



universidad
de león



Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Trabajo de Fin de Grado

CÁLCULO ESTRUCTURAL DEL SEMIALA DE UN A321
MEDIANTE EL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

STRUCTURAL CALCULATION OF THE SEMI-WING OF
THE A321 BY THE FINITE ELEMENT METHOD

Autor: Bárbara González Fernández
Tutor: Iván Ubero Martínez

(Diciembre, 2021)

UNIVERSIDAD DE LEÓN
Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y
Aeroespacial

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
Trabajo de Fin de Grado

ALUMNO: Bárbara González Fernández

TUTOR: Iván Ubero Martínez

TÍTULO: Cálculo estructural del semiala de un A321 mediante el método de elementos finitos (MEF)

TITLE: Structural calculation of the semi-wing of the A321 by the finite element method

CONVOCATORIA: Diciembre, 2021

RESUMEN:

El siguiente trabajo de fin de grado se ha realizado con el propósito de modelar la estructura alar de un Airbus A321 utilizando el programa CATIA, para realizar más tarde el análisis en ANSYS (Engineering Simulation and 3D Design Software) y en TORNADO. El cálculo se ha realizado mediante el método de elementos finitos y con la ayuda del programa Patran/Nastran, del cual se obtendrán tanto los resultados numéricos como en gráficos. Se han supuesto tres casos distintos de estudio para analizar las posibles variables de vuelo y cómo afectan a la estructura alar.

ABSTRACT:

The next graduate work has been done with the purpose of modelling the wing structure of an Airbus A321 using the CATIA program, for later analysis in ANSYS (Engineering Simulation and 3D Design Software) and in TORNADO. The calculation was carried out using the finite element method and with the help of the Patran/Nastran program, from which both numerical and graphical results will be obtained. Three different case studies have been assumed to analyse possible flight variables and how they affect the wing structure.

Palabras clave: MEF, CATIA, CFD, ANSYS, TORNADO, Patran, análisis, cálculo

Firma del alumno:

VºBº Tutor/es:

Índice de contenidos

Introducción.....	11
Estado del arte.....	13
1. Diseño del ala.....	13
2. Tipos de ala.....	13
3. Posición del ala	15
4. Estructura del ala	16
5. Partes móviles del ala	18
Núcleo.....	19
1. Objetivos	19
2. Aribus a321	20
2.1 Dimensiones	21
2.2 Pesos	22
2.3 Características	22
3. Semiala airbus a321	23
4. Fuerzas y momentos.....	26
4.1 Sustentación	26
4.2 Momento aerodinámico.....	27
5. Materiales	28
5.1 Aluminio.....	30
5.2 Acero.....	30
5.3 Titanio.....	30
6. Diseño	31
6.1 Costillas	33
6.2 Largueros.....	34
6.3 Larguerillos	35

6.4	Revestimiento	36
6.5	Modelo en 3D	36
7.	Análisis de dinámica de fluidos computacional	37
7.1	ANSYS	37
7.1.1	Geometría del ala y volumen de control	38
7.1.2	Creación del mallado	39
7.1.3	Simulación	44
7.2	TORNADO	53
7.2.1	Método vortex lattice	55
7.2.2	Resultados	57
8.	Método de elementos finitos	71
8.1	Historia	71
8.2	Concepto	72
8.3	Resolución	73
8.4	Convergencia	75
9.	Patran/nastran	77
9.1	Costillas	77
9.2	Largueros.....	79
9.3	Larguerillos	80
9.4	Revestimiento	80
9.5	Equivalencia.....	81
9.6	Propiedades	81
9.7	Condiciones de contorno y cargas	81
9.8	Análisis	85
9.8.1	Von Mises	85
9.8.2	Teoría de la tensión tangencial máxima	91
9.8.3	Teoría de máxima principal	96

Resultados	102
1. Desplazamientos	105
Futuro	108
1. Airbus A321neo	111
Conclusiones	113
Lista de referencias bibliográficas	114

Índice de figuras

Figura 1.1. Tipo de alas (Fuente: https://www.ultraligeros.net/diferentes-tipos-de-alas/)	15
Figura 1.2. Posición del ala (Fuente: https://greatbustardsflight.blogspot.com/2019/02/ala-alta-vs-ala-baja.html)	16
Figura 1.3. Estructura alar Fuente(https://www.pasionporvolar.com/estructura-del-avion-cap-2/)	17
Figura 1.4. Dispositivos móviles Fuente(https://www.nlarenas.com/2019/02/aviones-partes-moviles-del-ala/)	18
Figura 2.1. A321 Fuente(https://www.aircharterservice.cl/guia-de-avions/charter-en-grupos/airbus-europe/airbusa321)	20
Figura 2.2. Dimensiones A321 Fuente(https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)	22
Figura 3.1. Perfil NACA 2415 (Fuente: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il)	24
Figura 3.2. Coeficientes perfil Fuente(http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il)	24
Figura 3.3. Coeficientes perfil (Fuente: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il)	25
Figura 3.4. Coeficientes perfil (Fuente: http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il)	25
Figura 4.1. Fuerzas perfil (Fuente: https://blogaero.com/sustentacion-por-que-vuelan-los-aviones/)	27
Figura 4.2. Fuerzas parciales perfil (Fuente: https://www.researchgate.net/publication/235954620_Analisis_del_Comp ortamiento_Aerodinamico_de_Perfiles)	28
Figura 5.1. Gráfica tensión-Deformación (Fuente: https://en.wikipedia.org/wiki/Stress%E2%80%93strain_curve)	29
Figura 6.1 Perfil CATIA (Fuente: propia)	33
Figura 6.6.2 Costillas CATIA (Fuente: propia)	34
Figura 6.3. Posición larguero posterior (Fuente: propia)	35
Figura 6.4. Posición larguero anterior (Fuente: propia)	35

Figura 6.5. Diseño estructura alar CATIA (Fuente: propia)	37
Figura 7.1. Geometría ANSYS (Fuente: propia)	38
Figura 7.2. Geometría ANSYS (Fuente: propia)	39
Figura 7.3. Geometría ANSYS (Fuente: propia)	39
Figura 7.4. Volumen de control (Fuente: propia).....	40
Figura 7.5. Datos volumen de control (Fuente: propia).....	40
Figura 7.6. Caja de torsión (Fuente: propia)	40
Figura 7.7. Datos caja de torsión (Fuente: propia)	41
Figura 7.8. Ala (Fuente: propia).....	41
Figura 7.9. Datos al (Fuente: propia)	41
Figura 7.10. Cara symmetry (Fuente: propia)	42
Figura 7.11. Cara outlet (Fuente: propia)	42
Figura 7.12. Cara inlet (Fuente: propia)	42
Figura 7.13. Características del mallado (Fuente: propia)	43
Figura 7.14. Mallado perfil (Fuente: propia).....	43
Figura 7.15. Mallado geometría (Fuente: propia)	44
Figura 7.16. Estructura alámbrica del mallado (Fuente: propia)	44
Figura 7.17. Caras en fluent (Fuente: propia)	45
Figura 7.18. Características de la viscosidad del fluido (Fuente: propia)	46
Figura 7.19. Gráfica proceso iterativo A (Fuente: propia)	46
Figura 7.20. Presiones estáticas sobre el perfil (Fuente: propia).....	47
Figura 7.21. Velocidades sobre el perfil (Fuente: propia)	47
Figura 7.22. Presiones sobre la geometría extradós (Fuente: propia)	48
Figura 7.23. Presiones en el borde de ataque (Fuente: propia)	48
Figura 7.24. Gráfica proceso iterativo B (Fuente: propia)	49
Figura 7.25. Presiones estáticas sobre el perfil (Fuente: propia).....	49
Figura 7.26. Velocidades sobre el perfil (Fuente: propia)	50
Figura 7.27. Presiones sobre la geometría extradós (Fuente: propia)	50
Figura 7.28 Presiones en el borde de ataque (Fuente: propia)	51
Figura 7.29 Gráfica proceso iterativo C (Fuente: propia)	51
Figura 7.30 Presiones estáticas sobre el perfil (Fuente: propia).....	52
Figura 7.31 Velocidades sobre el perfil (Fuente: propia)	52
Figura 7.32 Presiones sobre la geometría extradós (Fuente: propia)	53

Figura 7.33 Presiones en el borde de ataque (Fuente: propia)	53
Figura 7.34. Menú Tornado (Fuente: propia)	54
Figura 7.35. Paneles Vortex (Fuente: https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-classical-vortex-lattice-method_fig1_349198064)	56
Figura 7.36. Gráfica geometría Tornado (Fuente: propia).....	57
Figura 7.37. Vistas geometría Tornado (Fuente: propia)	58
Figura 7.38. Colocación de los paneles Tornado (Fuente: propia)	59
Figura 7.39. Vórtices Tornado	59
Figura 7.40. Datos caso A (Fuente: propia)	61
Figura 7.41. Distribución de presiones A (Fuente: propia)	62
Figura 7.42. Fuerza por metro A (Fuente: propia)	62
Figura 7.43. Datos caso B (Fuente: propia)	64
Figura 7.44. Distribución de presiones B (Fuente: propia)	65
Figura 7.45. Fuerza por metro B (Fuente: propia)	66
Figura 7.46. Datos caso C (Fuente: propia).....	67
Figura 7.47. Distribución de presiones C (Fuente: propia)	68
Figura 7.48. Fuerza por metro C (Fuente: propia).....	68
Figura 7.49. Comparación Fuerza por metro (Fuente: propia)	69
Figura 7.50. Comparación cortante (Fuente: propia)	70
Figura 7.51. Comparación flector (Fuente: propia)	71
Figura 8.1. Organigrama MEF (Fuente: https://docplayer.es/62430395-02-elementos-finitos-para-tension-compresion-axial-diego-andres-alvarez-marin-profesor-asistente-universidad-nacional-de-colombia-sede-manizales.html).....	75
Figura 9.1. Costillas Patran (Fuente: propia)	79
Figura 9.2. Largueros Patran (Fuente: propia).....	79
Figura 9.3. Larguerillos Patran (Fuente: propia)	80
Figura 9.4. Revestimiento Patran (Fuente: propia).....	80
Figura 9.5. Empotramiento Patran (Fuente: propia)	82
Figura 9.6. RBE 3 (Fuente: propia).....	82
Figura 9.7. Fuerzas caso A (Fuente: propia)	84
Figura 9.8. Fuerzas caso B (Fuente: propia)	84
Figura 9.9. Fuerzas caso C (Fuente: propia)	85

Figura	9.10.	Criterio	Von	Mises
	(Fuente: http://www.mecapedia.uji.es/criterio_de_von_Mises.htm)			86
Figura 9.11.	Revestimiento Von Mises caso A (Fuente: propia)			86
Figura 9.12.	Costillas Von Mises caso A (Fuente: propia)			87
Figura 9.13.	Largueros Von Mises caso A (Fuente: propia)			87
Figura 9.14.	Larguerillos Von Mises caso A (Fuente: propia)			87
Figura 9.15.	Revestimiento Von Mises caso B (Fuente: propia)			88
Figura 9.16.	Costillas Von Mises caso B (Fuente: propia)			88
Figura 9.17.	Largueros Von Mises caso B (Fuente: propia)			88
Figura 9.18.	Larguerillos Von Mises caso B (Fuente: propia)			89
Figura 9.19.	Revestimiento Von Mises caso C (Fuente: propia)			89
Figura 9.20.	Costillas Von Mises caso C (Fuente: propia)			90
Figura 9.21.	Largueros Von Mises caso C (Fuente: propia)			90
Figura 9.22.	Larguerillos Von Mises caso C (Fuente: propia)			90
Figura	9.23.	Criterio		Tresca
	(Fuente: http://www.mecapedia.uji.es/criterio_de_Tresca.htm)			91
Figura 9.24.	Revestimiento Tresca caso A (Fuente: propia)			92
Figura 9.25.	Costillas Tresca caso A (Fuente: propia)			92
Figura 9.26.	Largueros Tresca caso A (Fuente: propia)			92
Figura 9.27.	Larguerillos Tresca caso A (Fuente: propia)			93
Figura 9.28.	Revestimiento Tresca caso B (Fuente: propia)			93
Figura 9.29.	Costillas Tresca caso B (Fuente: propia)			93
Figura 9.30.	Largueros Tresca caso B (Fuente: propia)			94
Figura 9.31.	Larguerillos Tresca caso B (Fuente: propia)			94
Figura 9.32.	Revestimiento Tresca caso C (Fuente: propia)			95
Figura 9.33.	Costillas Tresca caso C (Fuente: propia)			95
Figura 9.34.	Largueros Tresca caso C (Fuente: propia)			95
Figura 9.35.	Larguerillos Tresca caso C (Fuente: propia)			96
Figura 9.36.	Criterio máxima principal (Fuente: https://glossar.item24.com/es/indice-de-glosario/articulo/item//teoria-del-esfuerzo-maximo.html)			96
Figura 9.37.	Revestimiento Máxima principal caso A (Fuente: propia)			97
Figura 9.38.	Costillas Máxima principal caso A (Fuente: propia)			97
Figura 9.39.	Largueros Máxima principal caso A (Fuente: propia)			97

Figura 9.40. Larguerillos Máxima principal caso A (Fuente: propia)	98
Figura 9.41. Revestimiento Máxima principal caso B (Fuente: propia)	98
Figura 9.42. Costillas Máxima principal caso B (Fuente: propia)	98
Figura 9.43. Largueros Máxima principal caso B (Fuente: propia).....	99
Figura 9.44. Larguerillos Máxima principal caso B (Fuente: propia)	99
Figura 9.45. Revestimiento Máxima principal caso C (Fuente: propia)	100
Figura 9.46. Costillas Máxima principal caso C (Fuente: propia).....	100
Figura 9.47. Largueros Máxima principal caso C (Fuente: propia)	100
Figura 9.48. Larguerillos Máxima principal caso C (Fuente: propia)	101
Figura 10.1.1. Deformada caso A (Fuente: propia)	106
Figura 10.1.2. Deformada caso B (Fuente: propia)	106
Figura 10.1.3. Deformada caso C (Fuente: propia)	107
Figura 11.1. Sharklets Airbus (Fuente: http://aviacionmagazine.blogspot.com/2019/04/de-winglets-sharklets-y-dispositivos-de.html?m=1)	108
Figura 11.2. Airbus Maveric (Fuente: https://www.xataka.com/vehiculos/airbus-desvela-maveric-sorprendente-avion-ala-integrada-que-quiere-revolucionar-aviacion-comercial)	109
Figura 11.3. Materiales en un avión (Fuente: https://www.mundoaviones.top/de-que-material-estan-hechos-los-aviones/)	110
Figura 11.4. Avión prototipo con metamaterial (Fuente: https://news.mit.edu/2019/engineers-demonstrate-lighter-flexible-airplane-wing-0401)	111
Figura 11.5. Airbus A321 neo (Fuente: https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320/a321neo)	112
Figura 11.6. Cabina A321 neo (Fuente: https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320/a321neo)	112

Índice de tablas

Tabla 2.1. Dimensiones A321 (Fuente: https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)	21
Tabla 2.2. Pesos A321 (Fuente: https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)	22
Tabla 2.3. Características A321 (Fuente: https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)	23
Tabla 3.1. Datos perfil (Fuente propia)	26
Tabla 6.1 . Coordenadas perfil (Fuente: airfoiltools.com)	32
Tabla 6.6.2 Costillas (Fuente: propia)	34
Tabla 6.3. Largueros (Fuente propia)	35
Tabla 6.4. Larguerillos (Fuente propia)	36
Tabla 6.5. Revestimiento (Fuente propia)	36
Tabla 7.1. Datos Caso A (Fuente propia)	60
Tabla 7.2. Resumen resultados caso A (Fuente propia)	61
Tabla 7.3. Resultados caso A (Fuente propia)	63
Tabla 7.4. Datos caso C (Fuente propia)	63
Tabla 7.5. Resumen resultados caso C (Fuente propia)	64
Tabla 7.6. Resultados caso C (Fuente propia)	66
Tabla 7.7. Datos Caso B (Fuente propia)	67
Tabla 7.8. Resumen resultados caso B (Fuente propia)	67
Tabla 7.9. Resultado caso B (Fuente propia)	69
Tabla 9.1. Medidas cuerdas costillas (Fuente propia)	78
Tabla 9.2. Coordenadas costillas (Fuente propia)	78
Tabla 9.3. Coordenadas RBE3 (Fuente propia)	83
Tabla 9.4. Tensiones Caso A (Fuente propia)	102
Tabla 9.5. Tensiones Caso B (Fuente propia)	102
Tabla 9.6. Tensiones Caso C (Fuente propia)	103
Tabla 9.7. Tensiones admisibles Caso A (Fuente propia)	103
Tabla 9.8. Tensiones admisibles Caso B (Fuente propia)	104
Tabla 9.9. Tensiones admisibles Caso C (Fuente propia)	104
Tabla 10.1. Deformada (Fuente propia)	105

Introducción

En este Trabajo de Fin de Grado se pretende lograr estudiar la estructura de un ala de un avión comercial, como es el Airbus A321, en las distintas operaciones de vuelo.

En primer lugar, se realizará un resumen con todas las características técnicas propias del Airbus A321 junto con la composición de los elementos utilizados en cada una de sus semialas. Con el diseño del ala, se procede a la utilización del método de los elementos finitos (MEF) aplicado al comportamiento estático y a la dinámica de fluidos computacional (CFD). Por último, se planteará las conclusiones pertinentes en función de la información procedente de los datos obtenidos.

Para realizar todos los cálculos necesarios se utiliza el programa informático CATIA, un programa dedicado al cálculo de estructuras.

Estado del arte

1. DISEÑO DEL ALA

El ala de cualquier aeroplano es su elemento más sustancial. Es gracias a su forma, se consiguen las fuerzas necesarias para poder volar.

Los perfiles alares debido al efecto Bernoulli, en la parte superior (el extradós) tienen una presión distinta que en la parte inferior (el intradós). Esta diferencia de presión es la culpable de generar una fuerza que impulsa el perfil hacia arriba, denominada sustentación. También se produce gracias a la Tercera Ley de Newton, ya que la velocidad de la corriente por el extradós es superior a la corriente en el intradós lo que genera una fuerza hacia abajo y por reacción, habrá una fuerza de la misma magnitud en sentido contrario.

La sustentación no es la única fuerza que actúa en el ala, pero sí la encargada de compensar el peso del avión. Otras fuerzas que aparecen además del peso es la resistencia que aparece contrarrestando el impulso generado por los motores.

Es de gran importancia el ángulo de ataque que siguiendo el efecto Venturi, ayuda a aumentar la fuerza de sustentación.

El tipo distinto de diseño para cada aeronave buscará un rendimiento óptimo según sean las cargas, el peso máximo, la velocidad de vuelo, el alcance o el consumo de combustible entre otros.

2. TIPOS DE ALA

Dependiendo del propósito y la necesidad de la aeronave se buscarán unos tipos más que otros.

Según su forma en planta se tendrán los siguientes tipos:

- Rectangular: en la que el ala no se estrecha hacia los extremos. Se utilizan para volar a baja velocidad, corto alcance y para no más de dos pasajeros. Es el caso de aviones que se utilizan para fumigar o para escuelas de entrenamiento.

- Trapezoidal: tiene una eficiencia aerodinámica mejor que la rectangular y su fabricación es más sencilla que la elíptica. De este tipo de alas destaca su gran distribución de la carga en toda la envergadura.
- Elíptica: con mayor eficiencia aerodinámica que las anteriores, pero con difícil y elevado coste de fabricación se ha optado por dejar de utilizarse.
- En Delta: este tipo de alas permite al avión alcanzar velocidades supersónicas con una resistencia aerodinámica mínima. Tienen una estructura mucho más resistente. Un ejemplo es el Dassault Mirage 2000.
- Delta con timones: dentro de este grupo estaría por una parte los tipo Canard con el estabilizador horizontal delante de las alas. Y, por otra parte, delta con timones traseros.
- Doble delta: destacan en el ámbito militar debido al ahorro de combustible.
- Ojival: consiste en una modificación del ala delta para aviones de alta velocidad. Un ejemplo muy conocido de este tipo es el Concorde.
- En flecha: la más común en aviones comerciales ya que a velocidades cercanas a las del sonido su eficiencia es la mejor. Se utilizará este tipo de ala para este trabajo.
- Flecha invertida: una variante del tipo flecha que permite una alta maniobrabilidad por parte del avión. Esto lo hace interesante para aviones militares.
- Doble flecha: que sea doble, da al avión una mayor estabilidad.
- Flecha variable: rinden mejor a altas velocidades y a bajas durante el despegue y aterrizaje, pero su peso, coste, y complejidad son tales que no superan sus ventajas. Este tipo se ha dejado de fabricar.

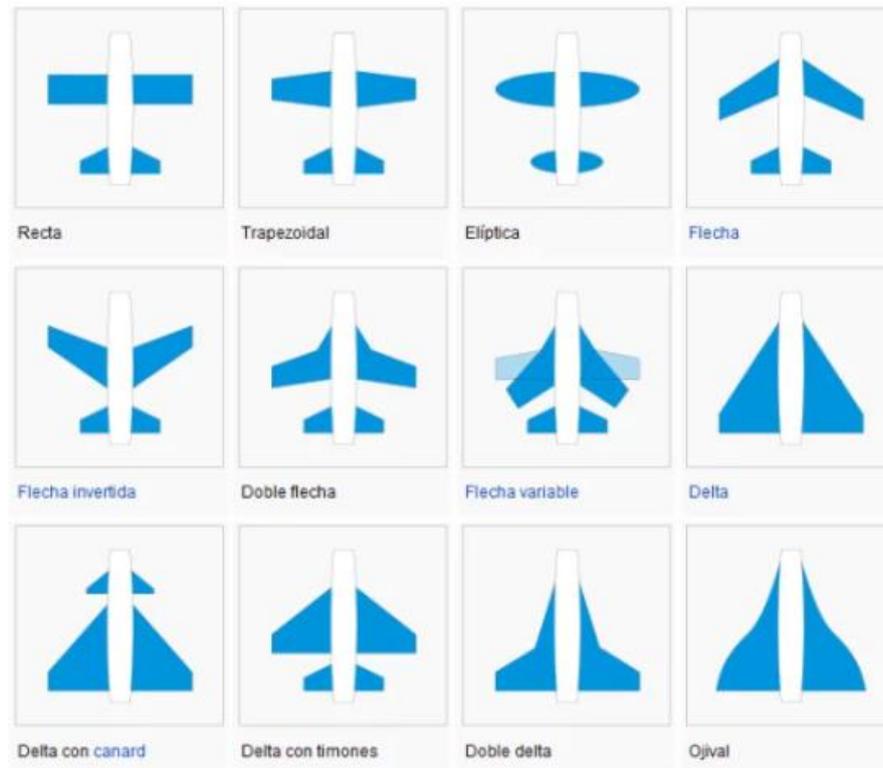


Figura 2.1. Tipo de alas (Fuente: <https://www.ultraligeros.net/diferentes-tipos-de-alas/>)

3. POSICIÓN DEL ALA

- Alas en la parte alta: con una ligera mayor estabilidad, ubicando el fuselaje cerca del suelo. Se suele utilizar en aviones de carga militares para que los equipos puedan cargar y descargar fácil y rápido.
- De ala baja: en términos estructurales, la mayor ventaja es la ininterrumpida estructura del larguero sin necesidad de agregar refuerzos.
- Alas colocadas en el medio: hay menos resistencia aerodinámica y mayor visibilidad. Son muy utilizadas en aviones acrobáticos.

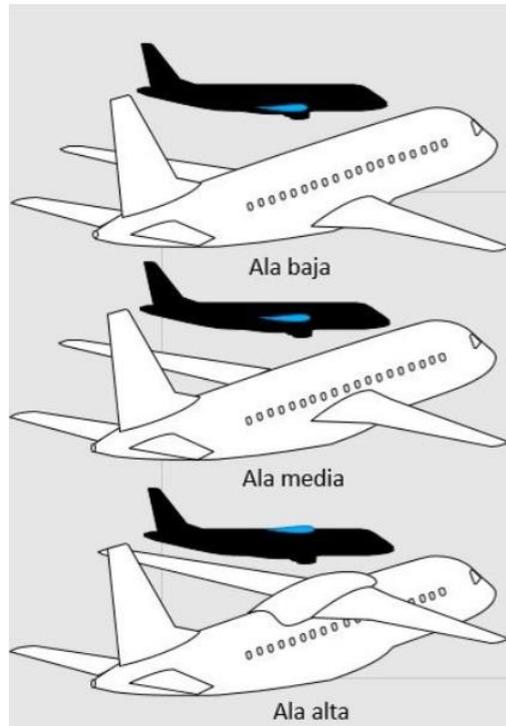


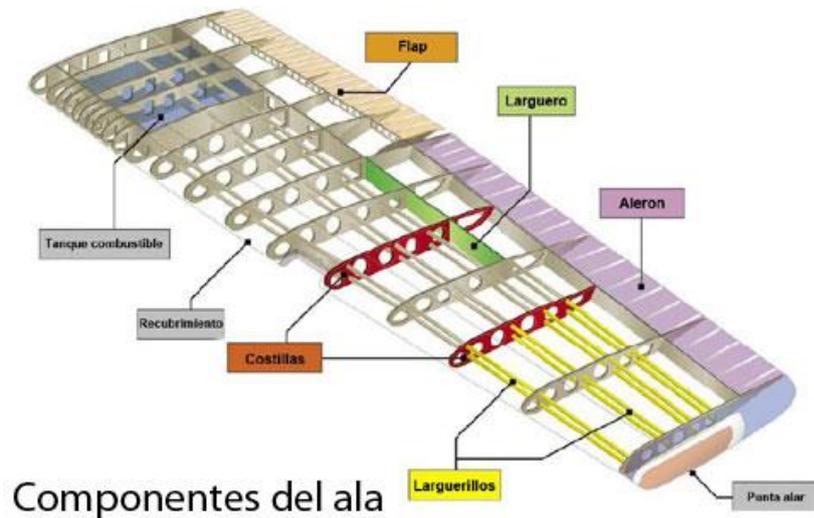
Figura 3.1. Posición del ala (Fuente:<https://greatbustardsflight.blogspot.com/2019/02/ala-alta-vs-ala-baja.html>)

4. ESTRUCTURA DEL ALA

Después de diferentes arquitecturas, la que se utiliza actualmente en el ala por sus numerosas ventajas es la estructura semimonocasco.

Este tipo de estructura se desarrolló antes de la Segunda Guerra Mundial y se encuentra tanto en el ala como en el fuselaje debido a su gran resistencia a las cargas y su bajo peso por los materiales metálicos utilizados. También se distribuye el trabajo uniformemente por sus componentes logrando una fatiga menor en cada componente, y como consecuencia, alargando su vida útil.

Dentro de las alas se encuentran las cuernas con el nombre de costillas conectadas entre sí por largueros y larguerillos, el conjunto se denomina caja de torsión. A su vez, todo ello está recubierto por un revestimiento.



Componentes del ala

Figura 4.1. Estructura alar Fuente(<https://www.pasionporvolar.com/estructura-del-avion-cap-2/>)

Se explica cada componente en detalle a continuación:

- **Larguero:** se trata de la viga principal del semiala que recorre toda su envergadura. Soporta la mayor parte de las cargas y de los esfuerzos a flexión. La mayoría de los aviones tienen dos largueros excepto en los de fuselaje ancho que utilizan tres.
- **Costillas:** normalmente perpendiculares a los largueros, dan la forma del perfil alar utilizado. Son las encargadas de resistir a la torsión, transmitir la carga del revestimiento a los largueros y prevenir el pandeo en ellos. Depende del tipo de avión habrá más o menos costillas en función de su necesidad. Una condición necesaria es que deben resistir químicamente al combustible ya que también dan la forma a los depósitos de combustible. Suelen estar agujereadas para aligerar peso.
- **Larguerillos:** son elementos estructurales paralelos a los largueros encargados de absorber y transmitir el esfuerzo cortante a lo largo de la estructura. Evitan el pandeo local del revestimiento.
- **Revestimiento:** sería la “piel” del ala. Es la parte que recubre toda la estructura. Recibe las cargas aerodinámicas para luego transmitirlas a las costillas. También se encarga de resistir a los esfuerzos cortantes y protege el combustible.

En lo que respecta la evolución hacia el futuro, cada vez son más utilizados los materiales compuestos para la fabricación de la estructura. Esto se debe a que son más ligeros, más resistentes y se pueden hacerse piezas integradas de larguerillos-revestimiento.

5. PARTES MÓVILES DEL ALA

Aparte de las partes fijas y lumínicas, existen también partes móviles en el ala que si bien no han sido tenidas en cuenta para la realización de este trabajo es importante tenerlas presentes.



Figura 5.1. Dispositivos móviles Fuente(<https://www.nlarenas.com/2019/02/aviones-partes-moviles-del-ala/>)

- Alerones: se encuentran en la parte posterior del ala y se encargan de permitir el movimiento en el eje longitudinal del avión, es decir, el alabeo.
- Winglet: es un dispositivo de punta alar situado en el extremo del ala. Es de suma importancia ya que reduce la resistencia inducida del ala.
- Dispositivos hipersustentadores: entrarían dentro de este grupo los flap (en el borde de salida) y los slats (en el borde de ataque). Son utilizados para variar la sustentación en el aterrizaje y despegue.
- Spoiler: también situados en la parte posterior del ala para eliminar la sustentación cuando el tren de aterrizaje toca la pista.

Núcleo

1. OBJETIVOS

Principalmente con este trabajo se quiere diseñar y analizar la estructura de un semiala para luego estudiar los resultados obtenidos y realizar las conclusiones concernientes.

Además, en el proceso, se lograrán también los siguientes objetivos:

- Evaluar y conocer la estructura del ala de un A321.
- Diseño de la estructura alar.
- Conocer la importancia de los materiales empleados y de la aplicación de las fuerzas.
- Utilización de softwares capaces de analizar la estructura.
- Análisis mediante CFD.
- Introducción al método de elementos finitos.
- Uso del Método de Elementos Finitos (MEF).
- Teorías de fallo posibles en la aeronave.
- Estudio y análisis de los resultados obtenidos.
- Conclusiones y aportaciones.

2. ARIBUS A321

El Airbus A321 es un avión utilizado para la aviación comercial.

Pertenece a la familia A320, la línea de aviones más vendida del mundo. La diferencia del A321 con el resto de su grupo es que éste es el más alargado de todos. Cuenta con una mayor superficie alar, tren de aterrizaje reforzado y neumáticos más grandes. Los motores utilizados, el CFM56 o el V2500, también son más potentes, pudiendo alcanzar una velocidad operativa de 0,82 Mach.

Al ser de la familia A320, también incorpora los mandos avanzados fly-by-wire, por los cuales los controles de vuelos manuales convencionales se reemplazan por una interfaz electrónica. Esto permite que las compañías elijan este tipo de avión en vez del Boeing 757 ya que así los pilotos pueden aprender a pilotar unos u otros en solo cuestión de unas horas.

Debido a su largo fuselaje puede albergar desde 154 hasta 220 pasajeros, esto lo hace muy apetecible por parte de las compañías aéreas ya que les interesa transportar al mayor número posible de personas.



Figura 2.1. A321 Fuente(<https://www.aircharterservice.cl/guia-de-avions/charter-en-grupos/airbus-europe/airbusa321>)

La primera vez en despegar fue el 11 de marzo de 1993 y un año más tarde fue puesto en servicio por US Airways.

Desde entonces ha sido operado por numerosas compañías aéreas entre las que destacan American Airlines con 247 unidades; China Southern Airlines con 143 unidades; Delta Air Lines con 109 unidades; y Turkish Airlines con 91 unidades.

2.1 Dimensiones

Las dimensiones de un A321 son las siguientes:

Tabla 2.1. Dimensiones A321 (Fuente:https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)

Longitud	44,5	m
Altura	11,8	m
Superficie alar	122,6	m ²
Envergadura	34,1	m
Anchura de cabina	3,7	m
Altura de cabina	5,98	m
Longitud de la cabina	34,4	m
Anchura de fuselaje	3,95	m
Altura de fuselaje	3,95	m
Anchura del tren principal	7,59	m
Distancia morro-cabina	2,41	m
Distancia entre ejes	16,9	m
Flecha alar	25	grados

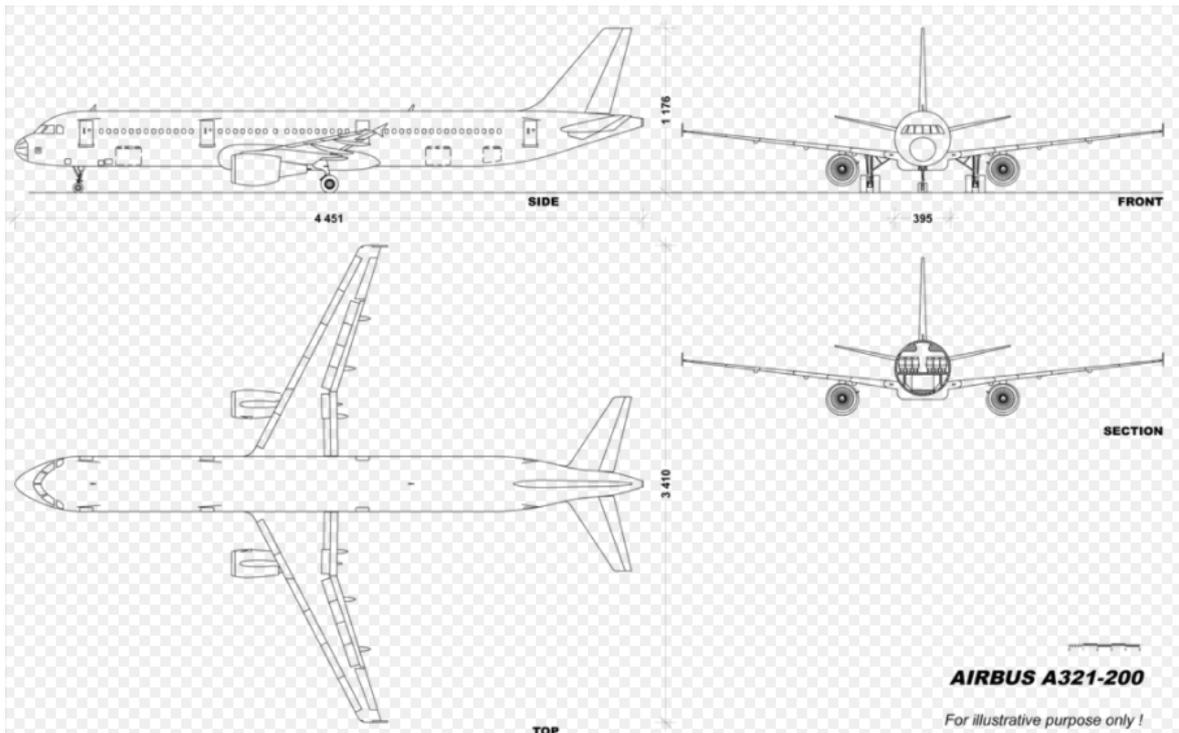


Figura 2.2. Dimensiones A321 Fuente(https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)

2.2 Pesos

Los pesos de un A321 son los siguientes:

Tabla 2.2. Pesos A321 (Fuente:https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)

Peso operativo en vacío (OEW)	48500 kg
Peso máximo al despegue (MTOW)	93500 kg
Peso máximo de aterrizaje (MLW)	77800 kg
Peso máximo sin combustible (MZFW)	73800 kg

2.3 Características

Las características de un A321 son las siguientes:

Tabla 2.3. Características A321 (Fuente: https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321)

Tripulación	2 pilotos y 4-6 auxiliares
Capacidad	1 clase: 230; 2 clases: 185
Motor	2 x CFM56
Empuje de cada uno	133-137 kN
Techo	12000 m
Velocidad crucero	828 km/h
Mach crucero	0,78
Velocidad máxima operativa	871 km/h
Mach máximo	0,82
Alcance	5600 km
Carrera de despegue	2180 m
Capacidad combustible	24050 l
Carga	51,73 m ³ 10 contenedores LD3-46

3. SEMIALA AIRBUS A321

Para la realización de este Trabajo, lo primero que se ha hecho fue elegir un perfil NACA acorde al tipo de semiala del Airbus A321.

Al ser este tipo de datos protegidos por parte de Airbus, se ha buscado un perfil alar NACA acorde con este tipo de aeronave. El que se ha seleccionado ha sido el perfil 2415 uno muy conocido y utilizado.

