
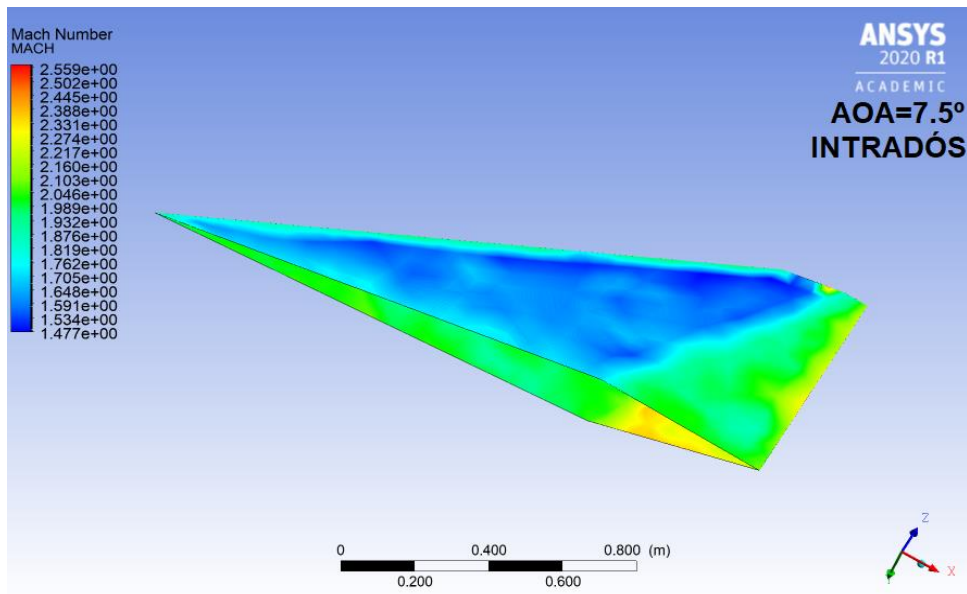
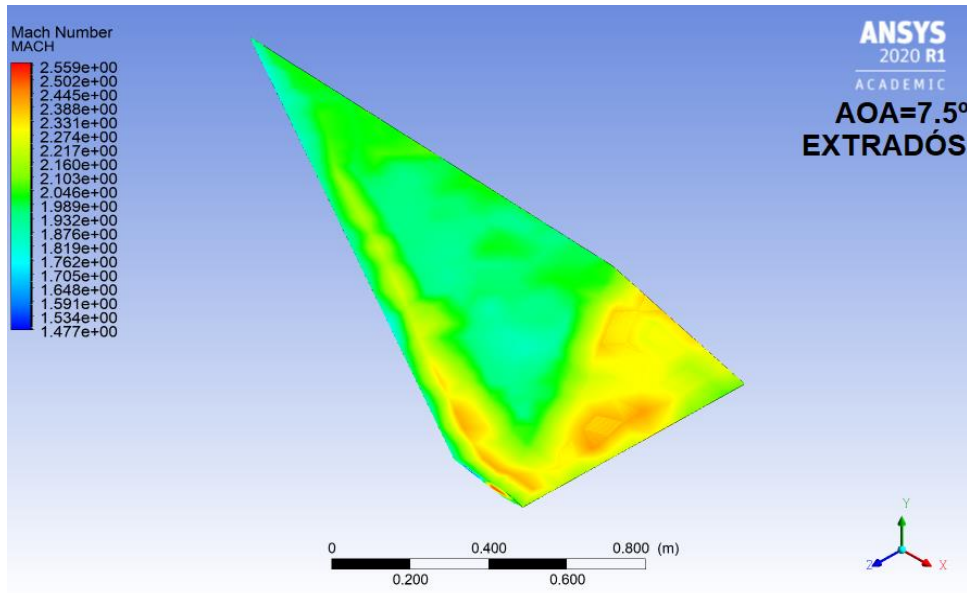




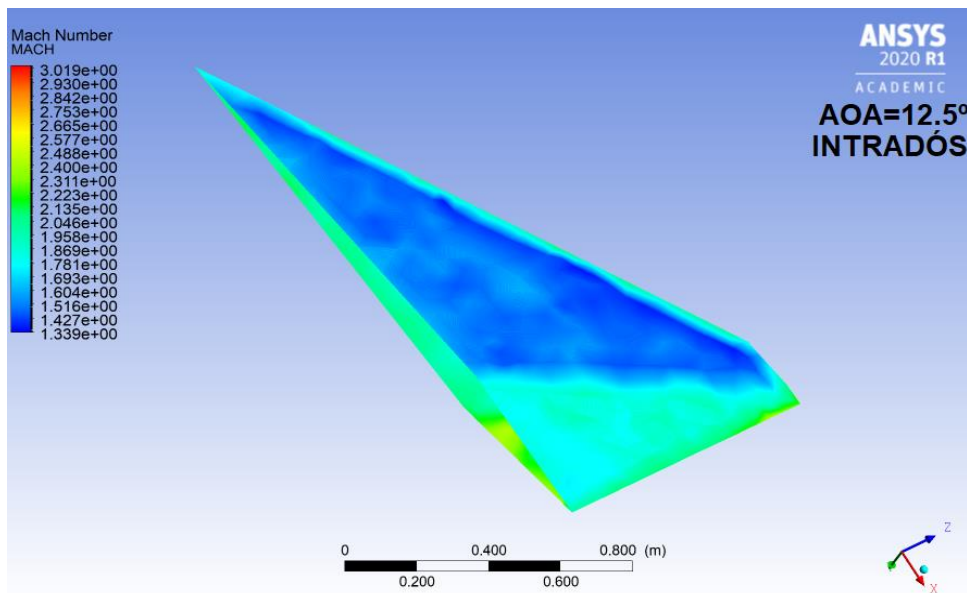
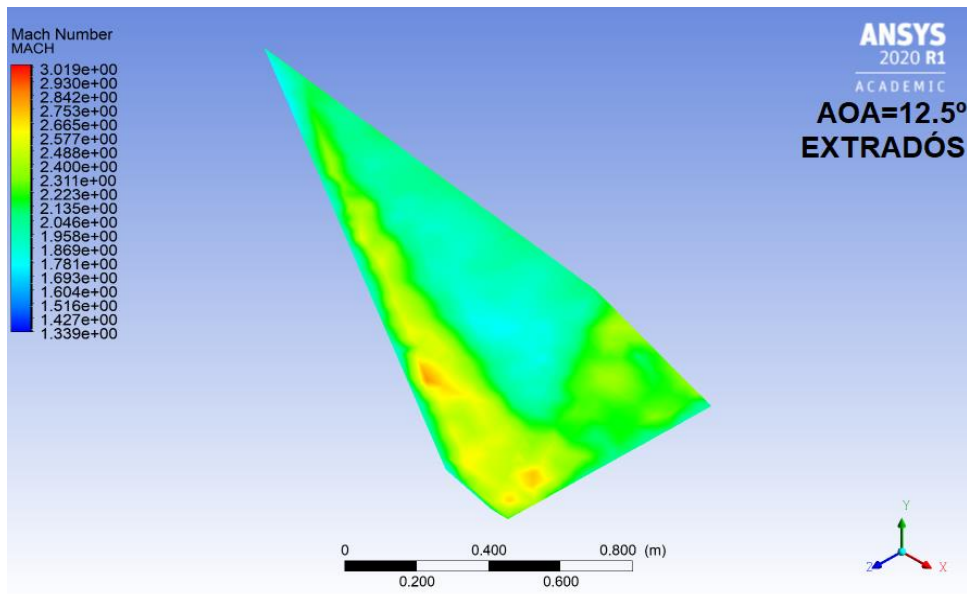
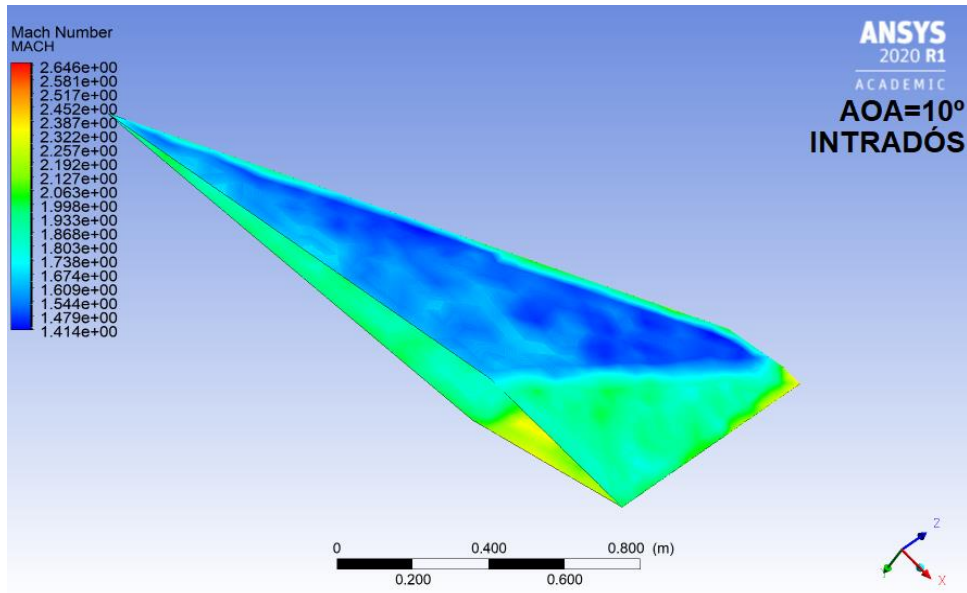


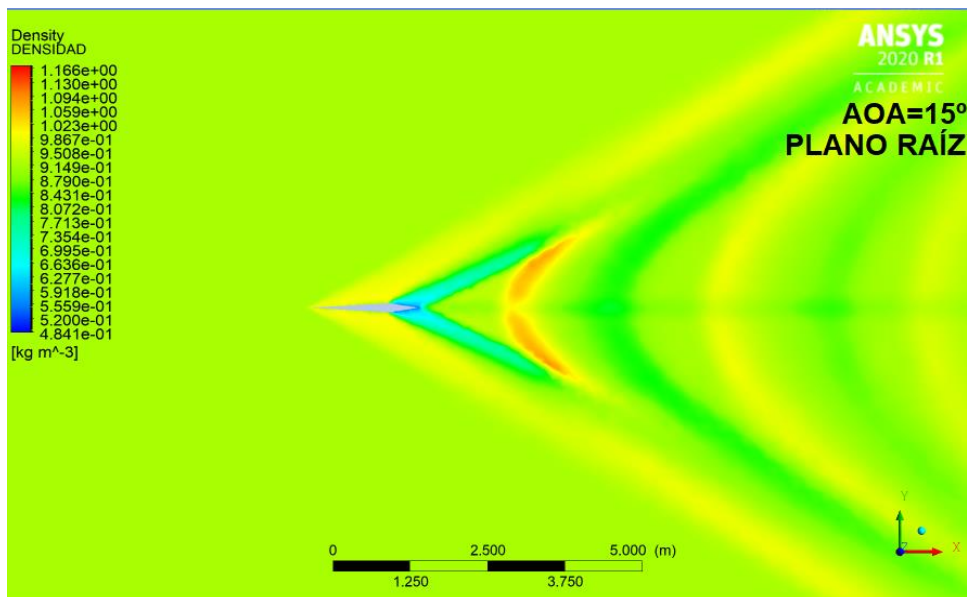
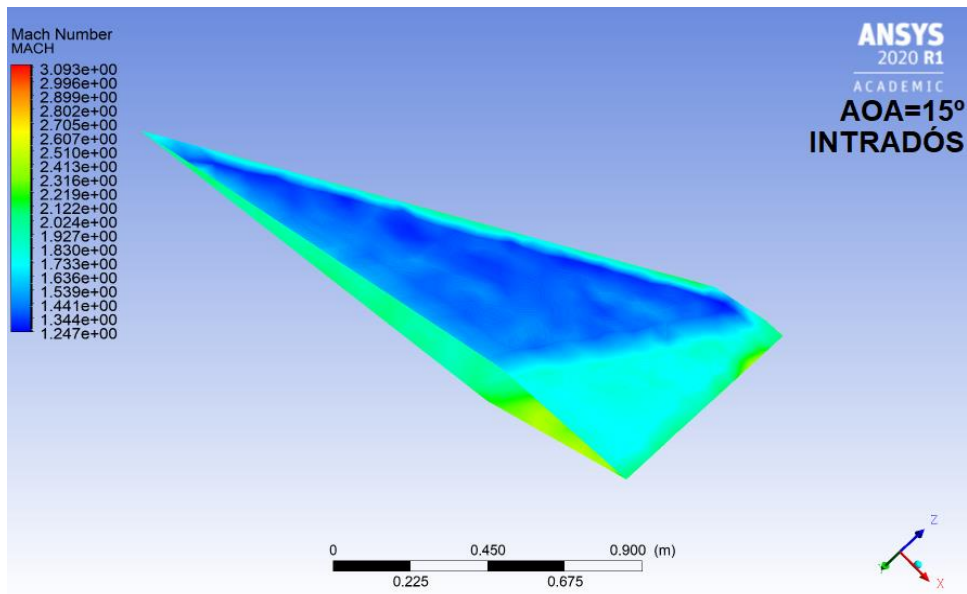
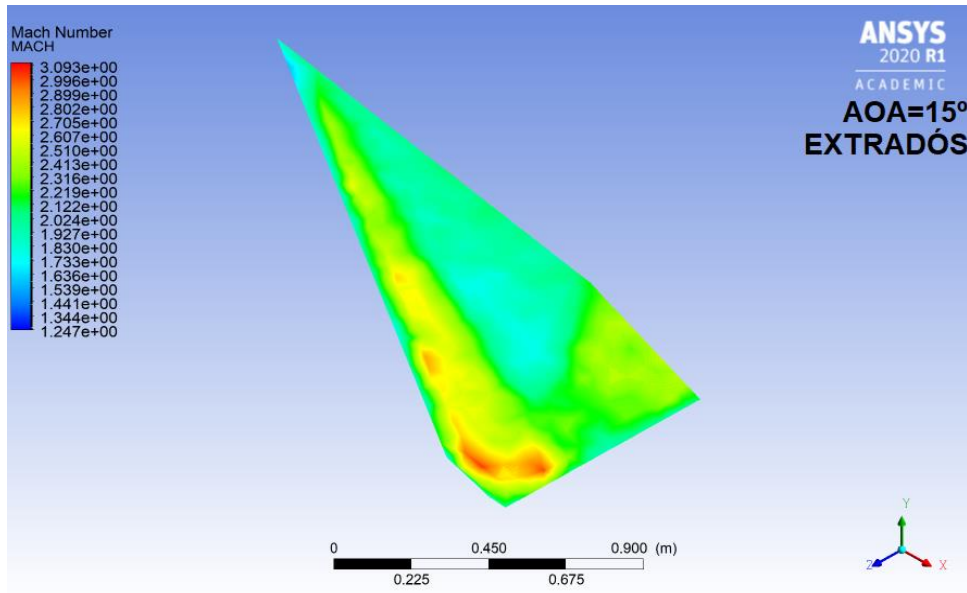




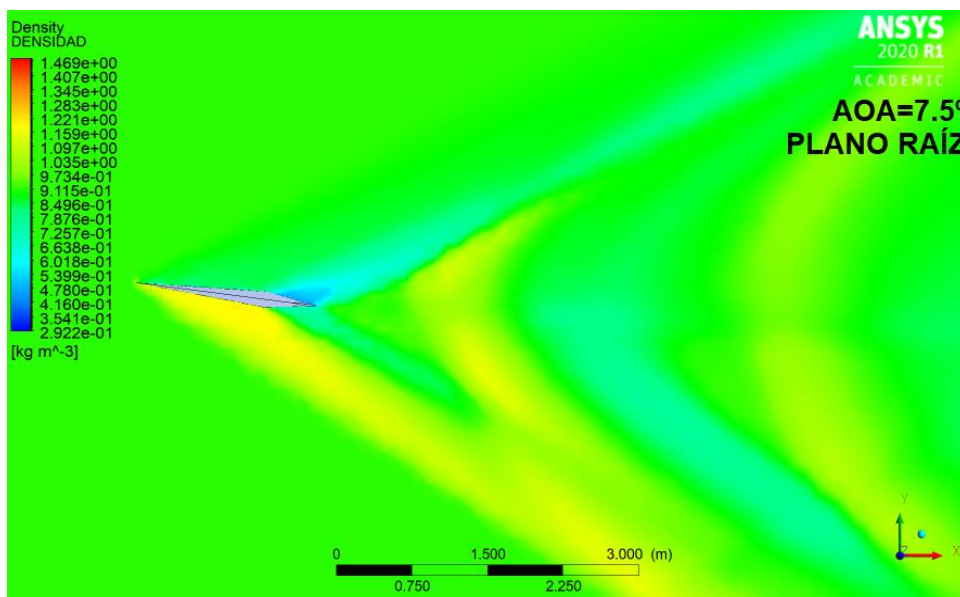
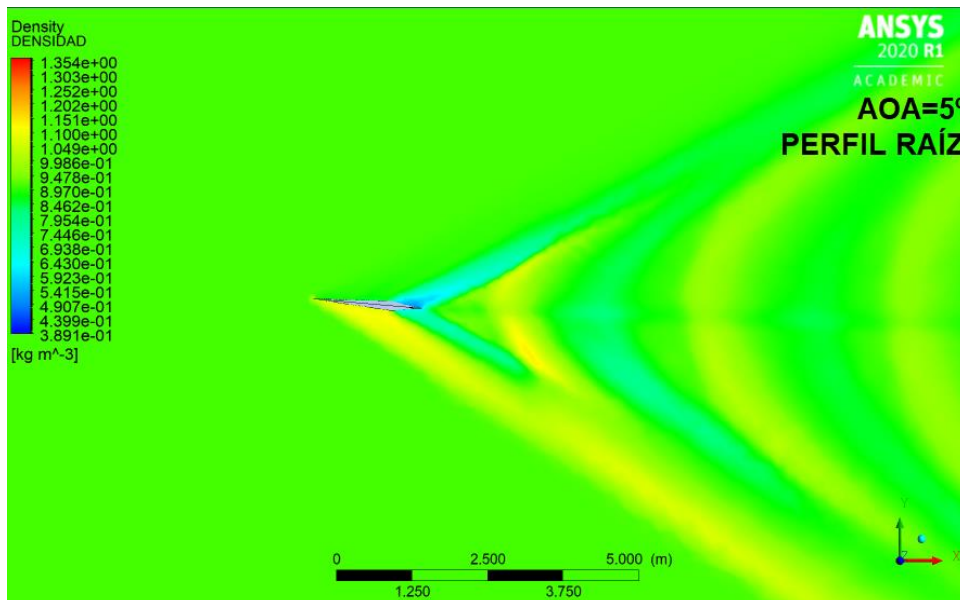
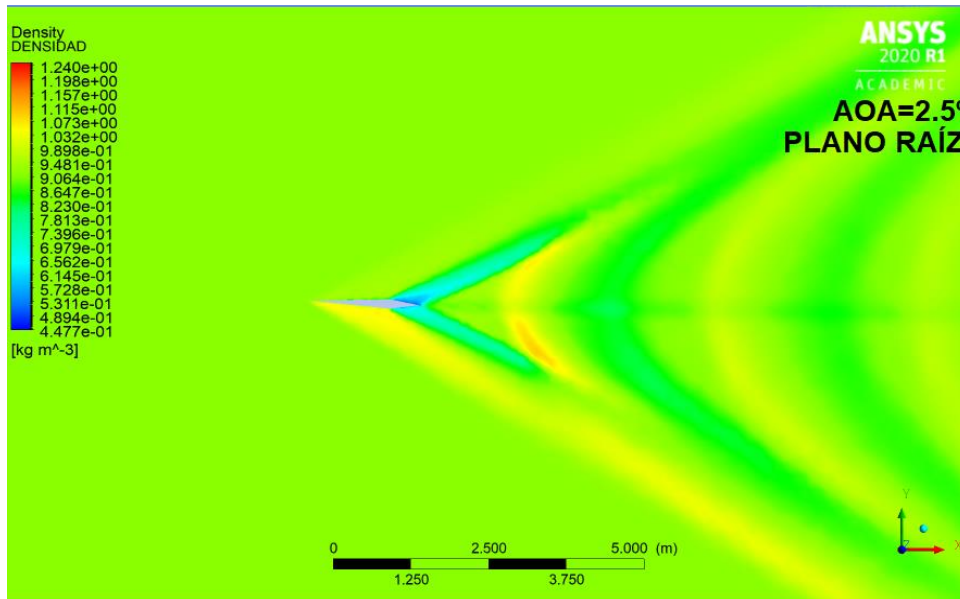