Dependiendo de los distintos tipos de perfiles las características aerodinámicas variarán de unos a otros ya que el coeficiente de sustentación de resistencia será distinto en cada caso.

Un perfil NACA de cuatro dígitos (abcd) significa lo siguiente:

- Primer dígito (a): es la ordenada máxima de la línea media en porcentaje de la cuerda.
- Segundo dígito (b): la posición de la ordenada máxima en décimas de la cuerda.
- Últimos dos dígitos (cd): son el espesor máximo en porcentaje de la cuerda.

En el caso de perfiles simétricos, los dos primeros dígitos serían cero.

Para este caso se tendría entonces:

- Primer dígito (2): la curvatura máxima se produce en el 2% de la cuerda.
- Segundo dígito (4): la posición de la curvatura máxima es al 40% de la cuerda desde el borde de ataque.
- Últimos dígitos (15): el espesor máximo es un 15% de la cuerda.

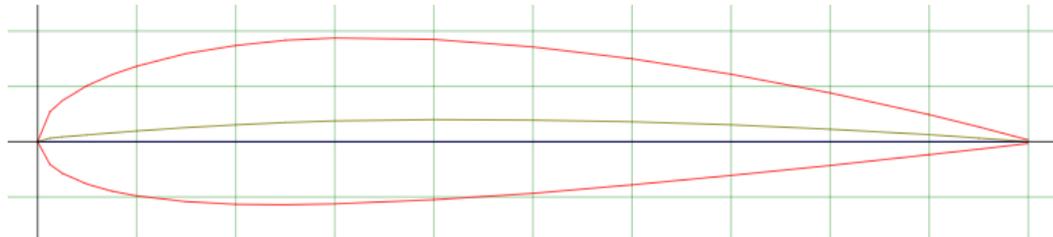


Figura 3.1. Perfil NACA 2415 (Fuente: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il>)

Mediante la página web airfoiltools, se han obtenido las siguientes gráficas relacionas con este perfil alar para distintos números de Reynolds.

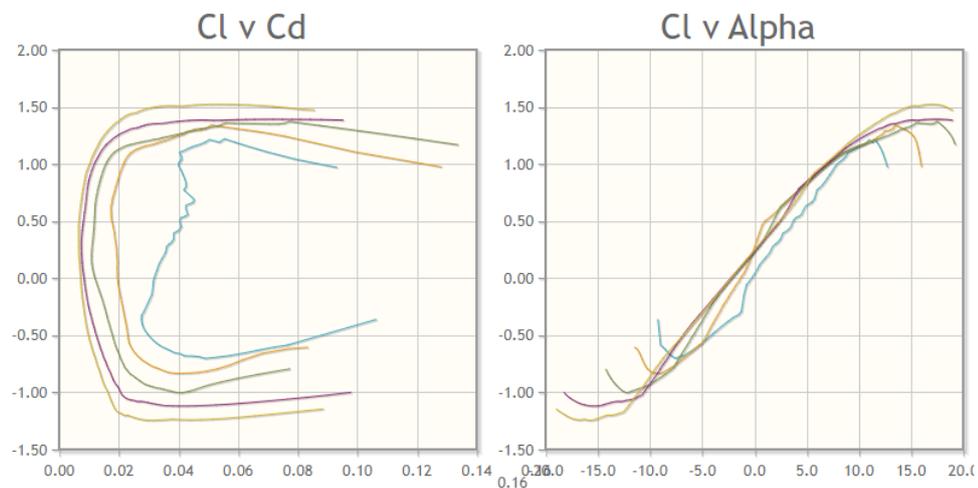


Figura 3.2. Coeficientes perfil Fuente(<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il>)

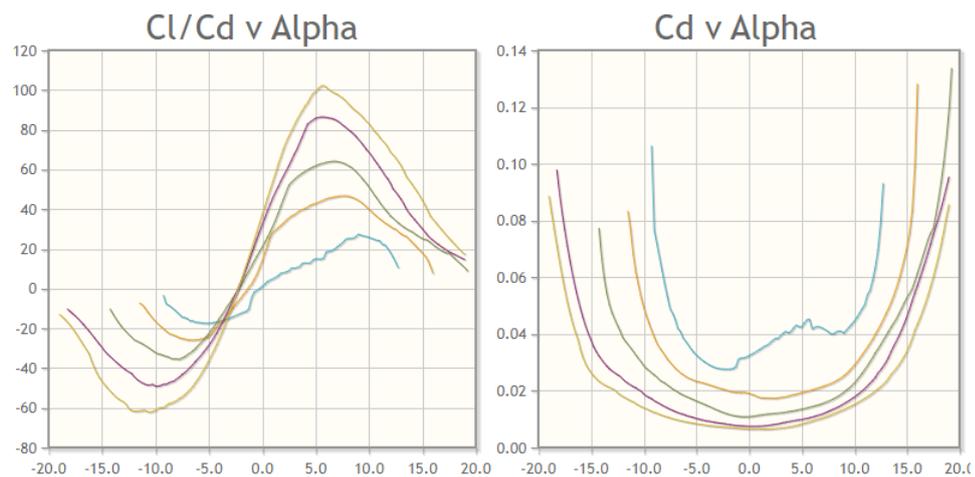


Figura 3.3. Coeficientes perfil (Fuente: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il>)

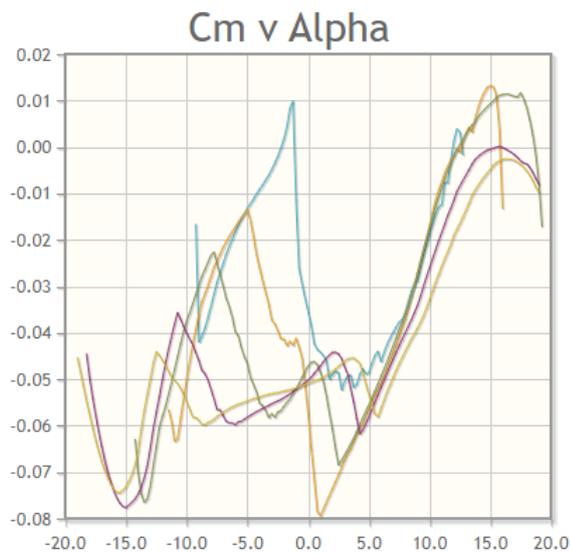


Figura 3.4. Coeficientes perfil (Fuente: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il>)

De esta forma se ve como el coeficiente de sustentación varía con el ángulo de ataque. Es por eso que los resultados serán distintos para un ángulo cero o para un ángulo de 6 grados, ya que para éste último caso se necesitará mucha más fuerza de sustentación. Se puede observar el ángulo en el que el avión entraría en pérdida es alrededor de 12 grados.

Un estudio interesante es variar el ángulo de ataque a partir de 5 grados ya que como se observa en la gráfica, el coeficiente de momentos se dispara exponencialmente a partir de ese ángulo.

Es necesario también saber la geometría del semiala para realización del cálculo estructural. A continuación, se muestran los datos usados:

Tabla 3.1. Datos perfil (Fuente propia)

Superficie alar	127.6 m ²
Envergadura	33.91 m
Semi envergadura	16.955 m
MAC	4.288 m
Aspect Ratio	9.395
Estrechamiento	0.24
Flecha	25 ° (Al 25% de la cuerda)
Diedro	5.110 °
Cuerda en el encastre	6.07 m

4. FUERZAS Y MOMENTOS

Para poder analizar correctamente los resultados obtenidos es necesario primero entender cuáles son las fuerzas y momentos que actúan en un perfil alar.

4.1 Sustentación

Como ya se ha explicado anteriormente, debido a la distribución de presiones del flujo, se va a producir una fuerza junto con un momento.

Esta fuerza se descompondrá a su vez en otras dos que son la sustentación (L) y la de resistencia (D).

La sustentación será la resultante de la presión con una dirección perpendicular a la corriente incidente. Estará aplicada en un punto teórico del ala llamado el centro de presiones que, para este Trabajo, está en el centro aerodinámico del perfil situado a un cuarto de la cuerda (a partir del borde de ataque).

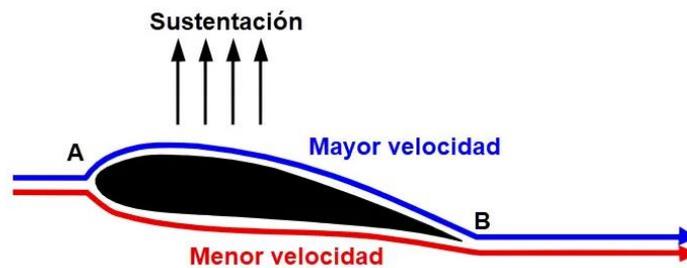


Figura 4.1. Fuerzas perfil (Fuente: <https://blogaero.com/sustentacion-por-que-vuelan-los-aviones/>)

La fórmula matemática que permite calcular la fuerza de sustentación neta es:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_l$$

Con esta fórmula se sabe que la sustentación variará en función de:

- La altura: a mayor altura, menor será la densidad
- La velocidad: a mayor velocidad, mayor sustentación
- El coeficiente de sustentación: que varía en función del ángulo de ataque y del perfil utilizado.
- La superficie alar

Excepto la superficie alar, se analizará y se calculará para cada tipo de caso variando la altura, velocidad y ángulo de ataque con el objetivo de ver claramente cómo y cuánto pueden afectar estos términos a la estructura.

4.2 Momento aerodinámico

Este es el otro fenómeno creado por la distribución de presiones en el perfil.

Éste se genera por la distancia que separa la fuerza en la superficie superior de la fuerza de la superficie inferior. Si se busca el punto intermedio de estas dos fuerzas, nos encontramos con el llamado centro aerodinámico.

Es en este centro aerodinámico donde se aplica el momento de cabeceo.

En la siguiente imagen se muestra la ubicación distinta entre las fuerzas parciales de la sustentación para tener una mejor visualización.

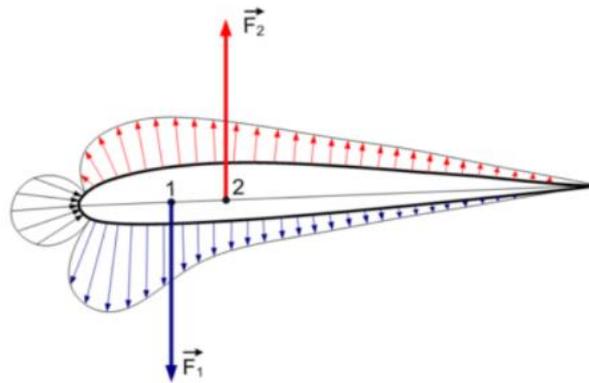


Figura 4.2. Fuerzas parciales perfil

(Fuente: https://www.researchgate.net/publication/235954620_Analisis_del_Comportamiento_Aerodinamico_de_Perfiles)

La fórmula matemática para su cálculo analítico es:

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_{ma} C_m$$

Se diferencia con la fórmula de la sustentación en estos dos términos:

- Coeficiente de momento: situado a un cuarto de la cuerda, dependiente del ángulo de ataque como se puede observar en la gráfica C_m/α generada por airfoilttools.
- Cuerda media aerodinámica: siendo su valor 4,288 tal y como especifica la tabla de características del perfil.

5. MATERIALES

El principal material en la estructura de un avión es el compuesto, seguido del aluminio, titanio, acero y otros. Se deben buscar materiales con alta resistencia mecánica y resistencia a la fatiga siempre teniendo en cuenta el coste y el peso.

Para el caso de las alas, es muy importante la resistencia que tenga el material a las cargas ya que éstas deben soportar unas cargas de tres veces el peso del avión aproximadamente. No se permite la deformación estructural ni mucho menos una rotura.

Aquí es donde aparece el cociente de seguridad estructural, el cual relaciona el esfuerzo máximo capaz de soportar el material con el esfuerzo real aplicado. Es obligatorio que sea mayor de uno ya que si no, significaría que el material no soporta tanta carga y se produce la rotura.

Varios conceptos a tener en cuenta son:

- Límite de fluencia (Tensile Yield Strength): a partir de este punto el alargamiento es muy rápido mientras que el esfuerzo apenas varía.
- Esfuerzo último (Tensile Ultimate Strength): o tensión de rotura, es la carga máxima que se puede aplicar antes de que el material pierda su comportamiento estable.
- Módulo de Young: es el cociente entre la tensión aplicada y la deformación unitaria. Es constante hasta el límite elástico y diferente para cada material.
- Coeficiente de Poisson: también es característico de cada material y es la relación entre las deformaciones longitudinales en sentido perpendicular a la fuerza aplicada, y las deformaciones longitudinales en dirección de la fuerza aplicada sobre el material.

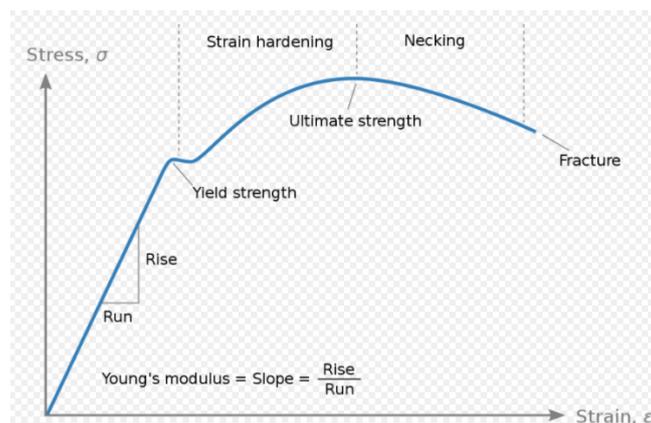


Figura 5.1. Gráfica tensión-Deformación
(Fuente: https://en.wikipedia.org/wiki/Stress%E2%80%93strain_curve)

En este caso, los materiales empleados teniendo en cuenta sus propiedades han sido:

5.1 Aluminio

Uno de los primeros materiales en utilizarse debido a su resistencia a la corrosión y su gran conductividad eléctrica. Pero lo que más cabe destacar es su bajo peso y coste.

Por sí solo no es adecuado, por eso se utiliza en aleación con otros como el silicio, magnesio o zinc.

Para la designación de las aleaciones de aluminio se tiene en cuenta la siguiente designación:

Serie 1XXX-Aluminio prácticamente es su totalidad (99%).

Serie 2XXX-Aleación de cobre.

Serie 3XXX-Aleación de manganeso.

Serie 4XXX-Aleación de silicio.

Serie 5XXX-Aleación de magnesio.

Serie 6XXX-Aleación de magnesio y silicio.

Serie 7XXX-Aleación de zinc.

Serie 8XXX-Otras aleaciones.

5.2 Acero

La principal ventaja es su constante mantenimiento de las propiedades mecánicas frente a distintos grados de temperatura. También tiene alta resistencia a la oxidación, corrosión y altas temperaturas.

5.3 Titanio

Las propiedades de este material abarcan numerosas ventajas como buena resistencia térmica, a la corrosión, fatiga y sobretodo fractura. También tiene bajo peso, pero el principal inconveniente es su precio elevado.

El Grado 7 del titanio tiene de características los siguientes detalles:

- Titanio Puro.
- Contenido entre 0,12% y 0,25% de Paladio, por ello es el grado de Titanio que más resistencia a la corrosión tiene.

- Resistente a temperaturas de hasta 600°C.
- Gran resistencia.
- Buena soldabilidad.

6. DISEÑO

El diseño de la estructura alar se ha realizado mediante el software CATIA (Computer-Aided Three dimensional Interactive Application). Fue creada por la empresa de Marcel Dassault para resolver y facilitar los diseños de aviones de combate en el año 1977.

Se trata de un programa de ingeniería asistida que permite tanto diseñar en 3D como analizar los modelos.

Inicialmente empezó como software exclusivo para la industria aeroespacial pero rápidamente se ha expandido a otras ramas como la automovilística e incluso, la construcción.

Este es el programa que utilizan numerosas empresas de fabricación de aeronaves, entre las que se incluye Airbus.

Por tanto, se utiliza este programa para el diseño del semiala con una visión en 3D para más tarde poner exportar el archivo a distintos programas de análisis como el ANSYS o Patran/Nastran.

Lo primero que se necesita son las coordenadas del perfil alar seleccionado, éstas se consiguen gracias a la página ya mencionada de airfoiltools.

Tabla 6.1 . Coordenadas perfil (Fuente: airfoiltools.com)

NACA 2415	
<i>Coordenada X</i>	<i>Coordenada Y</i>
1	0.0016
0.95	0.0134
0.9	0.0245
0.8	0.0441
0.7	0.061
0.6	0.075
0.5	0.0857
0.4	0.0925
0.3	0.0938
0.25	0.0917
0.2	0.087
0.15	0.0797
0.1	0.0683
0.075	0.0606
0.05	0.0507
0.025	0.0371
0.0125	0.0271
0	0
0.0125	-0.0206
0.025	-0.0286
0.05	-0.0384
0.075	-0.0447
0.1	-0.049
0.15	-0.0542
0.2	-0.0566
0.25	-0.057
0.3	-0.0562
0.4	-0.0525
0.5	-0.0467
0.6	-0.039
0.7	-0.0305
0.8	-0.0215
0.9	-0.0117
0.95	-0.0068
1	-0.0016

Con estas coordenadas y junto con una hoja de cálculo de Excel se consigue importar la geometría del perfil directamente a CATIA.

Una vez obtenidos los puntos dentro del programa, se crea una spline para unir cada uno de ellos y así crear el perfil. El siguiente paso sería escalar el perfil a la medida real de la cuerda en el encastre y, más tarde, hacer lo mismo con la cuerda en la punta trasladando sus coordenadas hasta alcanzar la longitud de la semienvigadura.

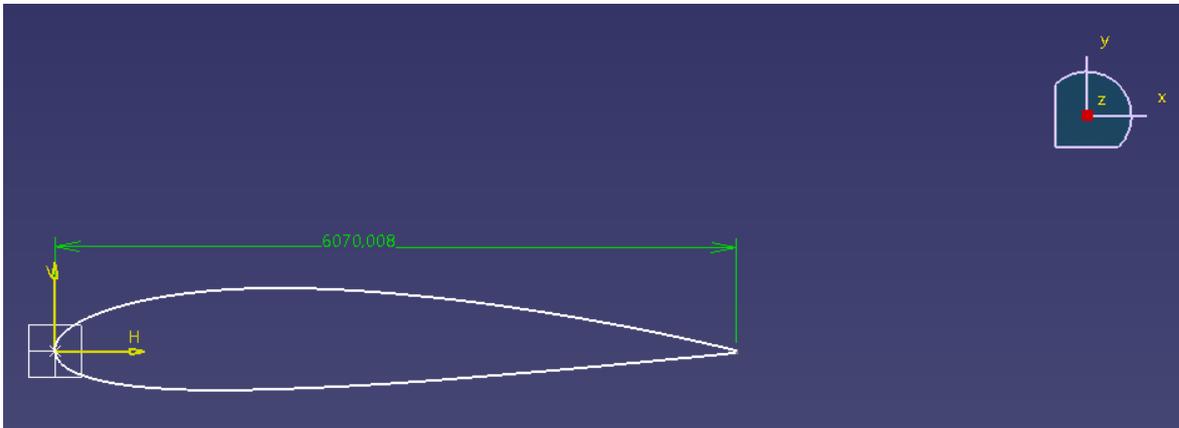


Figura 6.1 Perfil CATIA (Fuente: propia)

Con el perfil en el encastre y el perfil en la punta, se fueron construyendo el resto de elementos del ala como son las costillas, los largueros y el revestimiento.

6.1 Costillas

Se realizaron en total once costillas contando la del encastre y punta. Por lo que la separación entre ellas fue de 1,6955 metros.

El espesor es de 5 milímetros y el material utilizado es aluminio que, aunque no se introdujo en CATIA, sí es importante definirlo para más adelante analizarlo en Patran.

Tabla 6.2 Costillas (Fuente: propia)

COSTILLAS	
Número	11
Espesor	5 mm
Distancia entre dos consecutivas	1,6955 m
Material	Aluminio

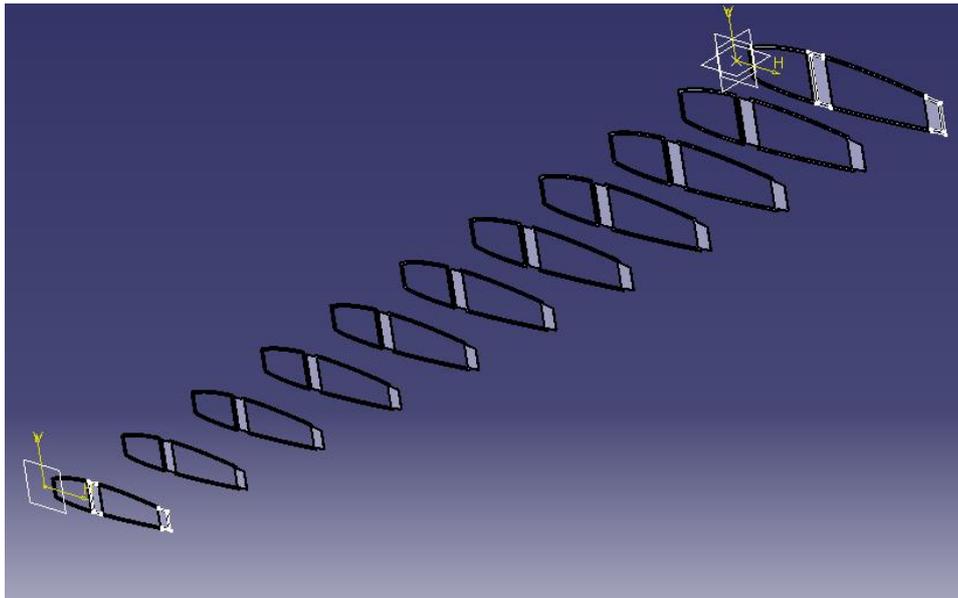


Figura 6.2 Costillas CATIA (Fuente: propia)

6.2 Largueros

Los largueros en el CATIA se han colocado en forma de C con un espesor de 5 milímetros a una distancia del 20% y 70% de la cuerda desde el borde ataque. El material utilizado en este caso fue el titanio.

Tabla 6.3. Largueros (Fuente propia)

LARGUEROS	
Número	2
Forma	Forma de C
Espesor	5 mm
Posición del larguero anterior	20%
Posición del larguero posterior	70%
Material	Titanio

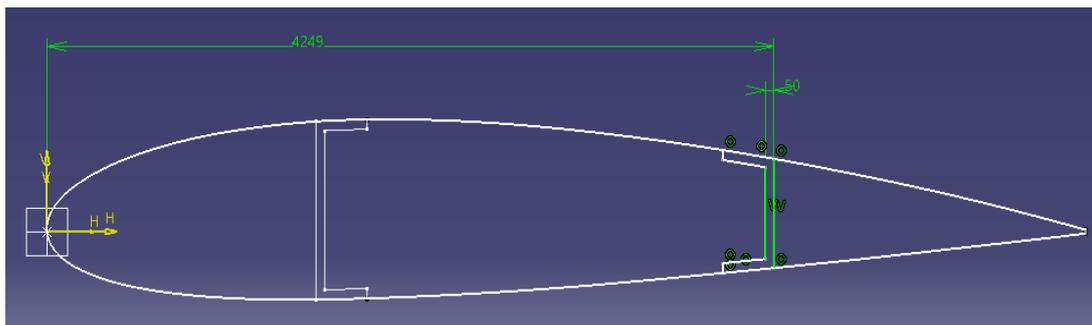


Figura 6.3. Posición larguero posterior (Fuente: propia)

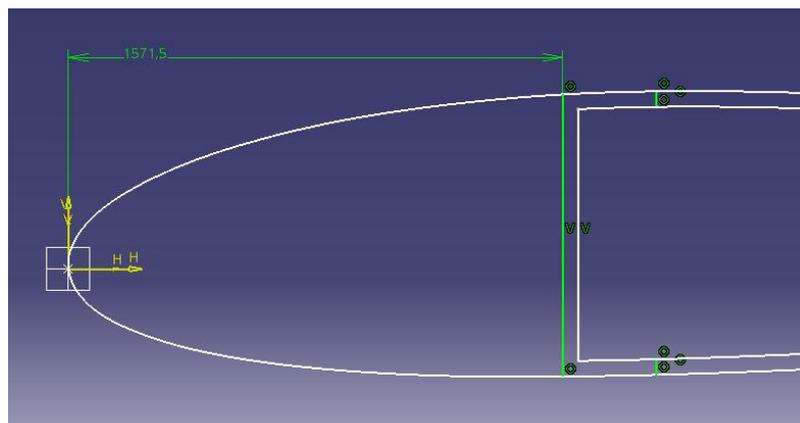


Figura 6.4. Posición larguero anterior (Fuente: propia)

6.3 Larguerillos

La colocación de los larguerillos ha sido repartida de forma par tal que en la parte superior hay 4 y en la inferior otros 4.

El material utilizado fue el acero para este caso.

Al ser tipo barras, en vez de espesor, tendrán un radio de 4 milímetros. Esto da un área de 50,26 milímetros cuadrados.

Tabla 6.4. Larguerillos (Fuente propia)

LARGUERILLOS	
Número	12
Tipo	Barra
Radio	4 mm
Localización	4 superiores y 4 inferiores
Material	Acero

6.4 Revestimiento

En el revestimiento se ha utilizado de nuevo aluminio.

El espesor elegido ha sido de 5 milímetros.

Tabla 6.5. Revestimiento (Fuente propia)

REVESTIMIENTO	
Espesor	5 mm
Material	Aluminio

6.5 Modelo en 3D

Una vez realizado cada uno de los elementos que forman el ala se obtiene el modelo completo en 3D:

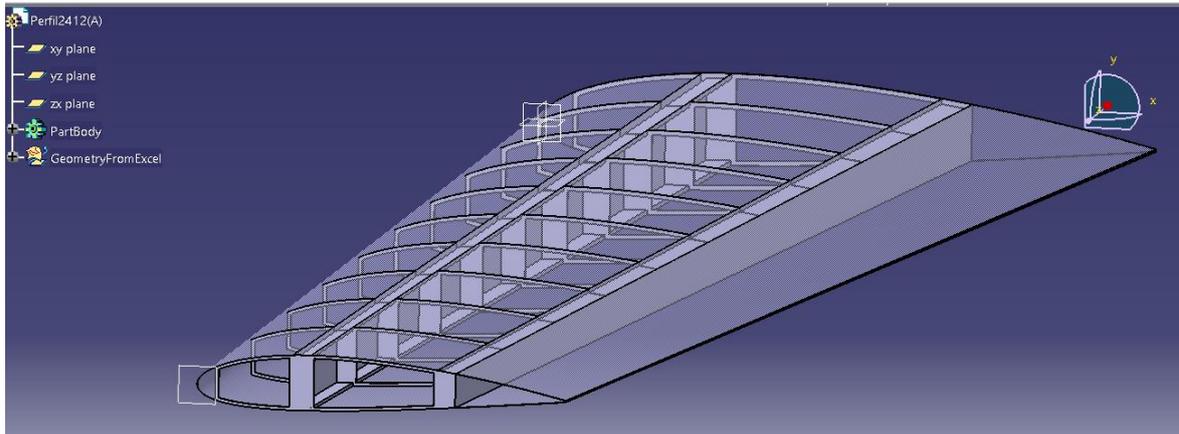


Figura 6.5. Diseño estructura alar CATIA (Fuente: propia)

Con este modelo se puede trabajar en otros software de cálculo pudiendo hacer la exportación en .CATPart. Aunque a veces es necesario exportarlo en otro tipo de archivos como IGES (.igs ; .iges) o STEP (.stp ; .step) para introducirlo y visualizarlo correctamente.

7. ANÁLISIS DE DINAMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

7.1 ANSYS

Se realizará un estudio mediante un programa de análisis computacional, en concreto el ANSYS, para la obtención de las cargas aerodinámicas.

Es necesaria esta simulación ya que no se tienen los medios para obtener estos datos mediante un túnel de viento puesto que no se dispone de un perfil alar escalado para llevar a cabo el cálculo real.

Con este método de cálculo se obtienen datos muy próximos a la realidad, aunque bien es cierto que sirven para tener una idea genérica del comportamiento del fluido sobre el ala, no son unos resultados determinantes para la hora de llevar a cabo el cálculo ideal y final de un ala real.

Para conocer las cargas a las que se somete la estructura, dentro del programa ANSYS se necesitará:

- Geometría del ala del avión.
- Condiciones de vuelo a las que va a estar sometido el avión, es decir la altura.

- La máxima velocidad a la que va a volar el avión
- Los puntos sobre los que se quiere obtener los valores.

7.1.1 Geometría del ala y volumen de control

El primer paso a llevar a cabo dentro del módulo de Fluid Flow de Fluent es la definición de la geometría del ala.

Dicha geometría se obtiene por medio del perfil NACA desde el que se ha realizado el estudio, para este caso, desde el NACA 2415.

Se introduce el perfil mediante una curva 3D en este apartado y posteriormente se modela. Se debe tener en cuenta que el cajón de torsión también se trazará, ya que va a ser muy útil para el siguiente paso, el del mallado.

Con la geometría del ala establecida, se pasa al trazado del volumen de control, el cual contendrá en su interior el ala.

Se debe de realizar una operación booleana para que el volumen de control se encuentre definido con el hueco del ala.

El resultado final de esta parte es:

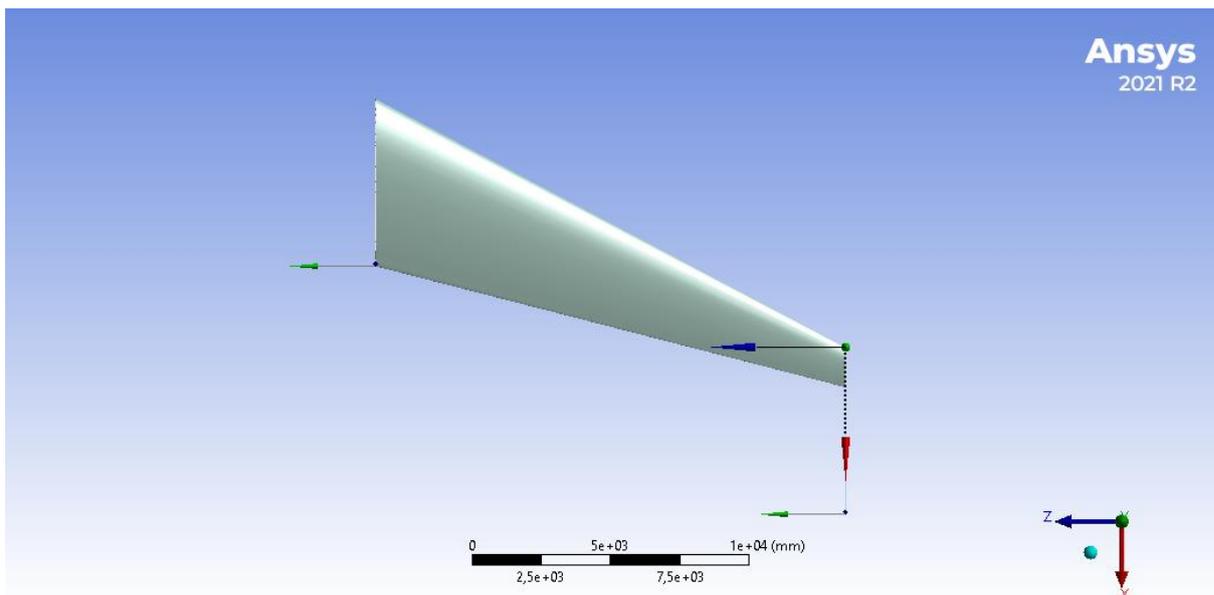


Figura 7.1. Geometría ANSYS (Fuente: propia)

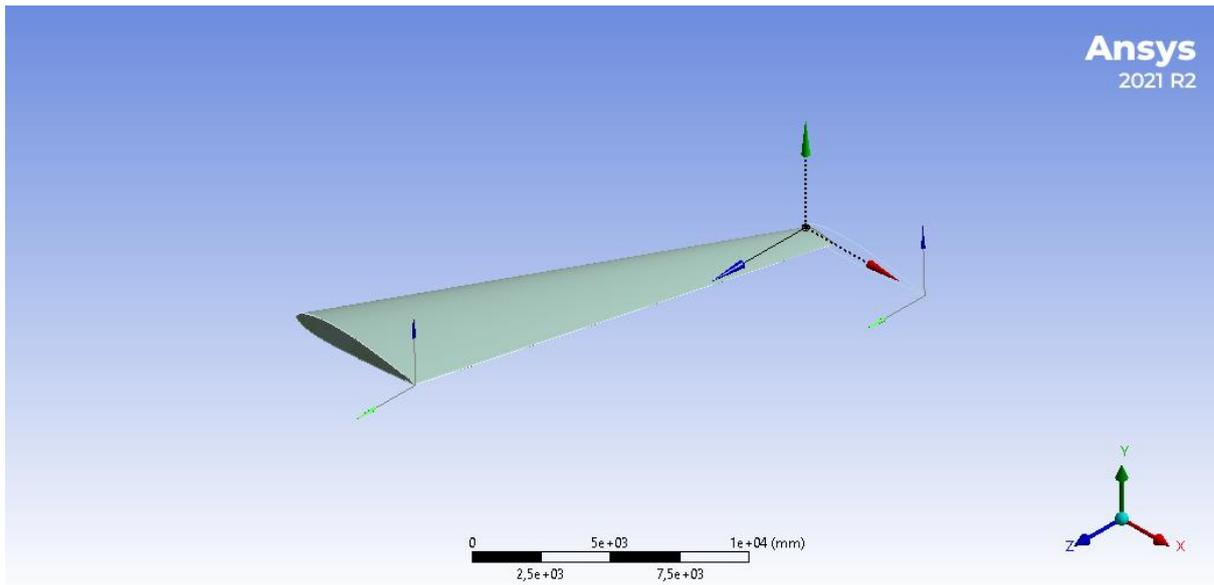


Figura 7.2. Geometría ANSYS (Fuente: propia)

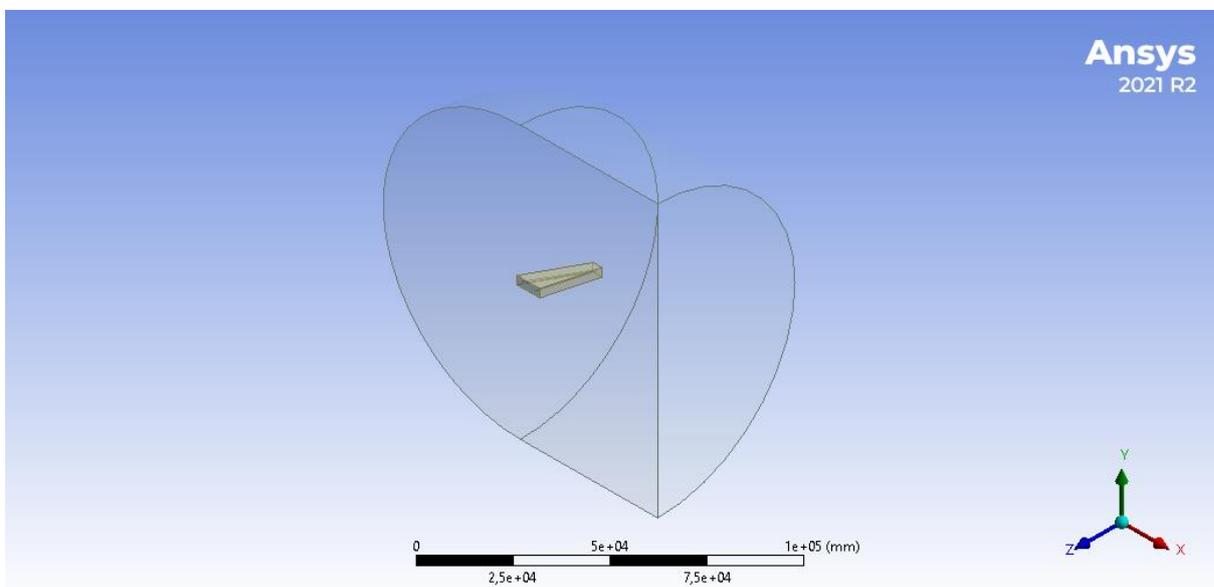


Figura 7.3. Geometría ANSYS (Fuente: propia)