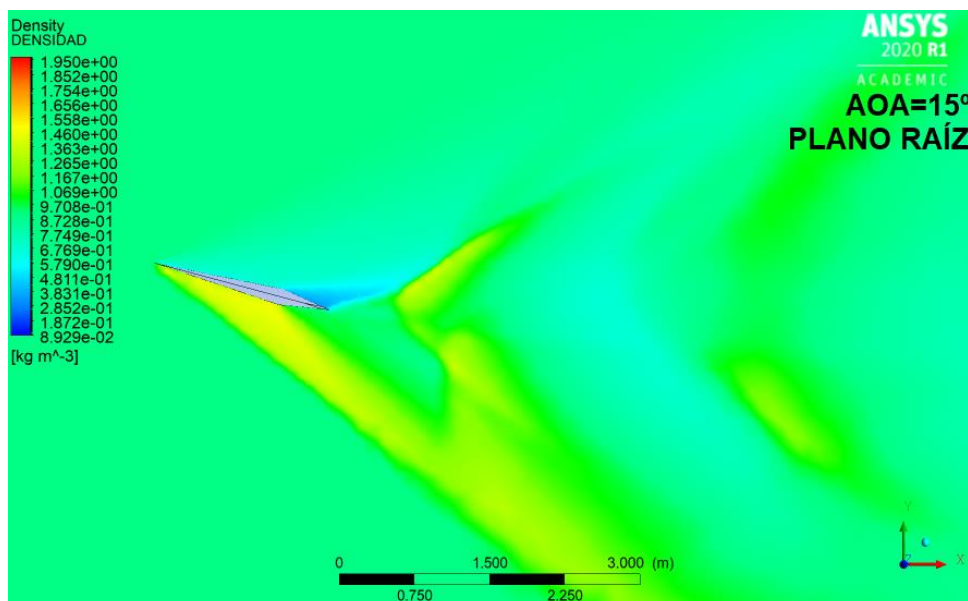
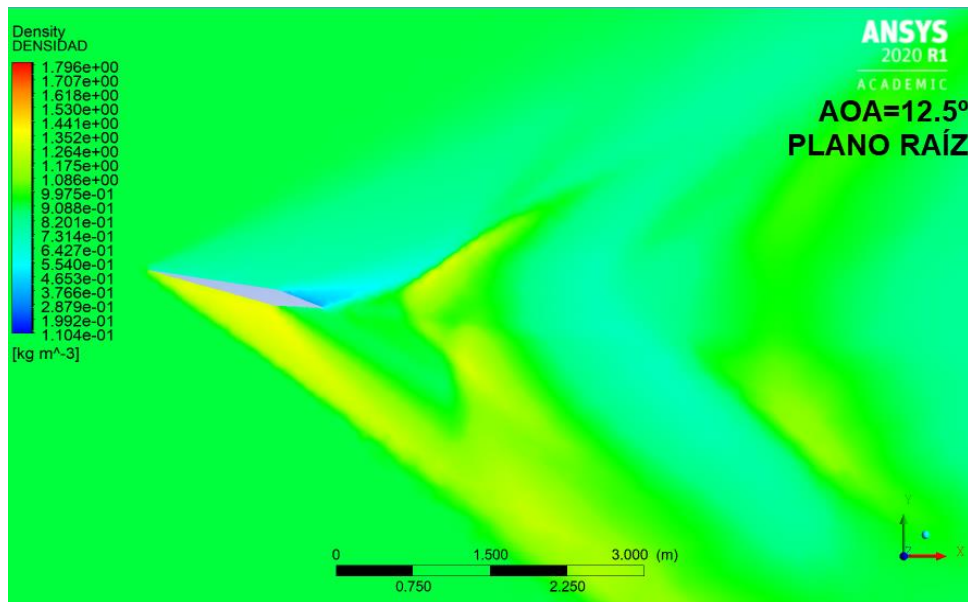
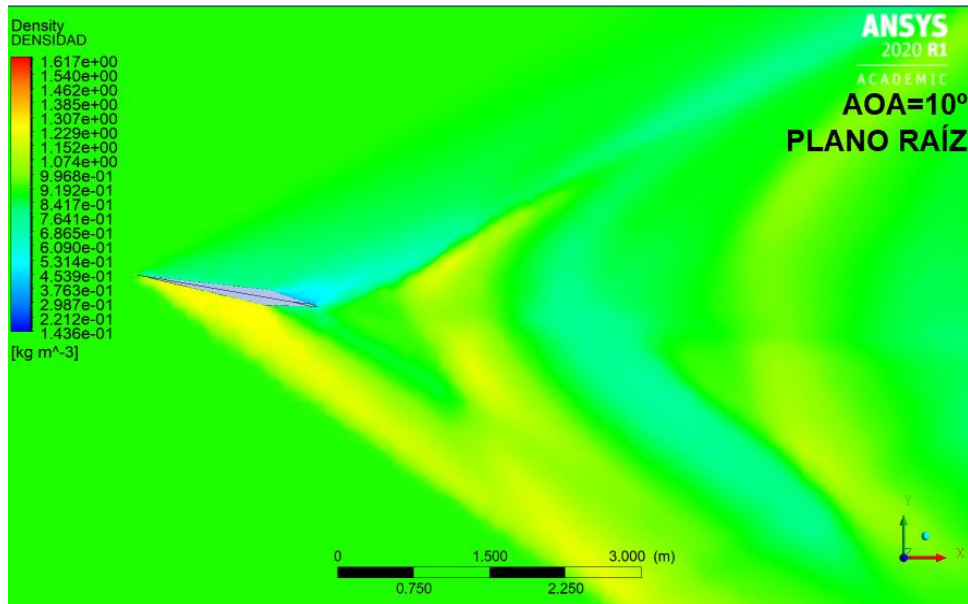


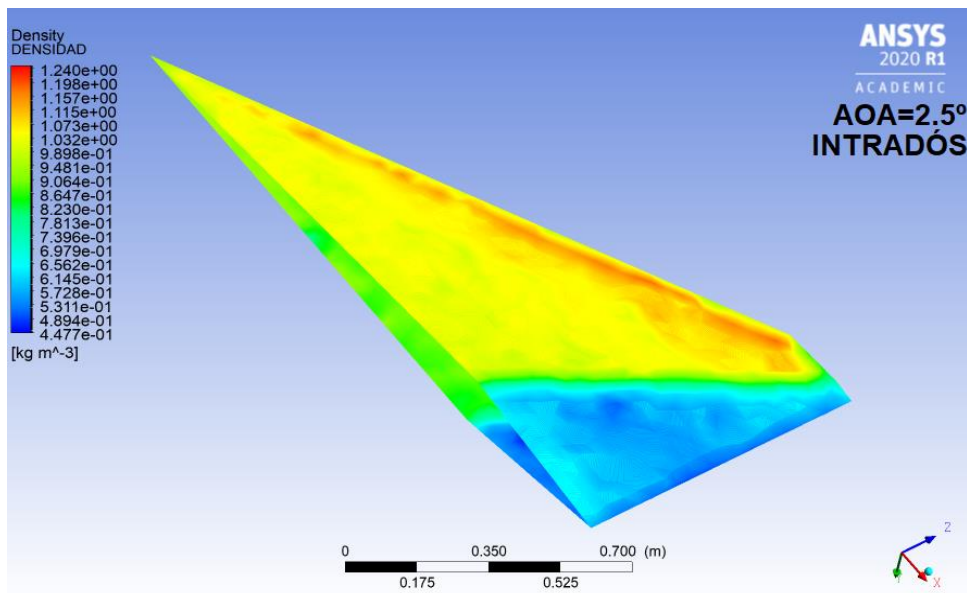
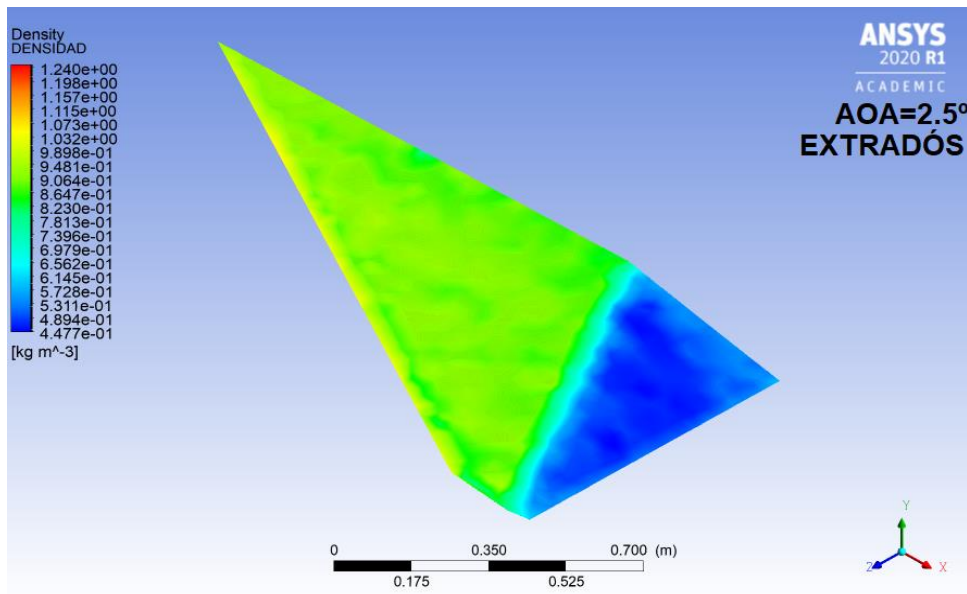
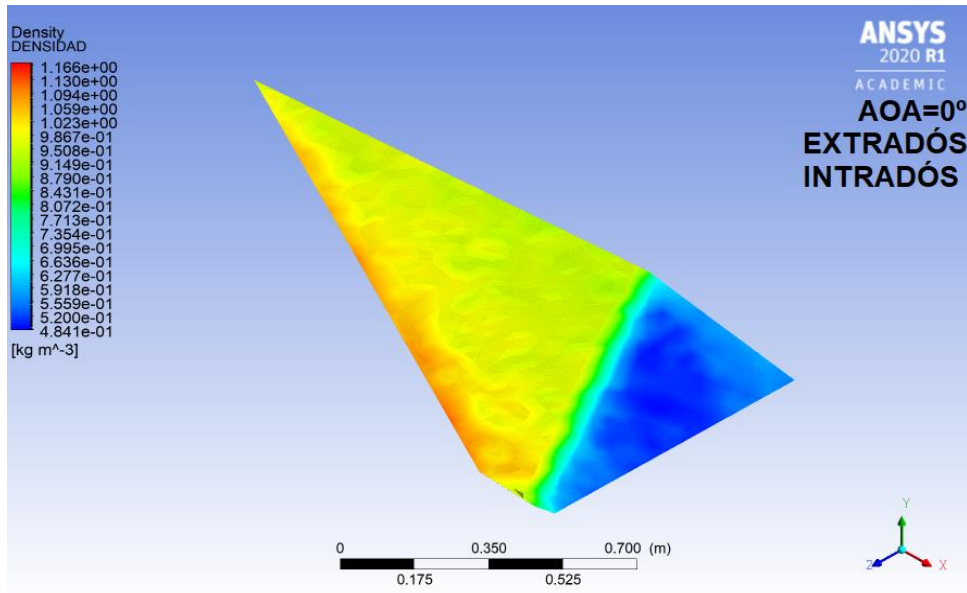


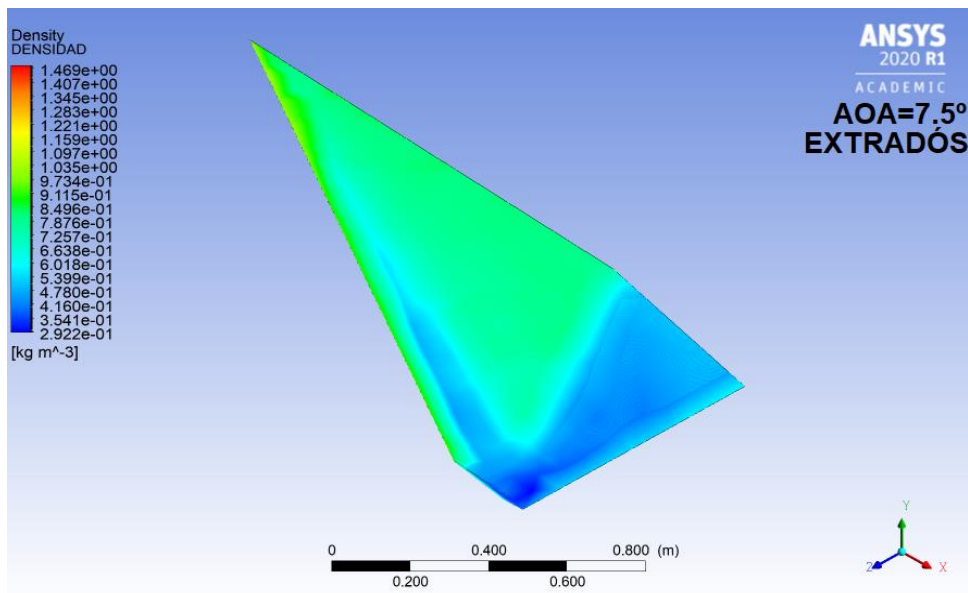
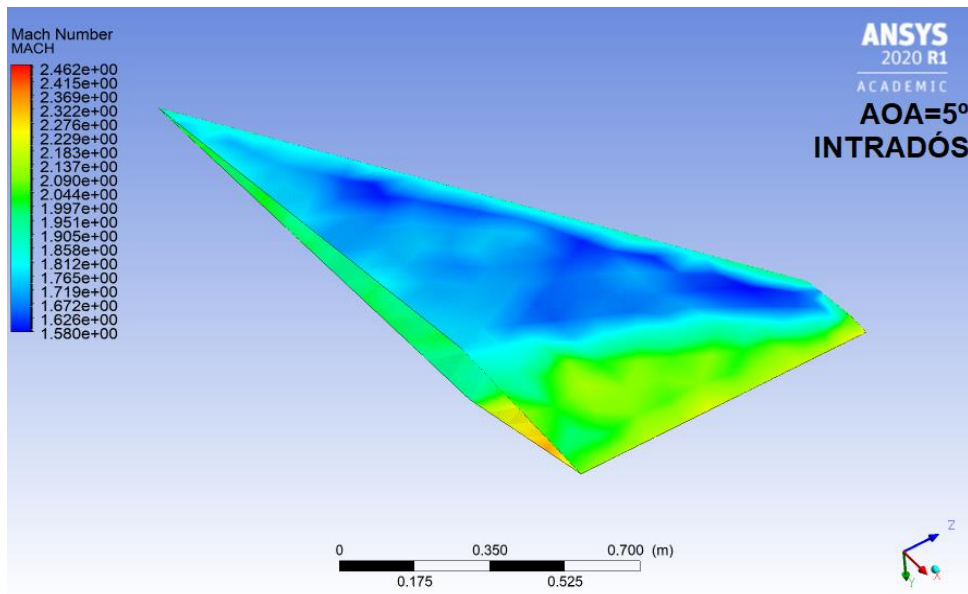
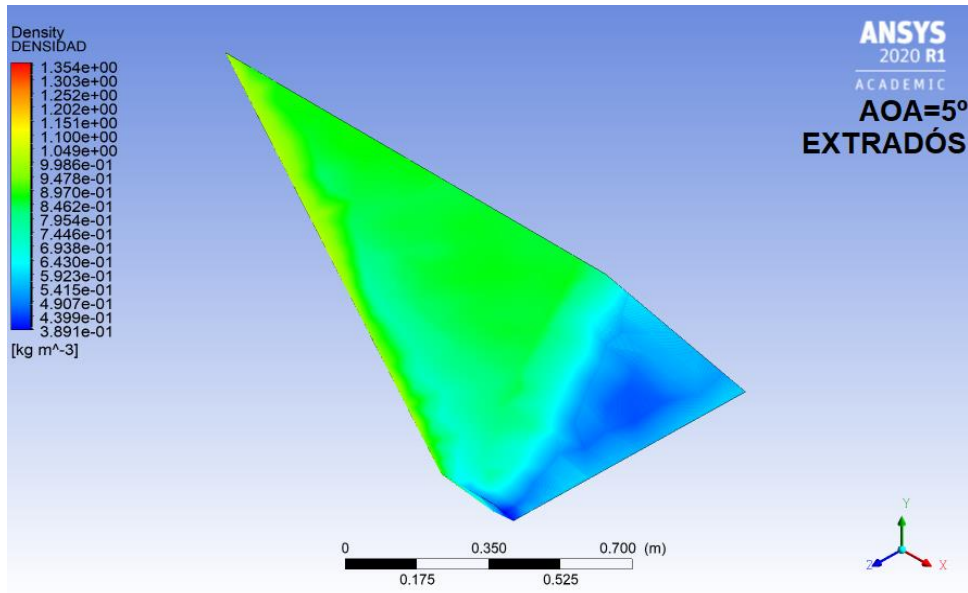