7.1.2 Creación del mallado

Se continúa el proceso con el mallado del ala y del volumen de control. Para estos dos casos, se han tenido en cuenta las características definidas a continuación:

- Volumen de control:

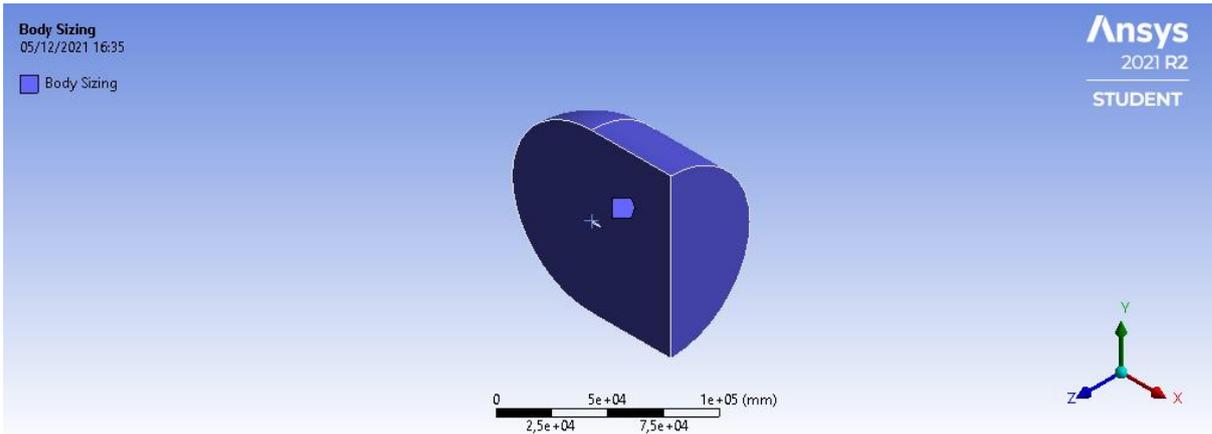


Figura 7.4. Volumen de control (Fuente: propia)

Details of "Body Sizing" - Sizing	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Definition	
Suppressed	No
Type	Body of Influence
Bodies of Influence	1 Body
<input type="checkbox"/> Element Size	Default (7500, mm)
Advanced	
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,2)

Figura 7.5. Datos volumen de control (Fuente: propia)

- Caja de torsión:

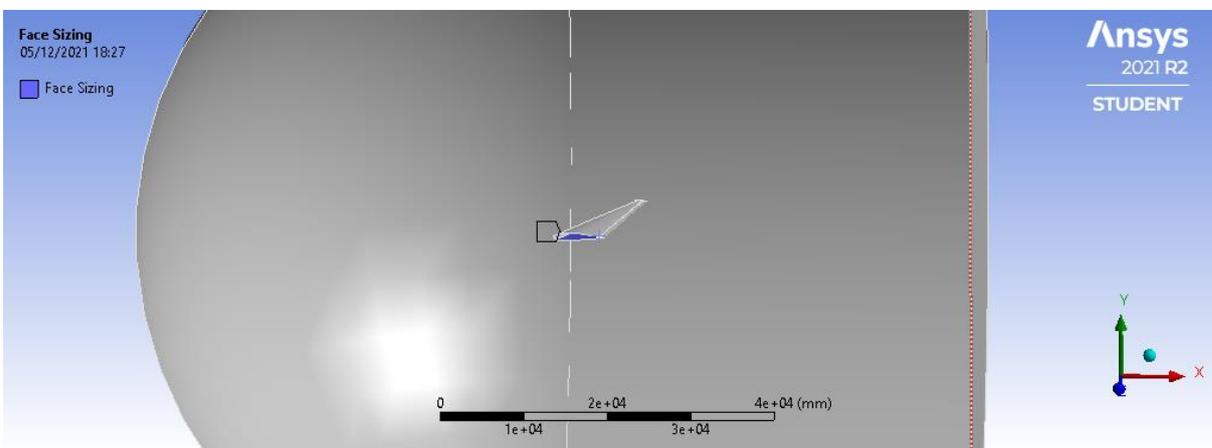


Figura 7.6. Caja de torsión (Fuente: propia)

Details of "Face Sizing" - Sizing	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	2 Faces
Definition	
Suppressed	No
Type	Element Size
<input type="checkbox"/> Element Size	250, mm
Advanced	
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (37,5 mm)
Influence Volume	No
Behavior	Hard
Capture Curvature	No
Capture Proximity	No

Figura 7.7. Datos caja de torsión (Fuente: propia)

- Resto del ala:

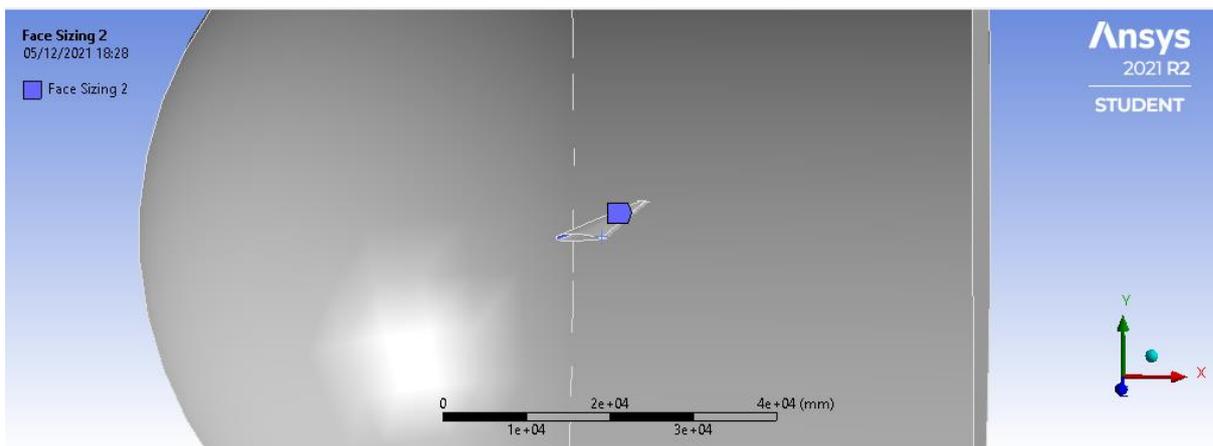


Figura 7.8. Ala (Fuente: propia)

Details of "Face Sizing 2" - Sizing	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	2 Faces
Definition	
Suppressed	No
Type	Element Size
<input type="checkbox"/> Element Size	500, mm
Advanced	
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (37,5 mm)
Influence Volume	No
Behavior	Hard
Capture Curvature	No
Capture Proximity	No

Figura 7.9. Datos al (Fuente: propia)

Como se puede apreciar en los detalles del mallado, en concreto el de la caja de torsión definido en el ansys como "face sizing", se ha elegido un tamaño de cada elemento de 250mm, de esta manera se tendrá una mejor precisión de la zona que más esfuerzos va a soportar el ala.

Posteriormente se introducen los nombres de cada una de las caras que van a servir a posteriori para definir las condiciones de contorno dentro de Fluent.

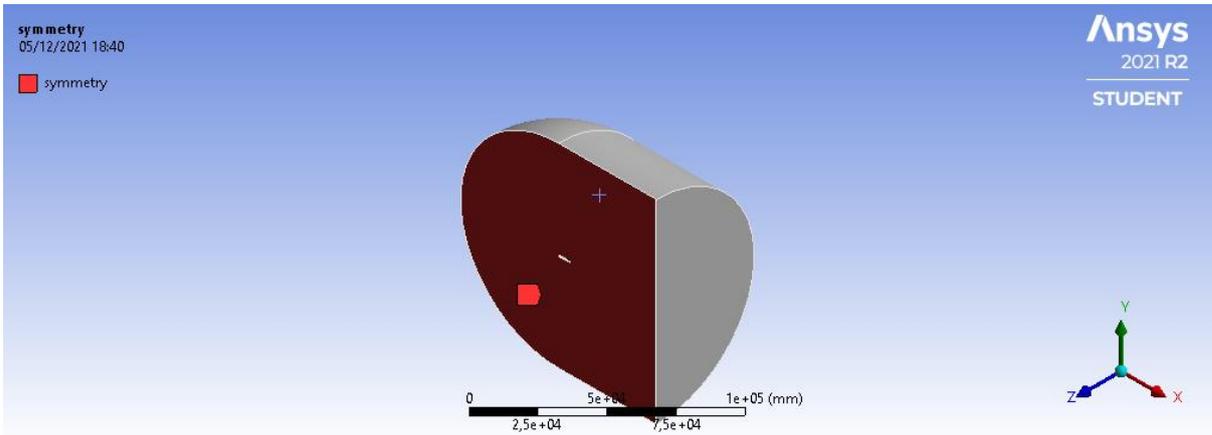


Figura 7.10. Cara symmetry (Fuente: propia)

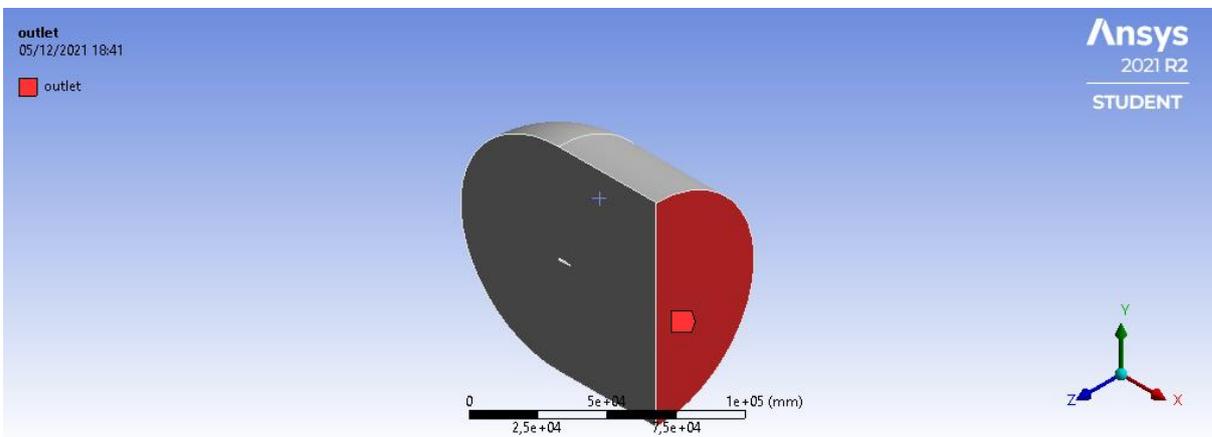


Figura 7.11. Cara outlet (Fuente: propia)

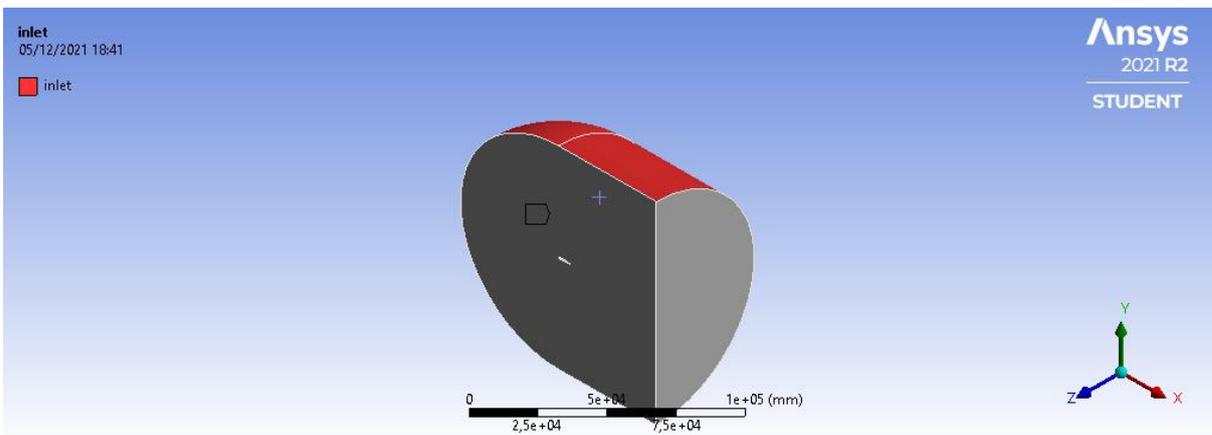


Figura 7.12. Cara inlet (Fuente: propia)

Una vez se han definido todos estos parámetros ya se puede generar el mallado. Al darle a calcular, y como estas características no son demasiado avanzadas, se termina obteniendo los siguientes datos de las imágenes:

Details of "Mesh"	
<input type="checkbox"/> Display	
Display S...	Use Geometry Setting
<input type="checkbox"/> Defaults	
Physics P...	CFD
Solver Pr...	Fluent
Element ...	Linear
<input type="checkbox"/> Eleme...	Default (7500, mm)
Export F...	Standard
Export Pr...	No
<input type="checkbox"/> Sizing	
Use Ada...	No
<input type="checkbox"/> Grow...	Default (1,2)
<input type="checkbox"/> Max S...	Default (15000 mm)
Mesh De...	Yes
<input type="checkbox"/> Defea...	Default (37,5 mm)
Capture ...	No
Capture ...	No
Boundin...	1,5e+005 mm
Average ...	1,9321e+009 mm ²
Minimu...	457,43 mm
<input type="checkbox"/> Quality	
<input type="checkbox"/> Inflation	
<input type="checkbox"/> Advanced	
<input type="checkbox"/> Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	25353
<input type="checkbox"/> Eleme...	100568

Figura 7.13. Características del mallado (Fuente: propia)

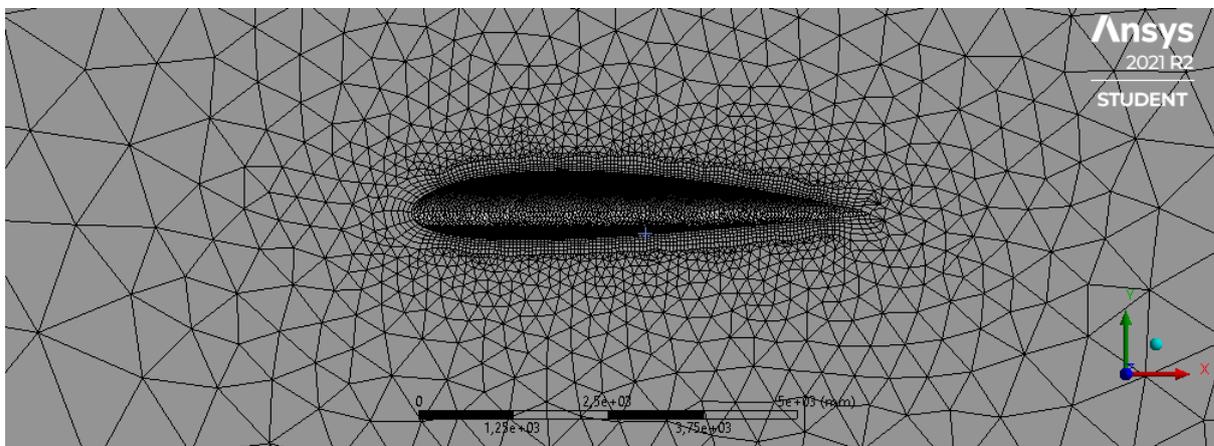


Figura 7.14. Mallado perfil (Fuente: propia)

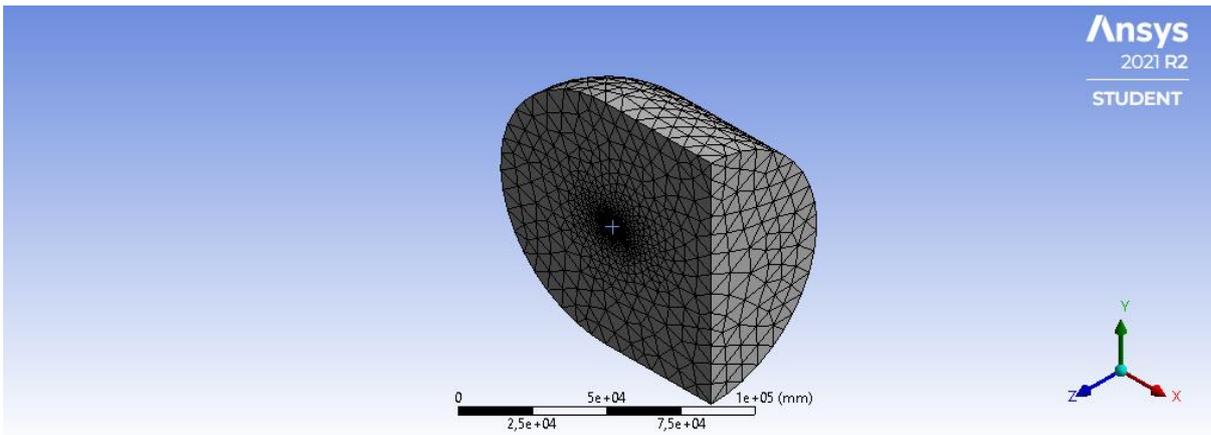


Figura 7.15. Mallado geometría (Fuente: propia)

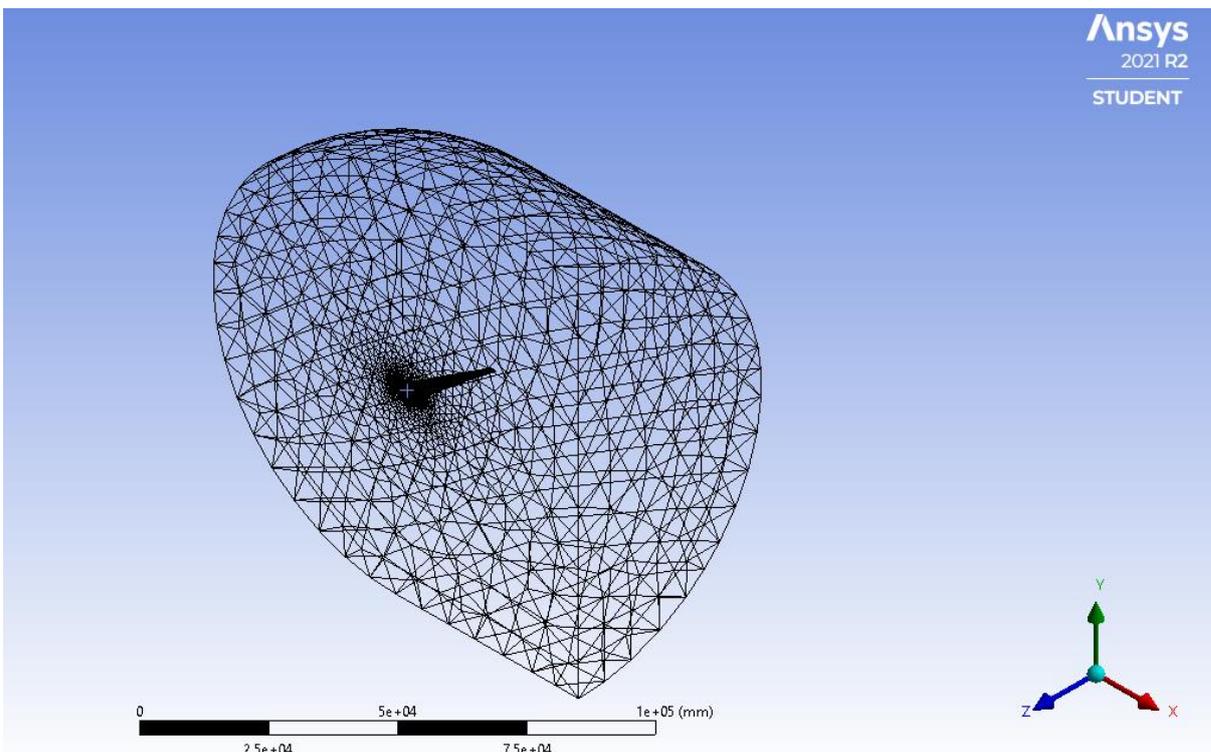


Figura 7.16. Estructura alámbrica del mallado (Fuente: propia)

7.1.3 Simulación

Una vez la malla está definida, se introduce en el Fluent. Aquí ya se consigue ejecutar la simulación en sí.

Para este caso, nada más abrir aparece la geometría definida por colores, coincidiendo este código de colores con el nombramiento de las caras definidas previamente.

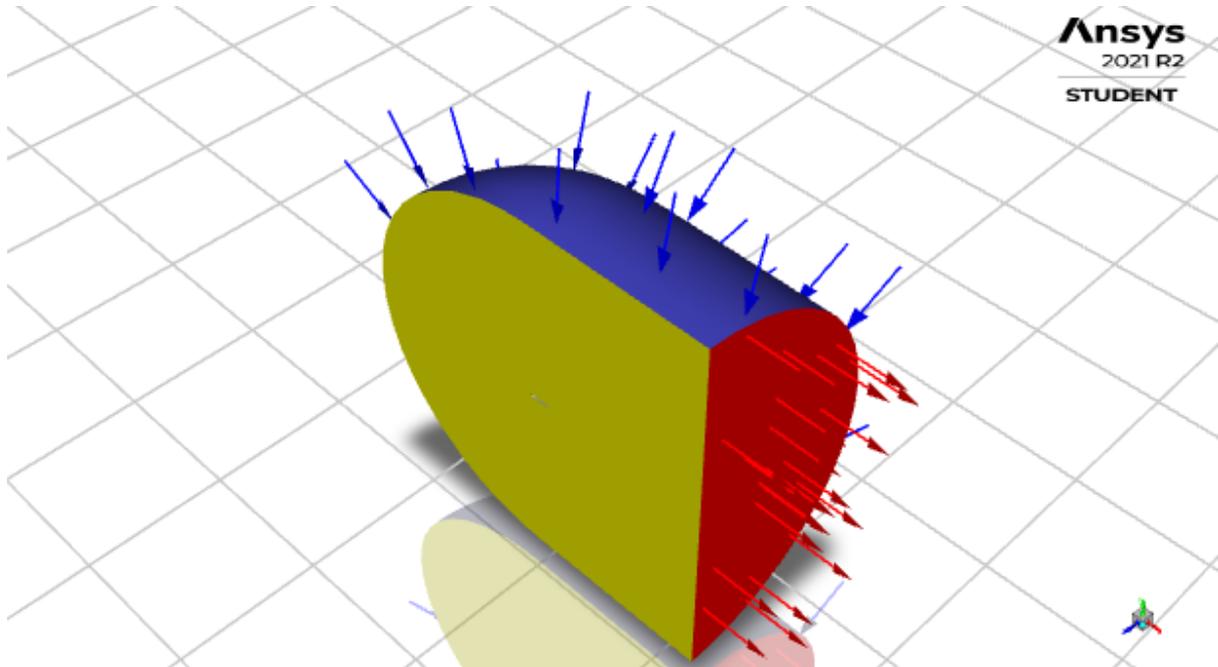


Figura 7.17. Caras en fluent (Fuente: propia)

El azul se trata del Inlet, el rojo en concreto es el outlet y el amarillo es el symmetry. Una vez llegados a este punto, es el momento de definir las condiciones de contorno para cada una de las situaciones que se va a plantear en este estudio. Para las condiciones de viscosidad tipo de fluido se ha considerado lo siguiente:

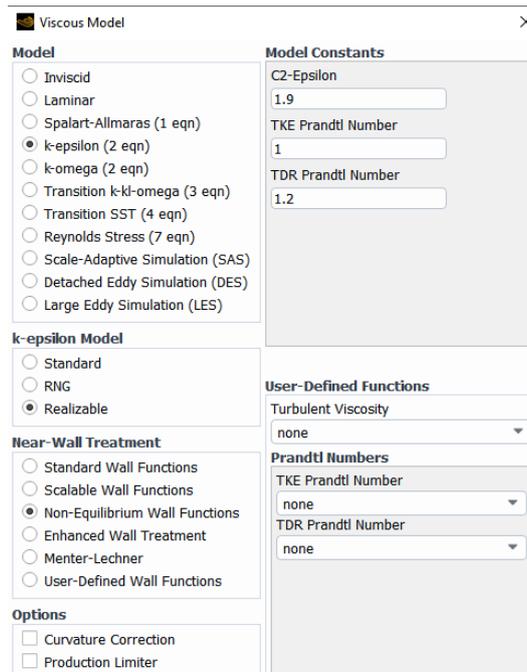


Figura 7.18. Características de la viscosidad del fluido (Fuente: propia)

- Caso A:

Condiciones de contorno para despegue

- Velocidad: 280km/h
- Ángulo de ataque: 8°
- Altura de despegue: 0m
- Densidad del aire: 1,225kg/m³

Se considera un número de iteraciones de 200.

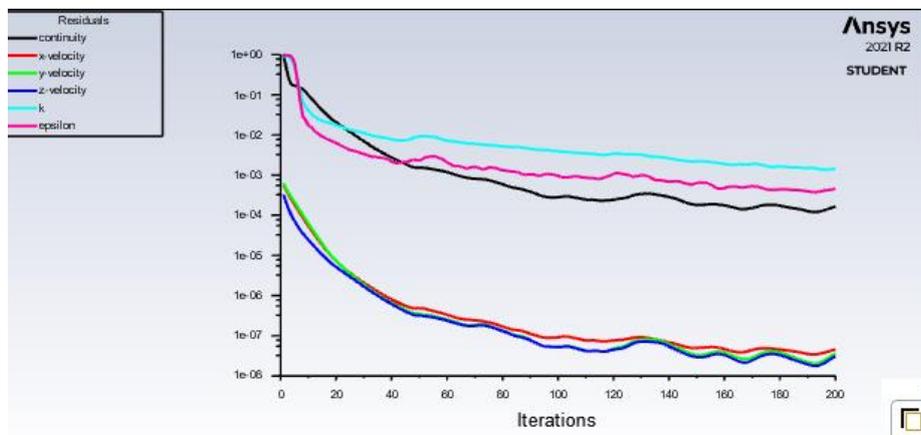


Figura 7.19. Gráfica proceso iterativo A (Fuente: propia)

Una vez converge la solución, ya se pueden obtener los resultados mostrados a continuación.

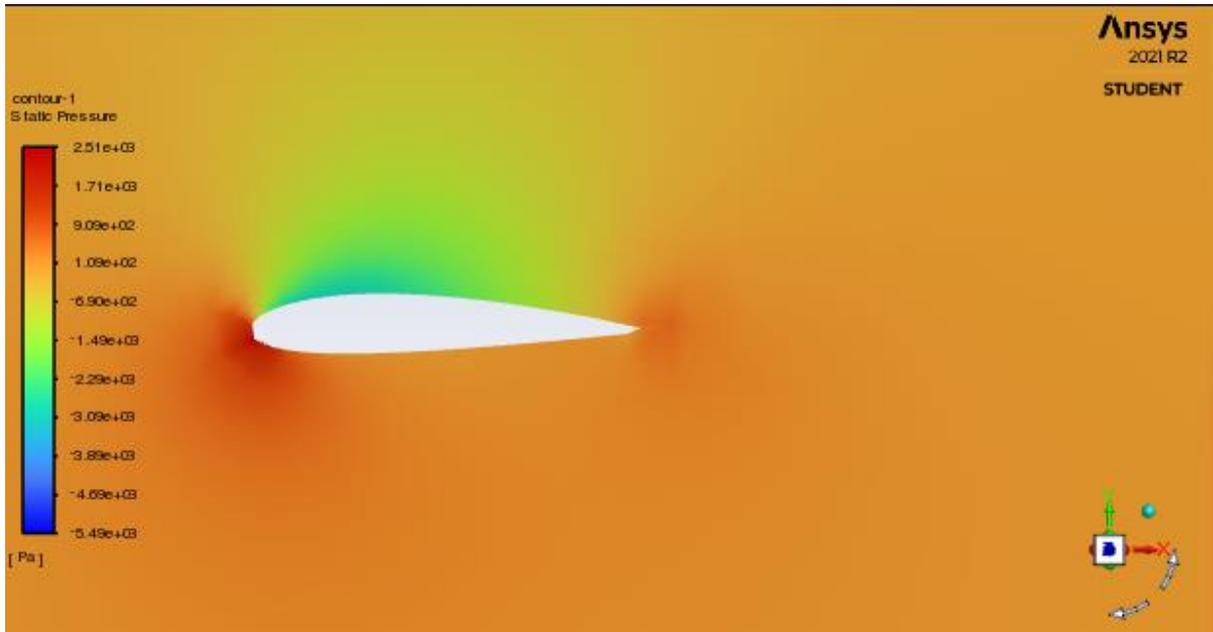


Figura 7.20. Presiones estáticas sobre el perfil (Fuente: propia)

Estas son las presiones estáticas que nos ayudarían a obtener los datos del coeficiente de sustentación y las fuerzas.

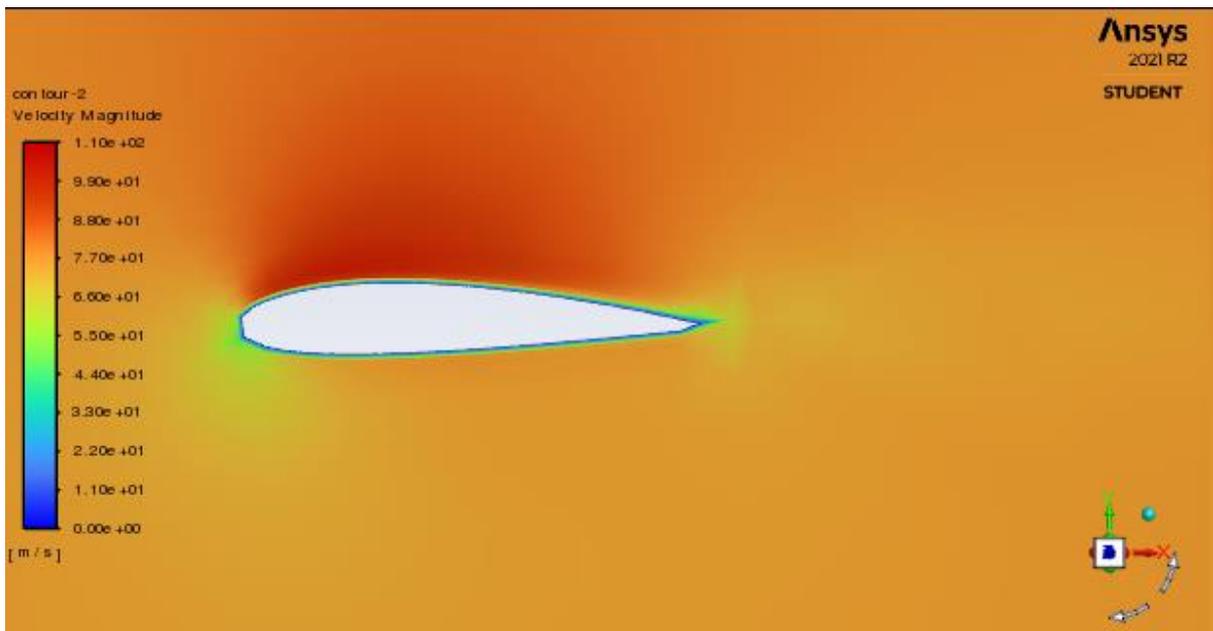


Figura 7.21. Velocidades sobre el perfil (Fuente: propia)

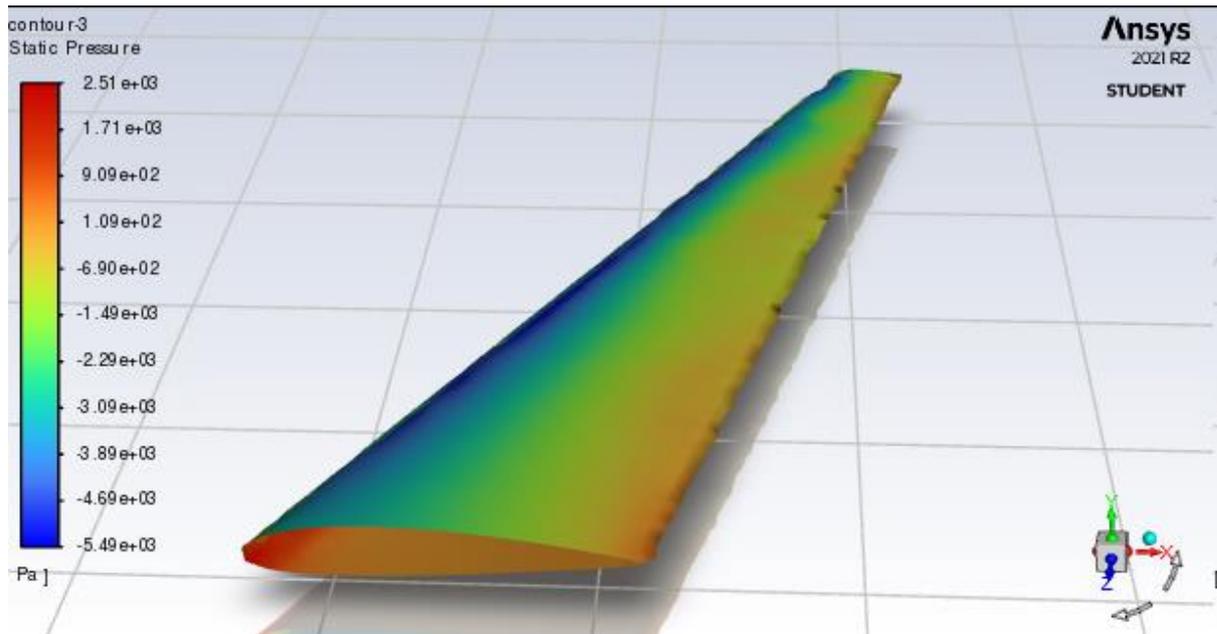


Figura 7.22. Presiones sobre la geometría extradós (Fuente: propia)

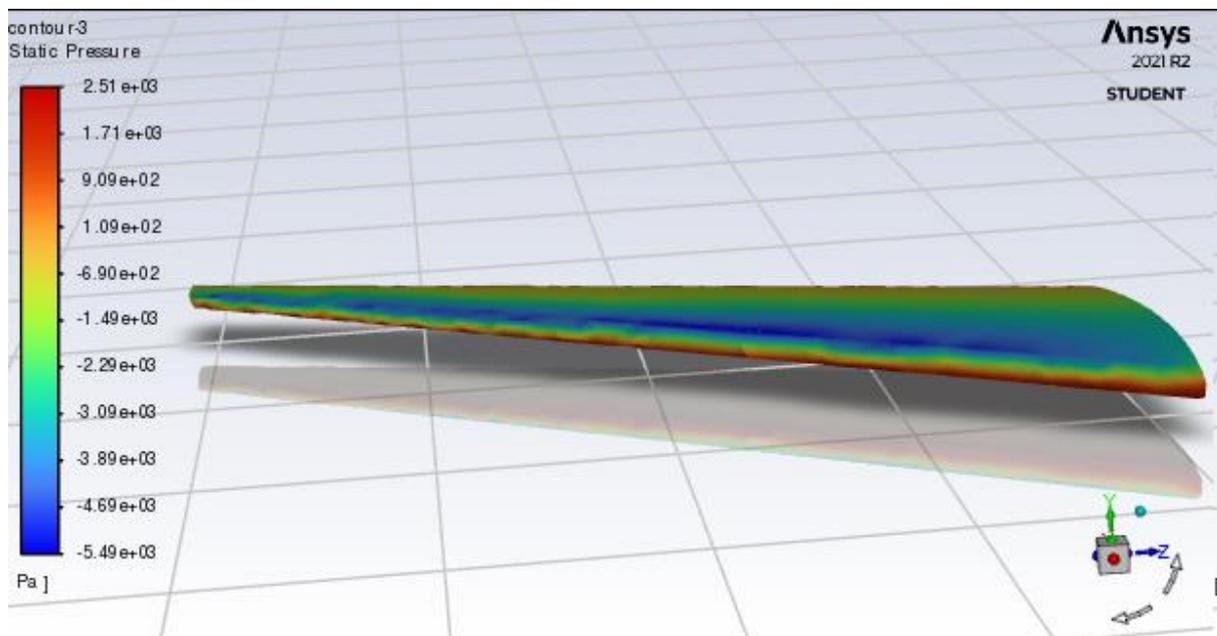


Figura 7.23. Presiones en el borde de ataque (Fuente: propia)

- Caso B:

Condiciones de contorno para crucero Sea Level

- Velocidad: 840km/h
- Ángulo de ataque: 0°
- Altura de sea level: 0m
- Densidad del aire: 1,225kg/m³