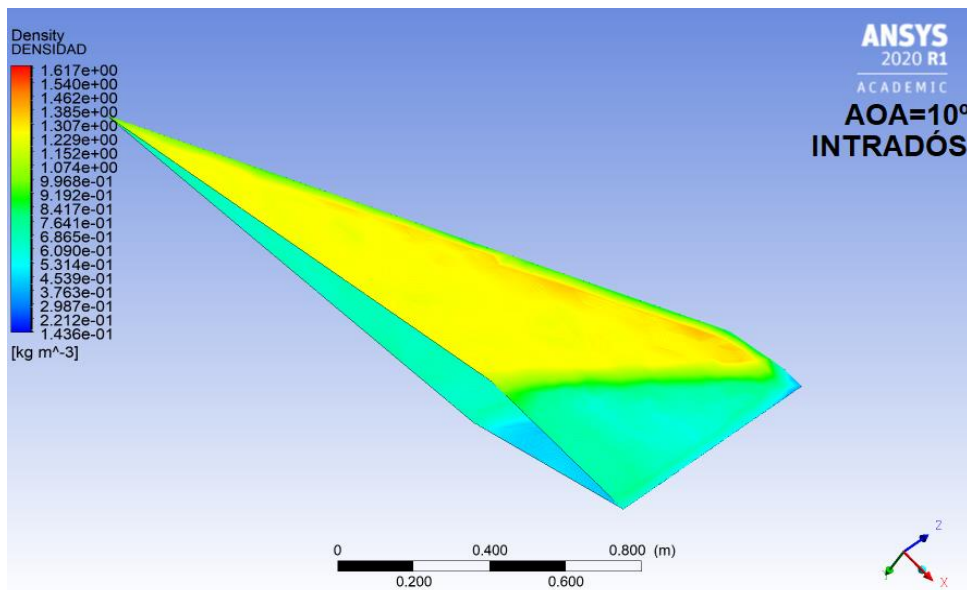
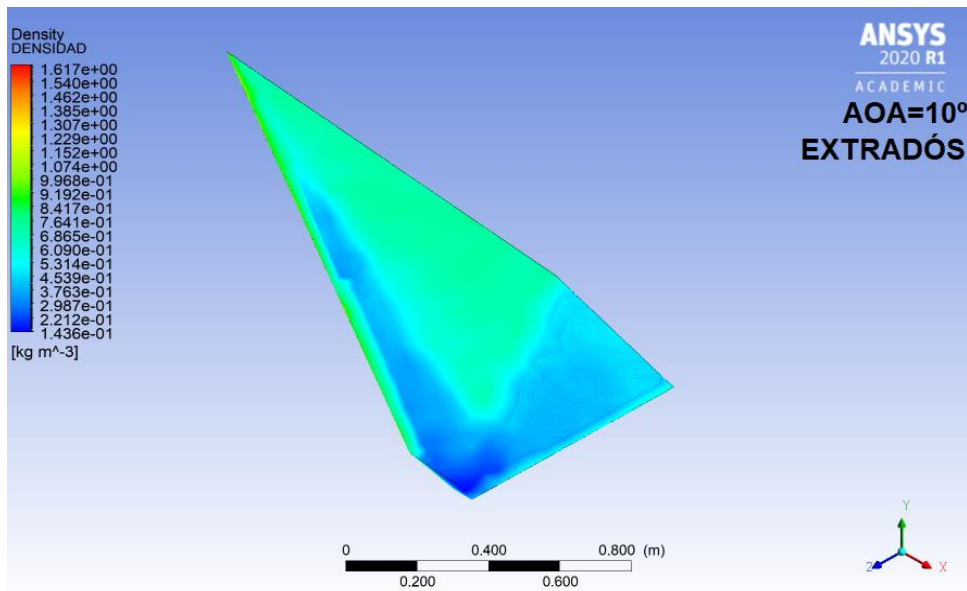
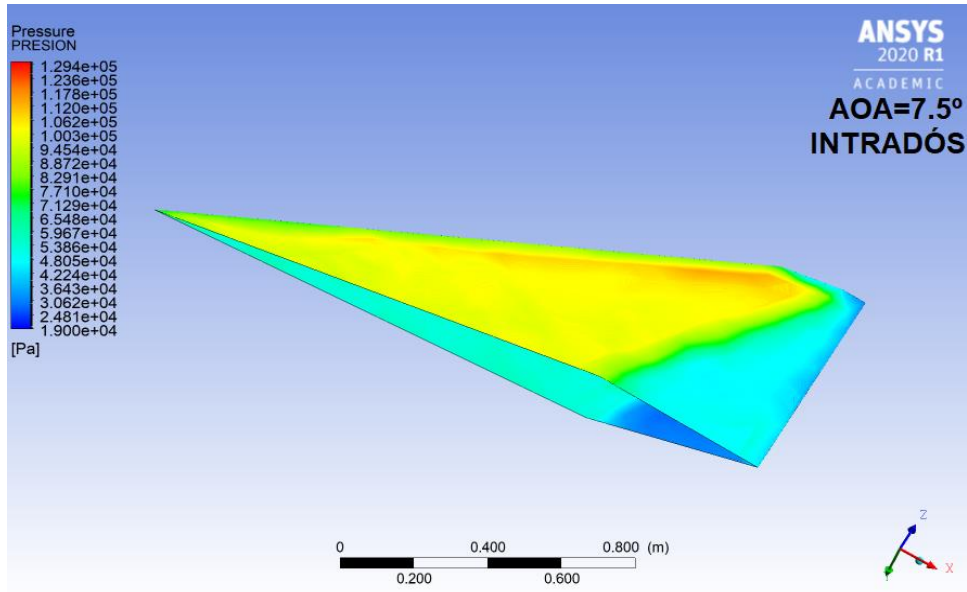


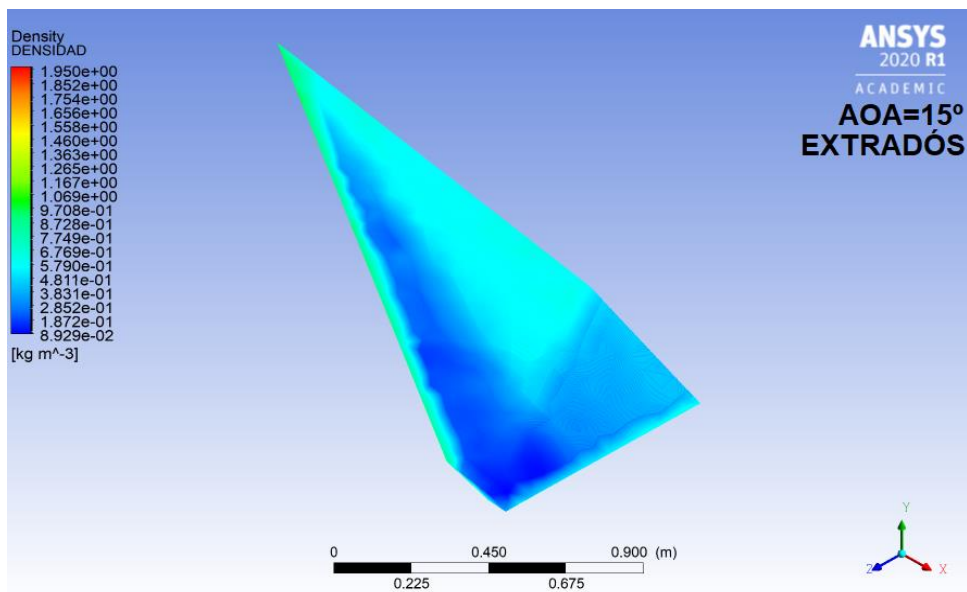
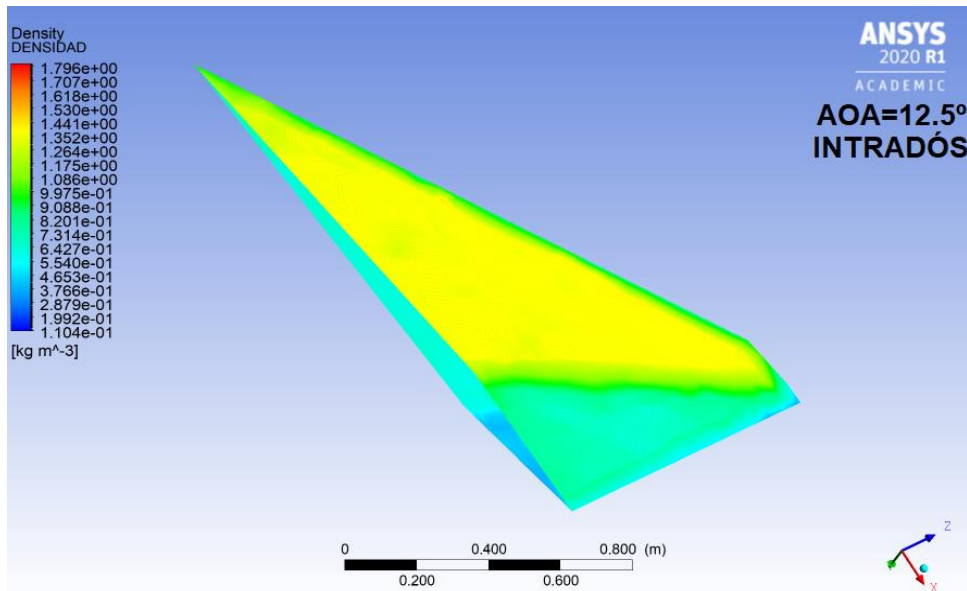
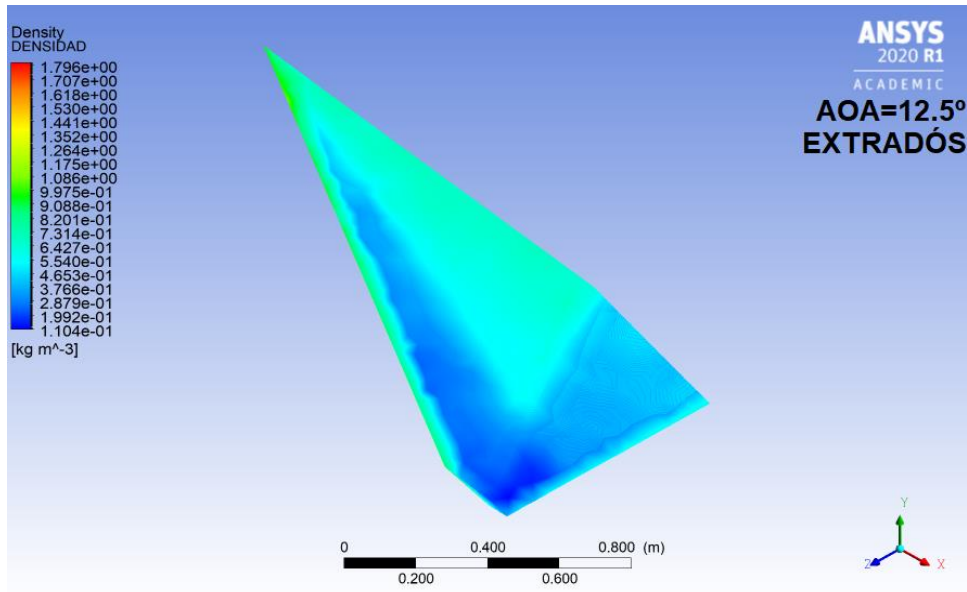




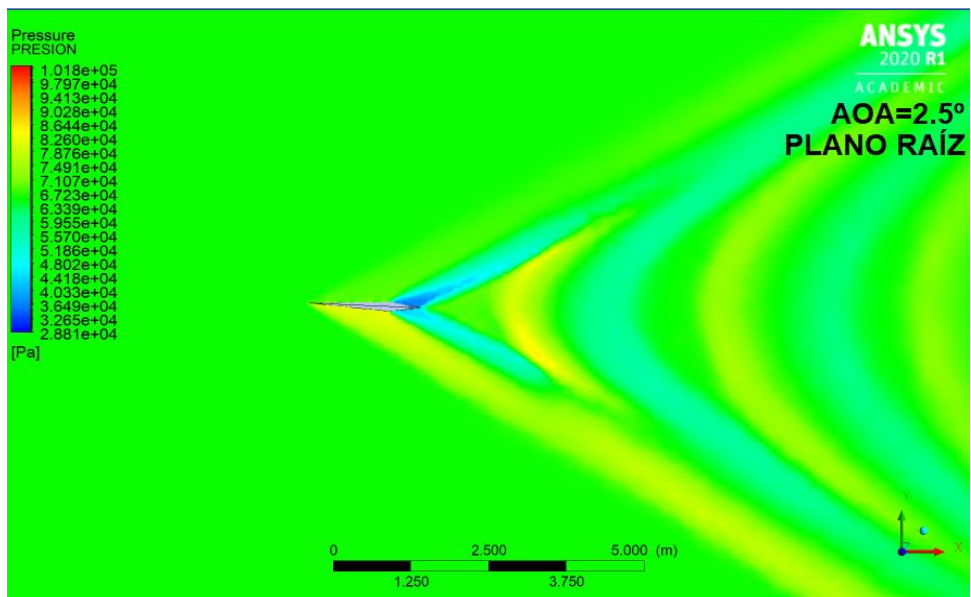
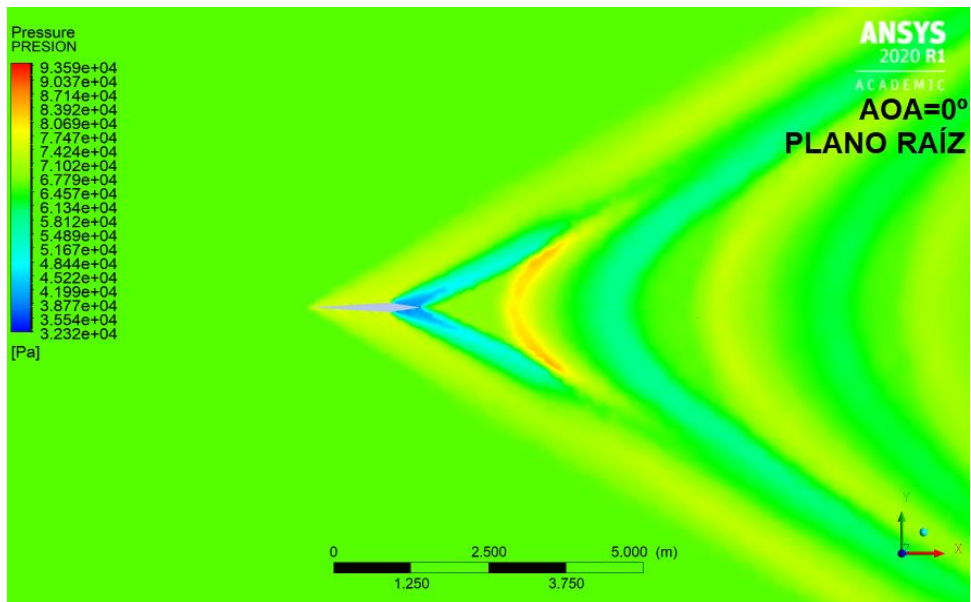
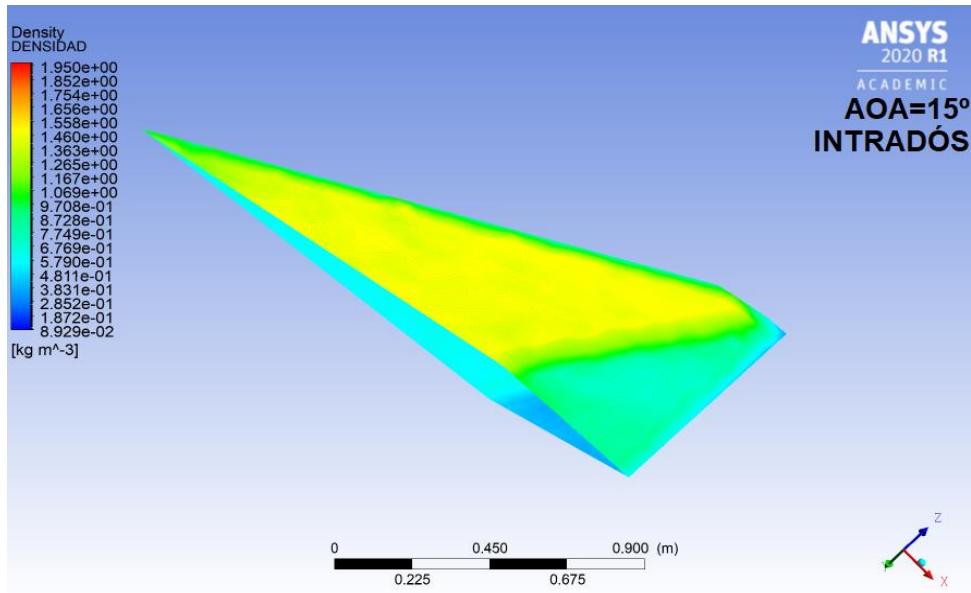


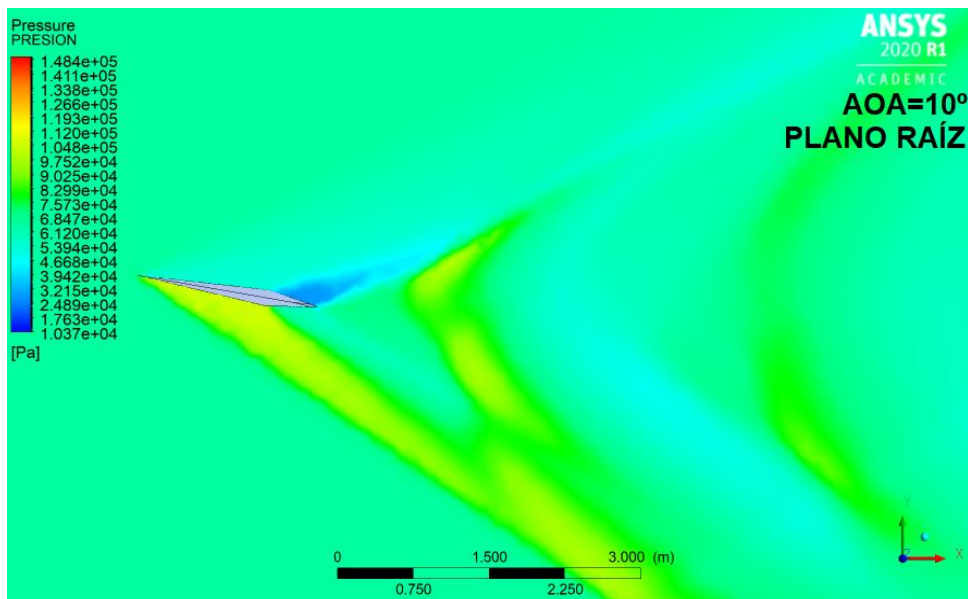
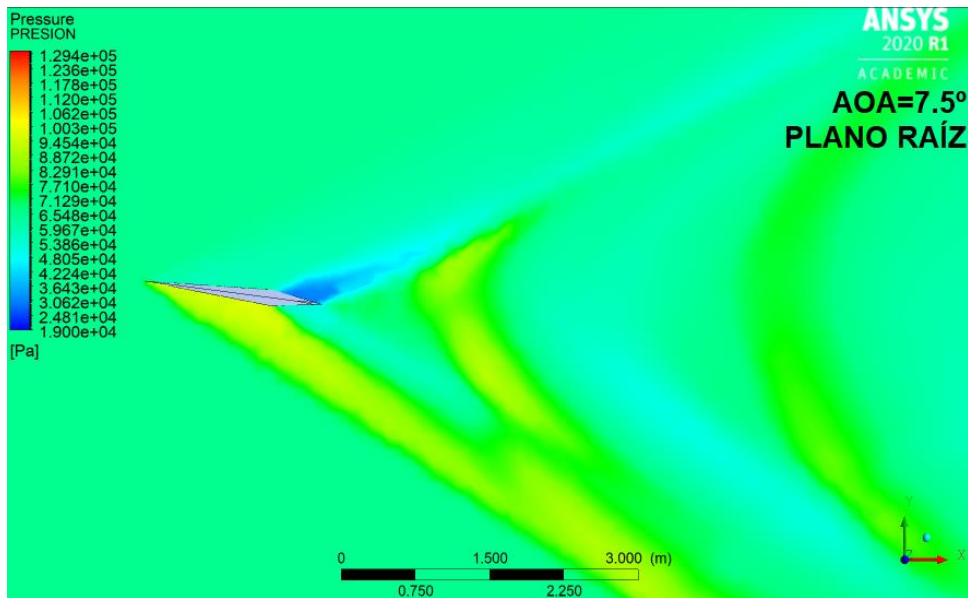
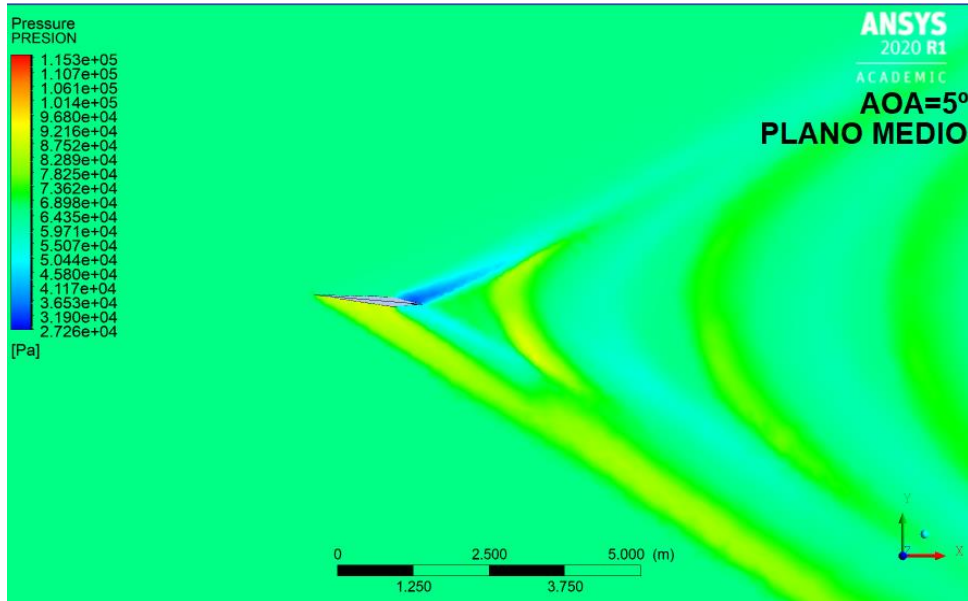


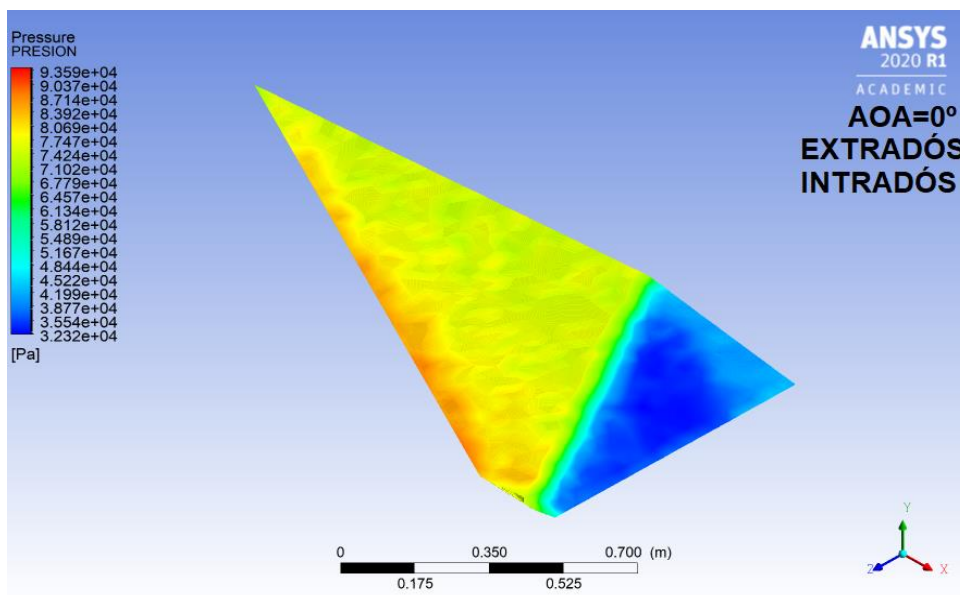
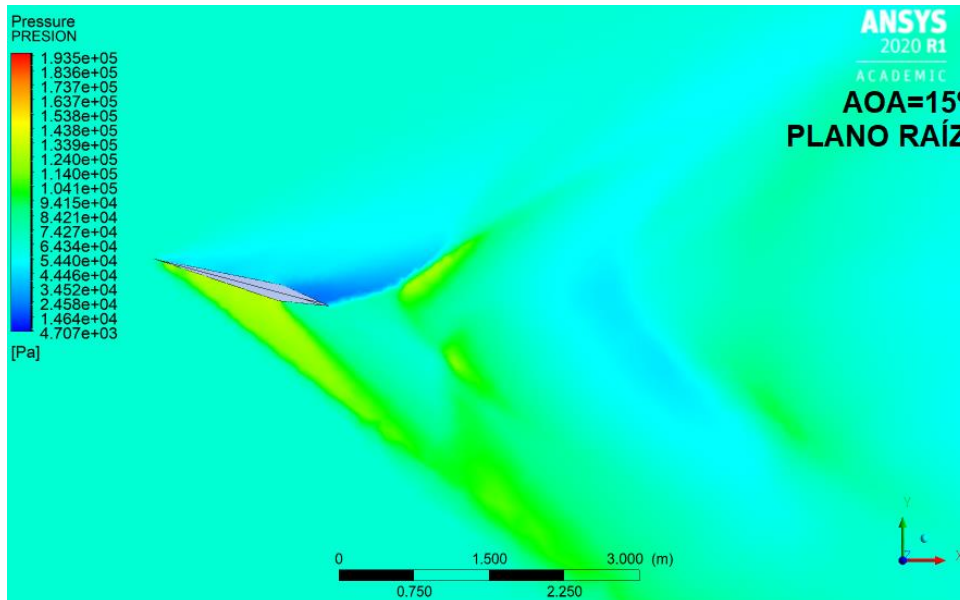
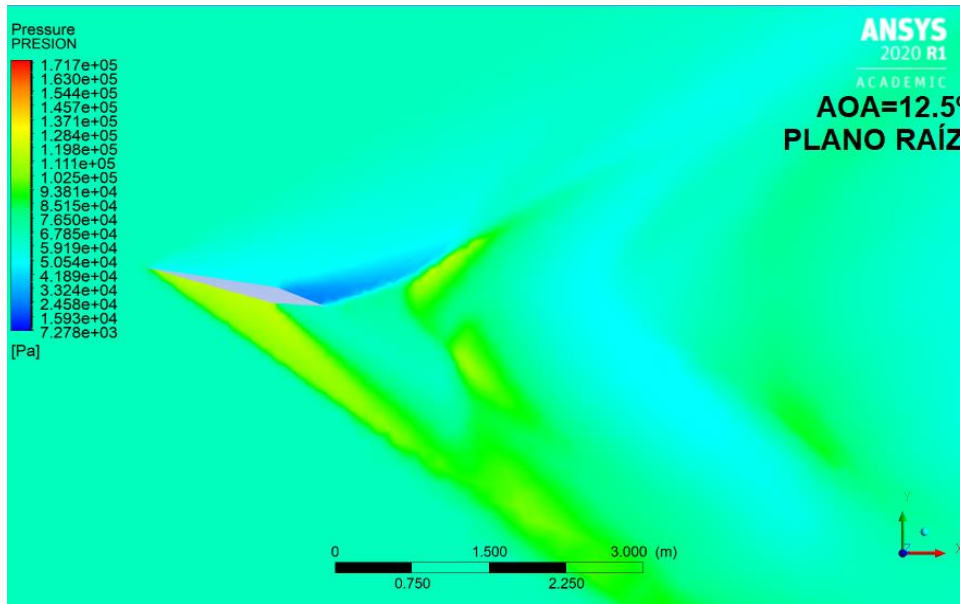


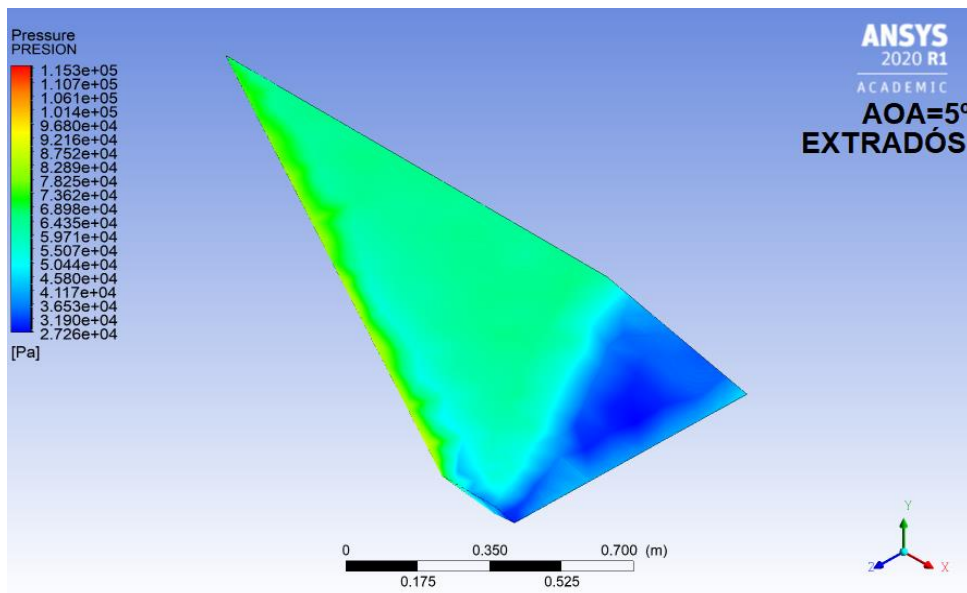
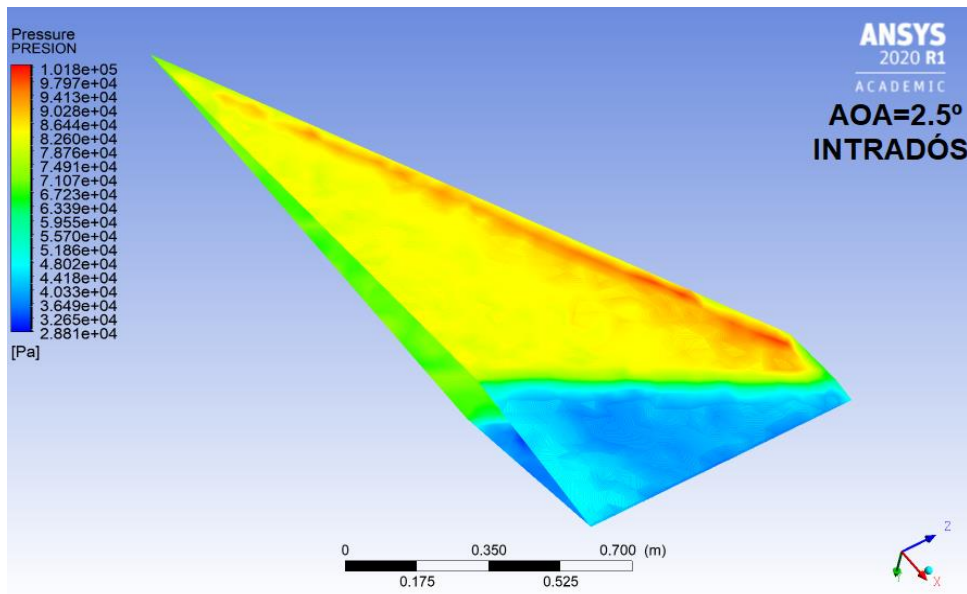
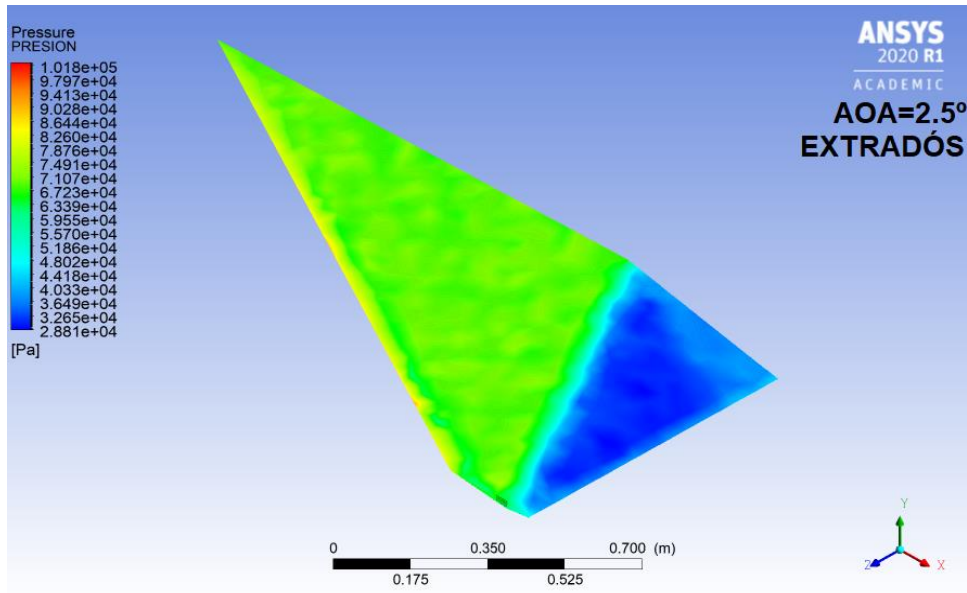




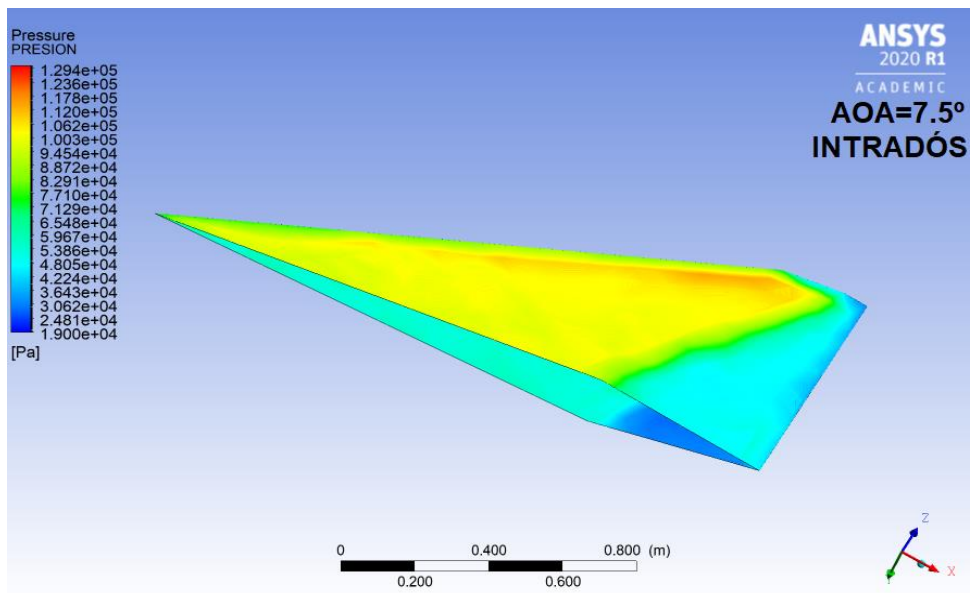
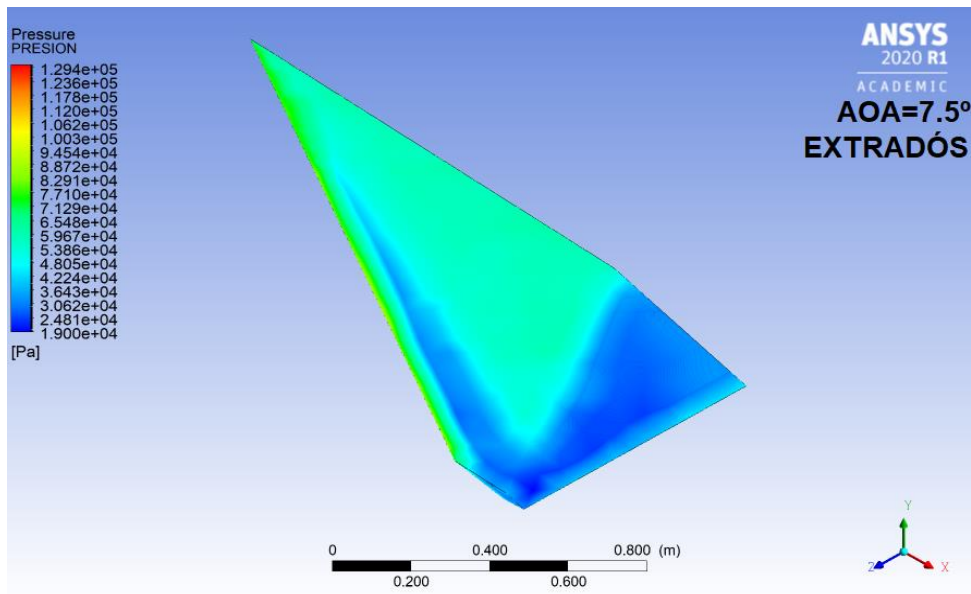
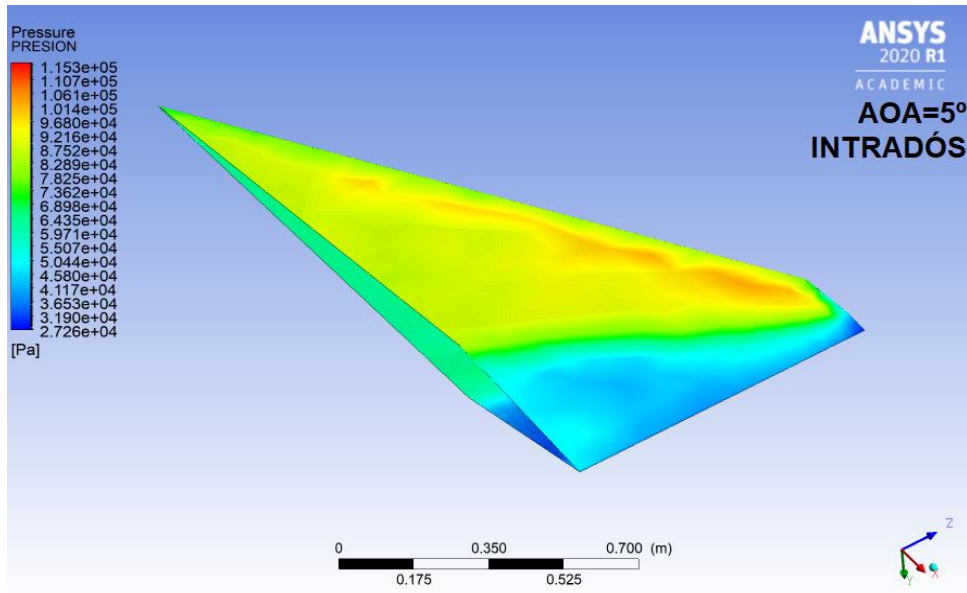


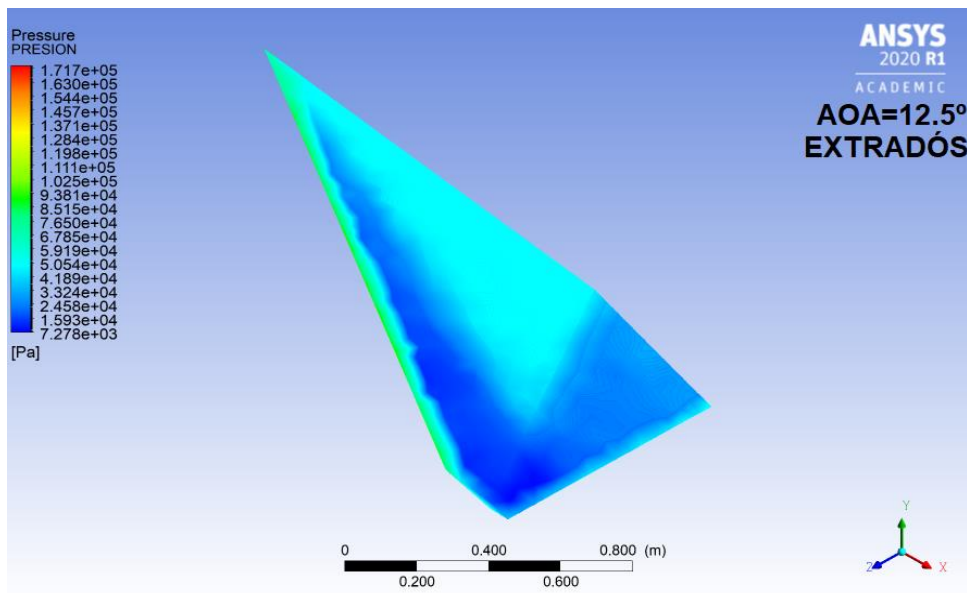
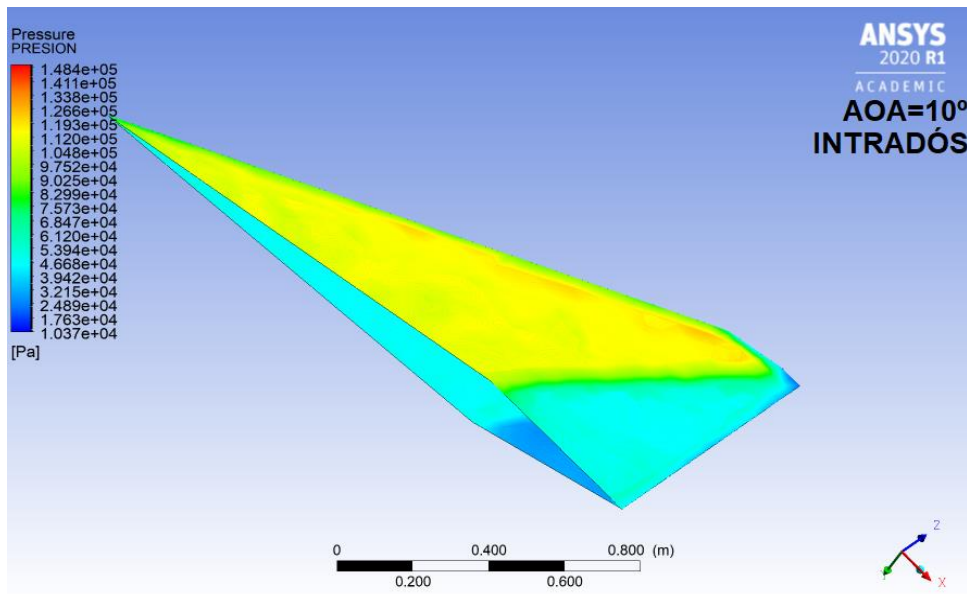
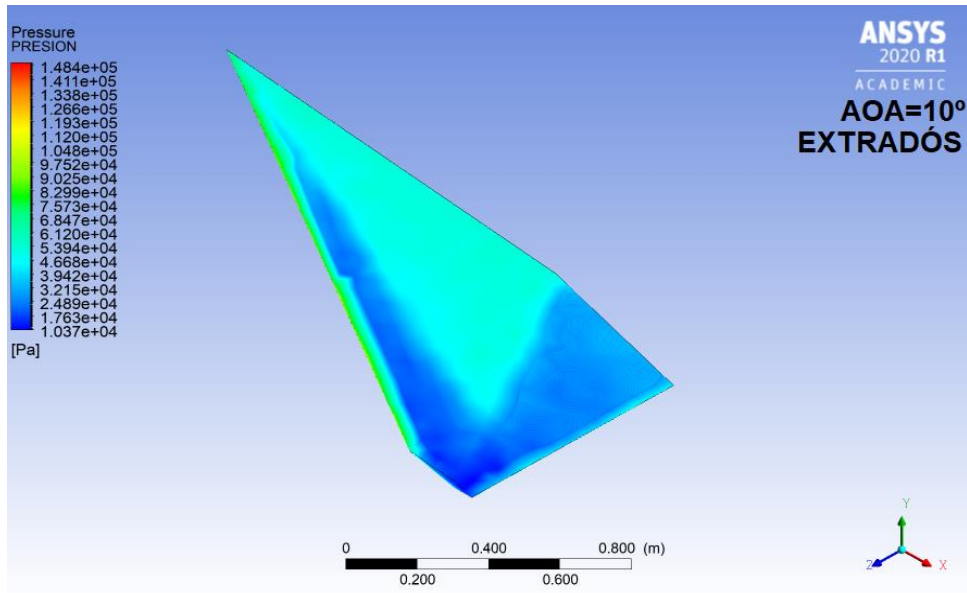