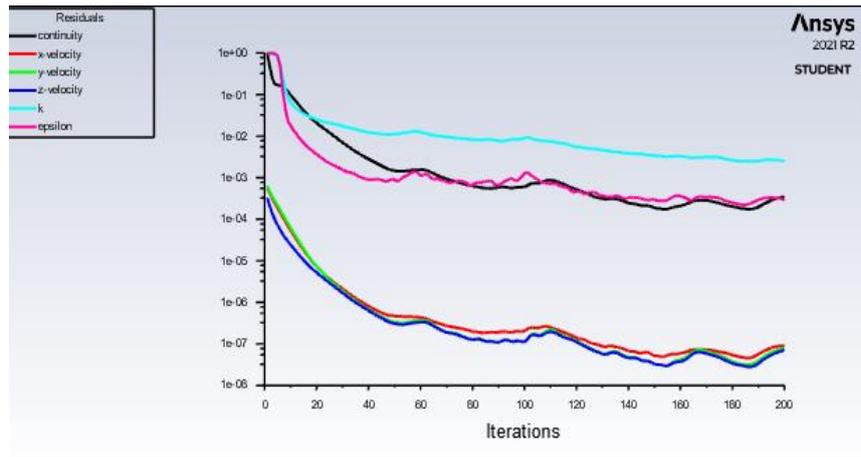


Figura 7.24. Gráfica proceso iterativo B (Fuente: propia)

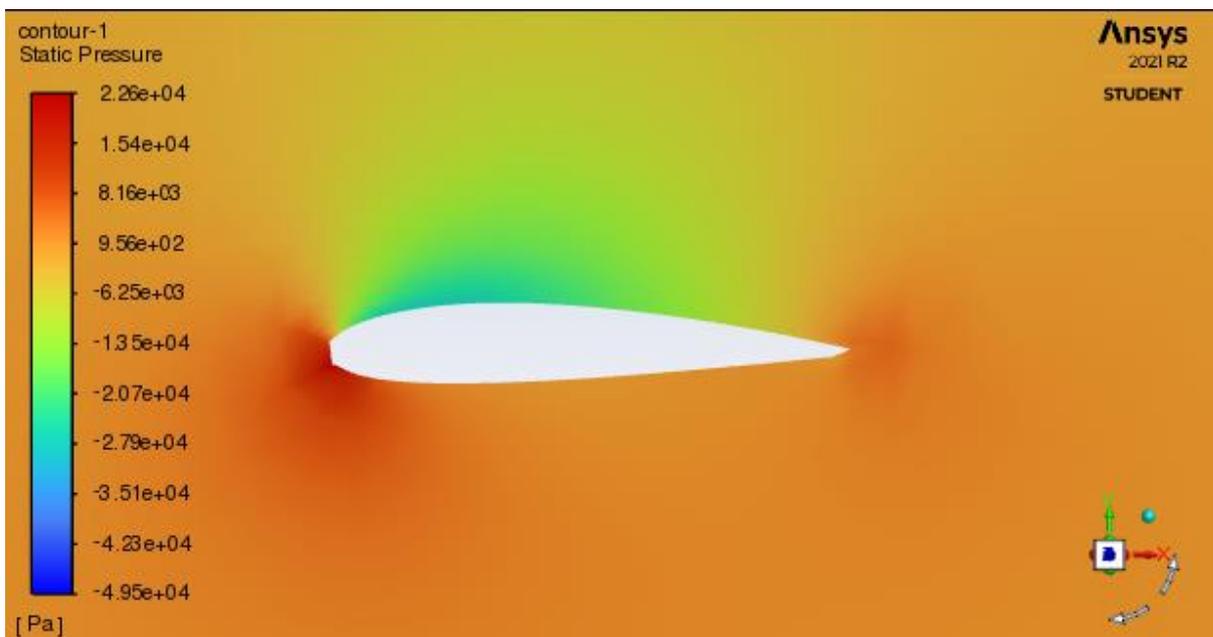


Figura 7.25. Presiones estáticas sobre el perfil (Fuente: propia)

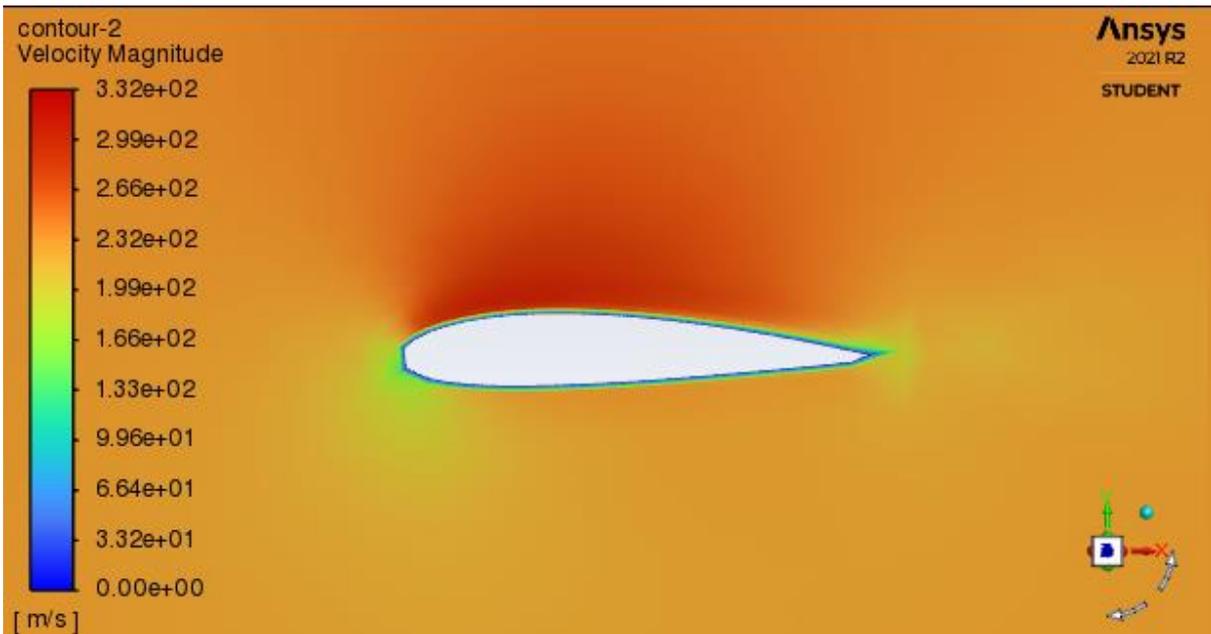


Figura 7.26. Velocidades sobre el perfil (Fuente: propia)

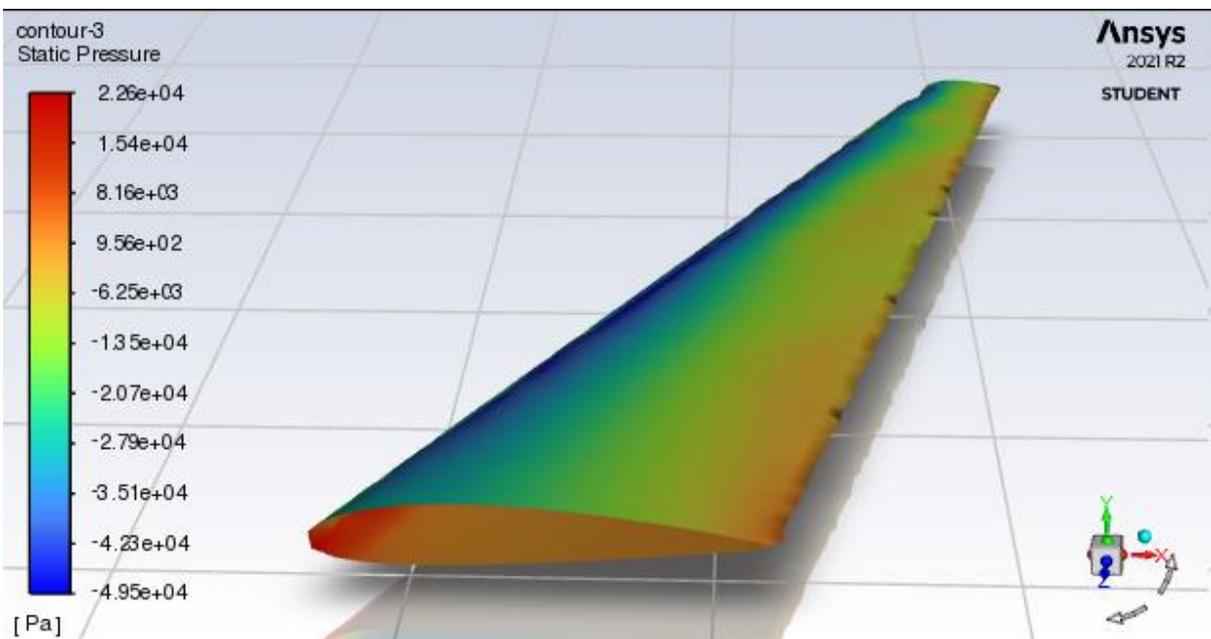


Figura 7.27. Presiones sobre la geometría extradós (Fuente: propia)

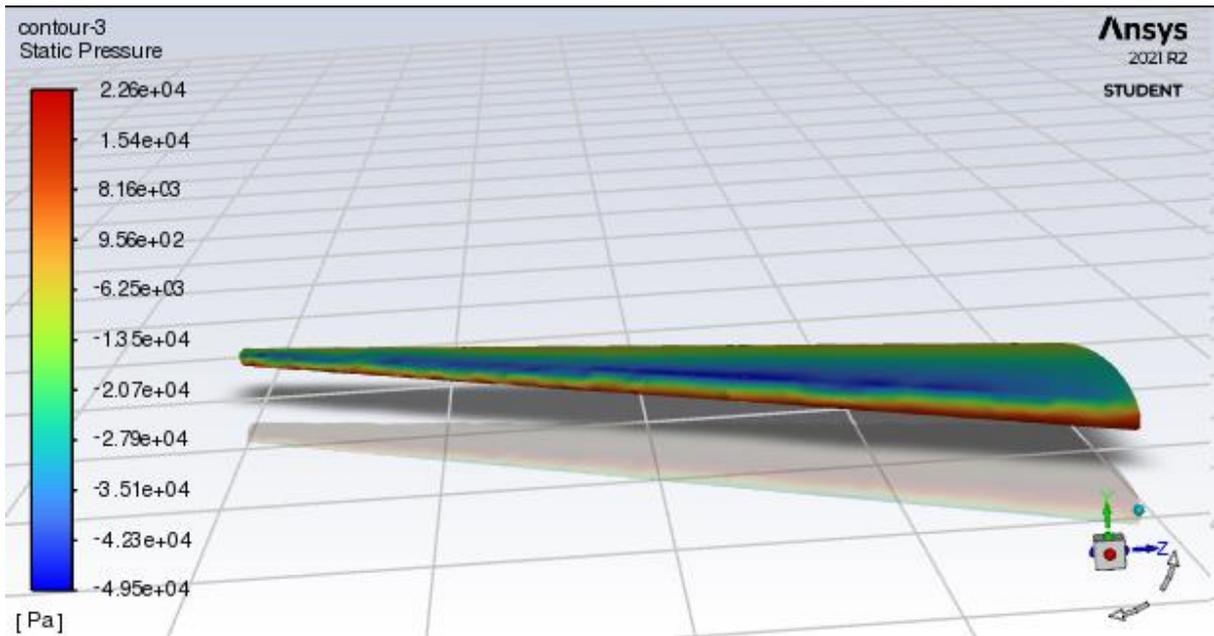


Figura 7.28 Presiones en el borde de ataque (Fuente: propia)

- Caso C:

Condiciones de contorno para crucero

- Velocidad: 840km/h
- Ángulo de ataque: 0°
- Altura de sea level: 11918m
- Densidad del aire: 0,31491kg/m3

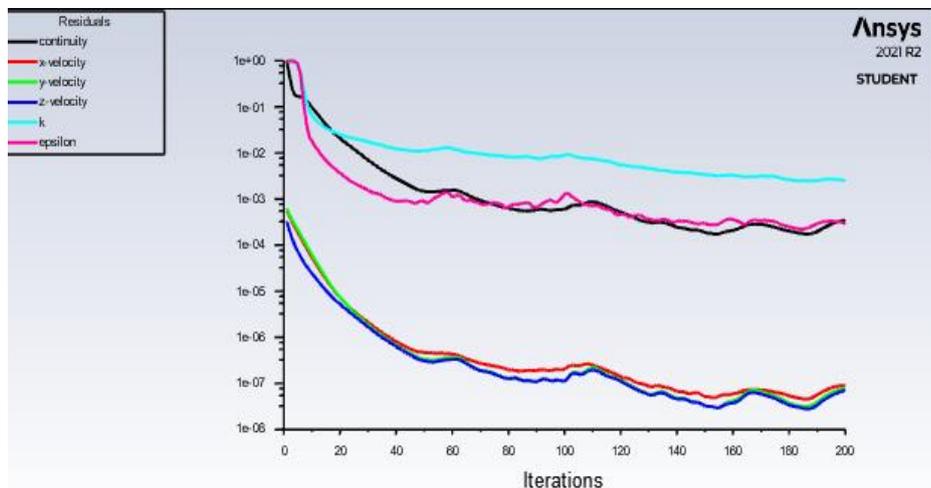


Figura 7.29 Gráfica proceso iterativo C (Fuente: propia)

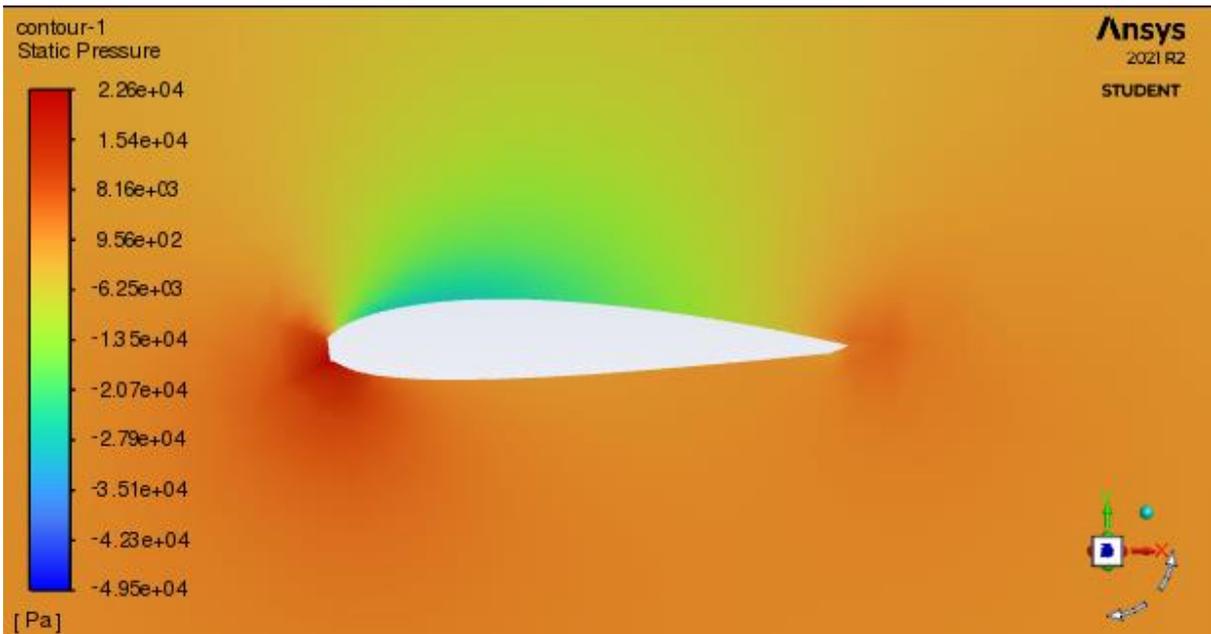


Figura 7.30 Presiones estáticas sobre el perfil (Fuente: propia)

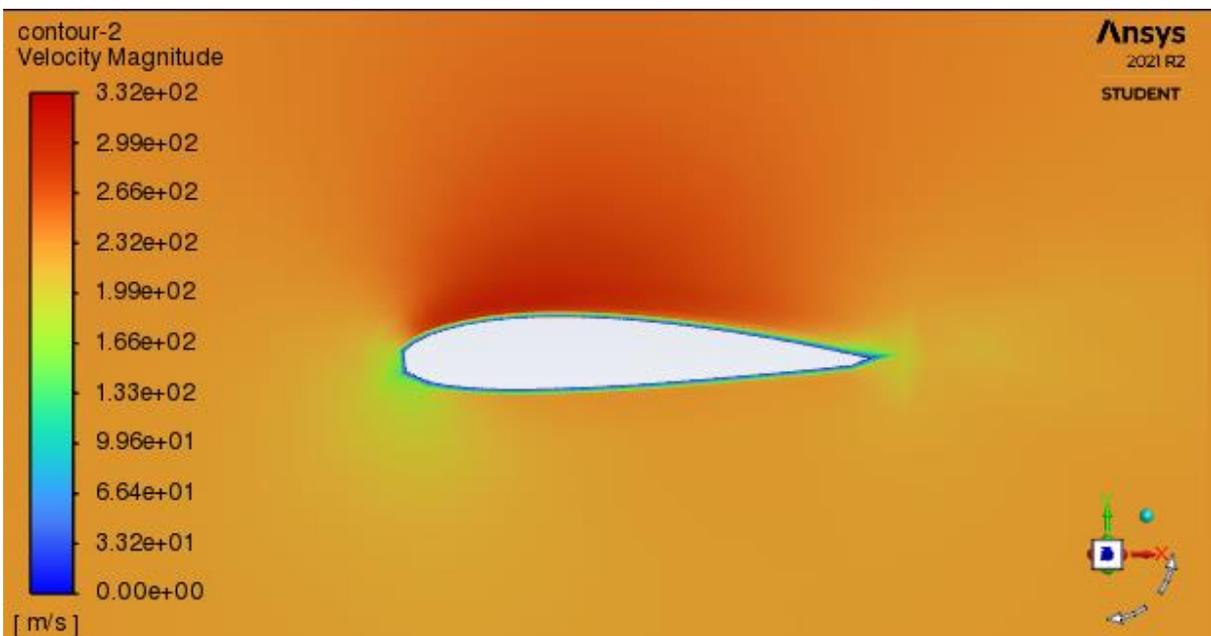


Figura 7.31 Velocidades sobre el perfil (Fuente: propia)

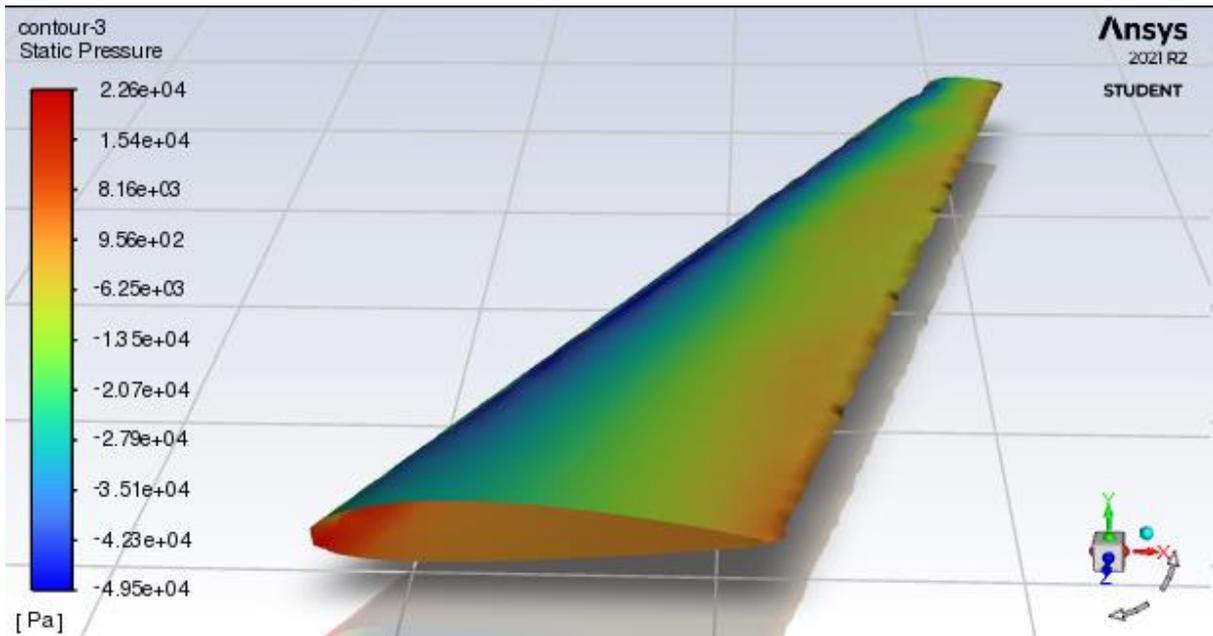


Figura 7.32 Presiones sobre la geometría extradós (Fuente: propia)

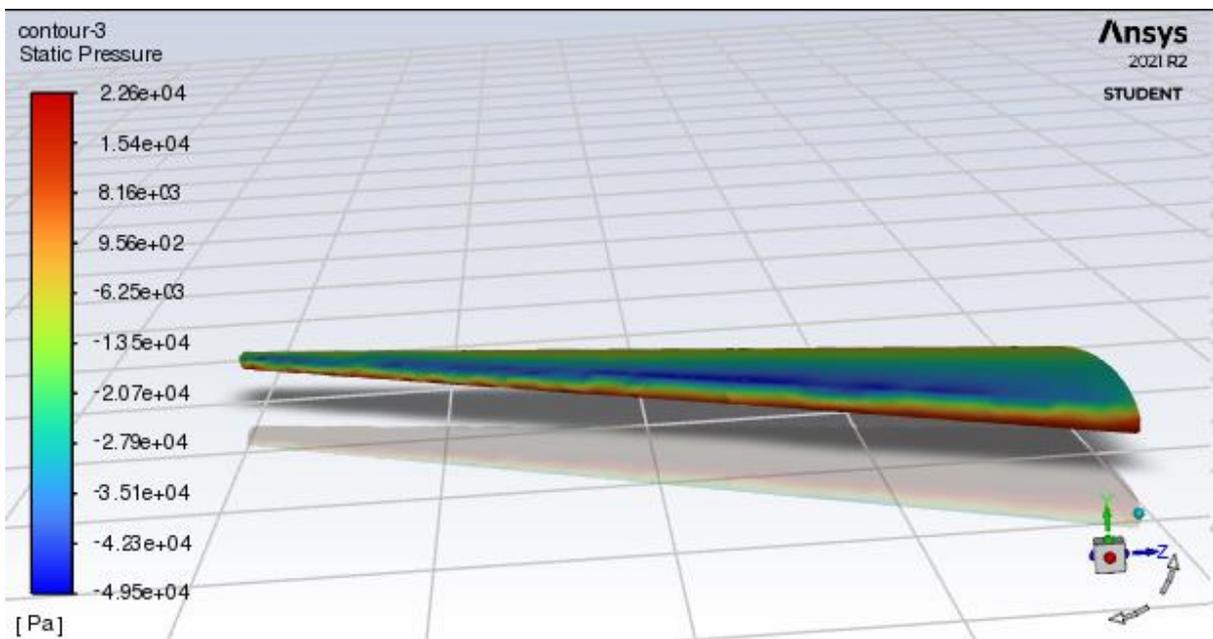


Figura 7.33 Presiones en el borde de ataque (Fuente: propia)

7.2 TORNADO

Tornado es una herramienta sencilla y rápida con la que se puede analizar el diseño de un ala mediante el método de Vortex Lattice.

Para poder utilizarlo es necesario tener instalado MATLAB ya que está implementado en él. Una vez que le demos a ejecutar, simplemente en la ventana de comandos es ir introduciendo los datos de la geometría del avión y las condiciones de vuelo.

Es un programa básico que permite obtener las fuerzas y coeficientes aerodinámicos en cada panel, así como las derivadas de estabilidad variando el ángulo de ataque, la velocidad, la deflexión, etc. En definitiva, es capaz de simular el comportamiento de un ala en función de tantas variables como se quiera imponer. Y además de una forma rápida ya que solo es introducir los datos y dar a Enter.

```

Command Window
>> tornado
- program start -

-----
TORNADO Version 135 Release version
build 2010 03 20 14:07 UTC
Main Menu

-----
Input operations.
  [1]. Aircraft geometry setup
  [2]. Flight condition setup
  [3]. Change rudder setting
  [4]. Move reference point

Lattice operations.
  [5]. Generate lattice.

Computation operations.
  [6]. Processor access

Post processing and interactive operations.
  [7]. Post processing, Result/Plot functions
  [8]. Keyboard access

Auxiliary operations.
  [10]. About / Release Info
  [100]. Help files
  [0]. Exit Tornado

fx Please enter choice from above:

```

Figura 7.34. Menú Tornado (Fuente: propia)

Como se observa en la imagen, una vez realizadas la geometría y las condiciones de vuelo, se genera el "lattice" y ya se pueden obtener las distintas soluciones utilizando el Processor Access.

También hay una última opción con la que se puede plasmar los resultados en distintas gráficas como se hará más adelante. Incluso, estos resultados se pueden exportar a un archivo de texto para que sea más fácil su lectura.

7.2.1 Método vortex lattice

Para entender el procedimiento y resolución del Tornado es necesario conocer cómo funciona el método Vortex Lattice.

Es un método de análisis numérico bastante nuevo ya que fue en la década de los 30 cuando surgió. Se basa, y de hecho es una extensión, de la teoría de Prandtl donde el ala de un avión se recrea como un número infinito de vórtices. No fue hasta 1946 cuando bautizaron al método con este nombre gracias a Falkner. Se ha seguido a lo largo de los años desarrollando este método y, aunque se puede realizar a mano, el uso de los ordenadores facilita en gran medida los cálculos.

Cuando un ala en régimen subsónico es sometida a un flujo de un fluido se crean fuerzas aerodinámicas que han sido la base de este estudio para la obtención del cálculo de la estructura, siendo, a su vez, determinados los coeficientes aerodinámicos.

Se le denomina así porque se generan vórtices por las diferencias de las componentes de la velocidad.

Antes de realizar cualquier procedimiento de este método, hay que tener en cuenta los siguientes supuestos:

- El campo de flujo es incompresible, no viscoso e irrotacional. Un flujo ideal.
- Las superficies son muy delgadas, despreciando la influencia del espesor en las fuerzas aerodinámicas.

La superficie del ala se divide en cierto número de paneles (como si se tratase de un mallado) y en cada uno de esos paneles se introduce un vórtice de herradura. Con ello se determina la fuerza de cada vórtice.

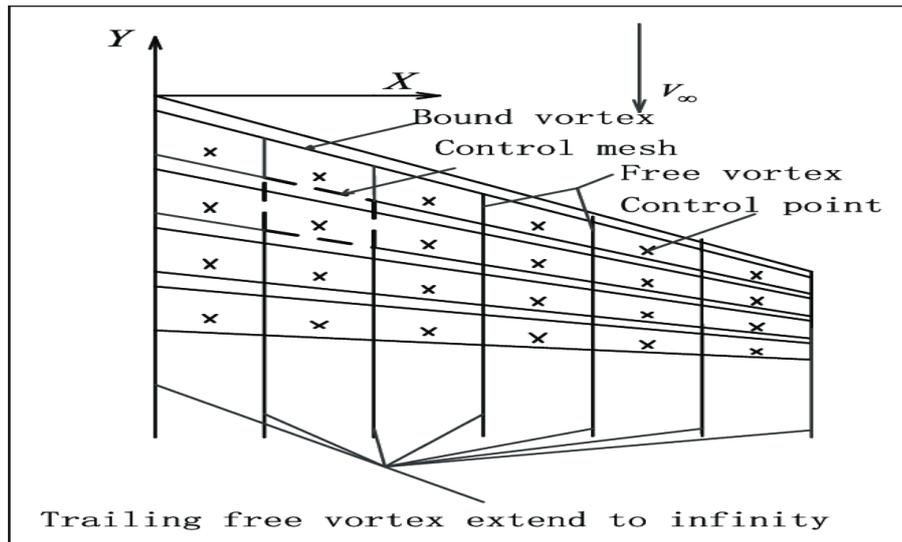


Figura 7.35. Paneles Vortex (Fuente: https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-classical-vortex-lattice-method_fig1_349198064)

Matemáticamente se puede expresar como:

$$\underline{F} = \rho \cdot (\underline{V} \times \underline{\Gamma}) \cdot l$$

Con:

$$\underline{F} = \text{Fuerza de cada panel}$$

$$\rho = \text{Densidad del fluido (aire)}$$

$$\underline{V} = \text{Velocidad del fluido (aire)}$$

$$\underline{\Gamma} = \text{Fuerza del vórtice}$$

$$l = \text{Longitud del segmento que traspasa el panel}$$

Todo ello en unidades del sistema internacional.

Mediante esta fórmula se obtiene la fuerza que actúa sobre cada panel, pero lo interesante de esto es que se puede plantear en forma matricial:

$$(w) \cdot (\Gamma) = (b)$$

Con:

$$w = \text{Flujo en cada vórtice}$$

$\Gamma = \text{Fuerza del vórtice}$

$b = \text{Flujo en cada panel}$

7.2.2 Resultados

Tras esta breve explicación del método, se muestran a continuación las gráficas de la geometría del ala completa correspondientes a las dimensiones especificadas anteriormente.

Se puede ver esquemáticamente el ala bajo distintos puntos de vista.

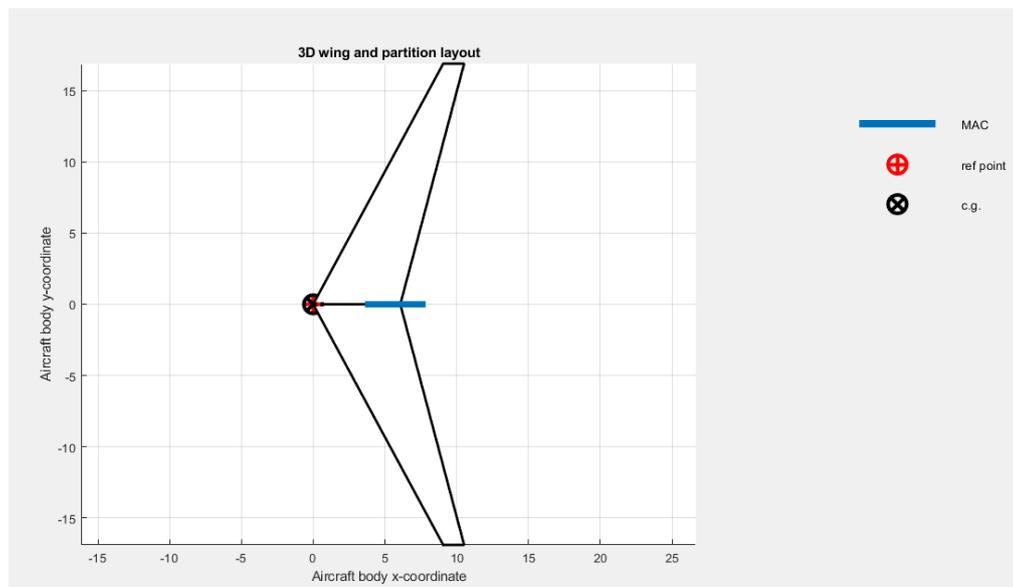


Figura 7.36. Gráfica geometría Tornado (Fuente: propia)

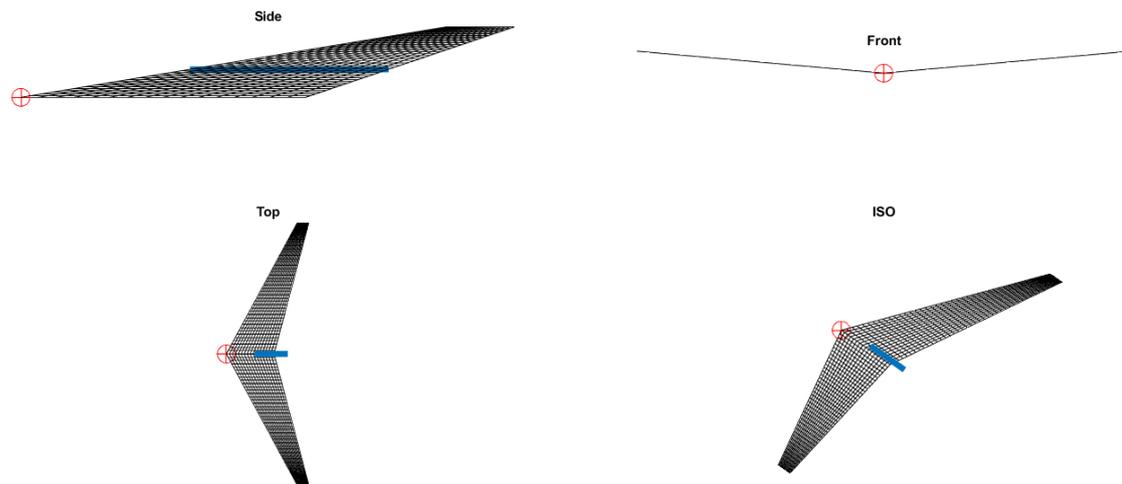


Figura 7.37. Vistas geometría Tornado (Fuente: propia)

Las siguientes imágenes que aparecen a continuación muestran el mallado mediante paneles.

El número de paneles se ha indicado en la pestaña de geometría de la aeronave. Se ha buscado una relación entre el número de costillas en el semiala y el número de particiones para que resulte lo más exacto posible. Esto significa que lo ideal sería hacer once paneles para que se obtenga la fuerza en los puntos exactos de las costillas, pero al ser un número tan bajo, se han hecho mayores particiones. Cuanto mayor es el número de paneles, más exacto es el método.

Dentro de geometría también permite dibujar otra ala como puede ser el caso del estabilizador.

Otra opción posible es la de colocar flaps pero en este caso no se han tenido en cuenta. También existe la posibilidad de tener las tres superficies de control para un análisis completo.