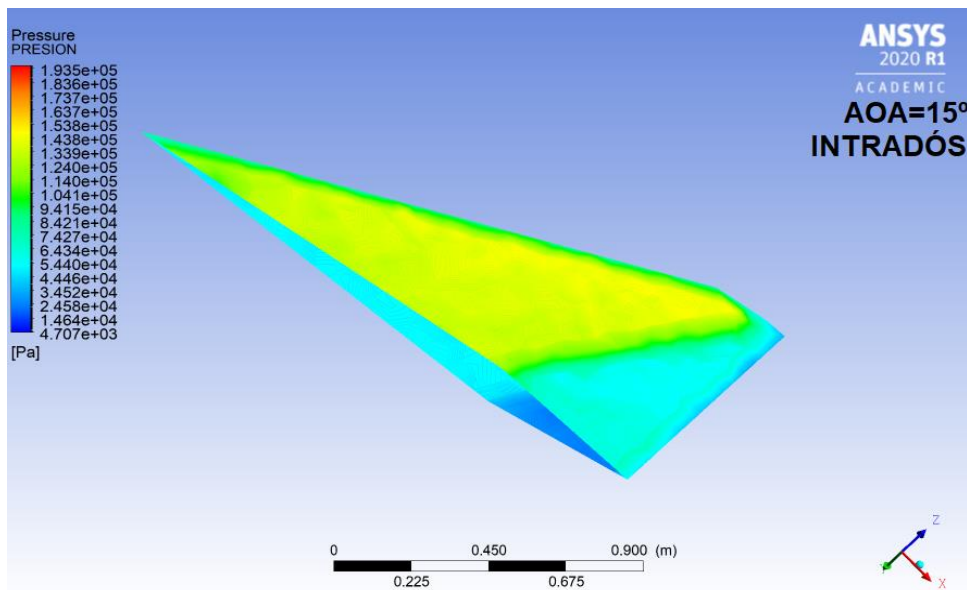
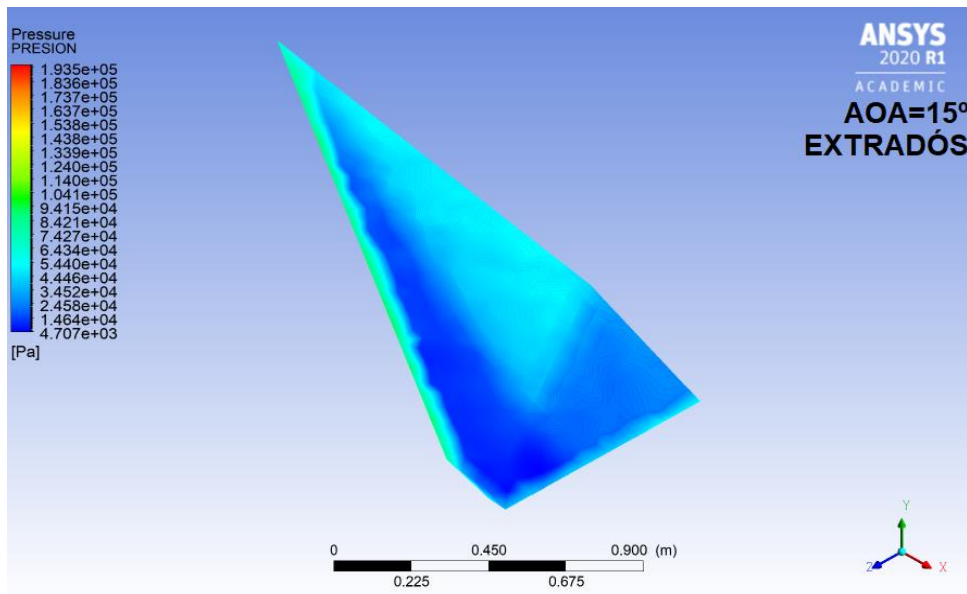
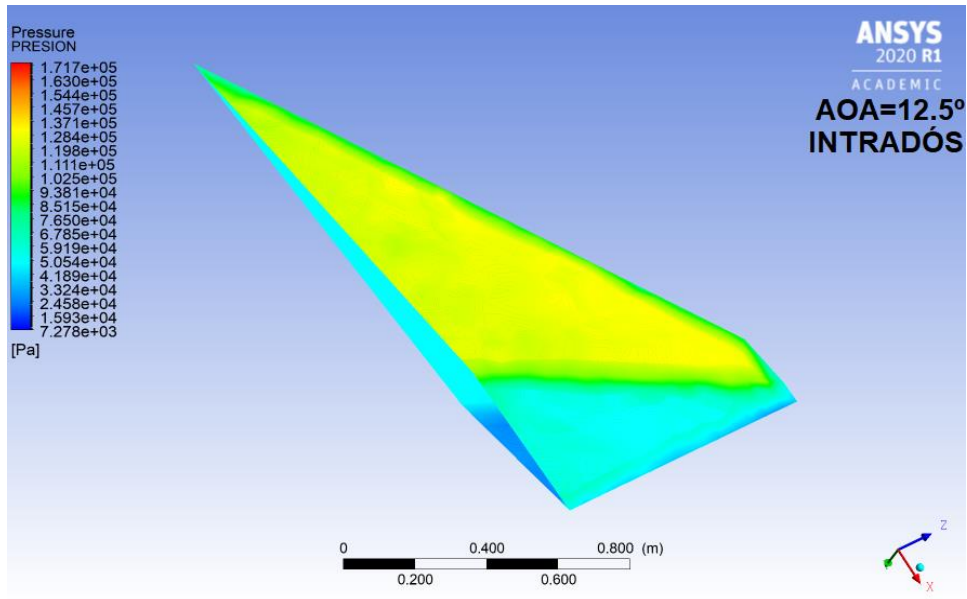


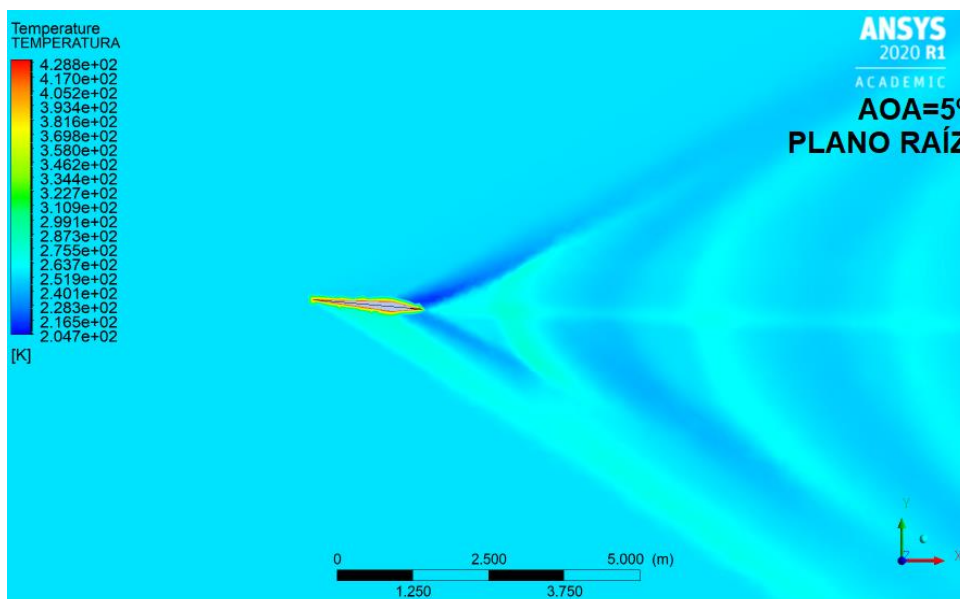
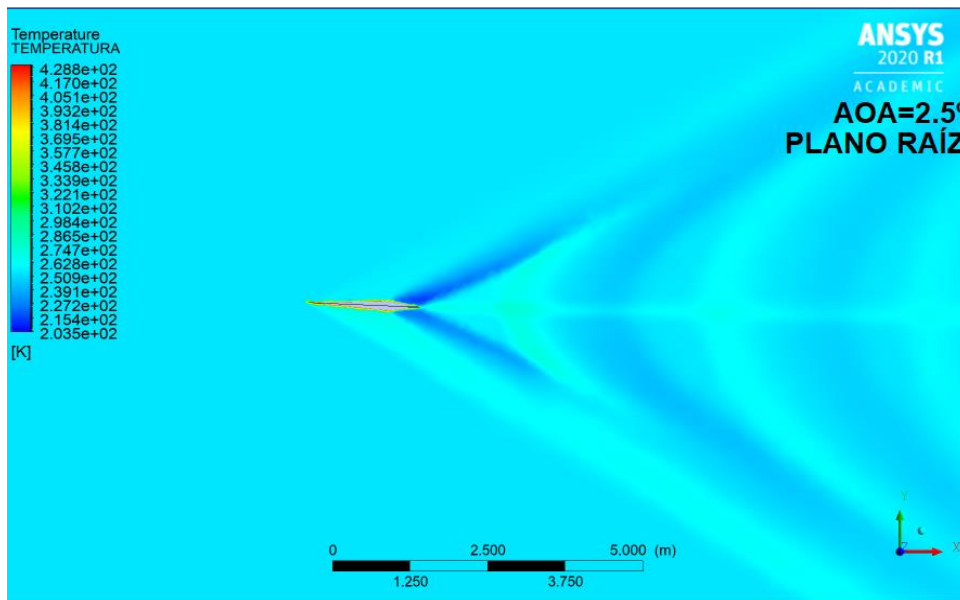
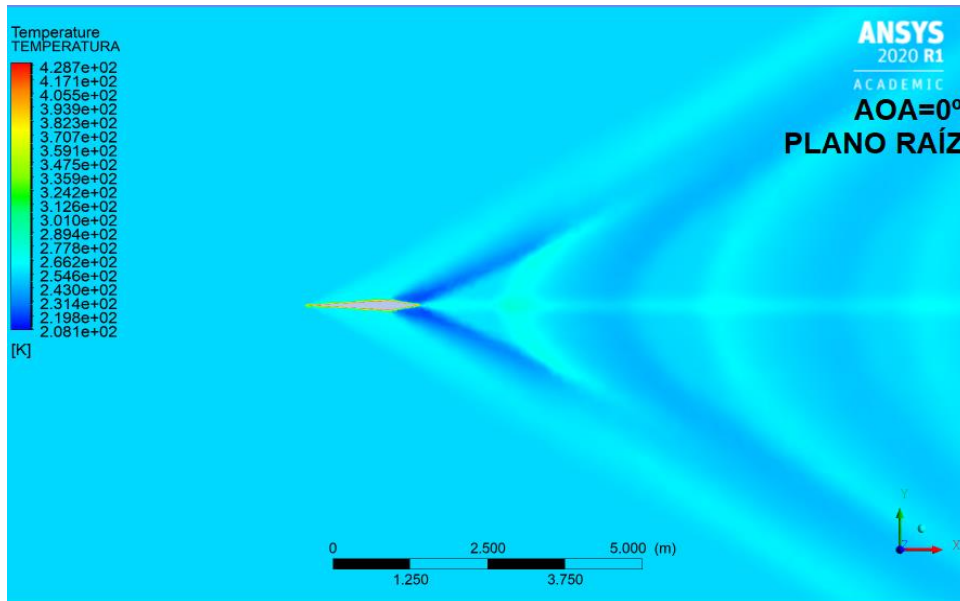


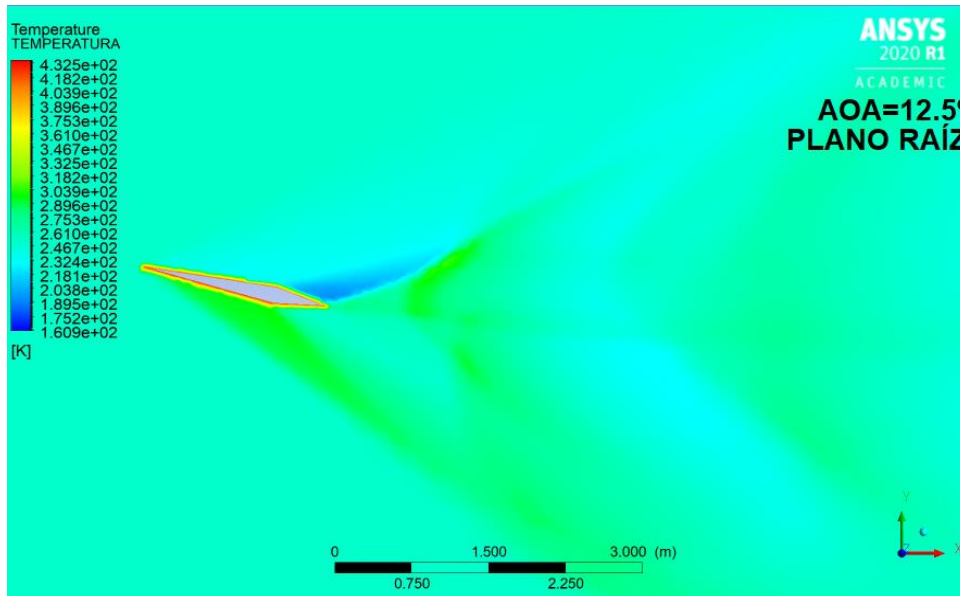
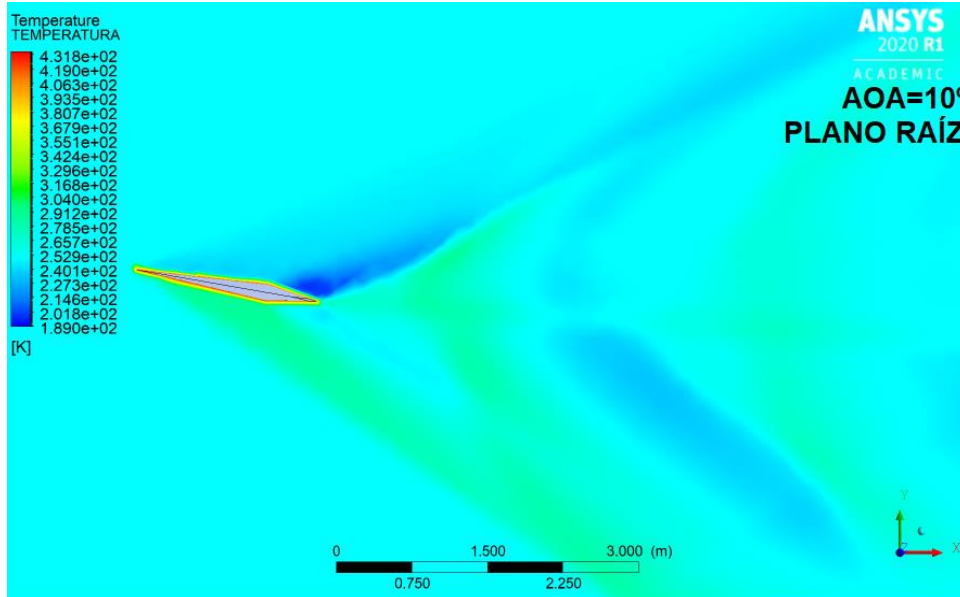
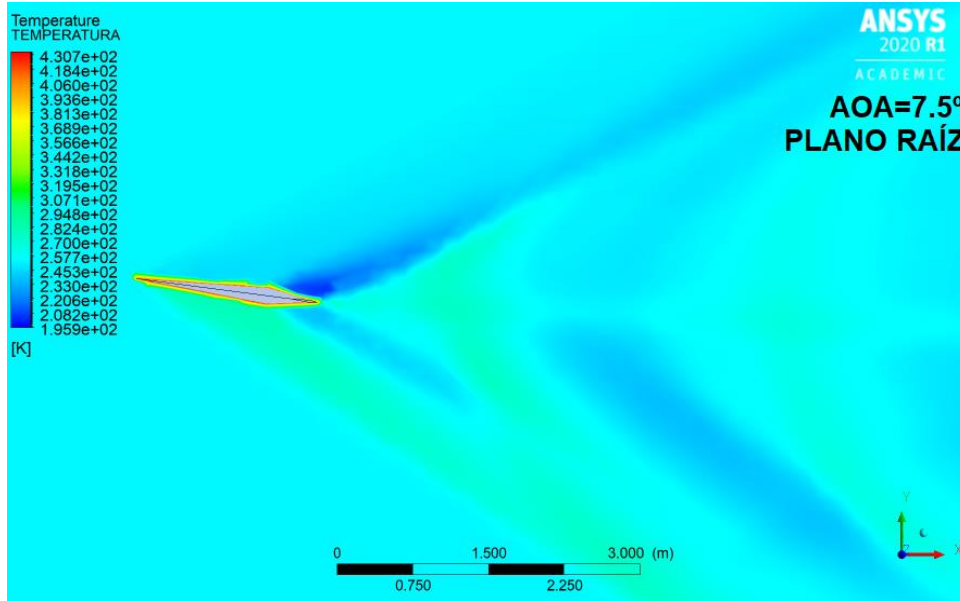


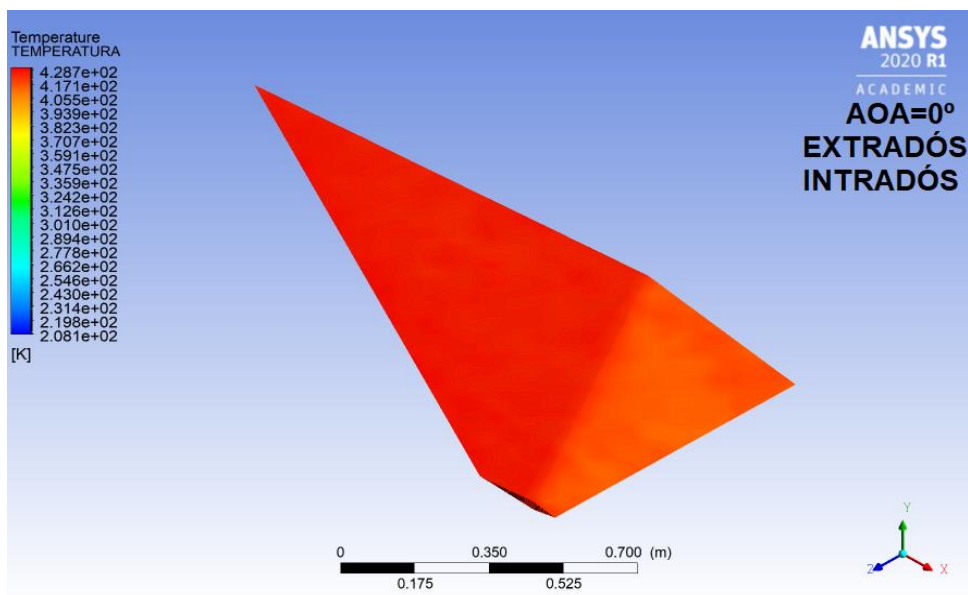
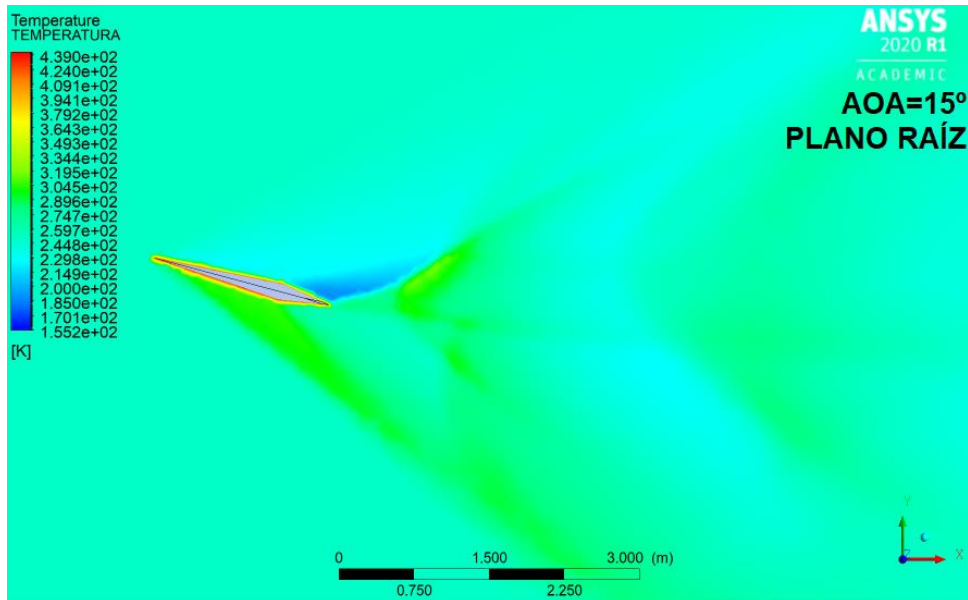
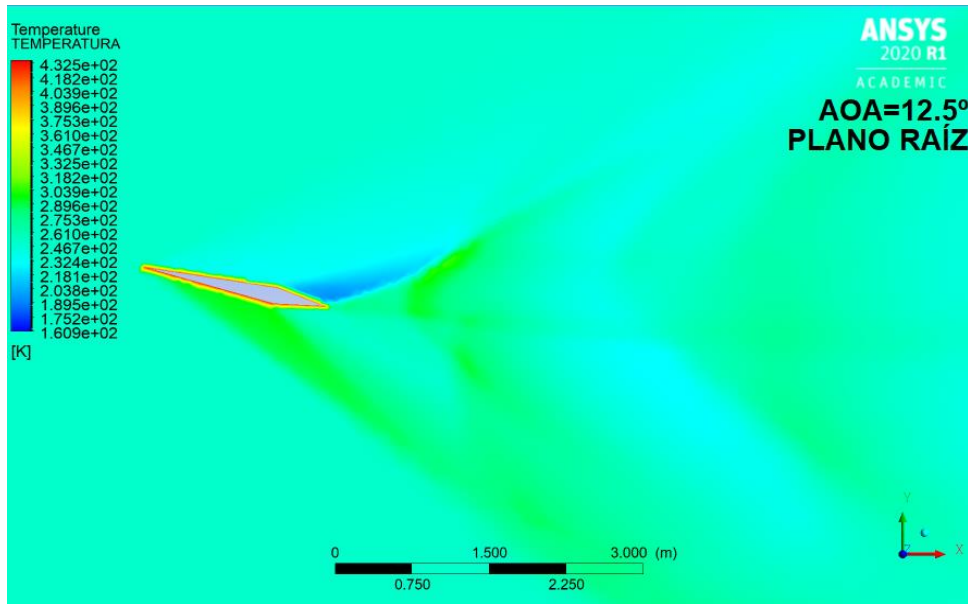




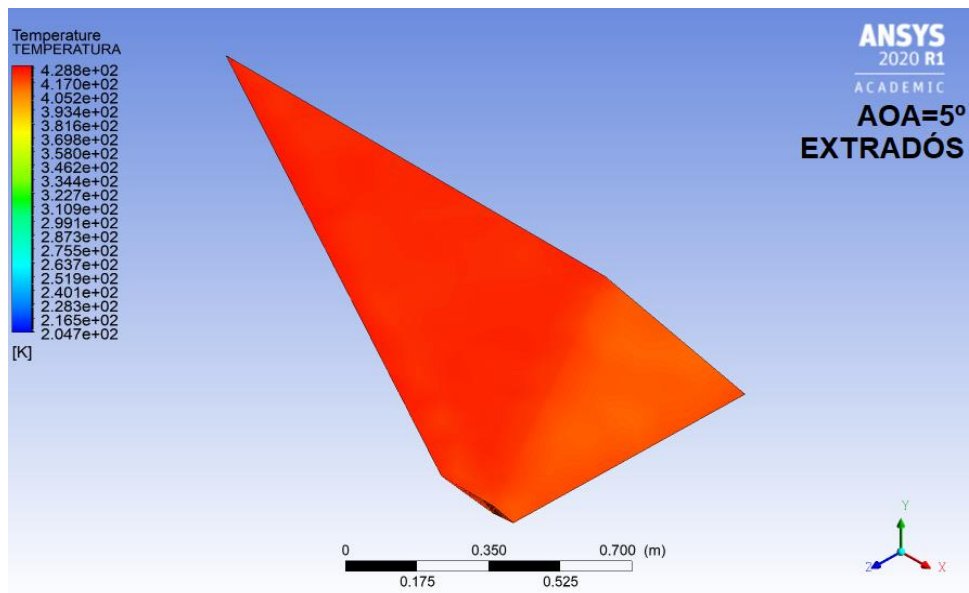
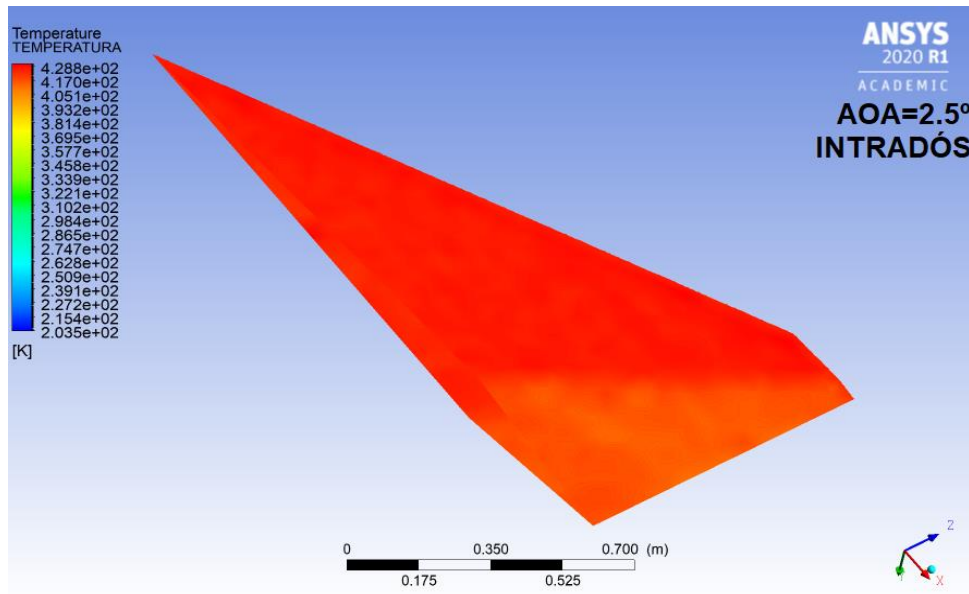
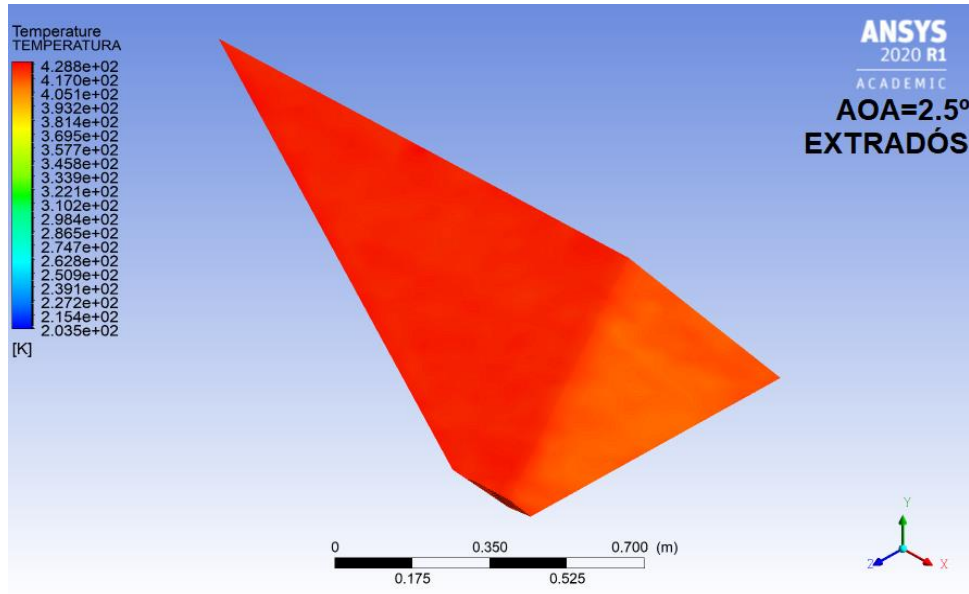


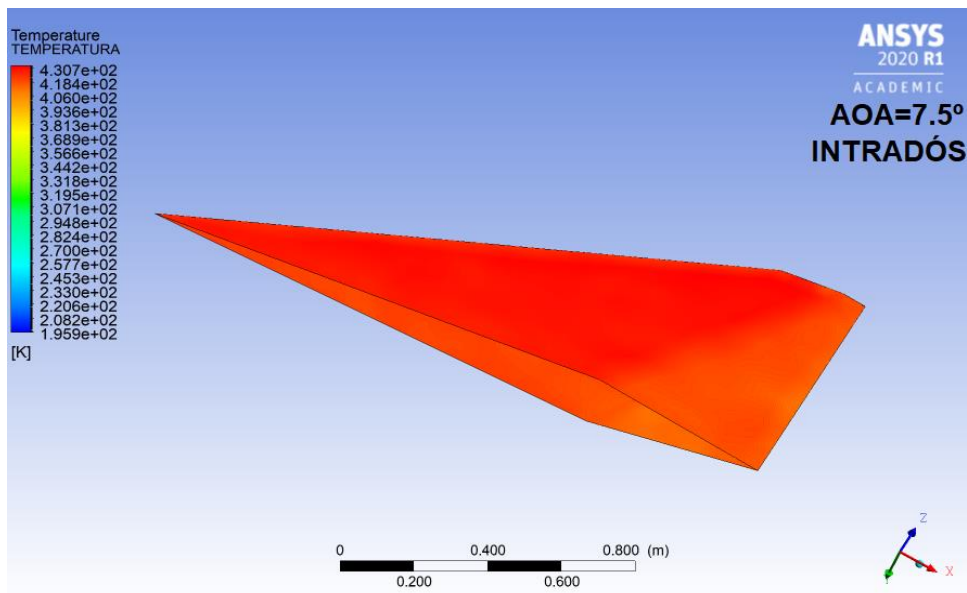
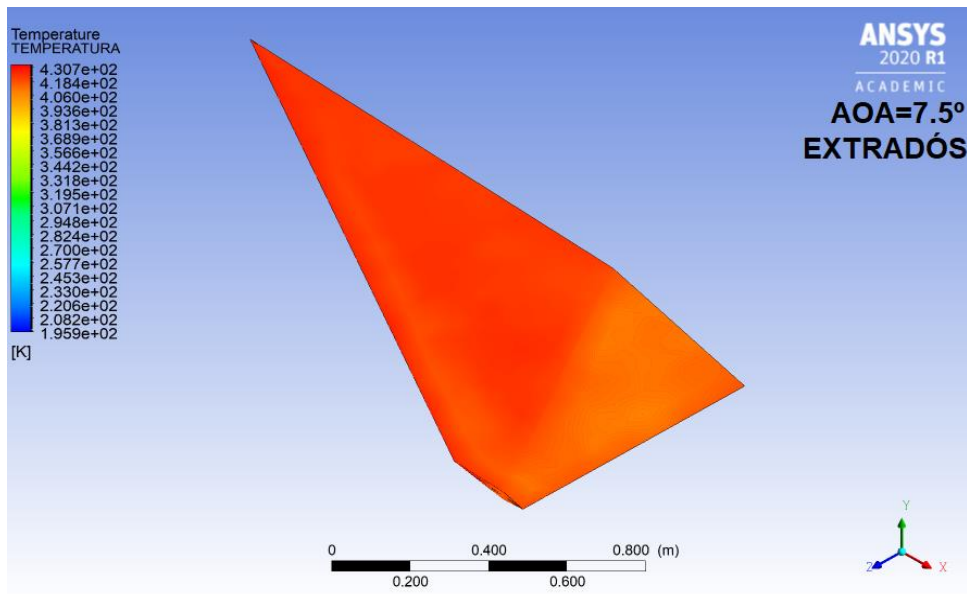
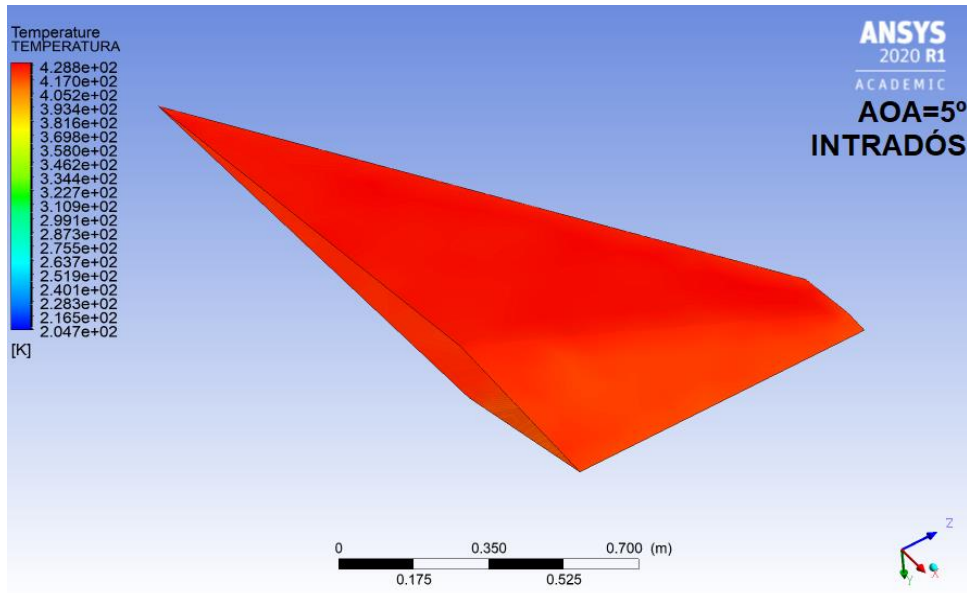




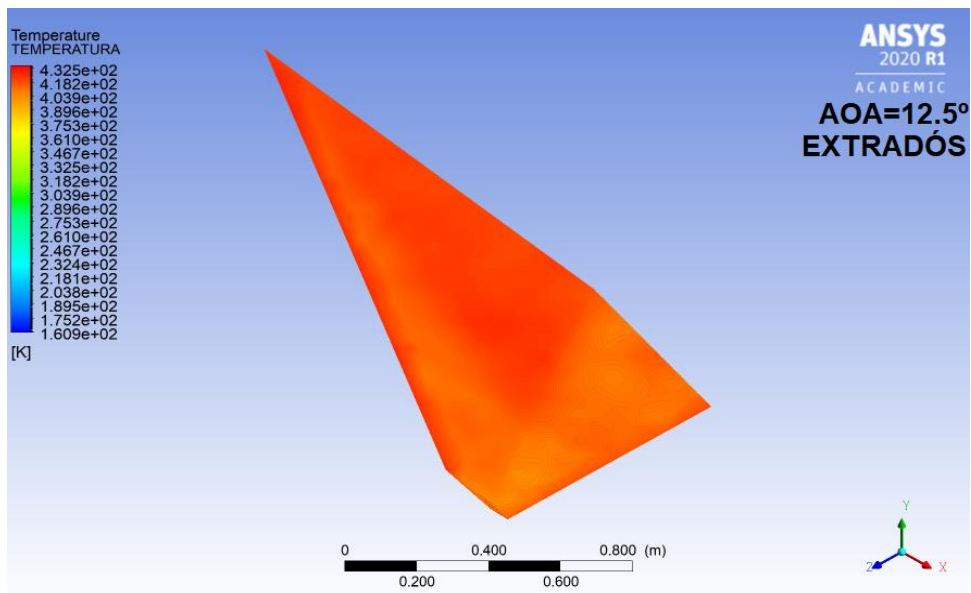
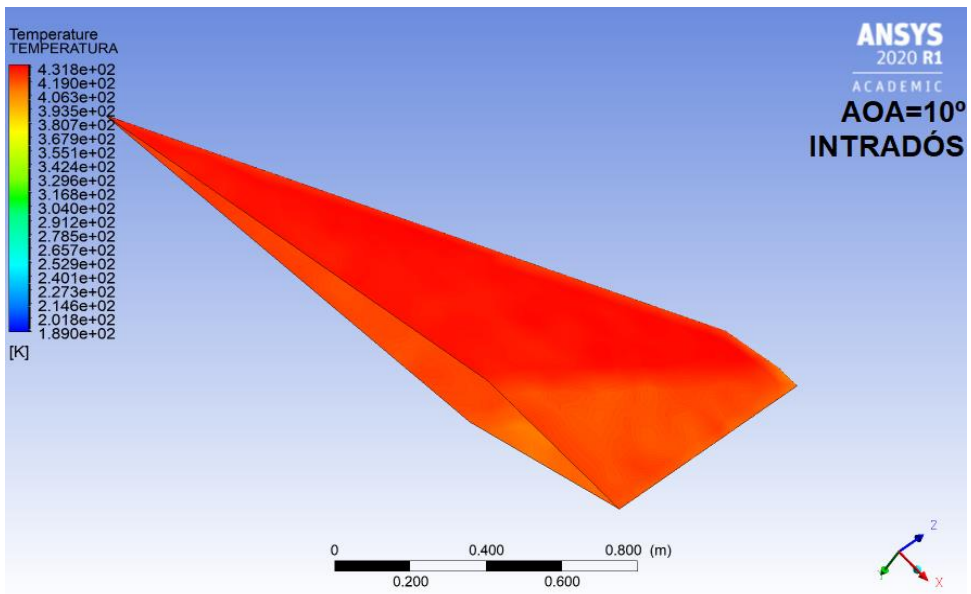
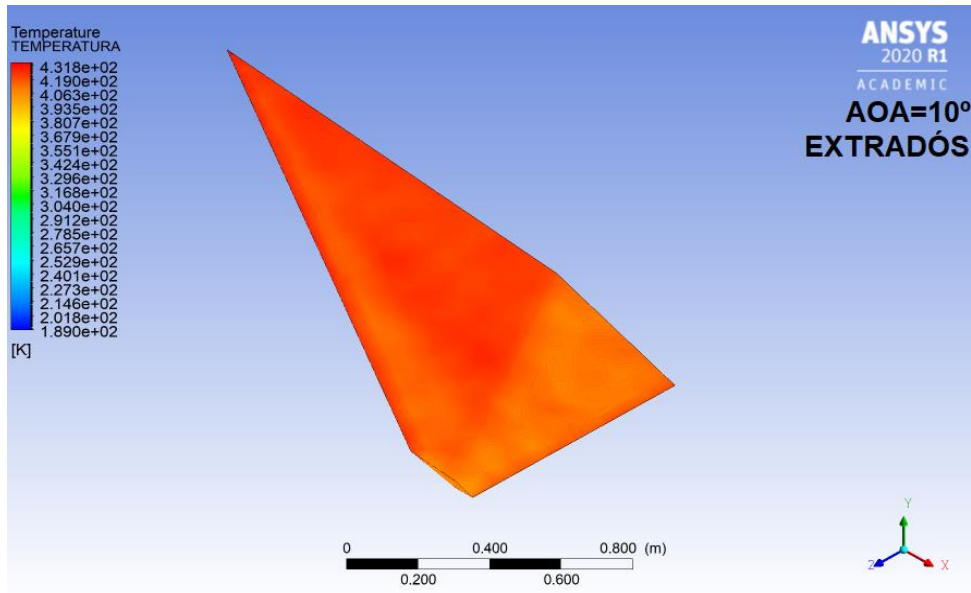