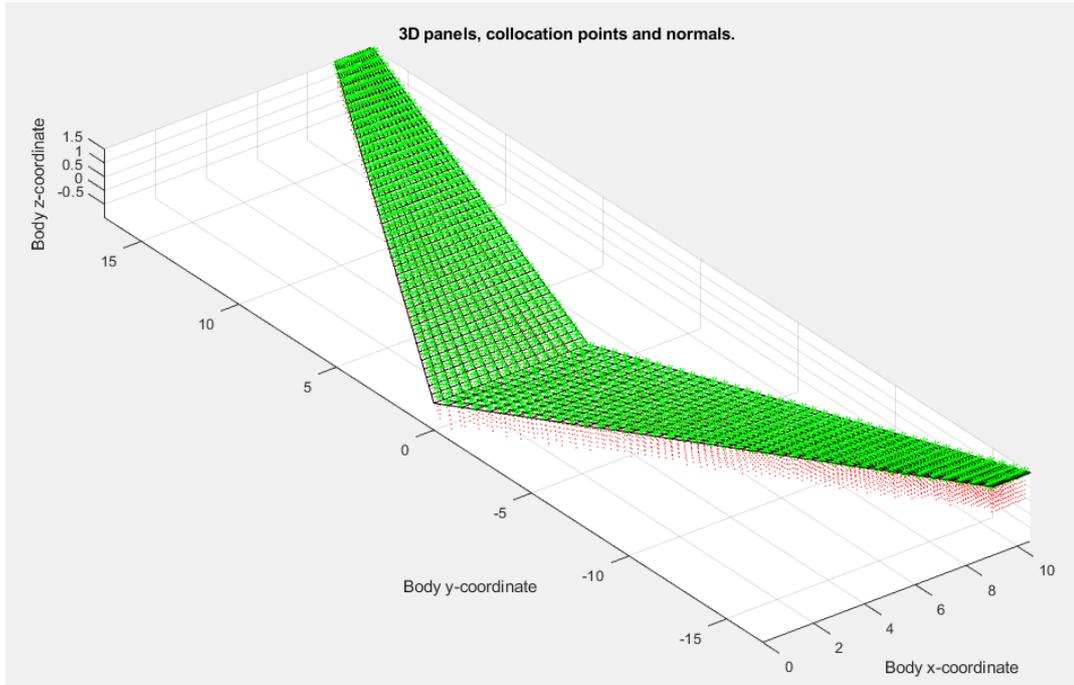


Figura 7.38. Colocación de los paneles Tornado (Fuente: propia)

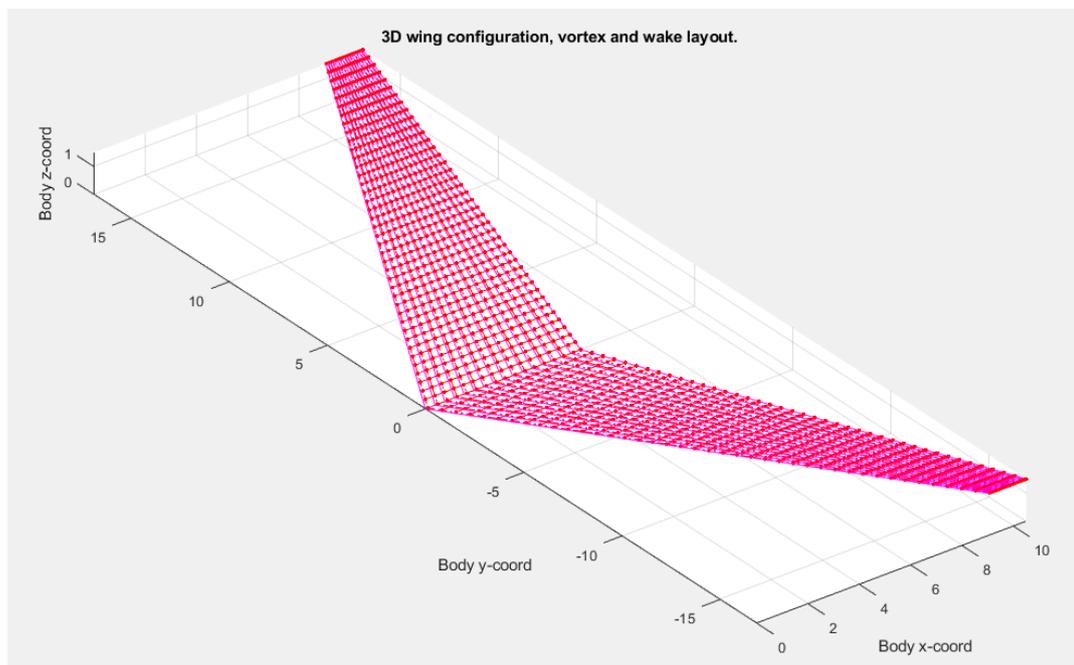


Figura 7.39. Vórtices Tornado

Para hacer un análisis más exhaustivo de las condiciones de vuelo y cómo afectan a las fuerzas se ha optado por realizar tres casos distintos.

En un primer caso se tendría un vuelo crucero a velocidad máxima y en el techo del avión. En el segundo caso, se ha escogido un ángulo de ataque a partir de 5

grados que es donde variaba bruscamente el coeficiente de momentos. Se ha seleccionado un ángulo de 8 grados a la velocidad de despegue. El último caso sería el más desfavorable de todos, el cual se produce a velocidad máxima en crucero y a nivel del mar.

A la hora de introducir las condiciones de vuelo, tanto el Pitch, Roll y Yaw se han hecho cero al tener un ángulo de ataque constante, haciéndose cero también sus derivadas.

No se ha aplicado la corrección de Prandtl-Glauert ya que solo se utiliza para velocidades casi transónicas.

Dentro de las distintas opciones del procesado, se ha optado por la computación estática.

Con todo, se muestran a continuación los distintos casos de estudio:

Tabla 7.1. Datos Caso A (Fuente propia)

CASO A	
Descripción	Crucero
Altura	11918 m
Velocidad	840 km/h
Ángulo de ataque	0°

La geometría y los resultados se presentan en la siguiente imagen:

Tornado Computation Results			
JID:	CASOA	Downwash matrix condition:	26.8874
Reference area:	127.6169	Supersonic flow warning:	0
Reference chord:	4.2346	Reference point pos:	4.5322 0 0.57583
Reference span:	33.91	Center of gravity :	0 0 0
Net Wind Forces: (N)		Net Body Forces: (N)	
Drag:	1165.0947	X:	1165.0947
Side:	-2.4403e-12	Y:	-2.4403e-12
Lift:	191017.6743	Z:	191017.6743
Net Body Moments: (Nm)			
		Roll:	8.6692e-10
		Pitch:	-297176.1419
		Yaw:	2.6404e-11
CL	0.17461	CZ	0.17461
CD	0.001065	CX	0.001065
CY	-2.2306e-18	CC	-2.2306e-18
CD _{trefftz}	N/A		
STATE:			
α [deg]:	0	P [rad/s]:	0
β [deg]:	0	Q [rad/s]:	0
Airspeed:	233.33	R [rad/s]:	0
Altitude:	11918	PG Correction:	0
Density:	0.31491	Mach:	0.79068

Figura 7.40. Datos caso A (Fuente: propia)

A modo de resumen se realiza una tabla indicando los resultados relevantes:

Tabla 7.2. Resumen resultados caso A (Fuente propia)

Sustentación	191017.6743 N
Momento de cabeceo	-297176.1419
Coefficiente de sustentación	0.17461
Coefficiente de momento	-0.064149

Se muestra también la distribución de presiones en toda el ala:

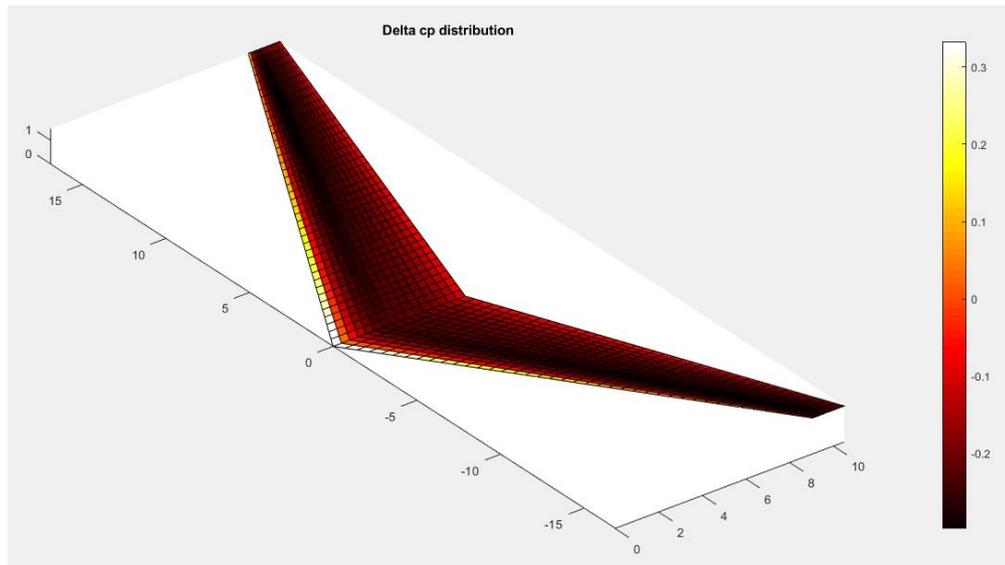


Figura 7.41. Distribución de presiones A (Fuente: propia)

Mediante la siguiente gráfica se han obtenido los valores de la fuerza para cada costilla. Estos valores son los que más adelante se insertarán en Patran.

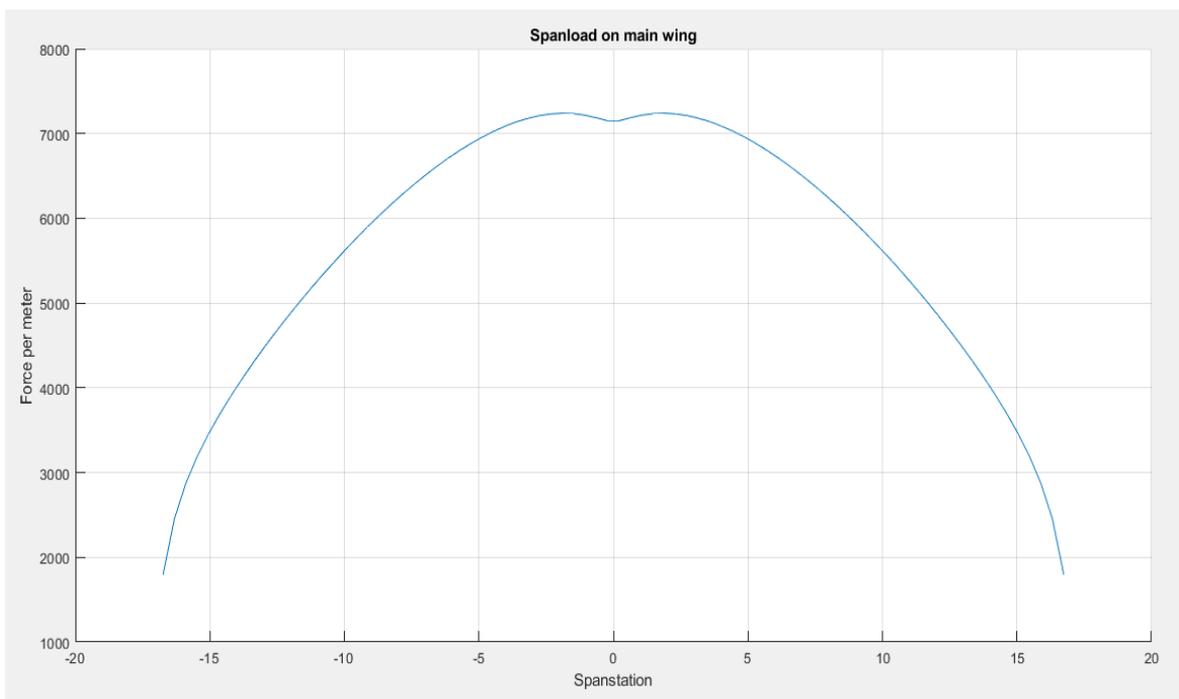


Figura 7.42. Fuerza por metro A (Fuente: propia)

Estas fuerzas son fuerzas por metro por lo que hay que multiplicarlas por la distancia entre costillas para obtener la fuerza en Newtons.

Tabla 7.3. Resultados caso A (Fuente propia)

Punto	FUERZA METRO	FUERZA (N)	MOMENTO (N*MM)
1	7201.642146	12210.38426	20702706.51
2	7220.864076	12242.97504	20757964.18
3	7056.710827	11964.65321	20286069.51
4	6753.148135	11449.96266	19413411.69
5	6340.881195	10750.96407	18228259.57
6	5838.389567	9898.989511	16783736.72
7	5254.788992	8909.494736	15106048.33
8	4587.695945	7778.438474	13188342.43
9	3803.716441	6449.201225	10934620.68
10	2660.198946	4510.367312	7647327.778

Se ha realizado exactamente lo mismo para los siguientes casos.

Tabla 7.4. Datos caso C (Fuente propia)

CASO C	
Descripción	Despegue
Altura	Sea level
Velocidad	280 km/h
Ángulo de ataque	8°

Resultados generales:

Tomado Computation Results			
JID:	CASOD	Downwash matrix condition:	26.9814
Reference area:	127.6169	Supersonic flow warning:	0
Reference chord:	4.2346	Reference point pos:	4.663 0 0.60081
Reference span:	33.91	Center of gravity :	0 0 0
Net Wind Forces: (N)		Net Body Forces: (N)	
Drag:	11172.3824	X:	-42921.01
Side:	-1.8681e-12	Y:	-1.8681e-12
Lift:	387895.8162	Z:	385675.7359
		Net Body Moments: (Nm)	
CL	0.82029	CZ	0.81559
CD	0.023626	CX	-0.090765
CY	-3.9504e-18	CC	-3.9504e-18
CD _{trefftz}	N/A	Cm	-0.096225
		Cn	1.9763e-18
		Cl	-1.0355e-16
STATE:			
α [deg]:	8	P [rad/s]:	0
β [deg]:	0	Q [rad/s]:	0
Airspeed:	77.78	R [rad/s]:	0
Altitude:	0	PG Correction:	0
Density:	1.225	Mach:	0.22856
		Rudder setting [deg]:	0

Figura 7.43. Datos caso B (Fuente: propia)

Tabla 7.5. Resumen resultados caso C (Fuente propia)

Sustentación	387395.8162
Momento de cabeceo	-192687.4601
Coefficiente de sustentación	0.82029
Coefficiente de momento	-0.096225

De estos datos ya se observa cómo ha variado el coeficiente de sustentación y aumentado considerablemente la sustentación.

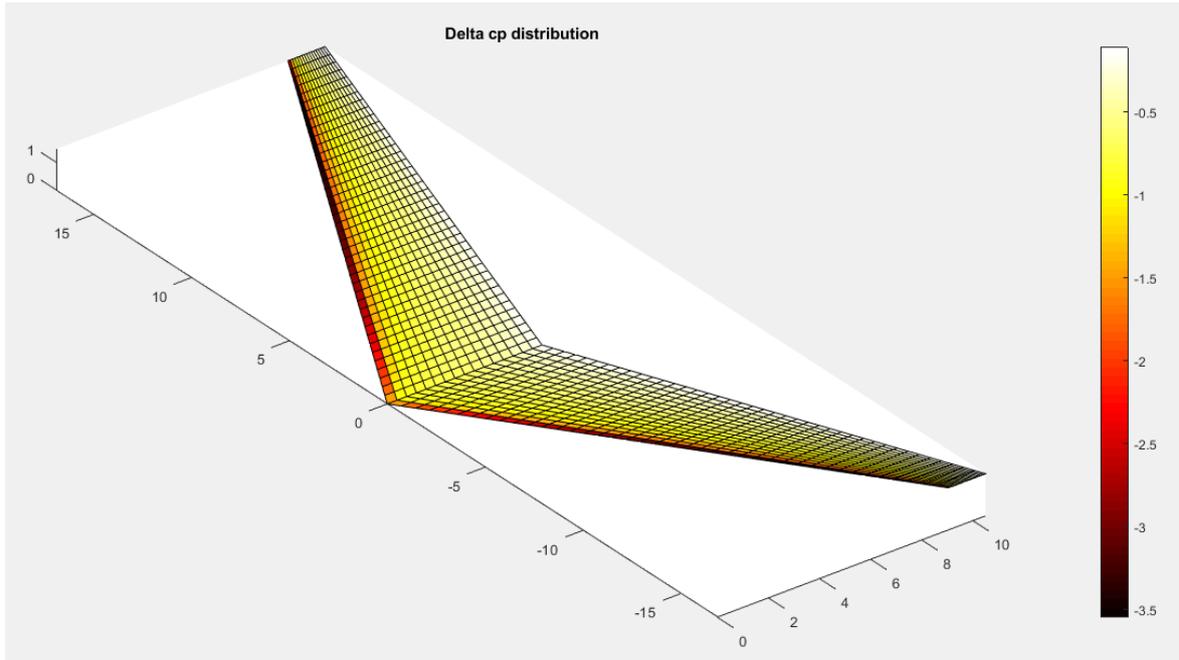


Figura 7.44. Distribución de presiones B (Fuente: propia)

Es en este gráfico en el que se observan las grandes diferencias frente al anterior caso.

En este se tiene el aumento de presión en el borde de ataque y va disminuyendo hacia el borde de salida. En el caso A es al contrario, donde menos presiones hay es en el borde de ataque.

Así pues, se demuestra la importancia del ángulo de ataque en el ala.

La gráfica de fuerza por metro también habrá aumentado junto con los momentos.

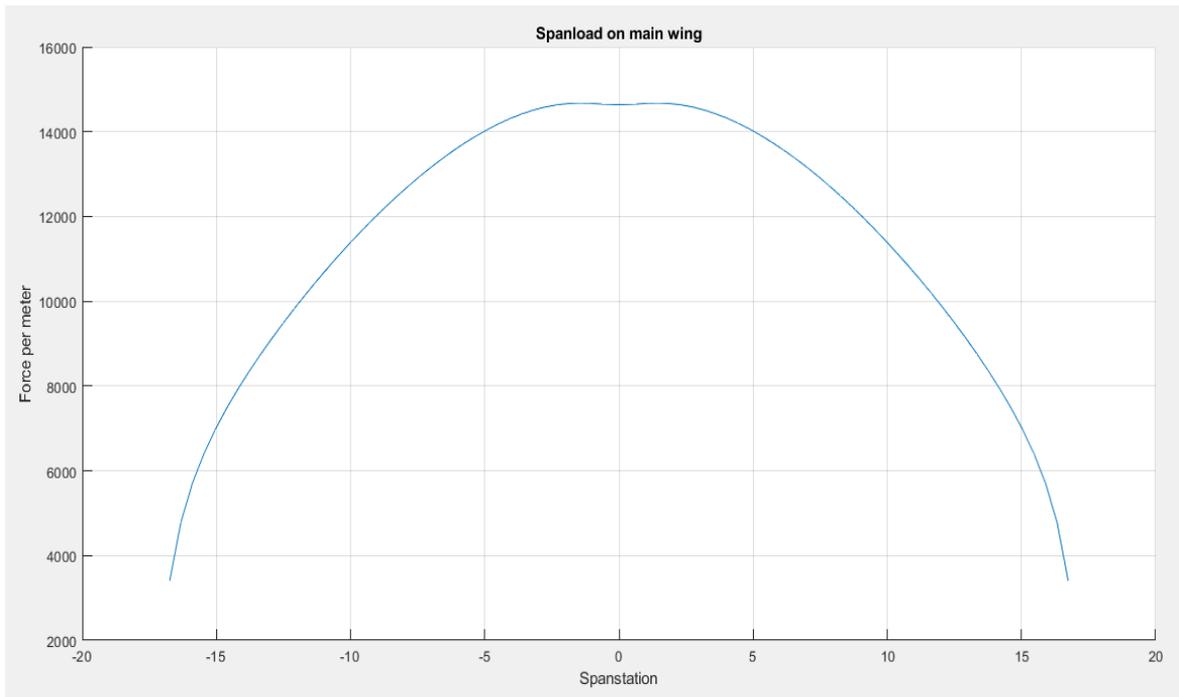


Figura 7.45. Fuerza por metro B (Fuente: propia)

Los resultados finales se muestran a continuación:

Tabla 7.6. Resultados caso C (Fuente propia)

Punto	FUERZA METRO	FUERZA (N)	MOMENTO (N*MM)
1	14,661	24,858	42147246.28
2	14,606	24,765	41989074.08
3	14,258	24,174	40987523.18
4	13,653	23,149	39248432.04
5	12,834	21,760	36894922.71
6	11,832	20,061	34012580.93
7	10,660	18,073	30643388.07
8	9,309	15,783	26760580.67
9	7,697	13,050	22127041.62
10	5,251	8,903	15094518.43

El último caso al ser el de más desfavorable, tendrá las mayores fuerzas y momentos.

Tabla 7.7. Datos Caso B (Fuente propia)

CASO B	
Descripción	Crucero
Altura	Sea level
Velocidad	840 km/h
Ángulo de ataque	0°

Tornado Computation Results			
JID:	CASOB	Downwash matrix condition:	26.8874
Reference area:	127.6169	Supersonic flow warning:	0
Reference chord:	4.2346	Reference point pos:	4.663 0 0.60081
Reference span:	33.91	Center of gravity :	0 0 0
Net Wind Forces: (N)		Net Body Forces: (N)	
Drag:	4532.2052	X:	4532.2052
Side:	-3.5012e-12	Y:	-3.5012e-12
Lift:	743056.57	Z:	743056.57
		Net Body Moments: (Nm)	
		Roll:	3.1764e-09
		Pitch:	-1058939.331
		Yaw:	5.6389e-11
CL	0.17461	CZ	0.17461
CD	0.001065	CX	0.001065
CY	-8.2274e-19	CC	-8.2274e-19
CD _{trefftz}	N/A	Cm	-0.058762
		Cn	3.9076e-19
		Cl	2.2012e-17
STATE:			
α [deg]:	0	P [rad/s]:	0
β [deg]:	0	Q [rad/s]:	0
Airspeed:	233.33	R [rad/s]:	0
Altitude:	0	PG Correction:	0
Density:	1.225	Mach:	0.68566
		Rudder setting [deg]:	0

Figura 7.46. Datos caso C (Fuente: propia)

Tabla 7.8. Resumen resultados caso B (Fuente propia)

Sustentación	743056.57
Momento de cabeceo	-1058939.331
Coefficiente de sustentación	0.1746
Coefficiente de momento	-0.058762

En este caso, la sustentación es casi el doble que el caso anterior.

La distribución de las presiones será parecida al primer caso al no tener ángulo de ataque. Estará el mayor valor a lo largo del ala y no concentradas en el borde de ataque.

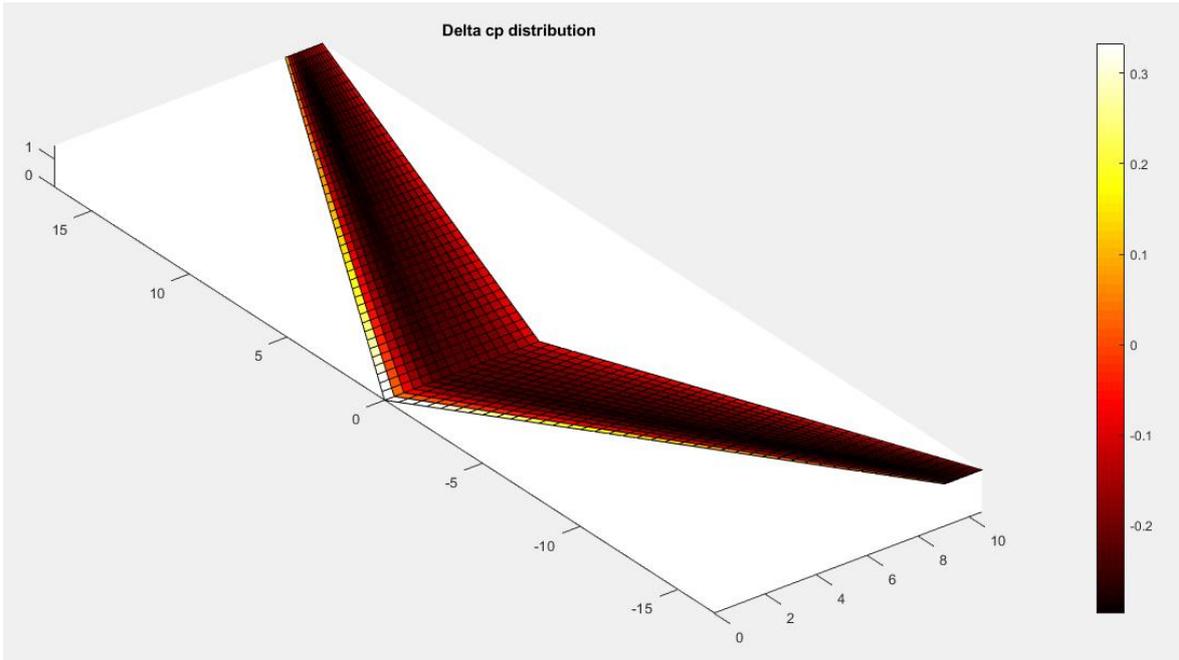


Figura 7.47. Distribución de presiones C (Fuente: propia)

La fuerza por metro es mayor que en el resto.

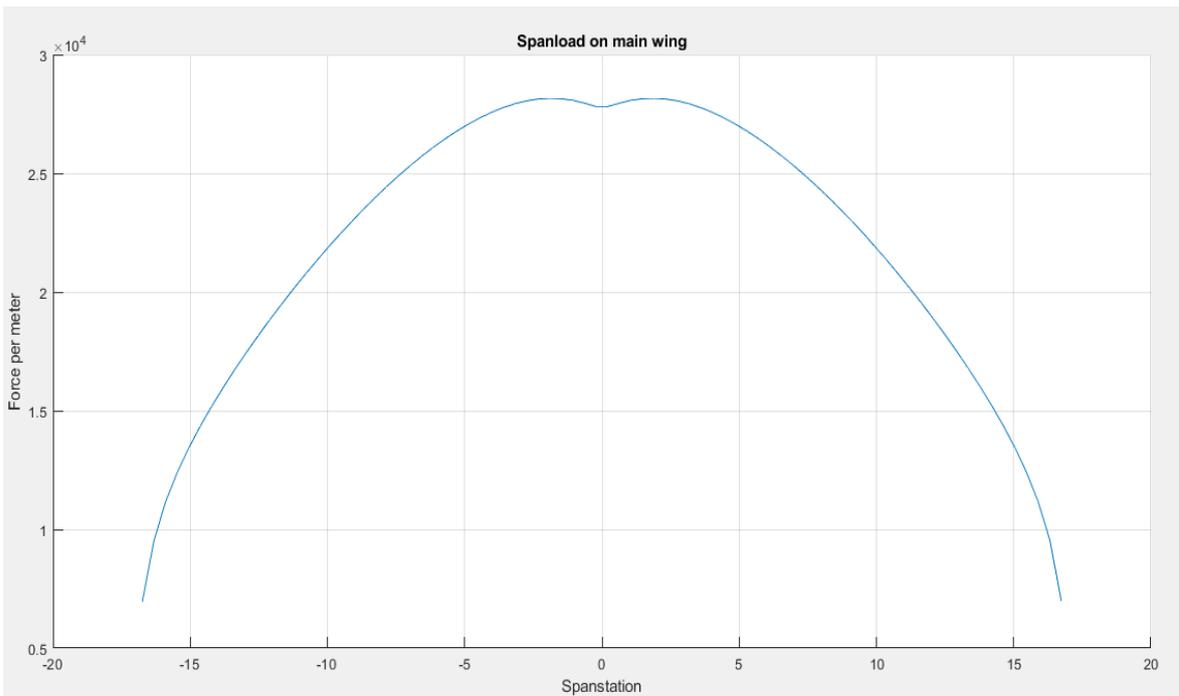


Figura 7.48. Fuerza por metro C (Fuente: propia)

Los resultados en cada punto serían:

Tabla 7.9. Resultado caso B (Fuente propia)

Punto	FUERZA METRO	FUERZA	MOMENTO (N*MM)
1	28014.30565	47498	80533291.74
2	28089.07874	47625	80748243.45
3	27450.52447	46542	78912578.58
4	26269.66907	44540	75517949.64
5	24665.95539	41821	70907721.43
6	22711.2687	38507	65288544.03
7	20441.06913	34658	58762355.36
8	17846.0848	30258	51302501.35
9	14796.41349	25087	42535549.48
10	10348.1435	17545	29748017.67

Como comparativa entre estos tres casos se han realizado las siguientes gráficas donde se puede ver en azul el caso A, en amarillo el caso C y en rojo el caso B, siendo éste último más de tres veces el primero.

Es una manera visual de percatarse hasta qué punto es importante el ángulo de ataque y la velocidad a la hora de meter cargas en la estructura.

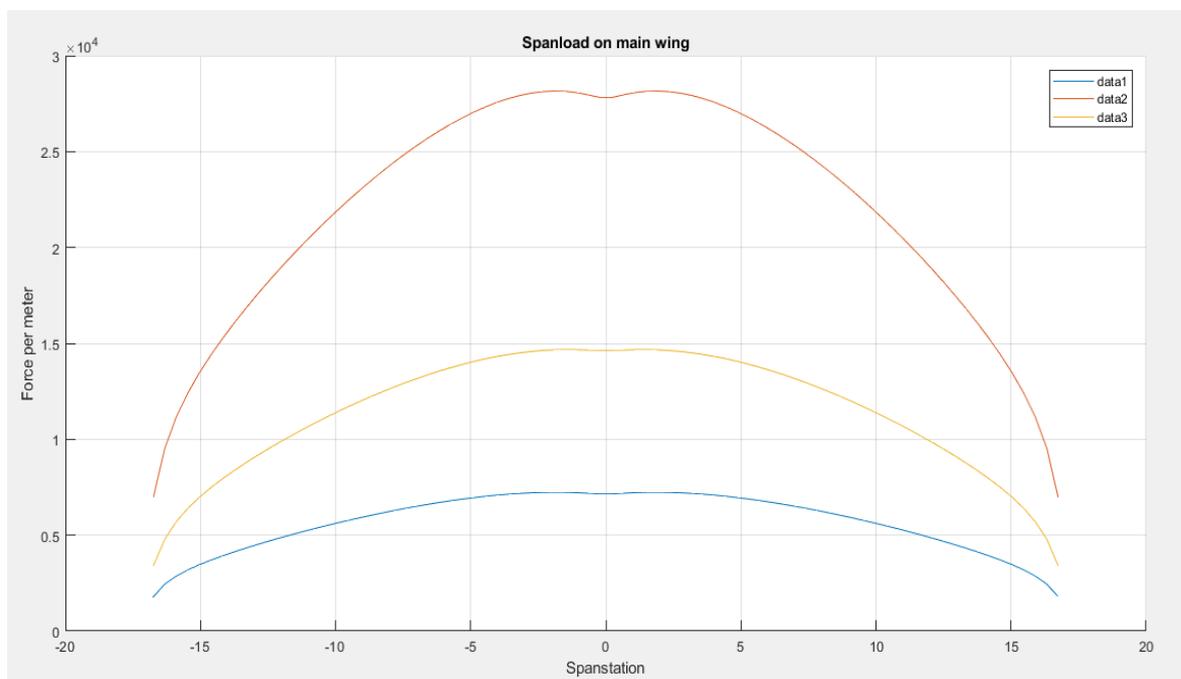


Figura 7.49. Comparación Fuerza por metro (Fuente: propia)

El Tornado también nos da las gráficas del momento flector y el esfuerzo cortante. Se puede ver en la primera imagen que el máximo se produce en el encastre y que se hace cero en la punta. Esto es propio de una viga en voladizo, por eso más adelante se resolverá en el Patran como si fuera una viga empotrada y en voladizo.

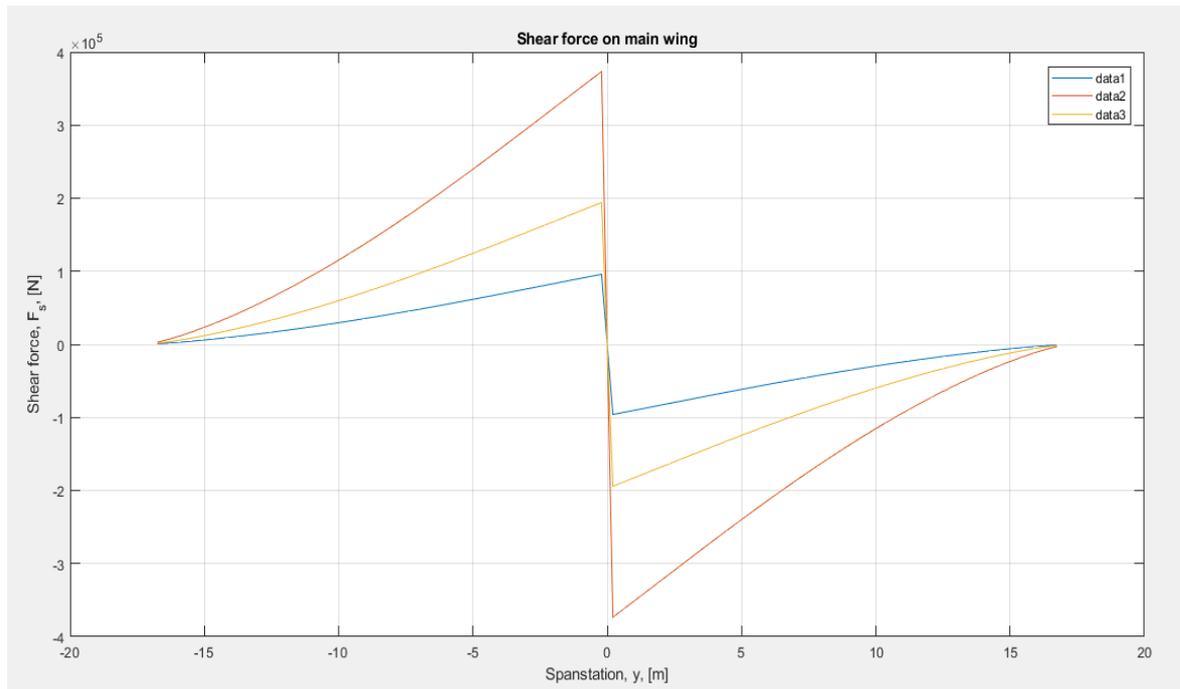


Figura 7.50. Comparación cortante (Fuente: propia)

De nuevo, en los resultados del momento flector, se observa en azul el caso A, en amarillo el caso C y en rojo el caso B.

El momento flector depende de la fuerza y de la distancia, en este caso la distancia es la misma para los tres casos, pero vemos como se hace mayor al haber triplicado las fuerzas.

El signo negativo se produce por el sentido de la fuerza aplicada.

Se aprecia como en el encastre su resultado es cero ya que no hay distancia, y se hace máximo en la punta donde la distancia es máxima. Es lo contrario a lo que se tiene en el gráfico anterior, y de nuevo coincide como si fuera una viga en voladizo cuyo momento máximo se produce en el extremo del voladizo.

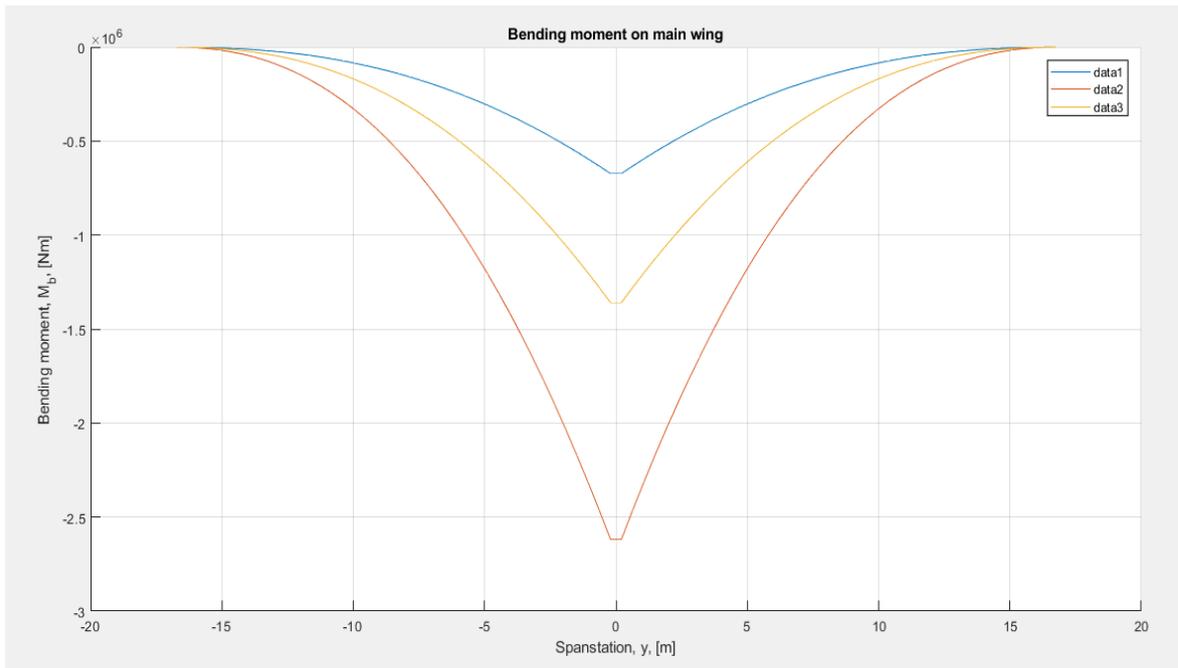


Figura 7.51. Comparación flector (Fuente: propia)

8. MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

8.1 Historia

La existencia de este método comenzó en 1943 con Richard Courant, quien necesitaba buscar las soluciones aproximadas para un sistema de vibración. Esto se hacía mediante la aplicación de las cargas a las que se va a someter la estructura en los nodos. De esta manera se obtienen sus desplazamientos, a través de los cuales se consiguen calcular las tensiones y deformaciones de la estructura.

Todo ello genera un sistema de ecuaciones del tipo:

$$F=K \cdot U$$

Donde K es la matriz de rigidez y F las fuerzas en los nodos.

En los años 50 con los primeros ordenadores se pasó del cálculo iterativo y manual de Cross-Kani al cálculo de grandes sistemas de ecuaciones por el método de Cauchy.

En los 60, al crecer la memoria de los ordenadores, se adapta el método de resolución de ecuaciones lo que hace disminuir considerablemente el tiempo de cálculo, dando protagonismo y fama a este método.