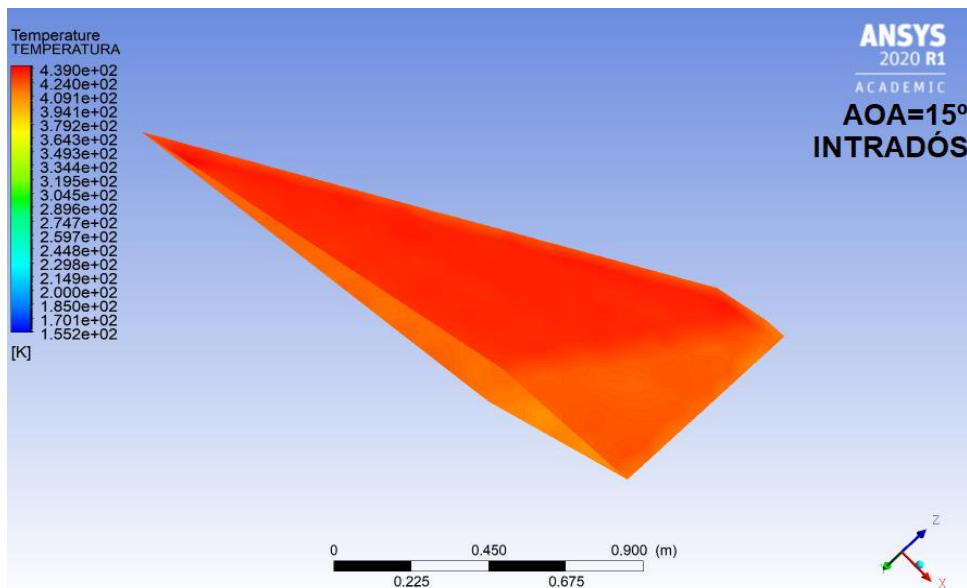
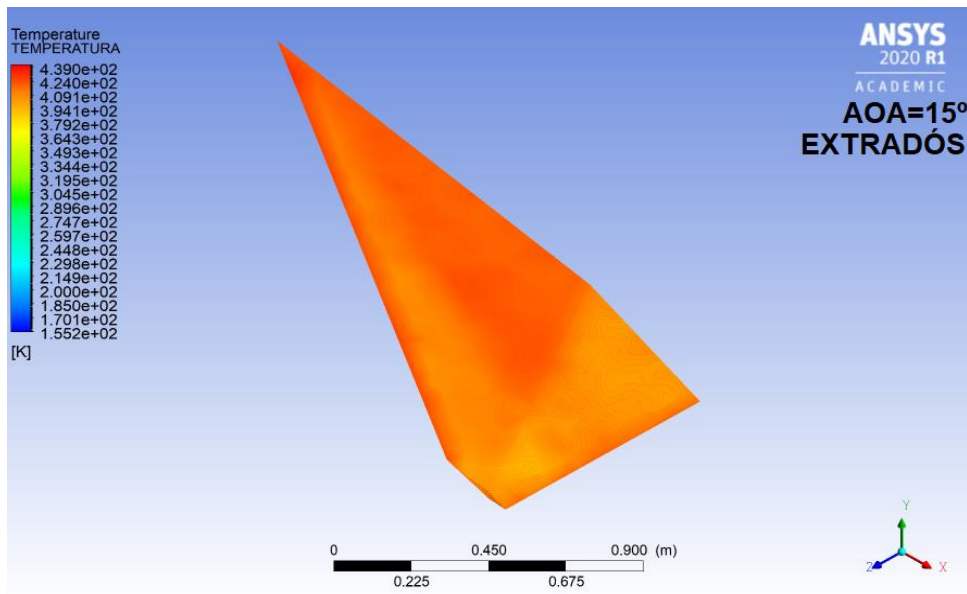
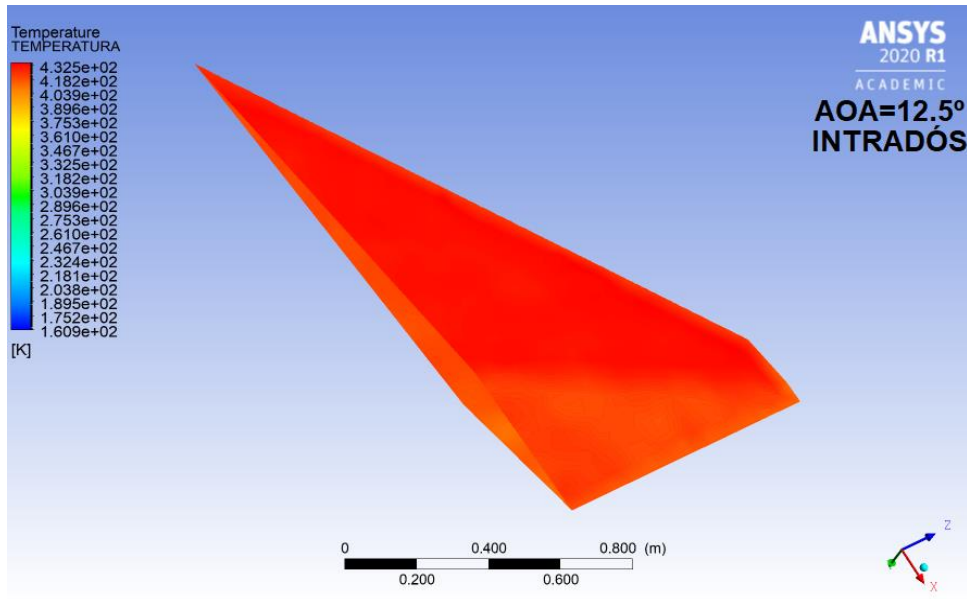












# **DOCUMENTO 3. ESTUDIO BÁSICO DE SEGURIDAD Y SALUD**

## **ÍNDICE ESTUDIO BÁSICO DE SEGURIDAD Y SALUD**

1. OBJETO Y AUTOR.....	262
2. RIESGOS LABORES PRESENTES .....	262
3. MEDIDAS DE PREVENCIÓN .....	263
3.1. MEDIDAS PREVENTIVAS DE LOS TRABAJADORES.....	263
3.2. MEDIDAS PREVENTIVAS DE LA MÁQUINARIA.....	263
4. NORMAS DE SEGURIDAD APLICABLES .....	264

## 1. OBJETO Y AUTOR

El presente Estudio Básico de Seguridad y Salud está redactado para dar cumplimiento al Real Decreto 1627/1997, de 24 de Octubre, por el que se establecen disposiciones mínimas de seguridad y salud de los trabajadores frente a los riesgos derivados de las condiciones de trabajo, en el marco de la Ley 31/1995 de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales.

De acuerdo con el artículo 3 del R.D. 1627/1997, si en la obra interviene más de una empresa, o una empresa y trabajadores autónomos, o más de un trabajador autónomo, el Promotor deberá designar un Coordinador en materia de Seguridad y Salud durante la ejecución de la obra. Esta designación deberá ser objeto de un contrato expreso.

De acuerdo con el artículo 4 del R.D. 1627/1997, el Estudio de Seguridad y Salud podrá ser sustituido por un Estudio Básico de Seguridad y Salud, siempre y cuando no se cumpla ninguno de los siguientes supuestos:

- El Presupuesto de Ejecución por Contrata (PEC) incluido en el proyecto sea igual o superior a 450.759,08 €.
- La duración estimada sea superior a 30 días laborables, empleándose en algún momento a más de 20 trabajadores simultáneamente.
- El volumen de mano de obra estimada, entendiéndose por tal la suma de los días de trabajo del total de los trabajadores en la obra, sea superior a 500.
- Obra de túneles, galerías, conducciones subterráneas y presas.

Dado que no se cumple ninguno de los supuestos anteriores, procedemos a desarrollar el presente Estudio Básico de Seguridad y Salud.

De acuerdo con el artículo 7 del citado R.D., el objeto del Estudio Básico de Seguridad y Salud es servir de base para que el contratista elabore el correspondiente Plan de Seguridad y Salud en el Trabajo, en el que se analizarán, estudiarán, desarrollarán y complementarán las previsiones contenidas en este documento, en función de su propio sistema de ejecución de la obra.

## 2. RIESGOS LABORES PRESENTES

Durante el proceso de fabricación del presente proyecto, podemos encontrar diferentes tipos de peligro para la seguridad y salud del trabajador.

- Peligro mecánico. Se debe a la acción de las máquinas o herramientas empleadas para la fabricación del proyecto, o elementos auxiliares como utillajes. Dentro de esta categoría se pueden encontrar peligros por aplastamiento, cizallamiento, atrapamiento, corte, impacto, etc.
- Peligro eléctrico. Es producido por el contacto del trabajador con una parte activa, es decir, parte que normalmente está en tensión, con una parte que se ha hecho activa por accidente. Es causante de lesiones o muerte por choque eléctrico o quemadura.
- Peligro térmico. Es causado por el contacto del trabajador con un elemento o pieza que se encuentra a una temperatura extrema, originando efectos nocivos para la salud del trabajador como quemaduras. Lo podemos encontrar en procesos de unión por soldadura, o corte por soplete, así como en otros procedimientos requeridos para el desarrollo del proyecto.

- Peligro por ruido y vibraciones. Es originado por el ruido o vibración inherentes al funcionamiento de las máquinas, o procesos desarrollados durante la ejecución del proyecto. Es la causa de problemas de audición, trastornos neurológicos y vasculares.
- Peligros por materiales y sustancias. Se debe al contacto o inhalación con fluidos, gases, nieblas, humos y polvos con efectos nocivos, tóxicos, corrosivos o irritantes para el trabajador. Así como la manipulación de sustancias con riesgo de incendio o explosión.
- Otros peligros. La instalación en la que se produce el proceso de fabricación del proyecto puede dar lugar a otros tipos de peligro como caída a igual, o distinto nivel, golpes, atropellos de vehículos industriales, y posturas de trabajo forzadas.

### 3. MEDIDAS DE PREVENCIÓN

A través de las siguientes medidas de prevención se pretende limitar la exposición de los trabajadores a peligros inevitables, así como la reducción de estos. De igual forma se busca la eliminación completa de aquellos peligros que pueden ser evitados.

#### 3.1. MEDIDAS PREVENTIVAS DE LOS TRABAJADORES

La empresa tiene la obligación de facilitar a todos y cada uno de los trabajadores encargados de la fabricación del proyecto los siguientes equipos de protección individual (EPI) para su uso diario: casco de protección, buzo de trabajo, gafas, auriculares, guantes, y botas de seguridad. En caso de que sea necesario el uso de un EPI diferente a los anteriores para la realización de un trabajo en concreto, la empresa se encargará de hacérselo saber al trabajador, así como de otorgárselo.

La empresa también es responsable de implementar medios de protección colectiva tales como redes, lonas, señalizaciones de áreas de trabajo, pórticos de protección, etc., en aquellos casos que la normativa vigente lo señale.

Los trabajos en los que exista peligro eléctrico o térmico se deberá emplear elementos de protección ignífugos. Además, en los eléctricos se deberá emplear ropa, botas, y guantes aislantes, así como cualquier otro medio de protección necesario.

A su vez, aquellos trabajos que se requiera soldar o el uso del soplete, y exista un peligro de incendio, el soldador tiene que ser acompañado de otro trabajador que porte un extintor para extinguir el posible conato de incendio.

Todo el personal recibirá una exposición de los métodos de trabajo y los riesgos que este pudiera entrañar, juntamente con las medidas de seguridad que se deberán emplear. El cumplimiento de la normativa de seguridad es obligatorio para todos los trabajadores, y su no cumplimiento dará lugar a la sanción pertinente e incluso al despido.

#### 3.2. MEDIDAS PREVENTIVAS DE LA MÁQUINARIA

Toda máquina empleada debe incluir de forma legible e indeleble, como mínimo las siguientes indicaciones:

- Dispositivos de información que indiquen claramente el manejo de la máquina, evitando ambigüedades, o sobrecargar de información al operario que la va a manejar.
- Dispositivos de advertencia de fácil y rápida comprensión. Estos deben seguir las normas comunitarias específicas sobre colores y señales de seguridad.



- Marcado CE, por el cual el fabricante, o su representante, declara que la máquina comercializada satisface todos los requisitos esenciales de seguridad y de salud correspondientes. Este debe incluir como mínimo:
  - Nombre y dirección del fabricante.
  - La designación de la máquina.
  - La designación de la serie o modelo.
  - El número de serie.
  - El año de fabricación.
- Manual de instrucciones redactado en una de las lenguas comunitarias. Debe de incluir los planos y esquemas necesarios para poner en servicio, conservar, inspeccionar, y reparar la máquina. A su vez, debe de incluir la siguiente información:
  - El recordatorio de las indicaciones establecidas para el marcado, y las que permitan facilitar el mantenimiento.
  - Las condiciones de utilización previstas.
  - Los puestos de trabajo que pueden desempeñar los operadores.
  - Las instrucciones que pueden efectuar sin riesgo.
  - La puesta en servicio.
  - La utilización.
  - La manutención con la indicación de la masa de la máquina y sus diversos elementos, y si debe transportarse por separado.
  - La instalación, el montaje, el desmontaje y el reglaje.

La maquinaria empleada se debe encontrar en buen estado, y se le debe aplicar un correcto mantenimiento. Se debe asegurar que los medios de protección implementados en la maquinaria, tales como resguardos o dispositivos de protección, se encuentren en buen estado.

A su vez, se debe optar siempre por aquellas máquinas que su diseño, funcionalidad, o modo de empleo, ofrezca una mayor seguridad al trabajador, así como aquellas que permitan operar en una postura ergonómica, y que no le implique un sobreesfuerzo añadido.

## 4. NORMAS DE SEGURIDAD APLICABLES

- Ley 31/1995 de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales.
- Real Decreto 485/1997 de 14 de abril, sobre Señalización de seguridad en el trabajo.
- Real Decreto 486/1997 de 14 de abril, sobre Seguridad y Salud en los lugares de trabajo.
- Real Decreto 487/1997 de 14 de abril, sobre Manipulación de Cargas.
- Real Decreto 773/1997 de 30 de mayo, sobre Utilización de Equipos de Protección Individual.
- Real Decreto 39/1997 de 17 de enero, Reglamento de los Servicios de Prevención.
- Real Decreto 1215/1997 de 18 de Julio, sobre Utilización de Equipos de Trabajo.
- Real Decreto 1627/1997 de 24 de octubre, por el que se establecen disposiciones mínimas de seguridad y salud en las obras de construcción.
- Estatuto de los Trabajadores (Ley 8/1980, Ley 32/1984, Ley 11/1994).

# **DOCUMENTO 4. PLIEGO DE CONDICIONES**

## ÍNDICE PLIEGO DE CONDICIONES

1. DISPOSICIONES GENERALES .....	267
1.1. OBJETO DEL PLIEGO .....	267
1.2. DOCUMENTACIÓN DEL PROYECTO .....	267
1.3. COMPATIBILIDAD Y ORDEN DE PREFERENCIA ENTRE DOCUMENTOS ..	267
2. CONDICIONES TÉCNICAS.....	268
3. CONDICIONES FACULTATIVAS .....	268
3.1. JEFE DE FABRICACIÓN.....	268
3.2. CONTRATISTA.....	269
3.3. PLAZOS Y COMIENZO DE LA FABRICACIÓN .....	269
3.4. FALLOS DE DISEÑO O FABRICACIÓN .....	269
3.5. MANTENIMIENTO Y GARANTÍA .....	269
4. CONDICIONES ECONÓMICAS .....	269
4.1. EQUIVOCACIONES EN EL PRESUPUESTO.....	270
4.2. PRECIOS CONTRADICTORIOS.....	270
4.3. GASTOS E IMPUESTOS.....	270
4.4. PAGOS .....	270
5. CONDICIONES LEGALES .....	271
5.1. MARCO JURÍDICO .....	271
5.2. ACCIDENTES DE TRABAJO Y DAÑOS A TERCEROS .....	271
5.3. RESPONSABILIDAD CIVIL.....	271
5.4. PERMISOS Y CERTIFICACIONES .....	271
5.5. RESCISIÓN DE CONTRATO .....	271

# 1. DISPOSICIONES GENERALES

## 1.1. OBJETO DEL PLIEGO

En el presente Pliego de Condiciones se presentan el conjunto de requisitos generales que se exige al Contratista, con el objetivo de llevar a cabo la realización del proyecto *Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD*.

En este documento se especifican las condiciones técnicas, facultativas, económicas y legales que se deben acometer en la ejecución del proyecto para su correcta consecución.

A su vez, este documento no pretende recoger los detalles constructivos del proyecto. Es responsabilidad del Contratista que dichos detalles constructivos, materiales, y selección de componentes, estén de acuerdo con las últimas normas de diseño, reglamentos y técnicas aplicables.

## 1.2. DOCUMENTACIÓN DEL PROYECTO

El presente proyecto se compone de los siguientes documentos:

- Documento 1. MEMORIA.
- Documento 2. ANEXOS.
- Documento 3. ESTUDIO BÁSICO DE SEGURIDAD Y SALUD.
- Documento 4. PLIEGO DE CONDICIONES.
- Documento 5. PRESUPUESTO.
- Documento 6. BIBLIOGRAFÍA.

Se entiende por documentos contractuales a aquellos que se encuentren incorporados en el contrato, y que sean de obligado cumplimiento, excepto modificaciones debidamente autorizadas. Estos documentos son:

- Documento 2. ANEXOS.
- Documento 3. ESTUDIO BÁSICO DE SEGURIDAD Y SALUD.
- Documento 4. PLIEGO DE CONDICIONES.
- Documento 5. PRESUPUESTO.

El resto de los documentos o datos del proyecto poseen una naturaleza informativa. Únicamente los documentos contractuales constituyen la base del contrato.

Como consecuencia directa, el Contratista no podrá alegar modificación alguna de las condiciones del contrato en base a los datos contenidos en los documentos informativos a menos que estos datos aparezcan en alguno de los documentos contractuales.

El Contratista es el responsable de los errores que se puedan derivar de no obtener la suficiente información directa que rectifique o ratifique el contenido de los documentos informativos del proyecto.

## 1.3. COMPATIBILIDAD Y ORDEN DE PREFERENCIA ENTRE DOCUMENTOS

Los documentos que definen este proyecto son compatibles entre sí, y además se complementan unos a otros. Se ha de procurar que sólo con la ayuda de los *ANEXOS*, el

*ESTUDIO BÁSICO DE SEGURIDAD Y SALUD*, el *PLIEGO DE CONDICIONES*, y el *PRESUPUESTO*, se pueda ejecutar el proyecto en su totalidad.

En cuanto al orden y prioridad dependerá del aspecto que se considere. Desde el punto de vista técnico-teórico, el documento más trascendente es la *MEMORIA*, seguido de los *ANEXOS*. Según el punto de vista jurídico-legal, es el *PLIEGO DE CONDICIONES* el documento más interesante.

## 2. CONDICIONES TÉCNICAS

Para la correcta ejecución del proyecto, la empresa pondrá a disposición del Contratista los datos necesarios de los elementos a diseñar, así como todas las especificaciones estructurales que se requerirán para los análisis a realizar.

Otro de los aspectos que el Contratista deberá cumplir, serán los informes que irá reportando a la empresa sobre los resultados que se vayan consiguiendo a lo largo del proyecto, así como un informe final, detallando los resultados y los pasos seguidos en el desarrollo del proyecto.

Los procedimientos de cálculo se llevarán a cabo conforme a lo señalado en el apartado *CÁLCULOS* incluido en el documento *ANEXOS*. El contratista no podrá modificar los procedimientos sin autorización previa.

Finalmente, en el caso de que el Contratista subcontrate parte de la ejecución del proyecto, deberá demostrar la cualificación de dicha subcontratada y solicitar la conformidad a la empresa.

## 3. CONDICIONES FACULTATIVAS

La dirección de fabricación será de un ingeniero seleccionado previamente. Tendrá la obligación de comprobar los trabajos que se realicen, así como que Contratista cumple con las pautas marcadas en el proyecto.

El Contratista deberá seleccionar sus representantes en la fabricación, entre ellos, el jefe de fabricación. Por otro lado, el Contratista tiene la obligación de facilitar al ingeniero encargado de la dirección toda la información necesaria, al igual que deberá informar de cualquier incidencia. A su vez, será el encargado de cumplir con los plazos de fabricación estimados. En caso de atrasos en el cumplimiento de los diferentes objetivos, deberá informar a la dirección de fabricación, quedando en manos de la dirección tomar la decisión final.

### 3.1. JEFE DE FABRICACIÓN

El Contratista será el encargado de seleccionar el jefe de fabricación adecuado para la correcta fabricación del proyecto. El jefe de fabricación será el representante oficial del Contratista durante todo el proceso teniendo la obligación de hacer cumplir de forma clara y con autoridad lo estipulado en el proyecto.

El jefe de fabricación deberá hacer cumplir y transmitir las órdenes recibidas de la dirección facultativa teniendo que avisar de cualquier percance en caso de que sea necesario.

En caso de tener que realizar el cambio del jefe de fabricación, el Contratista deberá informar previamente a la dirección facultativa, quedando en manos de la dirección la decisión a tomar.

### **3.2. CONTRATISTA**

El Contratista será el máximo responsable de la fabricación en caso de incumplimiento de algunas de las pautas marcadas en el pliego, siendo el segundo responsable el jefe de fabricación.

El Contratista deberá facilitar en caso de que sea necesario cualquier certificado de calidad de los materiales, maquinaria y equipo empleado en la fabricación. Por otro lado, deberá informar de las incidencias que puedan ocurrir durante la fabricación.

El Contratista deberá acudir de forma obligatoria a todas las reuniones que organice la dirección facultativa y en caso de que no sea posible deberá ser de forma justificada y nombrando algún representante como por ejemplo el jefe de fabricación.

Otra de sus obligaciones principales será la de acudir de forma presencial a la fabricación durante su jornada laboral de forma de que pueda cumplimentar lo estipulado de forma correcta.

### **3.3. PLAZOS Y COMIENZO DE LA FABRICACIÓN**

Los plazos de ejecución y el día de comienzo de la fabricación estarán definidos en el contrato siendo de obligatorio cumplimiento por el Contratista. El Contratista deberá dar parte del comienzo a la dirección facultativa y será el máximo responsable de los atrasos. En caso de imprevistos, el Contratista deberá informar a la dirección facultativa quedando en sus manos la decisión a tomar.

El jefe de fabricación podrá pedir a la dirección facultativa nuevos plazos si la fabricación lo precisara por motivos que deberá justificar.

En caso de no poder comenzar la fabricación en la fecha estipulada, la dirección facultativa determinará una nueva fecha de inicio tras realizar una reunión en caso de que sea necesario.

### **3.4. FALLOS DE DISEÑO O FABRICACIÓN**

El Contratista será el máximo responsable de los fallos o defectos en el montaje del prototipo de ala en delta. En caso de encontrar fallos de montaje se desmontará de forma inmediata y se volverá a realizar el montaje de forma correcta.

En caso de que los fallos sean responsabilidad directa del Contratista los gastos correrán a su cuenta. En caso contrario de que los fallos sean responsabilidad directa de la dirección facultativa los gastos correrán a cuenta de esta.

### **3.5. MANTENIMIENTO Y GARANTÍA**

El Contratista será el encargado del correcto mantenimiento del diseño proyectado. Este se deberá ocupar de seguir los plazos y órdenes previamente establecidos, así como del uso de las piezas o recambios indicados. Un incorrecto mantenimiento por parte del Contratista exhibe a la empresa del cumplimiento de la garantía.

La empresa proporcionará una garantía de cuatro años al elemento proyectado, siempre y cuando se cumplan las condiciones antes citadas. La garantía cubre el arreglo de los fallos producidos, así como la sustitución de las piezas defectuosas sin coste alguno para el Contratista.

## **4. CONDICIONES ECONÓMICAS**



## 4.1. EQUIVOCACIONES EN EL PRESUPUESTO

Se supone que el Contratista ha hecho un estudio detenido de los documentos que componen el proyecto, y por tanto al no haber hecho ninguna observación sobre posibles errores o equivocaciones en el mismo, se entiende que no hay lugar a disposición alguna en cuanto afecta a unidades o precios. Si, el número de unidades fuera inferior, se descontará del presupuesto final.

## 4.2. PRECIOS CONTRADICTORIOS

Si ocurriese algún caso en el que fuese necesario fijar un nuevo precio o cambio en el PRESUPUESTO, se procederá a estudiarlo y convenirlo de la siguiente forma:

- 1º. El Adjudicatario formulará por escrito, bajo su firma, el nuevo precio que, a su juicio, deberá aplicarse.
- 2º. La Dirección Técnica estudiará el que, según su criterio, deba utilizarse.

Si ambos son coincidentes se formulará un Acta, igual que si cualquier pequeña diferencia o error fuesen salvados por simple exposición y convicción de una de las partes, quedando así formalizado el precio contradictorio.

En caso de que no fuera posible conciliar por simple discusión los resultados, se pondrá a la propiedad que adopte la resolución que estime conveniente, que podrá ser aprobatoria del precio exigido por el Adjudicatario, o en otro caso, la segregación de la ejecución del proyecto, para ser ejecutado por la administración o por otro adjudicatario distinto.

La fijación del precio contradictorio habrá de proceder necesariamente al comienzo de la nueva unidad, puesto que, si por cualquier motivo, ya se hubiese comenzado, el Adjudicatario estará obligado a aceptar el que buenamente quiera fijarle el responsable, y a concluirla a satisfacción de éste.

## 4.3. GASTOS E IMPUESTOS

Todos los gastos e impuestos de cualquier orden, que por disposición del estado, provincia o municipio se deriven del contrato, y estén vigentes en la fecha de la firma de este, serán por cuenta del Contratista con excepción del IVA.

Las modificaciones tributarias establecidas con posterioridad al contrato afectarán al sujeto pasivo directo, sin que las partes puedan repercutirlas entre sí. En ningún caso podrá ser causa de revisión de precios la modificación del sistema tributario vigente a la firma del contrato.

## 4.4. PAGOS

Los pagos se efectuarán por el Propietario en los plazos previamente establecidos y su importe corresponderá, precisamente, al de las Certificaciones de obra expedidas por el Ingeniero Director.

En ningún caso podrá el Contratista, alegando retraso en los pagos, suspender los trabajos, ni ejecutarlos a menor ritmo del que corresponda, con arreglo al plazo en que deben terminarse.

El importe de la indemnización que debe abonar el Contratista por causas de retraso no justificado, en el plazo de terminación de las obras del contratista, será el importe de la

suma de perjuicios materiales causados por imposibilidad de entrega del trabajo previamente especificado en el proyecto.

## **5. CONDICIONES LEGALES**

### **5.1. MARCO JURÍDICO**

La ejecución del proyecto deberá tener en cuenta las leyes vigentes del estado siendo responsabilidad de la empresa la ejecución del proyecto bajo las condiciones establecidas en el contrato, en las condiciones estipuladas en los documentos que forman el proyecto, y por las establecidas en las leyes de contratos de trabajo.

### **5.2. ACCIDENTES DE TRABAJO Y DAÑOS A TERCEROS**

La ejecución del proyecto deberá tener en cuenta las leyes vigentes del estado siendo responsabilidad de la empresa la ejecución del proyecto bajo las condiciones establecidas en el contrato, en las condiciones estipuladas en los documentos que forman el proyecto y por las establecidas en las leyes de contratos de trabajo.

El Contratista es el encargado de establecer las medidas de seguridad necesarias al igual que deberá suministrar el material de seguridad necesario a los trabajadores.

En caso de accidente o daños a terceras personas u objetos por un incorrecto cumplimiento de las leyes vigentes el Contratista será el responsable.

### **5.3. RESPONSABILIDAD CIVIL**

El contratista deberá tener cubierta su responsabilidad civil de tal forma que en caso de que alguno de sus empleados o subcontratas incumplan este cubierto.

El contratista será el encargado de tomar las medidas necesarias para no comprometer la salud de sus empleados ni de las terceras personas siendo su responsabilidad en caso de accidente.

En caso de accidente, el contratista será el único responsable de la indemnización a realizar quedando el propietario y dirección facultativa libre de responsabilidades.

### **5.4. PERMISOS Y CERTIFICACIONES**

El contratista será el encargado de cumplir todas las leyes vigentes a nivel estatal, provincial o municipal siendo su responsabilidad. También será el encargado de solicitar en caso de que sea necesario permisos o certificados. Estos serán abonados por la propiedad.

### **5.5. RESCISIÓN DE CONTRATO**

Las acciones que se nombran a continuación serán motivos de rescisión del contrato:

- Incumplimiento de la fecha de inicio de fabricación estipulada.
- Retraso excesivo en los plazos de entrega previamente indicados.
- No cumplimiento de las responsabilidades de alguna de las partes.
- Modificaciones en el presupuesto acordado con subidas de precio mayores del 8%.

# **DOCUMENTO 5. PRESUPUESTO**

En el presente documento adjuntamos los costes derivados de la realización del proyecto *Análisis aerodinámico de perfiles alares en forma de diamante en régimen supersónico mediante CFD*.

En primer lugar, presentamos el cuadro de precios elementales en el que se referencia los diferentes costes asociados al proyecto, así como el precio por unidad adquirida.

CUADRO DE PRECIOS ELEMENTALES			
Ref	Ud	Descripción	Precio
<b>Materiales</b>			
m1	h	Licencia software Ansys Workbench 2020 R1	5,13 €
m2	h	Licencia software Autodesk Inventor Professional 2020	3,97 €
m3	h	Licencia software Microsoft 365 Empresa Estándar	0,14 €
m4	h	HP ENVY 15 Notebook PC, Intel Core i7-4702MQ, 16 GB RAM, 1 TB Disco Duro	2,64 €
<b>Mano de obra</b>			
h1	h	Ingeniero Mecánico	38,82 €
h2	h	Ingeniero CFD	44,65 €
h3	h	Delineante	31,74 €
<b>Medios auxiliares</b>			
	%	Medios auxiliares sobre costes directos	10%

A continuación, incluimos el cuadro de precios descompuestos en el que se desglosa cada una de las partidas empleadas en función de los materiales, mano de obra, y medios auxiliares necesarios.

CUADRO DE PRECIOS DESCOMPUESTOS						
Ref	Ud	Descripción	Precio	Cantidad	Parcial	
d1	ud	<b>Análisis aerodinámico de variantes geométricas del perfil alar en forma de diamante. Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_1, JDR_2, JDR_3, JDR_4, JDR_5, JDR_6, JDR_7, JDR_8, JDR_9 mediante CFD.</b>				
<b>Materiales</b>						
m1	h	Licencia software Ansys Workbench 2020 R1	5,13 €	45	230,85 €	
m2	h	Licencia software Autodesk Inventor Professional 2020	3,97 €	9	35,73 €	
m4	h	HP ENVY 15 Notebook PC, Intel Core i7-4702MQ, 16 GB RAM, 1 TB Disco Duro	2,64 €	54	142,56 €	
<b>Mano de obra</b>						
h2	h	Ingeniero CFD	44,65 €	45	2.009,25 €	
h3	h	Delineante	31,74 €	9	285,66 €	
<b>Medios auxiliares</b>						
	%	Medios auxiliares sobre costes directos	10%	2.704,05 €	270,41 €	
					<b>PRECIO TOTAL</b>	<b>2.974,46 €</b>
d2	ud	<b>Análisis aerodinámico de prototipos de perfil alar en forma de diamante: Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_I, JDR_II, JDR_III mediante CFD. Simulación tridimensional perfil alar JDR_II mediante CFD.</b>				
<b>Materiales</b>						
m1	h	Licencia software Ansys Workbench 2020 R1	5,13 €	22	112,86 €	
m2	h	Licencia software Autodesk Inventor Professional 2020	3,97 €	4,5	17,87 €	
m4	h	HP ENVY 15 Notebook PC, Intel Core i7-4702MQ, 16 GB RAM, 1 TB Disco Duro	2,64 €	26,5	69,96 €	
<b>Mano de obra</b>						
h2	h	Ingeniero CFD	44,65 €	22	982,30 €	
h3	h	Delineante	31,74 €	4,5	142,83 €	
<b>Medios auxiliares</b>						
	%	Medios auxiliares sobre costes directos	10%	1.325,82 €	132,58 €	
					<b>PRECIO TOTAL</b>	<b>1.458,40 €</b>
d3	ud	<b>Análisis aerodinámico del prototipo de ala en delta con perfil alar JDR_II.</b>				
<b>Materiales</b>						
m1	h	Licencia software Ansys Workbench 2020 R1	5,13 €	7	35,91 €	
m2	h	Licencia software Autodesk Inventor Professional 2020	3,97 €	1,25	4,96 €	
m4	h	HP ENVY 15 Notebook PC, Intel Core i7-4702MQ, 16 GB RAM, 1 TB Disco Duro	2,64 €	8,25	21,78 €	
<b>Mano de obra</b>						
h2	h	Ingeniero CFD	44,65 €	7	312,55 €	
h3	h	Delineante	31,74 €	1,25	39,68 €	
<b>Medios auxiliares</b>						
	%	Medios auxiliares sobre costes directos	10%	414,88 €	41,49 €	
					<b>PRECIO TOTAL</b>	<b>456,37 €</b>

Ref	Ud	Descripción	Precio	Cantidad	Parcial
d4	ud	Planificación, elaboración, y redacción del proyecto.			
<b>Materiales</b>					
m1	h	Licencia software Microsoft 365 Empresa Estándar	0,14 €	282	39,48 €
m4	h	HP ENVY 15 Notebook PC, Intel Core i7-4702MQ, 16 GB RAM, 1 TB Disco Duro	2,64 €	282	744,48 €
<b>Mano de obra</b>					
	h	Ingeniero Mecánico	38,82 €	282	10.947,24 €
<b>Medios auxiliares</b>					
	%	Medios auxiliares sobre costes directos	10%	846,00 €	84,60 €
<b>PRECIO TOTAL</b>					<b>11.815,80 €</b>

Mediante el cuadro de precios unitarios indicamos el coste de ejecución de una unidad de cada una de las diferentes partidas.

CUADRO DE PRECIOS UNITARIOS				
Ref	Ud	Descripción	Precio	
d1	ud	Análisis aerodinámico de variantes geométricas del perfil alar en forma de diamante. Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_1, JDR_2, JDR_3, JDR_4, JDR_5, JDR_6, JDR_7, JDR_8, JDR_9 mediante CFD.	2.974,46 €	
d2	ud	Análisis aerodinámico de prototipos de perfil alar en forma de diamante: Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_I, JDR_II, JDR_III mediante CFD. Simulación tridimensional perfil alar JDR_II mediante CFD.	1.458,40 €	
d3	ud	Análisis aerodinámico del prototipo de ala en delta con perfil alar JDR_II	456,37 €	
d4	ud	Planificación, elaboración, y redacción del proyecto	11.815,80 €	

A través del estado de mediciones se indica la cantidad de unidades necesarias de cada partida para el desarrollo del proyecto.

ESTADO DE MEDICIONES				
Ref	Ud	Descripción	Cantidad	
d1	ud	Análisis aerodinámico de variantes geométricas del perfil alar en forma de diamante. Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_1, JDR_2, JDR_3, JDR_4, JDR_5, JDR_6, JDR_7, JDR_8, JDR_9 mediante CFD.	1	
d2	ud	Análisis aerodinámico de prototipos de perfil alar en forma de diamante: Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_I, JDR_II, JDR_III mediante CFD. Simulación tridimensional perfil alar JDR_II mediante CFD.	1	
d3	ud	Análisis aerodinámico del prototipo de ala en delta con perfil alar JDR_II	1	
d4	ud	Planificación, elaboración, y redacción del proyecto	1	

Por lo que la valoración del presupuesto final es la siguiente:

VALORACIÓN DEL PRESUPUESTO					
Ref	Ud	Descripción	Precio	Cantidad	Total
d1	ud	Análisis aerodinámico de variantes geométricas del perfil alar en forma de diamante. Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_1, JDR_2, JDR_3, JDR_4, JDR_5, JDR_6, JDR_7, JDR_8, JDR_9 mediante CFD.	2.974,46 €	1	2.974,46 €
d2	ud	Análisis aerodinámico de prototipos de perfil alar en forma de diamante: Simulación bidimensional de los perfiles alares JDR_I, JDR_II, JDR_III mediante CFD. Simulación tridimensional perfil alar JDR_II mediante CFD.	1.458,40 €	1	1.458,40 €
d3	ud	Análisis aerodinámico del prototipo de ala en delta con perfil alar JDR_II	456,37 €	1	456,37 €
d4	ud	Planificación, elaboración, y redacción del proyecto	11.815,80 €	1	11.815,80 €
<b>TOTAL PRESUPUESTO DE EJECUCIÓN DE MATERIAL</b>					<b>16.705,02 €</b>
<b>IVA 21%</b>					<b>3.508,05 €</b>
<b>TOTAL PRESUPUESTO DE EJECUCIÓN POR CONTRATA</b>					<b>20.213,07 €</b>
<b>VEINTE MIL DOSCIENTOS TRECE CON SIETE EUROS</b>					

# **DOCUMENTO 6. BIBLIOGRAFÍA**



## BIBLIOGRAFÍA

- [1]. <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/>
- [2]. <https://www.tfafacility.org/es/asociacion-internacional-de-transporte-aereo-iata>
- [3]. <https://www.icao.int/Pages/default.aspx>
- [4]. Apuntes de la Universidad de Sevilla, Grado en Ingeniería Aeroespacial.
- [5]. Fundamentals of Aerodynamics, John D. Anderson.
- [6]. National Aeronautics and Space Administration (NASA), <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/short.html>
- [7]. Airfoil Design and Data, Richard Eppler.
- [8]. Real Academia de Ingeniería, <http://www.raing.es/es>
- [9]. C.D. Harris. NASA supercritical airfoils: a matrix of family related airfoils. National Aeronautics and Space Administration, 1990. NASA Technical Paper 2969.
- [10]. ANSYS, <https://www.ansys.com/>
- [11]. Apuntes de la Universidad Politécnica de Cataluña, Grado en Ingeniería Aeroespacial.
- [12]. Apuntes de la asignatura “Modeling and Simulation in Machine Design” del Grado en Ingeniería Mecánica de la Universidad de Cantabria.
- [13]. Introduction to Flight, John D. Anderson.
- [14]. The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory, H. Glauert.
- [15]. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Ascher H. Shapiro.
- [16]. Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications, John D. Anderson.
- [17]. The Air Pressure on a Cone Moving at High Speed, G. I. Taylor y J.W. Maccoll.
- [18]. Fluid Dynamic Drag, S. F. Hoerner.
- [19]. Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer, Richard H. Pletcher, John C. Tannehill, Dale A. Anderson.
- [20]. Engineering Calculation Methods for Turbulent Flow, P. Bradshaw, T. Cebeci, y J. H. Whitelaw.