Más tarde, en los 70, el método MEF era el más utilizado en la industria aeroespacial, aunque solo se podía utilizar en ordenadores altamente potentes y caros.

Con el paso de los años y gracias al avance de la computación los resultados con este método han ido mejorando hasta conseguir una precisión casi exacta y al alcance de muchos. Incluso se ha extendido a otros campos de la ingeniería como el estudio de componentes térmicos, electromagnéticos o mecánica de fluidos.

8.2 Concepto

Consiste en dividir la estructura en pequeñas partes no-intersectantes de forma que no haya un número ilimitado de ellas sino un número elevado pero finito. Esto es por lo que se da el nombre de elementos finitos. Las divisiones en la estructura podrán ser de distinto tamaño y forma, por ejemplo triangulares o rectangulares, dependerá en gran medida del tipo de estructura a resolver.

Se tienen nodos que se originan de la unión de los vértices de cada una de las formas que se hayan definido de los elementos. La unión de cada uno de los elementos a lo largo de toda la estructura, junto con los nodos, da lugar a una malla. Esta subdivisión del diseño hace que las ecuaciones matemáticas a resolver no sean del todo exactas pero muy aproximadas.

La particularidad de este método es la propiedad de convergencia. Cuanto más finas sean las particiones, los resultados calculados convergirán rápidamente hacia la solución exacta del sistema de ecuaciones.

Al igual que se hacía en Tornado con los paneles, este método es más preciso cuanto mayor sea el número de nodos y elementos y cuanto menor sea el tamaño de cada uno de estos. Por esta razón, cuanto más potente sea el ordenador, más nodos se podrán realizar y más exacto será el modelo.

Este método permite calcular desde los casos más sencillos mediante un análisis lineal, hasta los casos más complejos con un comportamiento no lineal.

El comportamiento no lineal es cuando surgen desplazamientos grandes o cuando hay contacto entre las partes de un conjunto. La deformada del ala de un avión se desplaza en metros, por lo que se debería utilizar un análisis no lineal, pero se necesitaría un ordenador de más potencia que los convencionales.

8.3 Resolución

El método de los elementos finitos sigue una serie de etapas:

- Preproceso:

En este apartado se define la geometría del modelo, se genera la malla y se imponen las condiciones de contorno. También se asignan los materiales y demás propiedades y características.

- Geometría

Durante la geometría hará distintos tipos de elementos utilizados.

→ Elementos puntuales: con un solo nodo, sería la representación de una masa puntual o para definir el punto exacto de la aplicación de una carga.

→ Elementos lineales en 1D: se tendría dos nodos. Dentro de este grupo estarían las barras, vigas o, en este caso, larguerillos.

→ Elemento en 2D: serían los elementos de superficie formados por tres o cuatro nodos. En esta parte estarían las placas, superficies o membranas.

→ Elementos en 3D: también llamados elementos de volumen. Éstos tienen más de cuatro nodos y se aplican a estructuras tridimensionales.

- Mallado:

A la hora de generar el mallado es cuando variará la solución a una mejor aproximación y convergencia cuantos más elementos.

Es en este apartado cuando se realiza la discretización del modelo.

La estructura se puede deformar de tantas maneras como parámetros tenga el vector de deformaciones. Este vector está ligado a los nodos que conforman el mallado.

Un conjunto de funciones definirá el campo de desplazamientos de cada elemento en función de los desplazamientos nodales. Estas deformaciones a la vez que las propiedades dadas, dará como resultado las tensiones en el elemento.

Con esas fuerzas aplicadas en los nodos se forman las ecuaciones de equilibrio $F=K*u$

- Cálculo:

En este paso se generará el sistema de n ecuaciones con n incógnitas con las ecuaciones del paso anterior. Dependiendo del tipo de resolución, será lineal o no lineal.

Para la no lineal habrá una sucesión finita de iteraciones cuyo resultado del sistema depende del resultado en el paso anterior. Para ello se precisa un programa con una herramienta de cálculo potente.

Una vez obtenidas las matrices de rigidez local de cada uno de los elementos finitos y su vector correspondiente de carga, se pasa al ensamblaje de la matriz y vector de fuerza global.

Una vez realizado todos estos pasos se procede a la resolución del sistema de ecuaciones obteniendo todos los movimientos en todos los nodos.

Con la resolución, se tiene el cálculo de esfuerzos y deformaciones en cada uno de los elementos. Esto se consigue gracias a los desplazamientos nodales hallados en el paso anterior. Si se conocen los movimientos, se conocen las deformaciones ya que son combinación de derivadas de los desplazamientos. Y con las deformaciones, se calculan las tensiones.

También se podrían obtener perfectamente las reacciones de los nodos.

- Postproceso:

Es la parte final del método.

En esta parte lo que se realiza es un cálculo de magnitudes derivadas de los resultados anteriores.

También, como muestra el siguiente organigrama, se realizan las modificaciones oportunas para cada estructura con acciones como interpolación, refinamiento de la malla o errores de aproximación.

Llegados a este punto, es otra vez necesario el uso de software para entender bien los datos. Puesto que se tiene una gran cantidad de datos de salida, es necesario crear una serie de gráficas con el objetivo de interpretar correctamente los resultados.

Una vez finalizado todo, se tienen que analizar los resultados obtenidos. Puede ser que haya algún tipo de error o el número de elementos no fuera el correcto por ello es necesario en ocasiones volver al paso de la geometría y repetir de nuevo las siguientes etapas.

Es en este punto cuando se puede realizar pruebas de ensayo-error modificando los espesores de la estructura, cambiando los materiales, cambiando las propiedades, utilizando otro tipo de mallado, etc, hasta conseguir los resultados deseables para no sobrepasar las tensiones máximas admisibles.

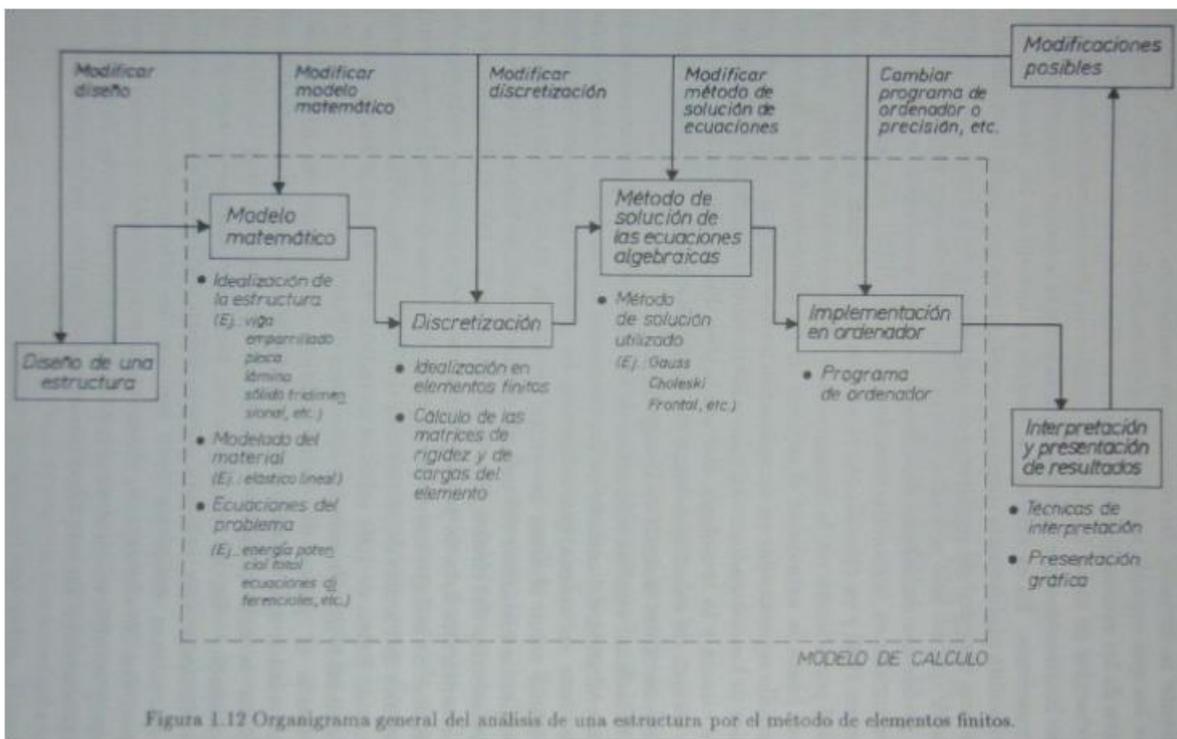


Figura 1.12 Organigrama general del análisis de una estructura por el método de elementos finitos.

Figura 8.1. Organigrama MEF (Fuente: <https://docplayer.es/62430395-02-elementos-finitos-para-tension-compresion-axial-diego-andres-alvarez-marin-profesor-asistente-universidad-nacional-de-colombia-sede-manizales.html>)

8.4 Convergencia

La convergencia en el método de elementos finitos significa refinar el mallado para que las soluciones aproximadas vayan convergiendo hacia la solución exacta. De forma que se cumpla las condiciones de equilibrio en cada punto de la estructura. Esta convergencia se logrará con dos criterios:

- Criterio de la parcela:

Como su propio nombre indica, se realiza seleccionando una parcela (o conjunto de elementos) y aplicando en los nodos del perímetro de la parcela los movimientos correspondientes a unos desplazamientos conocidos.

Se cumple este criterio si los desplazamientos y deformaciones dentro de la parcela son los mismos que aquellos calculados analíticamente.

Este criterio se puede definir a su vez en otros dos criterios:

- Criterio de cuerpo rígido:

Se define como: *“Cuando los desplazamientos nodales de un elemento, o una parcela de un elemento, corresponden a los de un movimiento como cuerpo rígido, todos los puntos del elemento deben tener un estado de deformaciones nulo.”* Esto significa que aunque el elemento se traslade, no se van a producir deformaciones. Aplicable para estructuras bidimensionales que se mueven en un plano.

- Criterio de deformación constante:

“Cuando los desplazamientos nodales de un elemento corresponden a los de un estado de deformaciones constante, todos los puntos del elemento deben tener ese mismo estado de deformaciones constante.” Viene a decir que, si el número de elementos es muy grande, éstos serán cada vez más pequeños y su deformación será tan pequeña que se puede considerar como constante.

- Criterio de compatibilidad:

“Los desplazamientos y en muchos casos también las derivadas de estos desplazamientos, deben ser continuos en los puntos situados dentro de los elementos y en sus bordes”. Lo que garantiza la convergencia a la hora de refinar la malla.

9. PATRAN/NASTRAN

Dentro de los muchos programas de cálculo mediante el método de elementos finitos, se ha optado por el software de la compañía The MacNeal-Schwendler Corporation (MSC) llamado Patran.

Patran permitirá realizar el preproceso, cálculo y postproceso anteriormente explicado.

Es el programa más utilizado en todo el mundo en lo que concierne al MEF, siendo muy empleado en el cálculo estructural de la industria aeroespacial.

Permite tanto importar la geometría desde otros programas hasta su creación desde cero dentro de éste. Es una herramienta muy cómoda con la que rápidamente se puede definir el mallado de cada elemento y sus propiedades. También muestra gráficamente, y con ayuda de colores, las tensiones generadas y sus deformaciones con el criterio que se quiera de cálculo.

Si se realiza el diseño desde cero, se seguirán algunos pasos parecidos a los realizados con CATIA.

Lo primero de todo sería importar los puntos del perfil escalados al valor de la cuerda en el encastre.

Una vez se tengan los puntos, con un spline se pueden unir dando como resultado la forma del perfil completo.

A partir de este momento se crean grupos con los distintos elementos del ala. Por una parte, se tendrá el revestimiento, que se ha separado en la parte superior y en la parte inferior, y por otro lado se tendrá un grupo de costilla, un grupo de larguero y un grupo de larguerillos.

9.1 Costillas

A la hora de realizar las costillas, se ha partido de la costilla en el encastre para poder escalar y trasladar el resto de costillas.

A continuación, se muestran los datos utilizados para realizar la geometría completa del ala.

Como es lógico, la última costilla será la del encastre por el estrechamiento.

Tabla 9.1. Medidas cuerdas costillas (Fuente propia)

Costilla	Distancia al encastre	Cuerda	Escala
1	0	6.07	1
2	1.6955	5.60868	0.924
3	3.391	5.14736	0.848
4	5.0865	4.68604	0.772
5	6.782	4.22472	0.696
6	8.4775	3.7634	0.62
7	10.173	3.30208	0.544
8	11.8685	2.84076	0.468
9	13.564	2.37944	0.392
10	15.2595	1.91812	0.316
11	16.955	1.4568	0.24

Se muestra con la siguiente tabla la posición en x,y,z utilizadas para el diseño en Patran:

Tabla 9.2. Coordenadas costillas (Fuente propia)

COSTILLAS	ESCALA	COORDENADA X	COORDENADA Y	COORDENADA Z
1	1	0	0	0
2	0.924	901.2342586	151.617626	1695.5
3	0.848	1802.468517	303.235252	3391
4	0.772	2703.702776	454.852878	5086.5
5	0.696	3604.937034	606.470504	6782
6	0.62	4506.171293	758.08813	8477.5
7	0.544	5407.405552	909.7057559	10173
8	0.468	6308.63981	1061.323382	11868.5
9	0.392	7209.874069	1212.941008	13564
10	0.316	8111.108327	1364.558634	15259.5
11	0.24	9012.342586	1516.17626	16955

Para el mallado de las costillas se he utilizado un Mesh Seed uniforme, de forma que dentro del cajón de torsión se tuvieran más particiones que en el resto.

El número de divisiones ha sido de 15 para el cajón y de 4 para el borde de ataque y de salida.

Una vez se imponen el número de elementos, se genera el mallado.

Como son superficies se tiene que realizar Mesh Surface seleccionando todas las costillas. Para este caso, el mallado ha sido en forma de rectángulos y de la forma Isomesh que crea una malla mapeada tradicional en geometría de forma regular mediante una subdivisión simple.

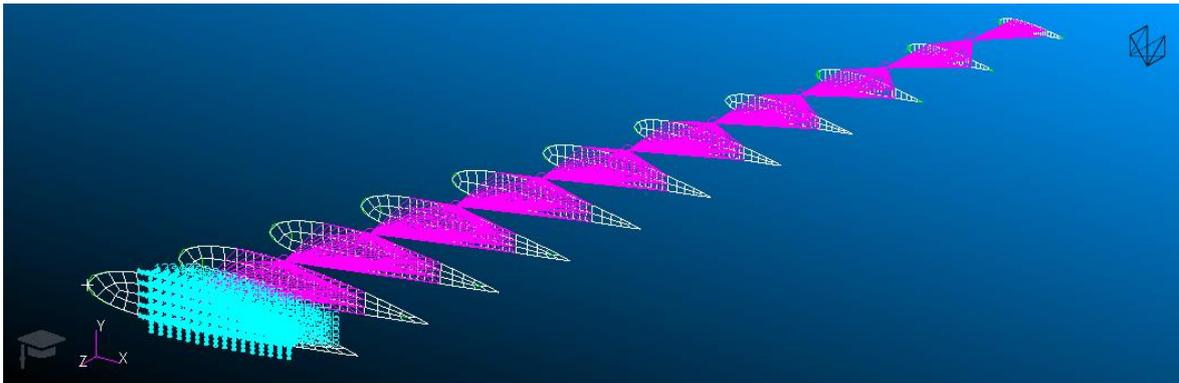


Figura 9.1. Costillas Patran (Fuente: propia)

9.2 Largueros

También se han creado como superficies a una distancia de 20% y 70% respectivamente desde el borde de ataque.

Las particiones se han cogido de 15 en 15 entre cada costilla. Y de nuevo se ha vuelto a utilizar los mismos tipos que antes, en forma de rectángulo e Isomesh.

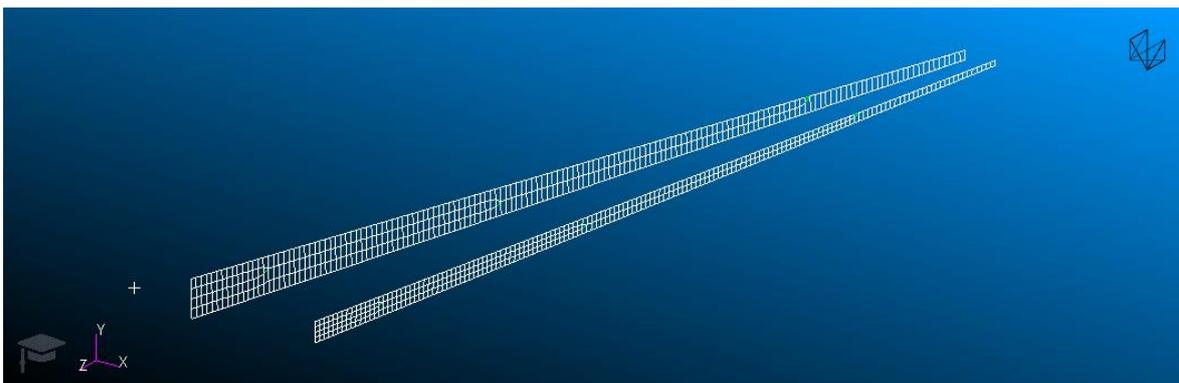


Figura 9.2. Largueros Patran (Fuente: propia)

9.3 Larguerillos

Aquí es donde más destaca el Patran con la herramienta para tipo Rod muy útil en los larguerillos.

Los larguerillos no son superficies, se crean como curvas por eso al realizar el mallado se tiene que seleccionar Mesh Type Curve.

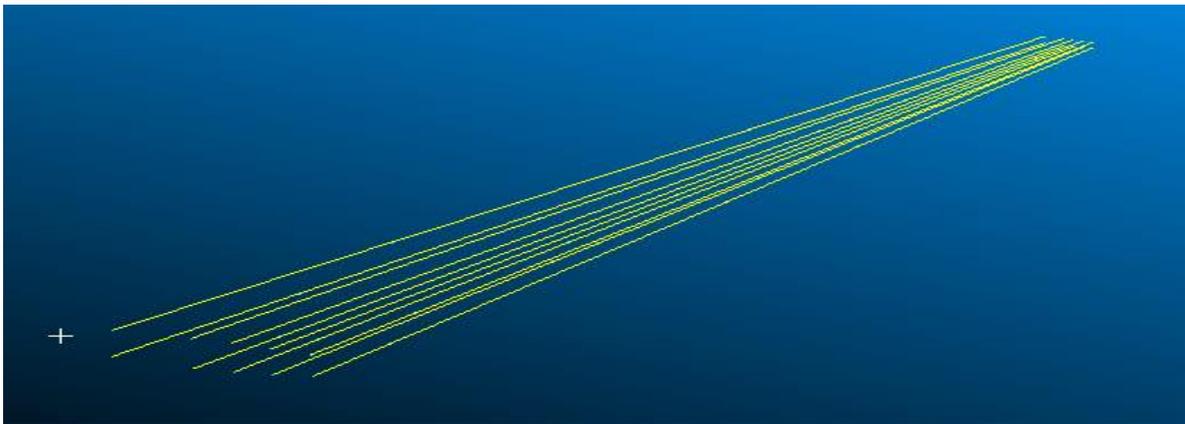


Figura 9.3. Larguerillos Patran (Fuente: propia)

9.4 Revestimiento

De nuevo se vuelven a tener superficies por lo que el procedimiento es el mismo que para los largueros, teniendo también 15 particiones a lo largo del borde de ataque del borde salida.

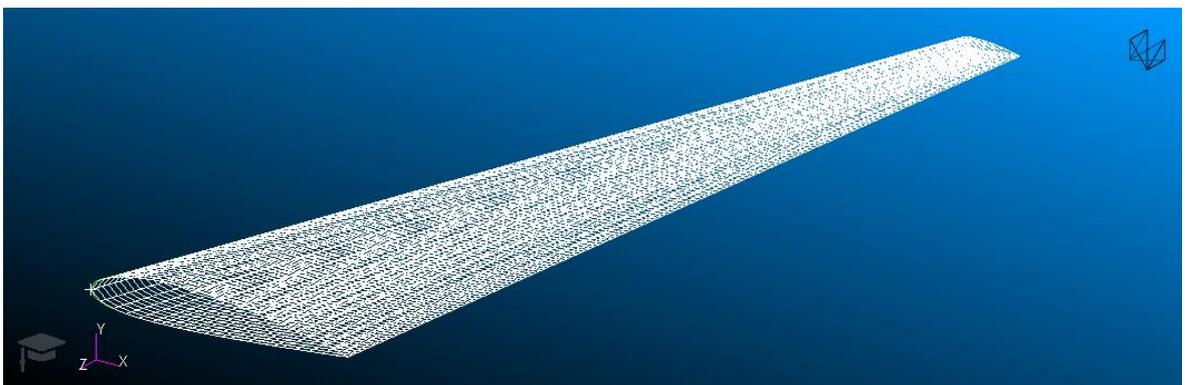


Figura 9.4. Revestimiento Patran (Fuente: propia)

9.5 Equivalencia

Una parte muy importante a realizar en el programa es la equivalencia.

La equivalencia lo que va a hacer es unir y unificar todos los elementos y nodos creados en la estructura.

El programa por defecto aplica una equivalencia de 0.05, en este caso se ha hecho una reducción de ella para mejorar el resultado.

La equivalencia elegida ha sido de 0.005.

9.6 Propiedades

En esta pestaña del programa se han creado cada una de las propiedades y materiales utilizados.

Lo primero que se hace es crear los materiales isotrópicos usados para este tipo de estructura. Como ya se ha mencionado antes, éstos son el aluminio, acero y titanio.

Solo se han descrito los valores del Módulo de Young, el coeficiente de Poisson y la densidad ya que el resto de valores los genera automáticamente el programa.

Hay que tener cuidado con las unidades. Como tal no hay ninguna ventana de selección de unidades por lo que hay que ser coherente con los datos introducidos.

Para este caso, las coordenadas del perfil alar se han metido en milímetros por lo que el módulo de Young hay que introducirlo en megapascales.

En la ventana de propiedades se asignará tanto el material de cada grupo como el espesor. Aquí hay una división ya que para las superficies (costillas, largueros y revestimiento) se creará una superficie en 2D. Mientras que para los largueros se utilizará 1D tipo Rod. En este último caso, lo que hay que introducir no es el espesor si no el área transversal.

9.7 Condiciones de contorno y cargas

El cálculo de un semiala se asemeja al cálculo de una viga empotrada en voladizo por lo que se restringen los movimientos de rotación y traslación en los nodos de la caja de torsión del encastre.

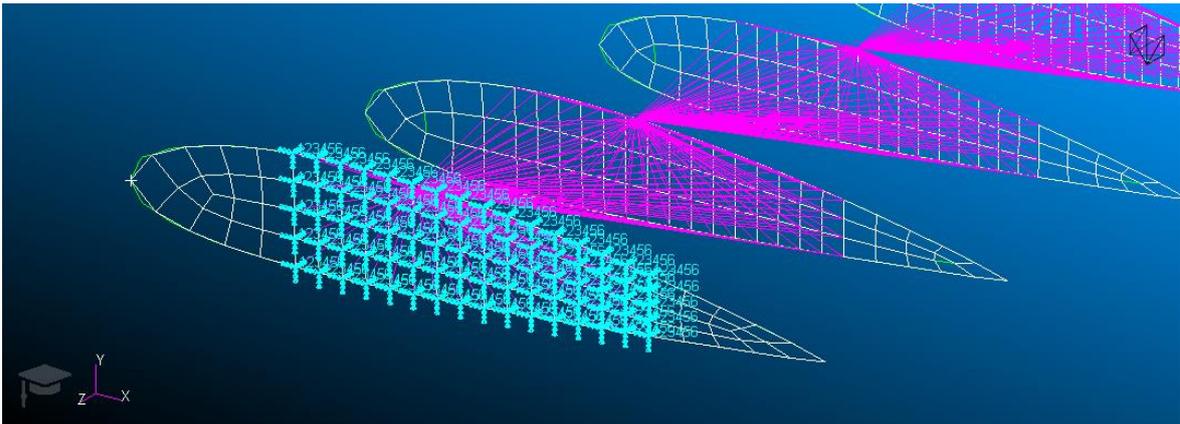


Figura 9.5. Empotramiento Patran (Fuente: propia)

Para la aplicación de las fuerzas se ha utilizado la herramienta Rigid Body Elements 3 (RBE3) por la que se distribuye eficientemente la carga. Se diferencia con el RBE2 en la rigidez ya que éste último no permite el movimiento relativo de los nodos dependientes.

En el RBE3 se tendrá por una parte un nodo dependiente que es donde irán aplicadas las cargas y momentos. Para este modelo, este nodo se situará en el punto medio de cada costilla y a un cuarto de la cuerda. Este nodo cuenta con los seis grados de libertad.

Por otro lado, se tendrán los nodos independientes con tres grados de libertad, quitando aquellos de rotación. Serán para esta estructura, todos los nodos dentro de la caja de torsión de cada costilla.

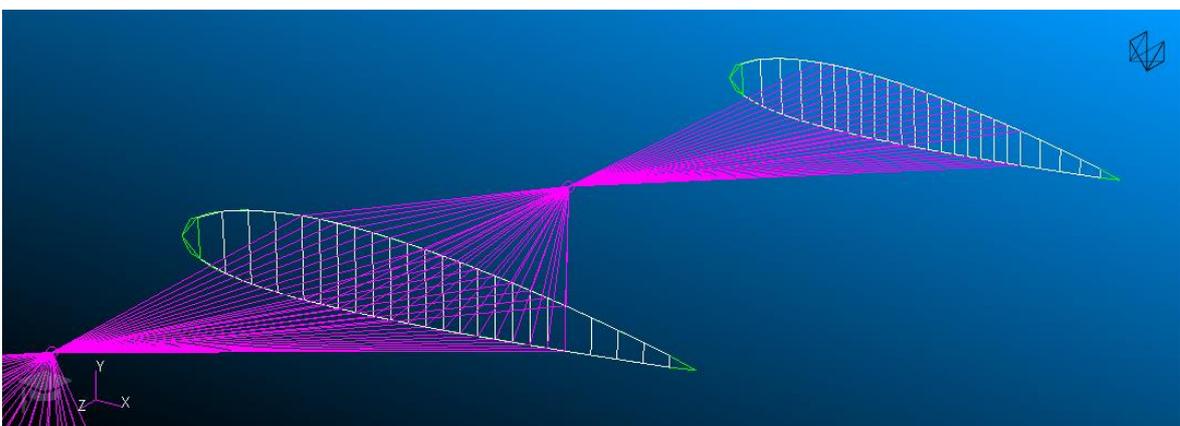


Figura 9.6. RBE 3 (Fuente: propia)

Con la siguiente tabla se obtienen las coordenadas x,y,z del nodo dependiente.

Tabla 9.3. Coordenadas RBE3 (Fuente propia)

Punto medio	Cuerda	Escala	25 % Cuerda	Coordenada X a 25%	Coordenada Y	Coordenada Z
	6070	1	1517.5	1517.5	0	0
1	5839.34	0.962	1459.835	1910.452129	75.808813	847.75
	5608.68	0.924	1402.17	2303.404259	151.617626	1695.5
2	5378.02	0.886	1344.505	2696.356388	227.426439	2543.25
	5147.36	0.848	1286.84	3089.308517	303.235252	3391
3	4916.7	0.81	1229.175	3482.260646	379.044065	4238.75
	4686.04	0.772	1171.51	3875.212776	454.852878	5086.5
4	4455.38	0.734	1113.845	4268.164905	530.661691	5934.25
	4224.72	0.696	1056.18	4661.117034	606.470504	6782
5	3994.06	0.658	998.515	5054.069164	682.279317	7629.75
	3763.4	0.62	940.85	5447.021293	758.08813	8477.5
6	3532.74	0.582	883.185	5839.973422	833.8969429	9325.25
	3302.08	0.544	825.52	6232.925552	909.7057559	10173
7	3071.42	0.506	767.855	6625.877681	985.5145689	11020.75
	2840.76	0.468	710.19	7018.82981	1061.323382	11868.5
8	2610.1	0.43	652.525	7411.781939	1137.132195	12716.25
	2379.44	0.392	594.86	7804.734069	1212.941008	13564
9	2148.78	0.354	537.195	8197.686198	1288.749821	14411.75
	1918.12	0.316	479.53	8590.638327	1364.558634	15259.5
10	1687.46	0.278	421.865	8983.590457	1440.367447	16107.25
	1456.8	0.24	364.2	9376.542586	1516.17626	16955

El sentido de las fuerzas será en dirección del eje Y, con sentido positivo.

La dirección del momento será paralelo al eje Z y de sentido positivo en esta parte del semiala para producir el cabeceo.

Se tendrán tres tipos de cargas en función de los tres casos anteriormente analizados:

- Caso A:

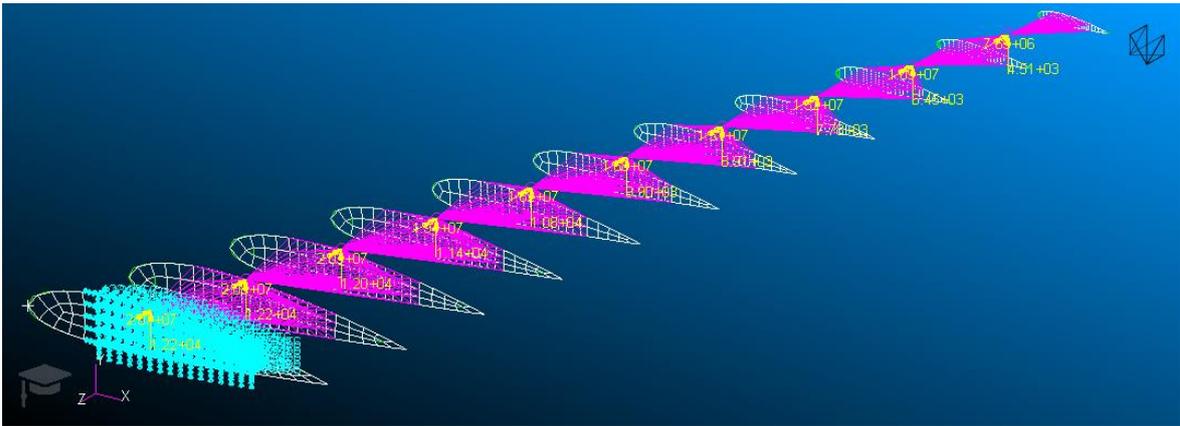


Figura 9.7. Fuerzas caso A (Fuente: propia)

- Caso B:

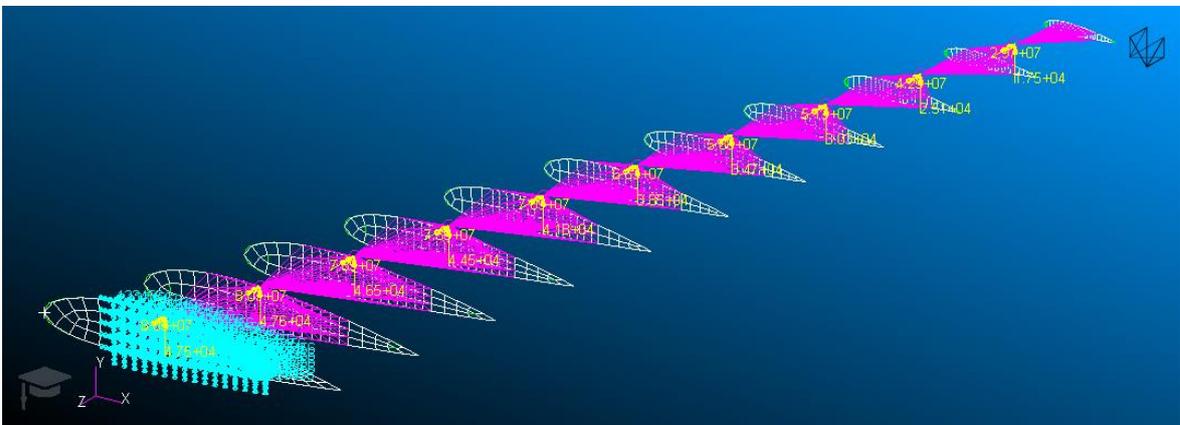


Figura 9.8. Fuerzas caso B (Fuente: propia)

- Caso C:

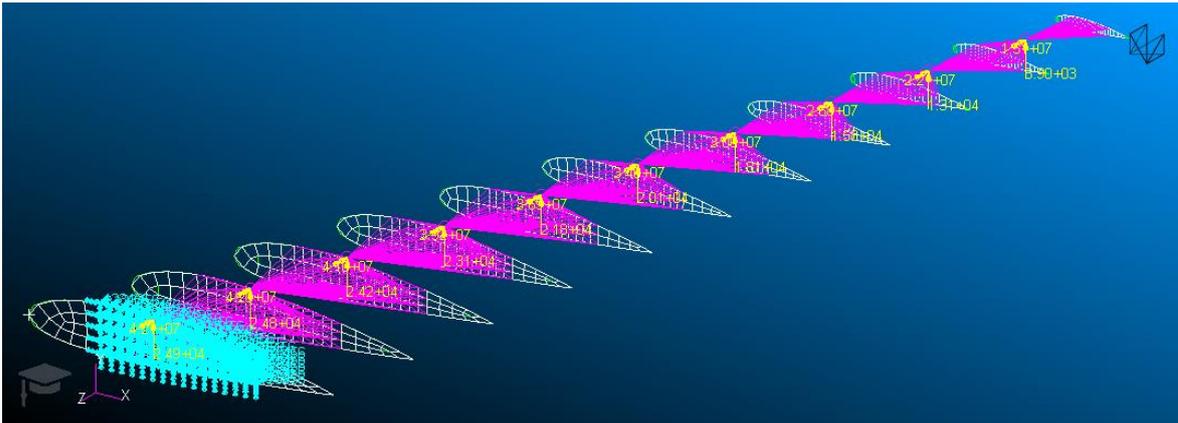


Figura 9.9. Fuerzas caso C (Fuente: propia)

9.8 Análisis

Se elegirá una solución estática y lineal, permitiendo un formato XDB para leer los resultados más adelante.

Se exporta el fichero .xdb para ejecutar el análisis de elementos finitos.

Es importante no tener ningún error fatal porque en caso contrario no se generará un archivo .xdb. Para saber si existe en la ventana de comandos aparece Begin pero nunca llega a aparecer End.

Para arreglar este problema se puede ir al archivo f06 y buscar el número del error para solucionarlo.

Los gráficos y datos de los resultados se han hecho con tres criterios. El de Von Mises que es el predeterminado por el programa, el de Tresca, y el de Máximo principal.

La descripción de cada teoría, así como las gráficas de los resultados se presentan a continuación.

9.8.1 Von Mises

Expresa que el estado límite en un punto de un cuerpo en el que existe un estado tensional cualquiera comienza cuando la energía de distorsión por unidad de volumen en un entorno de dicho punto es igual a la energía de distorsión absorbida por unidad de volumen cuando el material alcanza la tensión límite en el ensayo de tracción.

Dicho de otra forma, el fallo del material dúctil se producirá cuando la energía de distorsión por unidad de volumen debida a los esfuerzos que esté sometido sea igual o mayor a la energía de distorsión por unidad de volumen, al momento de producirse la fluencia del material o deformación irreversible del mismo.

En el gráfico siguiente están representadas las dos tensiones principales, siendo la zona de la elipse una zona segura donde el material no llegará a la fractura.

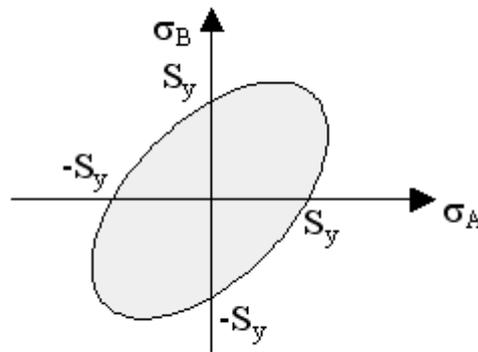


Figura 9.10. Criterio Von Mises (Fuente:http://www.mecapedia.uji.es/criterio_de_von_Mises.htm)

Mediante la interfaz gráfica del Patran, se muestran a continuación los diagramas de colores indicando el esfuerzo máximo para cada caso.

- Caso A:



Figura 9.11. Revestimiento Von Mises caso A (Fuente: propia)

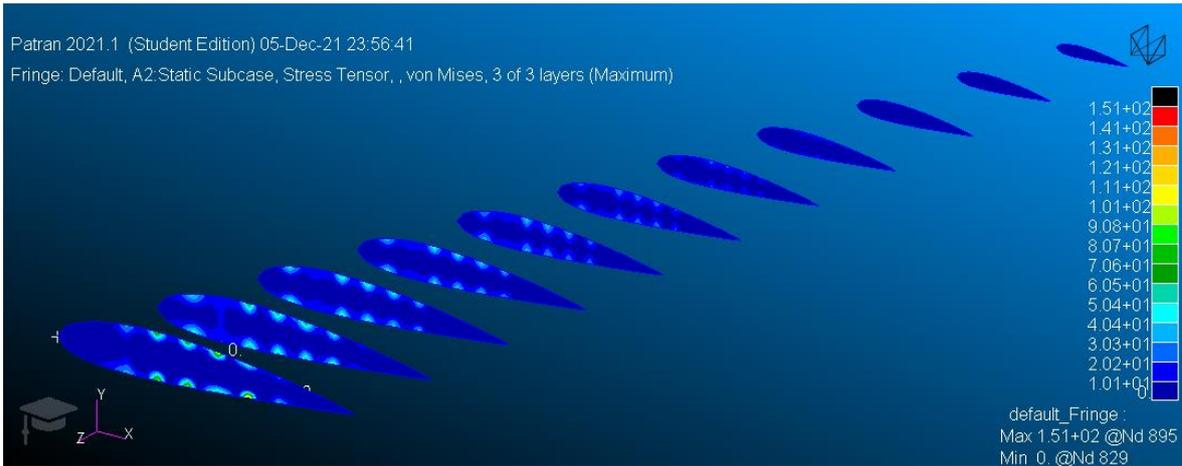


Figura 9.12. Costillas Von Mises caso A (Fuente: propia)

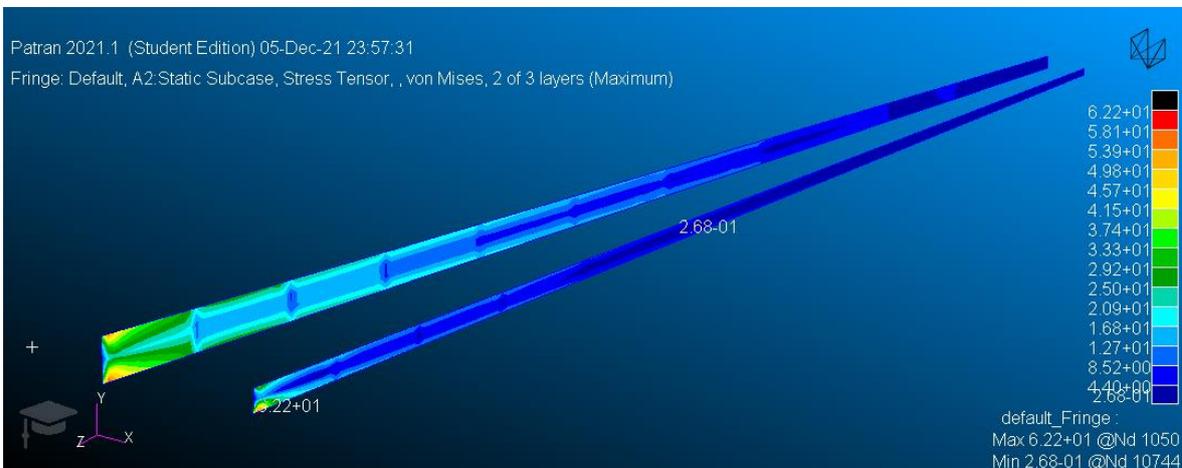


Figura 9.13. Largueros Von Mises caso A (Fuente: propia)



Figura 9.14. Larguerillos Von Mises caso A (Fuente: propia)

- Caso B:

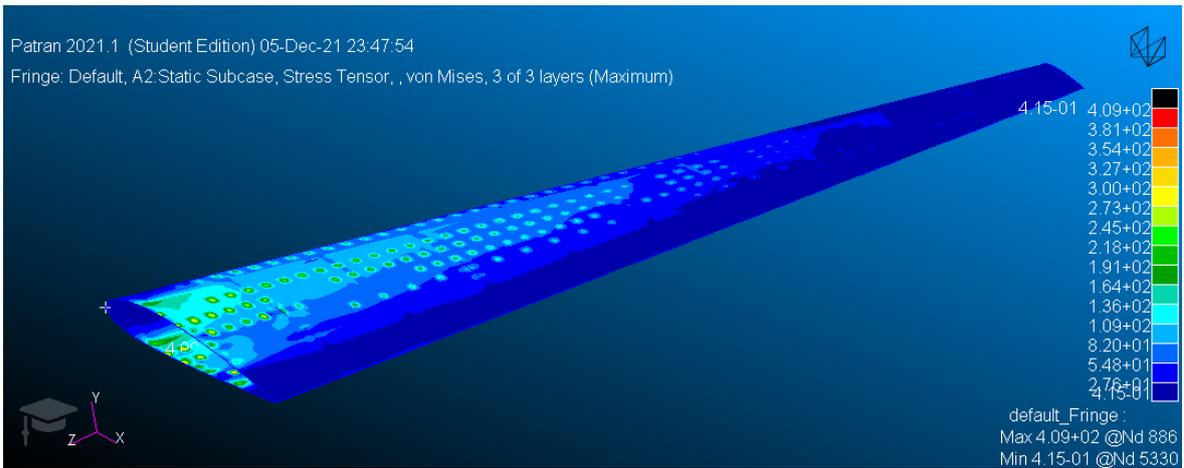


Figura 9.15. Revestimiento Von Mises caso B (Fuente: propia)

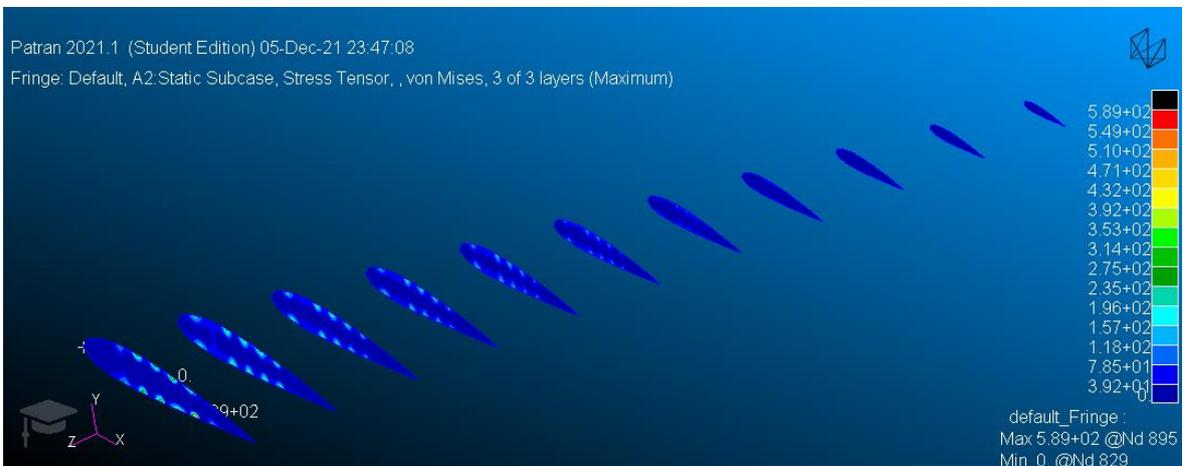


Figura 9.16. Costillas Von Mises caso B (Fuente: propia)

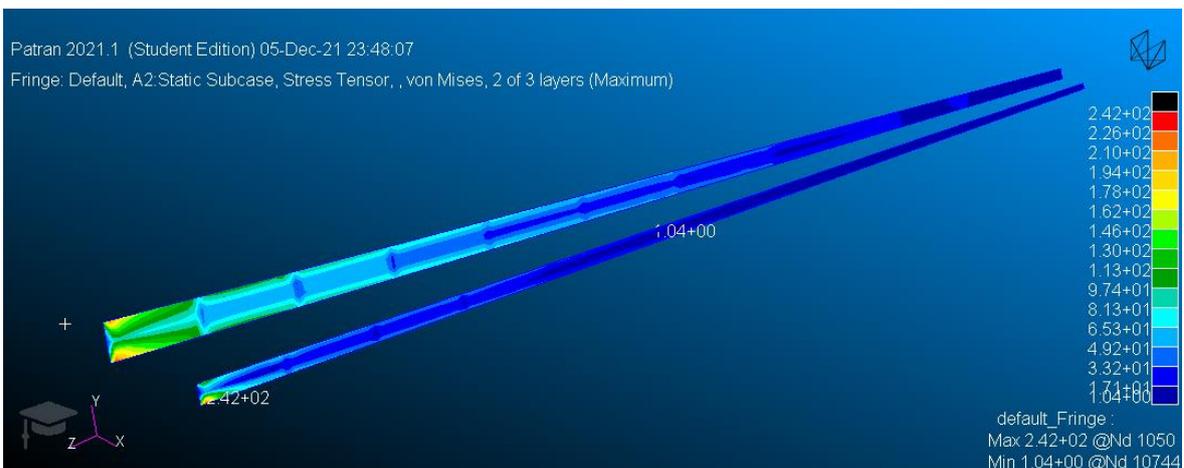


Figura 9.17. Largueros Von Mises caso B (Fuente: propia)



Figura 9.18. Larguerillos Von Mises caso B (Fuente: propia)

- Caso C:

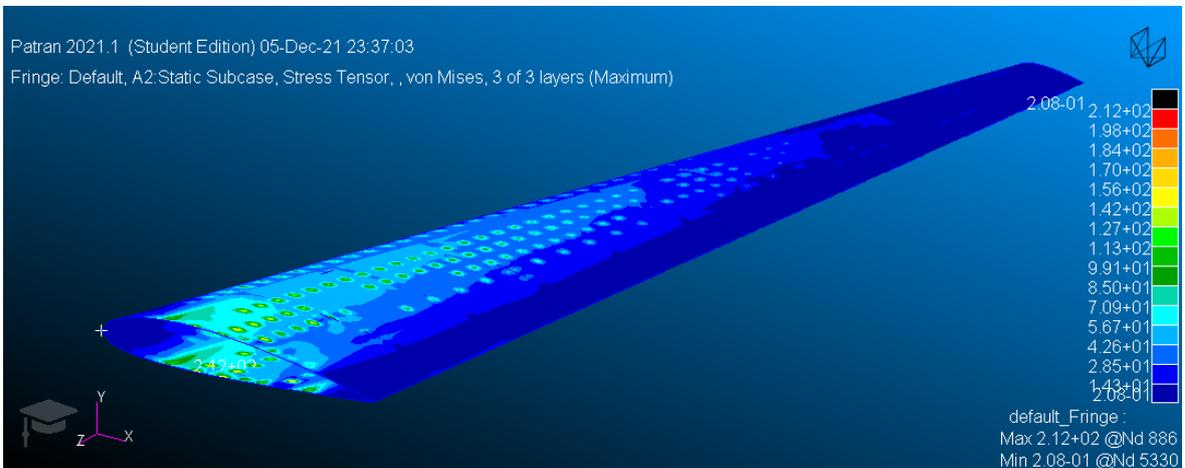


Figura 9.19. Revestimiento Von Mises caso C (Fuente: propia)



Figura 9.20. Costillas Von Mises caso C (Fuente: propia)

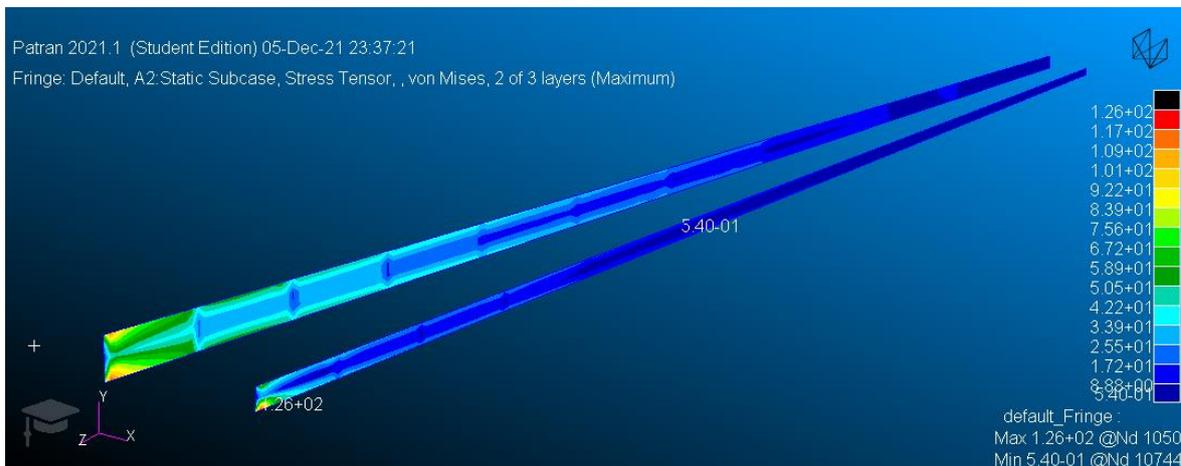


Figura 9.21. Largeros Von Mises caso C (Fuente: propia)



Figura 9.22. Larguerillos Von Mises caso C (Fuente: propia)



Figura 9.24. Revestimiento Tresca caso A (Fuente: propia)



Figura 9.25. Costillas Tresca caso A (Fuente: propia)

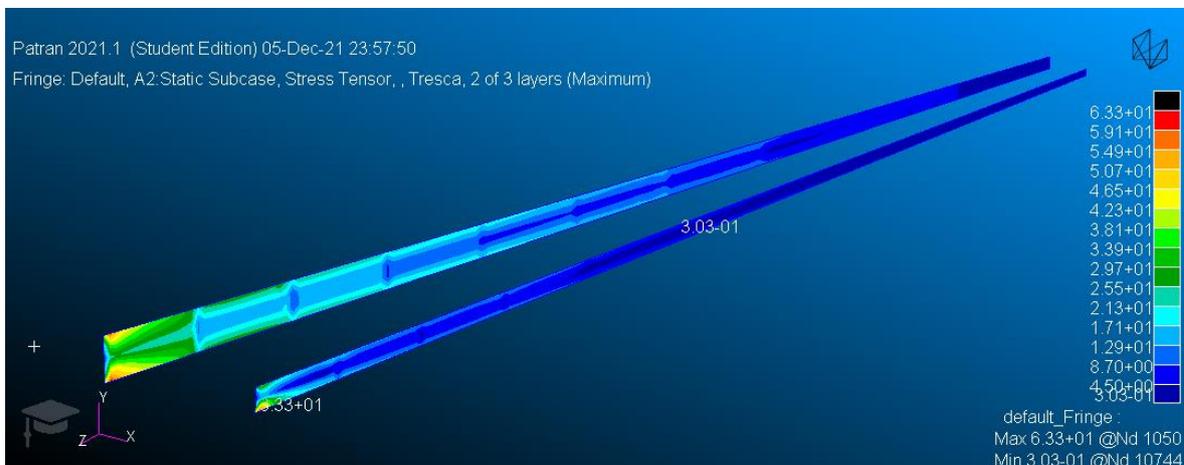


Figura 9.26. Largueros Tresca caso A (Fuente: propia)

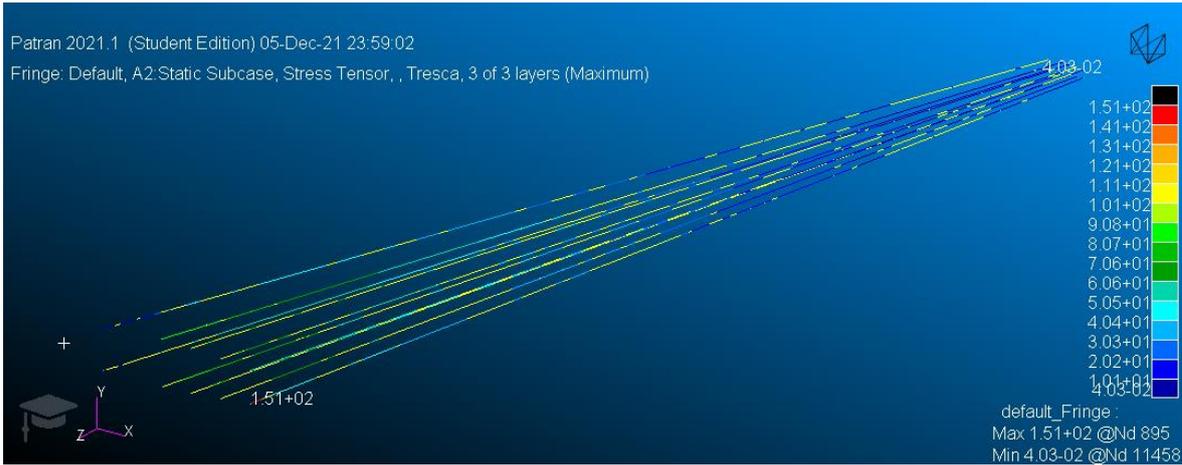


Figura 9.27. Larguerillos Tresca caso A (Fuente: propia)

- Caso B:

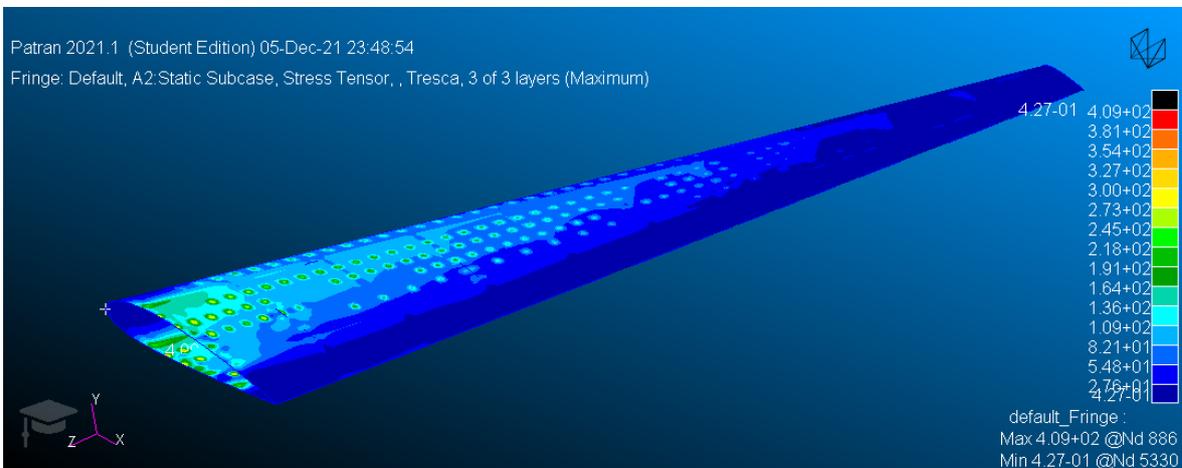


Figura 9.28. Revestimiento Tresca caso B (Fuente: propia)

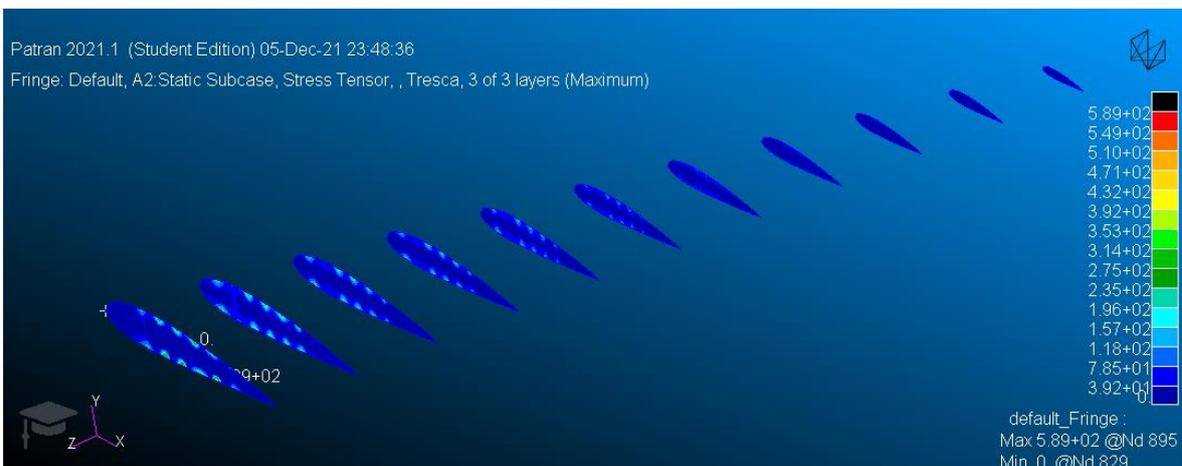


Figura 9.29. Costillas Tresca caso B (Fuente: propia)

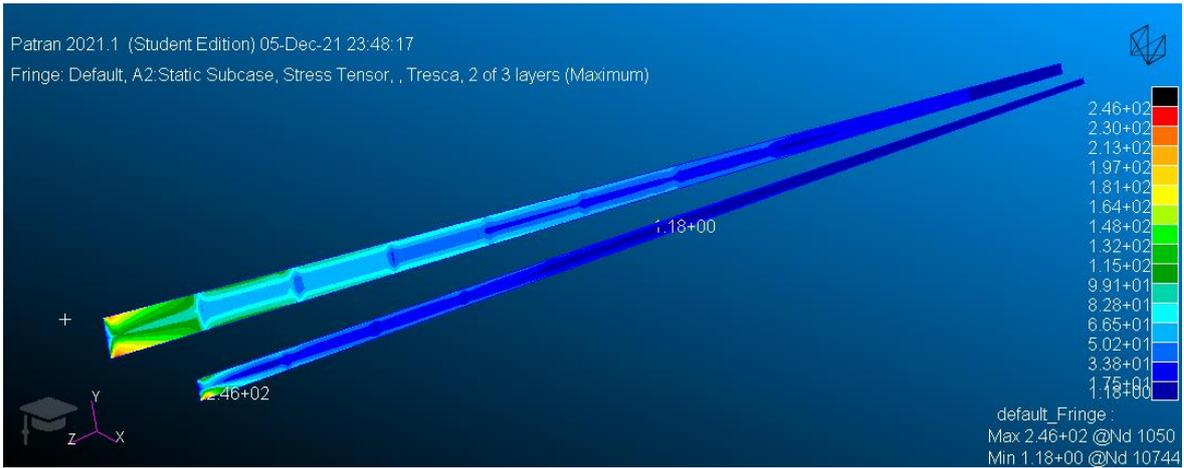


Figura 9.30. Largueros Tresca caso B (Fuente: propia)



Figura 9.31. Larguerillos Tresca caso B (Fuente: propia)

- Caso C:

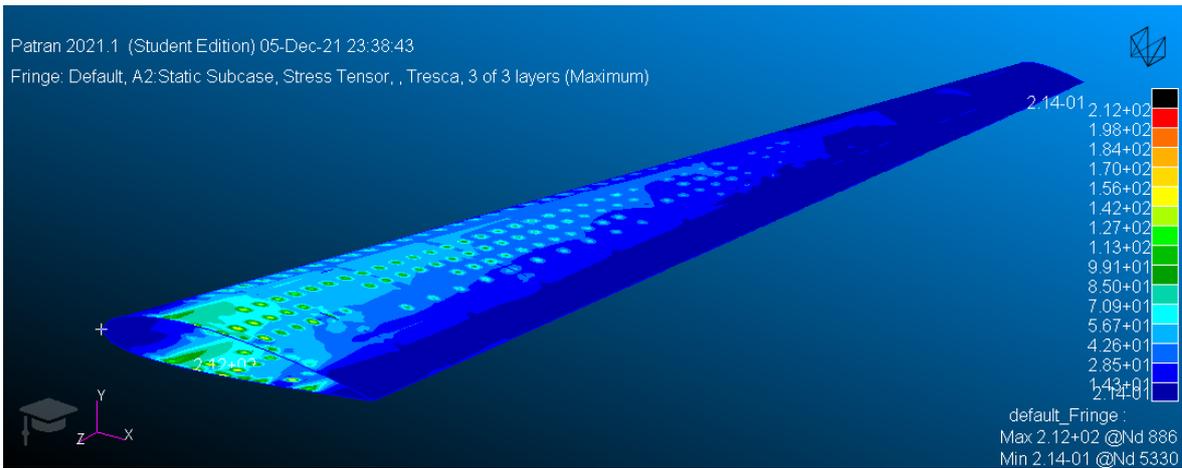


Figura 9.32. Revestimiento Tresca caso C (Fuente: propia)

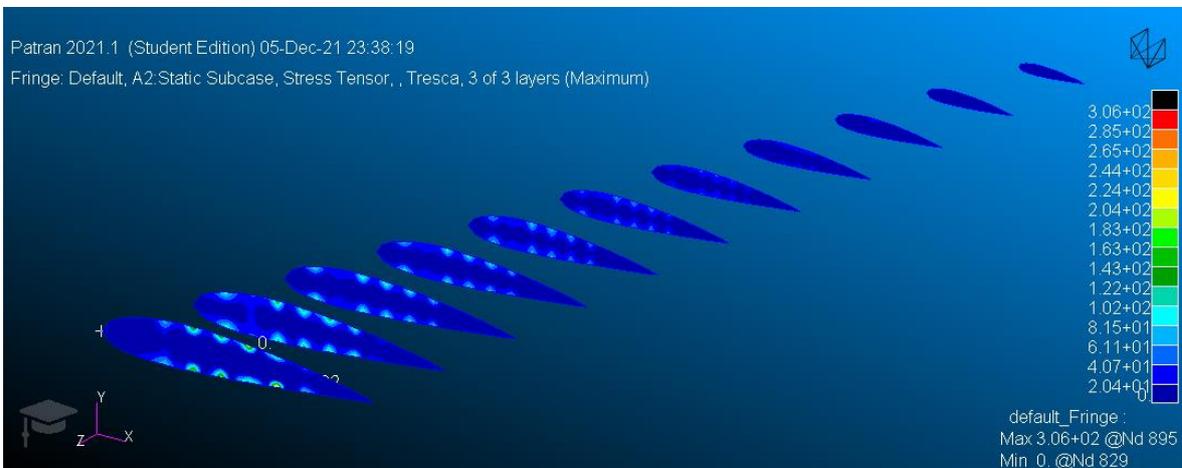


Figura 9.33. Costillas Tresca caso C (Fuente: propia)

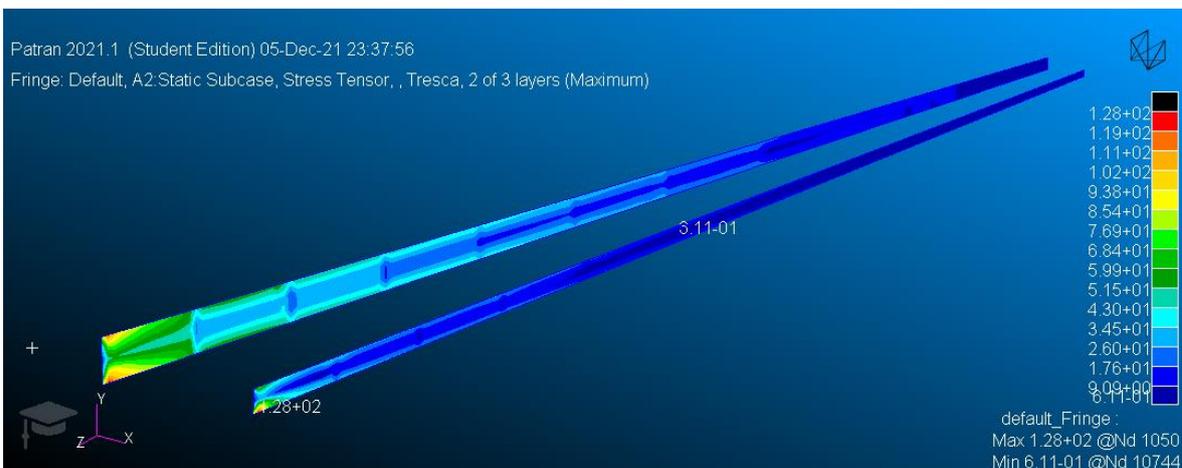


Figura 9.34. Largueros Tresca caso C (Fuente: propia)



Figura 9.35. Larguerillos Tresca caso C (Fuente: propia)

9.8.3 Teoría de máxima principal

Para un estado tensional de un sólido, el estado tensional límite en un punto es aquel en el cual una de sus tensiones principales llega al valor de la tensión límite en valor absoluto, considerando por ello las tensiones límite de tracción y compresión y escogiendo la mayor cifra.

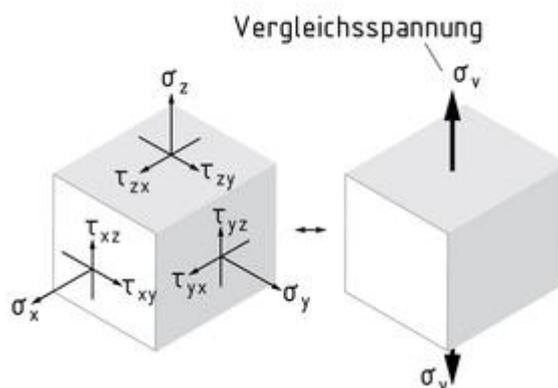


Figura 9.36. Criterio máxima principal (Fuente: <https://glossar.item24.com/es/indice-de-glosario/articulo/item//teoria-del-esfuerzo-maximo.html>)

De nuevo se tienen las tensiones y como se puede comprobar, los colores entre unos y otros han cambiado.

- Caso A:

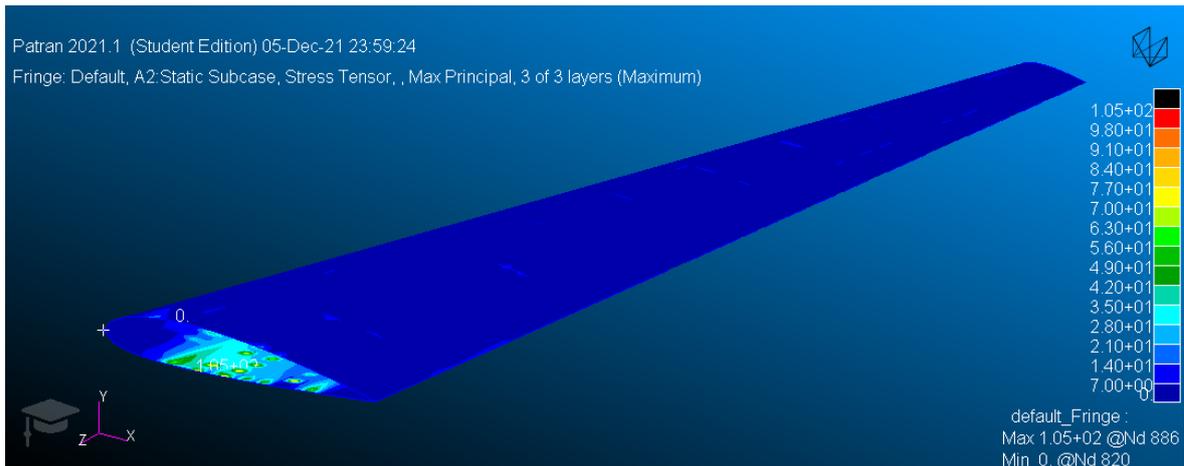


Figura 9.37. Revestimiento Máxima principal caso A (Fuente: propia)



Figura 9.38. Costillas Máxima principal caso A (Fuente: propia)

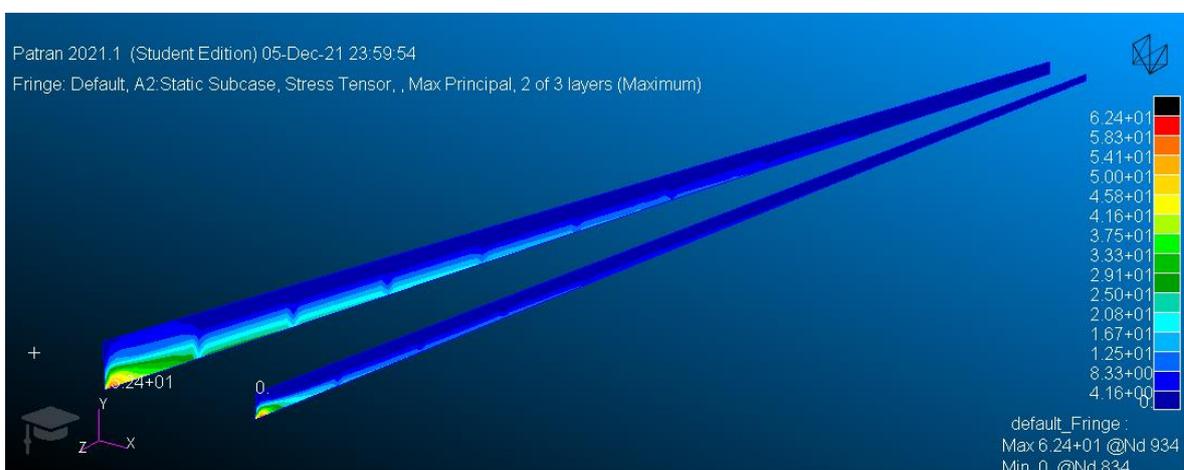


Figura 9.39. Largueros Máxima principal caso A (Fuente: propia)

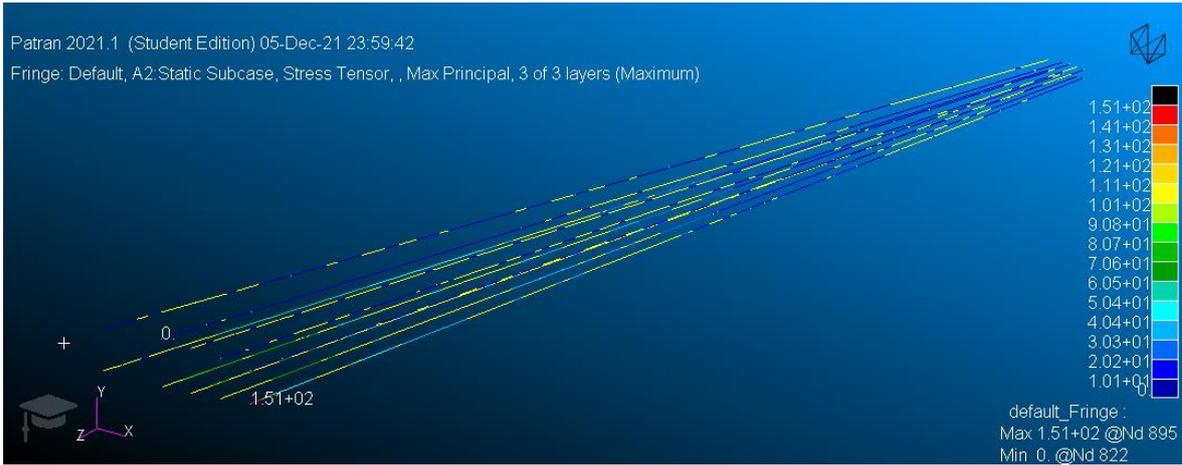


Figura 9.40. Larguerillos Máxima principal caso A (Fuente: propia)

- Caso B:

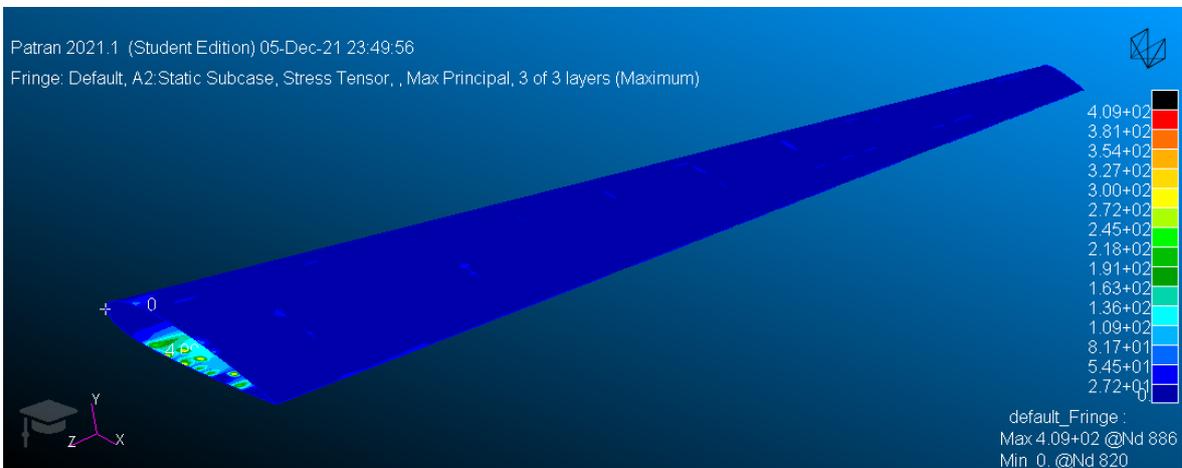


Figura 9.41. Revestimiento Máxima principal caso B (Fuente: propia)

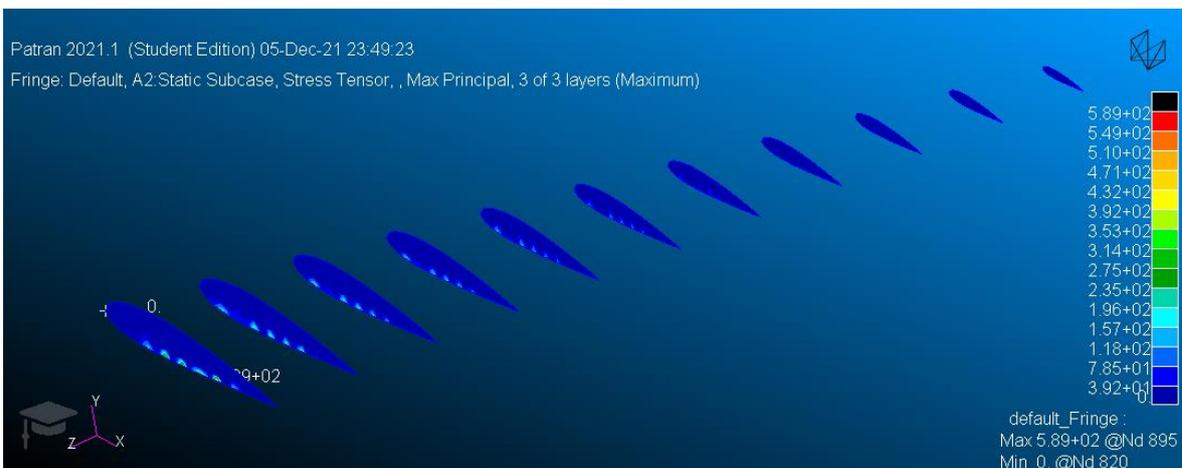


Figura 9.42. Costillas Máxima principal caso B (Fuente: propia)

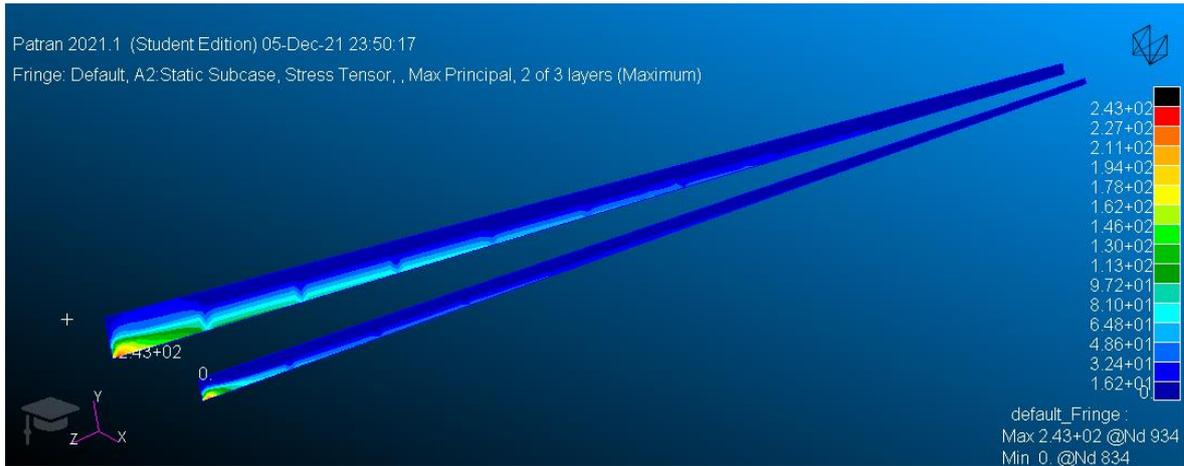


Figura 9.43. Largueros Máxima principal caso B (Fuente: propia)

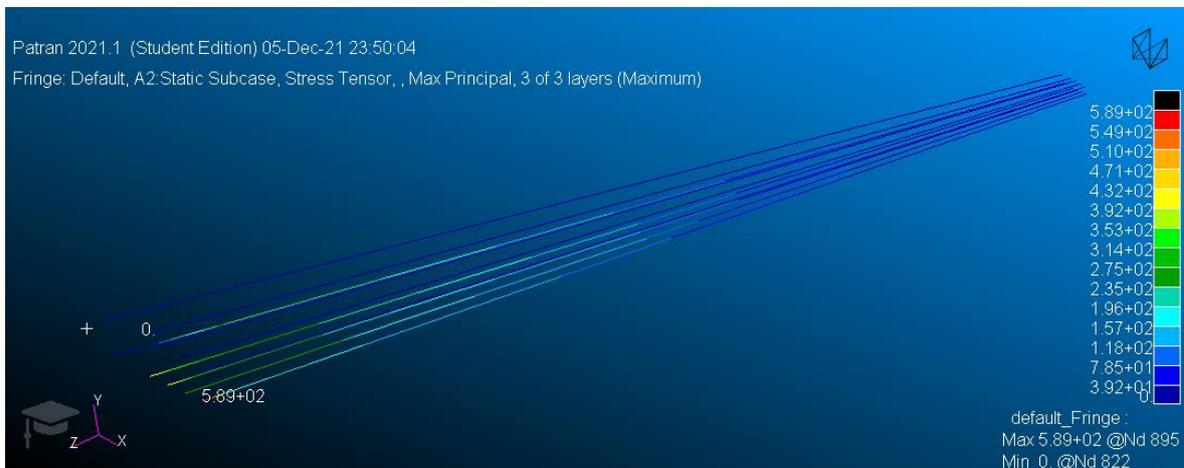


Figura 9.44. Larguerillos Máxima principal caso B (Fuente: propia)

- Caso C:

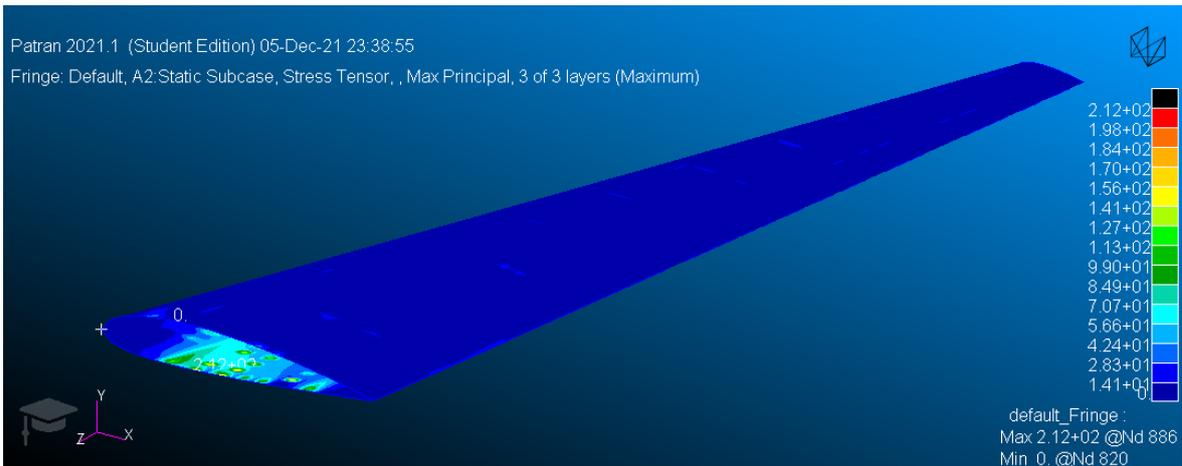


Figura 9.45. Revestimiento Máxima principal caso C (Fuente: propia)

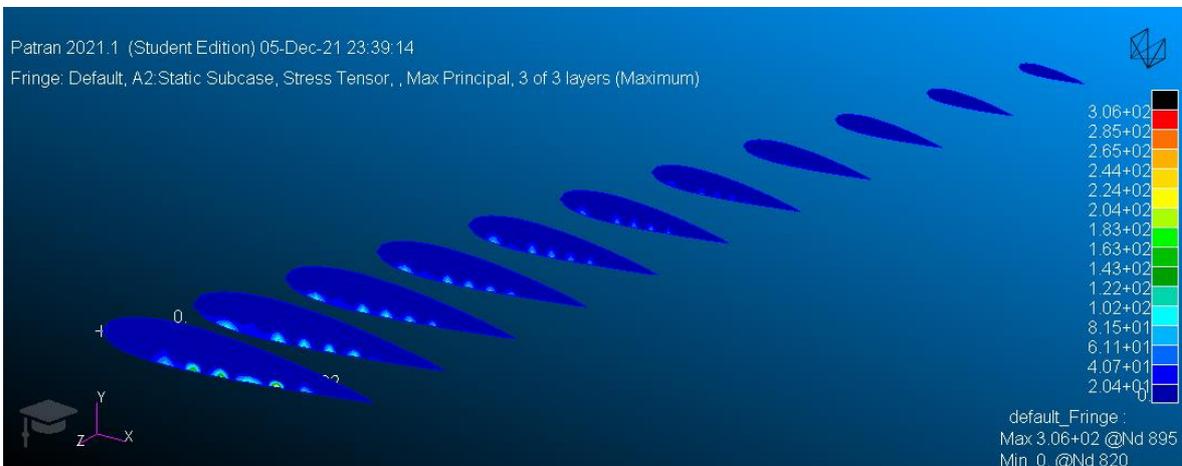


Figura 9.46. Costillas Máxima principal caso C (Fuente: propia)

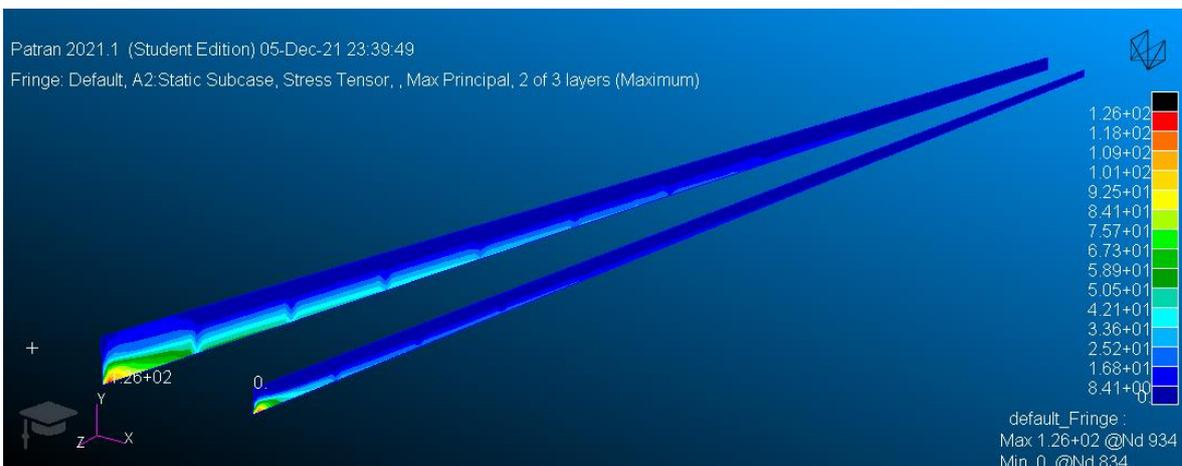


Figura 9.47. Largueros Máxima principal caso C (Fuente: propia)



Figura 9.48. Larguerillos Máxima principal caso C (Fuente: propia)

Resultados

A modo de resumen, se han plasmado en las siguientes tablas los resultados obtenidos mediante Patran.

Gracias al diagrama de colores se puede apreciar las zonas donde se producen más esfuerzos es en el encastre como es lógico.

Se ha cogido solamente el máximo valor de los esfuerzos en cada elemento de la estructura debido a que, si no sobrepasa el límite en el nodo más desfavorable, no lo superará el resto.

Tabla 9.4. Tensiones Caso A (Fuente propia)

Caso A			
	<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Tresca (MPa)</i>	<i>Máxima principal (MPa)</i>
Revestimiento	105	105	105
Costillas	151	151	151
Largueros	62.2	63.3	62.4
Larguerillos	151	151	151

Tabla 9.5. Tensiones Caso B (Fuente propia)

Caso B			
	<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Tresca (MPa)</i>	<i>Máxima principal (MPa)</i>
Revestimiento	409	409	409
Costillas	589	589	589
Largueros	242	246	243
Larguerillos	589	589	589

Tabla 9.6. Tensiones Caso C (Fuente propia)

Caso C			
	<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Tresca (MPa)</i>	<i>Máxima principal (MPa)</i>
Revestimiento	212	212	212
Costillas	306	306	306
Largueros	126	128	126
Larguerillos	306	306	306

Estos resultados, aunque cumplan todos, se debe dar un margen de seguridad que se trata de un número adimensional que origina un aumento de los esfuerzos obtenidos para tener la certeza de, si en alguna situación se produjese un fenómeno más desfavorable de los considerados, no colapse la estructura.

En el campo aeroespacial se toma el valor de 1,5.

Tabla 9.7. Tensiones admisibles Caso A (Fuente propia)

Caso A				
	<i>Esfuerzo obtenido (MPa)</i>	<i>Esfuerzo con factor de seguridad (MPa)</i>	<i>Material</i>	<i>Carga admisible (MPa)</i>
Revestimiento	105	157.5	Aluminio	503
Costillas	151	226.5	Aluminio	503
Largueros	63.3	94.95	Titanio	345
Larguerillos	151	226.5	Acero	482

Tabla 9.8. Tensiones admisibles Caso B (Fuente propia)

Caso B				
	<i>Esfuerzo obtenido (MPa)</i>	<i>Esfuerzo con factor de seguridad (MPa)</i>	<i>Material</i>	<i>Carga admisible (MPa)</i>
Revestimiento	409	613.5	Aluminio	503
Costillas	589	883.5	Aluminio	503
Largueros	246	369	Titanio	345
Larguerillos	589	883.5	Acero	482

Tabla 9.9. Tensiones admisibles Caso C (Fuente propia)

Caso C				
	<i>Esfuerzo obtenido (MPa)</i>	<i>Esfuerzo con factor de seguridad (MPa)</i>	<i>Material</i>	<i>Carga admisible (MPa)</i>
Revestimiento	212	318	Aluminio	503
Costillas	306	459	Aluminio	503
Largueros	128	192	Titanio	345
Larguerillos	306	459	Acero	482

Mediante las tablas se pueden sacar las siguientes conclusiones:

- El caso A es el que tiene menores esfuerzos dado que es un vuelo crucero sin ángulo de ataque.
- El caso C aumenta las tensiones el doble con respecto al caso A debido a la inclinación del perfil de 8 grados. Se tiene pues una relación directamente proporcional entre el ángulo de ataque y los esfuerzos solicitados.
- Para el caso B, ya en las gráficas se podía observar cómo las fuerzas eran muy grandes, siendo más de tres veces que las del caso A, por eso las tensiones han sido mucho mayores y superan el límite del material pudiendo ocasionar la rotura de éste.

Cuando los esfuerzos son mayores a lo permisible, como es el caso B, es entonces cuando se debe valorar la situación para arreglar este problema.

Una solución sería variar los espesores. Si se aumentan los espesores en los distintos componentes, la estructura será capaz de soportar mayores cargas a cambio de ganar más peso.

Otra alternativa sería considerar otros materiales que cumplan con unas características mecánicas más favorables. En concreto interesaría un módulo de elasticidad superior.

1. DESPLAZAMIENTOS

Sin deformaciones no habría tensiones, con lo que a continuación se muestran las deformadas aproximadas de la estructura para cada tipo de caso.

Como es lógico, el caso en el que más se desplaza es el B alcanzando un valor de 0.46 metros.

Al ser una estructura en voladizo, se tendrá el máximo desplazamiento en el extremo contrario al empotramiento, y en este caso al estar las cargas aplicadas hacia el sentido positivo del eje Y, dará una deformada hacia arriba.

Tabla 1.1. Deformada (Fuente propia)

Deformada máxima (mm)	
<i>Caso A</i>	117
<i>Caso B</i>	456
<i>Caso C</i>	236

- Caso A:

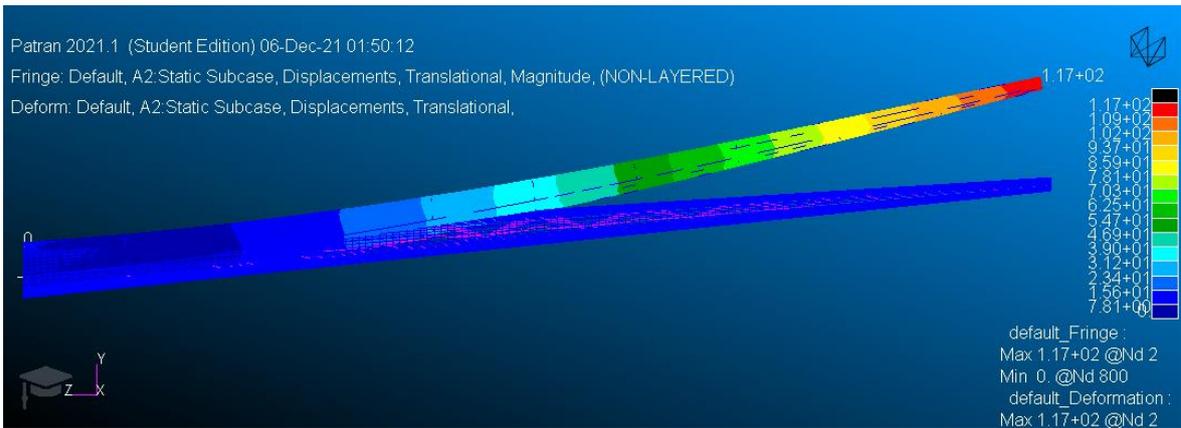


Figura 10.1.1. Deformada caso A (Fuente: propia)

- Caso B:

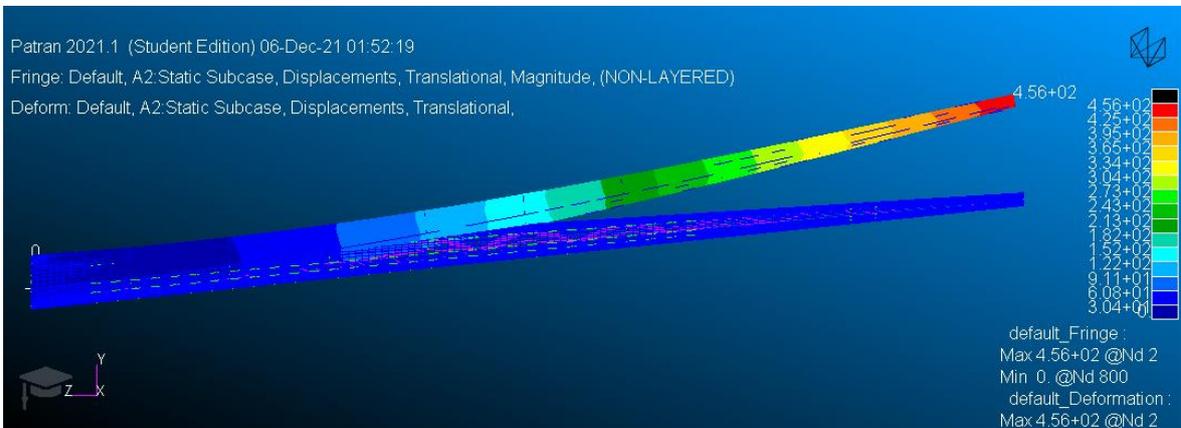


Figura 10.1.2. Deformada caso B (Fuente: propia)

- Caso C:

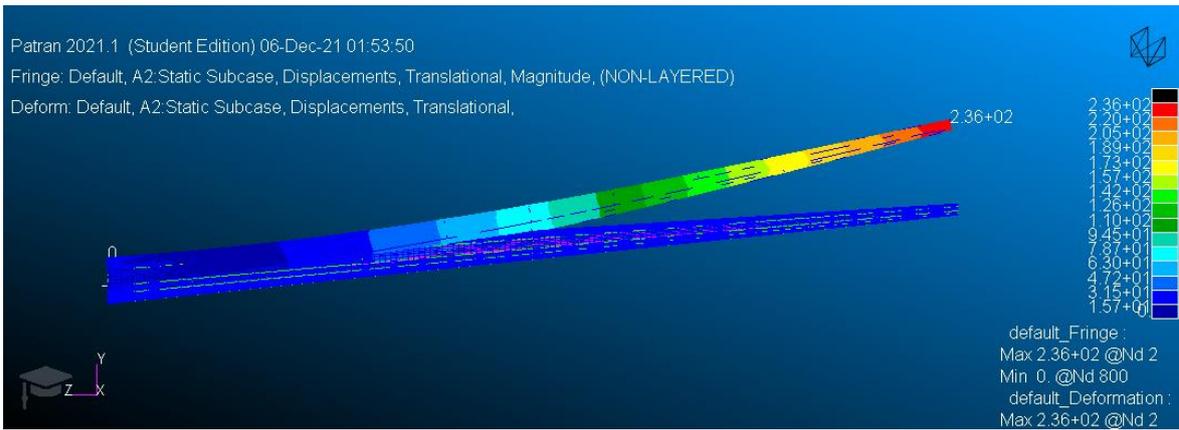


Figura 10.1.3. Deformada caso C (Fuente: propia)

Futuro

El avance para la mejora en la industria aeroespacial no deja de aumentar cada día. Son muchos los investigadores, ya sean de universidades o de las empresas, que trabajan día a día para poder optimizar los aviones.

Se trata de mejorar cada parte de la aeronave y conseguir una eficiencia plena. Estas partes serían por ejemplo los motores, la estructura, los materiales o incluso el combustible.

El constante cambio del planeta y la disminución de recursos obliga a plantearse nuevas formas de diseño que sean respetuosas con el medio ambiente. Por eso, en lo que se refiere a motores, se está intentando utilizar biocombustible o directamente implantar motores eléctricos. El principal problema es el número de baterías y su peso. Una solución que ayuda a la autonomía de las baterías es el uso de placas solares como es el caso del avión no tripulado Zephyr 8.

Otra de las mejoras estudiadas es la utilización de un dispositivo de punta alar, también conocidos como winglets. Estos dispositivos afectan a la aerodinámica de forma que reducen la resistencia, aumentando la eficiencia del avión de forma muy notable. En el caso de Airbus, éstos se hacen llaman sharklets y han ido evolucionando a lo largo de la historia como muestra la imagen.



Figura 11.1. Sharklets Airbus (Fuente:<http://aviacionmagazine.blogspot.com/2019/04/de-winglets-sharklets-y-dispositivos-de.html?m=1>)

En cuanto a la estructura alar del avión se siguen buscando nuevos modelos eficientes en todos los sentidos. Eso ha llevado a diseñar nuevas alas que nada tienen que ver con las convencionales, aunque para eso queda mucho por recorrer. Un modelo prototipo sería el proyecto maveric (Model Aircraft for Validation and

Experimentation of Robust Innovative Controls), un avión con un diseño muy futurista que integra la estructura central con la estructura de las alas.

Pese a que solo está disponible a pequeña escala, se trata de un buen proyecto de experimentación hacia el logro de sostenibilidad medioambiental.



Figura 11.1. Airbus Maveric (Fuente:<https://www.xataka.com/vehiculos/airbus-desvela-maveric-sorprendente-avion-ala-integrada-que-quiere-revolucionar-aviacion-comercial>)

En lo que se refiera a materiales, es la parte en la que mayores mejoras hay a un ritmo muy alto. En la industria aeroespacial se necesitan materiales capaces de resistir altas y bajas temperaturas, cambios en la presión, buena resistencia y todo ello con un bajo peso y coste.

Aunque para este Proyecto se han utilizado materiales como el aluminio, titanio o acero, en la realidad se utilizan materiales compuestos por sus grandes propiedades y ventajas que estos ofrecen.

Un material compuesto es, por definición, un material formado por otros dos o más sin que se produzca reacción química entre ellos. De esta manera se coge lo mejor de cada uno consiguen las propiedades que por separado o en aleación no se obtendrían. Se componen por una matriz, que actúa como ligante de forma continua, y por un refuerzo de forma discontinua que se encarga de resistir a los esfuerzos

Los más utilizados son la fibra de vidrio y la fibra de carbono por sus características resistentes, además de aligerar bastante la estructura. Otras que se utilizan son la fibra de aramida y la resina epoxy.

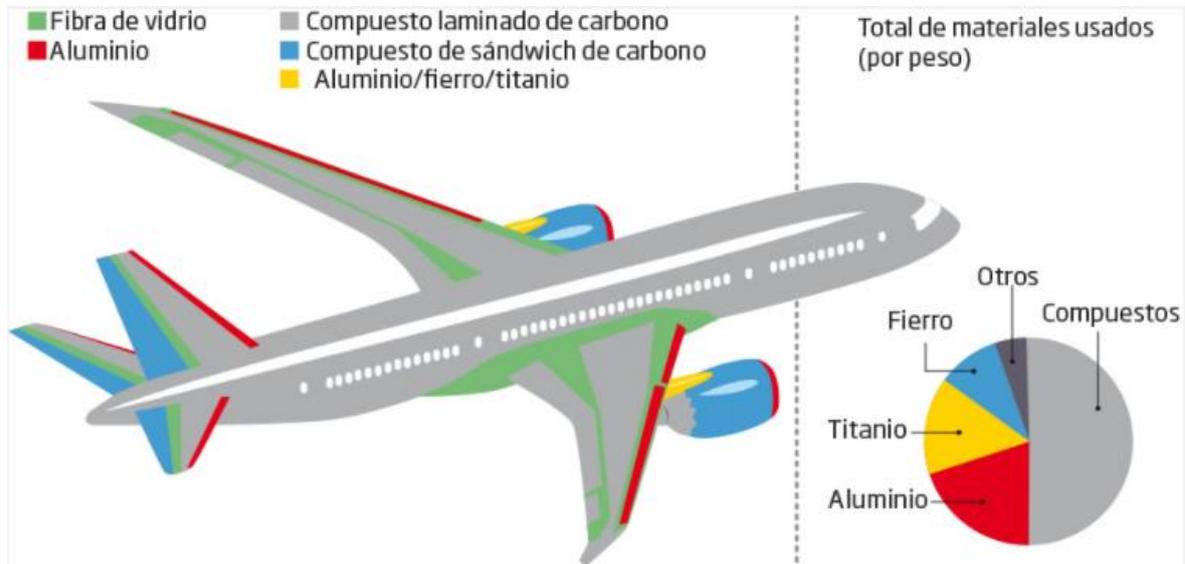


Figura 11.2. Materiales en un avión (Fuente: <https://www.mundoaviones.top/de-que-material-estan-hechos-los-aviones/>)

Cabe destacar el trabajo entre la NASA y los ingenieros del MIT, quienes han creado un ala con lo que se conoce como metamaterial. Un material de naturaleza ficticia creado por la ciencia, hecho básicamente de aire con propiedades electromagnéticas únicas.

Tiene una estructura compuesta de diminutos triángulos idénticos cubiertos de polímero específico. De esta forma, el ala se podría deformar en el vuelo sin la necesidad de utilizar dispositivos móviles como los flaps. Así se consigue un ala más aerodinámica, muchísimo más ligera y más eficiente energéticamente, reduciendo el gasto de combustible y abaratando los vuelos.

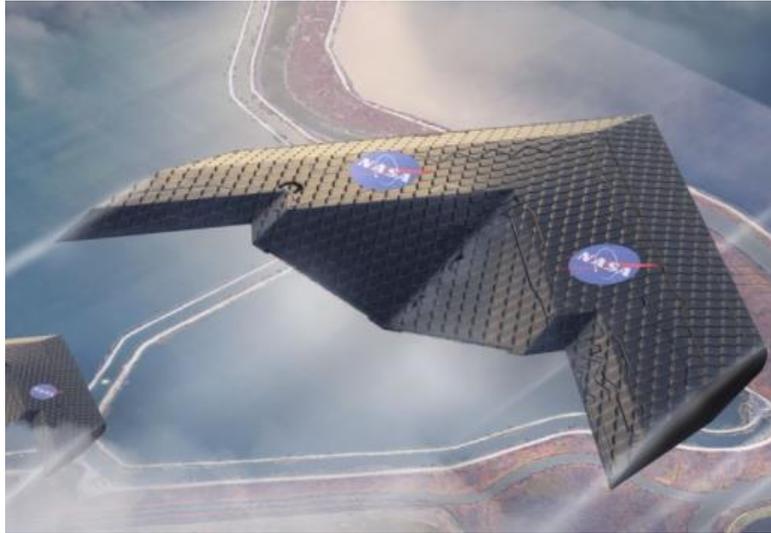


Figura 11.3. Avión prototipo con metamaterial (Fuente:<https://news.mit.edu/2019/engineers-demonstrate-lighter-flexible-airplane-wing-0401>)

1. AIRBUS A321NEO

Otro de los grandes problemas derivados de los aviones es la contaminación tan to gases como acústica.

En consecuencia, Airbus ha lanzado una nueva línea llamada neo con la que se reduce en un 50% el ruido y las emisiones de NOx, y un 20% en el consumo de combustible y en las emisiones de CO2 por pasajero.

Neo proviene de las siglas New Engine Option por eso, gracias a estos motores más eficientes, este tipo de aviones podrán recorrer rutas más largas y contaminando mucho menos. Como dato de ejemplo, este modelo recorrió una distancia récord de 7.610 kilómetros en menos once horas de vuelo.

La comodidad hace acto de presencia incluyendo en esta nueva línea una mejora en la cabina con: un mayor espacio personal adicional al nivel de los hombros de los pasajeros; mejores vistas a través de las ventanas con cortinas integradas; tecnología enteramente LED; y mayores compartimentos superiores.



Figura 11.4. Airbus A321 neo (Fuente:<https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320/a321neo>)



Figura 11.5. Cabina A321 neo (Fuente:<https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320/a321neo>)

Conclusiones

Con la finalización de este Trabajo se comprueba que han sido cumplidos todos los objetivos principales. Se ha aprendido a manejar y utilizar programas informáticos de diseño, análisis y cálculo de estructuras como han sido el CATIA, ANSYS y Patran.

Pese a que se ha intentado hacer lo más preciso posible, esto no ha sido del todo posible ya que en la realidad se utilizan como se ha mencionado anteriormente, otros materiales más complejos. También se ha seleccionado una geometría alar que no corresponde con la real ya que ésta última incorpora elementos como los alerones o los flaps.

Tampoco se ha tenido en cuenta el peso y unión de los depósitos de combustible situados debajo del ala y que influyen significativamente a ella.

La mayor ventaja de este proyecto ha sido a nivel personal. Se ha podido poner en práctica muchas de las cosas estudiadas durante la carrera y gracias a ello se ha podido corregir algunos detalles que no tenían lógica. Pese a tener muchas veces problemas con los softwares utilizados, poco a poco se han ido trabajando hasta obtener el resultado sin fallos. Todo este aprendizaje podrá ser llevado a cabo en el futuro a la hora de trabajar con estructuras.

Lista de referencias bibliográficas

- [1] “A321neo | A320 | Aircraft | Airbus Aircraft.” Available: <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320/a321neo>.
- [2] “MIT and NASA engineers demonstrate a new kind of airplane wing | MIT News | Massachusetts Institute of Technology.” [Online]. Available: <https://news.mit.edu/2019/engineers-demonstrate-lighter-flexible-airplane-wing-0401>.
- [3] “Mecapedia-criterio de Tresca.” Available: http://www.mecapedia.uji.es/criterio_de_Tresca.htm.
- [4] “Mecapedia-criterio de von Mises.” Available: http://www.mecapedia.uji.es/criterio_de_von_Mises.htm.
- [5] “• RBE2 vs. RBE3 on FEMAP with NX Nastran | Femap y Simcenter Nastran.” [Online]. Available: <https://iberisa.wordpress.com/2015/10/13/rbe2-vs-rbe3-on-femap-with-nx-nastran/>.
- [6] “Aaee Temaii-1 Analisis Del Mef - [PDF Document].” [Online]. Available: <https://vdocumento.com/aaee-temaii-1-analisis-del-mef.html>.
- [7] “PROJECTE O TESINA D’ESPECIALITAT Títol UN PROCEDIMIENTO PARA CÁLCULO DE ESTRUCTURAS POR EL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS CON ERROR PREFIJADO UTILIZANDO REFINAMIENTO DE MALLA ADAPTATIVO Autor/a MIQUEL PORTABELLA CASTANY Tutor/a EUGENIO OÑATE IBÁÑEZ DE NAVARRA JOSÉ FRANCISCO ZÁRATE ARAIZA Departament RESISTÈNCIA DE MATERIALS I ESTRUCTURES A L’ENGINYERIA Intensificació ENGINYERIA D’ESTRUCTURES.”
- [8] “02 Elementos finitos para tensión/ compresión axial. Diego Andrés Alvarez Marín Profesor Asistente Universidad Nacional de Colombia Sede Manizales Available: <https://docplayer.es/62430395-02-elementos-finitos-para-tension-compresion-axial-diego-andres-alvarez-marin-profesor-asistente-universidad-nacional-de-colombia-sede-manizales.html>.
- [9] D. García González, *Análisis estructural del ala del A380-800: método analítico vs método elementos finitos (MEF)*. Trabajo fin de Grado, Universidad de León. E.I.I. e Informática, Grado en Ingeniería Aeroespacial,

- julio 2017, 2017.
- [10] "Home." [Online]. Available: <https://tornado.redhammer.se/>.
- [11] L. García Barrachina, "Introducción a Patran/Nastran en el cálculo de estructuras." Paraninfo, Madrid, 2014.
- [12] A. Sánchez Fraile, "Curso tutorial de Ansys 5.0." Proyecto fin de carrera ingeniería técnica-Universidad de León. E.U.I.T. Industrial, 1996, 1996.
- [13] P. Ariza Moreno, "Método de los elementos finitos : introducción a ANSYS." Universidad de Sevilla, Secretariado de Publicaciones, Sevilla, 1999.
- [14] "NACA 2415 (naca2415-il)." [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2415-il>.
- [15] V. Kumar, S. J. Lee, and M. D. German, "Finite element design sensitivity analysis and its integration with numerical optimization techniques for structural design," *Comput. Struct.*, vol. 32, no. 3–4, pp. 883–897, 1989.
- [16] "Método de los elementos finitos - Wikipedia, la enciclopedia libre." [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Método_de_los_elementos_finitos.
- [17] "Estructuras Semi-Monocasco." [Online]. Available: <http://estructuras10.blogspot.com/2018/11/estructuras-semi-monocasco.html>.
- [18] "El desarrollo de las estructuras aeronáuticas," *Scribd*.
- [19] "Partes que componen un avión ligero y sus denominaciones." [Online]. Available: https://www.manualvuelo.es/1pbav/14_avion.html.
- [20] "Los principios que hacen volar a un avión." [Online]. Available: <https://blogthinkbig.com/los-principios-que-hacen-volar-a-un-avion>.
- [21] "(1) (PDF) Propiedades de Materiales en Aeronautica | Mayra Anzola - Academia.edu." [Online]. Available: https://www.academia.edu/4984205/Propiedades_de_Materiales_en_Aeronautica.
- [22] "Airbus A321 - EcuRed." [Online]. Available: https://www.ecured.cu/Airbus_A321.
- [23] "Familia Airbus A320 - Wikipedia, la enciclopedia libre." [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Familia_Airbus_A320.
- [24] "Airbus A321-200 | Acerca de BA | British Airways." [Online]. Available: <https://www.britishairways.com/es-es/information/about-ba/fleet-facts/airbus->

321-200.

- [25] "A321neo - A320 Family - Airbus." [Online]. Available:
[https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a320-
family/a321neo.html#details](https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a320-family/a321neo.html#details).