UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID

ESCUELA DE ARQUITECTURA, INGENIERÍA, CIENCIA Y COMPUTACIÓN (STEAM)

GRADO EN INGENIERIA DE SISTEMAS INDUSTRIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

ANÁLISIS AEROMECÁNICO DEL PERFIL NACA 0012

Alumno: Álvaro Néstola Astilleros

Directora: Andrea Galán Salazar

JULIO 2026

TÍTULO: **ANÁLISIS AEROMECÁNICO DEL PERFIL NACA 0012.**

AUTOR: Álvaro Néstola Astilleros

DIRECTOR DEL PROYECTO: Andrea Galán Salazar

FECHA: 5 de julio de 2026

RESUMEN

El siguiente Trabajo de Fin de Grado enfrenta el análisis aeromecánico de un ala con perfil NACA 0012 fabricada en materiales compuestos mediante una estructura tipo sándwich. Este tipo de modelización se caracteriza por tener dos tipos de elementos: una capa de epoxi con fibra de vidrio superficial, cuya función es rigidizar, y un núcleo interno de poliestireno extruido (XPS), el cual tiene como función separar las pieles y reforzar las propiedades mecánicas de las mismas. En este caso, el prototipo también posee una estructura extra, la cual será la que proporcione gran parte de la rigidez, puesto que consiste en dos varillas de acero estructural S275JR de 6 mm. La estructura final posee unas dimensiones de 600 mm de envergadura, 250 mm de cuerda y 30 mm de espesor máximo. El prototipo ha sido diseñado y fabricado íntegramente en el marco de este proyecto mediante técnicas de laminado manual.

El principal objetivo de este trabajo es medir las deformaciones estructurales del ala bajo una carga aerodinámica generada por distintas velocidades, que están comprendidas entre los 10 y 144 km/h. Se han empleado dos metodologías para comprobar la estabilidad del prototipo: un modelo analítico, el cual está basado en la teoría de cálculo de estructuras mediante vigas, y modelado por elementos finitos usando la herramienta de MSC NASTRAN. Cabe destacar que los resultados y cálculos del método analítico se automatizaron mediante un código de programación en Python, el cual genera automáticamente los resultados que se buscan en este estudio y genera los diagramas de esfuerzo cortante, momento flector y deformada máxima, llamada también flecha máxima.

La comparación de los resultados permite validar la coherencia entre el modelo simplificado de la viga y el análisis por elementos finitos. Las conclusiones obtenidas permiten confirmar la validez del modelo analítico usado como herramienta de estimación preliminar, permitiendo cuantificar las desviaciones introducidas por las hipótesis utilizadas.

Palabras clave: NACA 0012, materiales compuestos, panel sándwich, análisis estructural, elementos finitos, MSC Nastran, viga de Euler-Bernoulli, Python.

ABSTRACT

The following Degree Thesis addresses the aeromechanical analysis of a wing with a NACA 0012 profile manufactured in composite materials using a sandwich-type structure. This type of modelling is characterised by having two types of elements: a layer of epoxy with surface fibreglass, whose function is to stiffen, and an internal core of extruded polystyrene (XPS), which has the function of separating the skins and reinforcing their mechanical properties. In this case, the prototype also has an extra structure, which will provide most of the stiffness, consisting of two structural steel S275JR rods of 6 mm. The final structure has dimensions of 600 mm span, 250 mm chord and 30 mm maximum thickness. The prototype has been fully designed and manufactured within the framework of this project using hand lay-up techniques.

The main objective of this work is to measure the structural deformations of the wing under an aerodynamic load generated at different velocities, ranging between 10 and 144 km/h. Two methodologies have been employed to verify the stability of the prototype: an analytical model, based on the theory of structural calculation using beams, and finite element modelling using the MSC NASTRAN tool. It is worth noting that the results and calculations of the analytical method were automated through a Python programming code, which automatically generates the results sought in this study and produces the shear force, bending moment and maximum deflection diagrams, also known as maximum deflection.

The comparison of the results allows the coherence between the simplified beam model and the finite element analysis to be validated. The conclusions obtained confirm the validity of the analytical model used as a preliminary estimation tool, allowing the deviations introduced by the hypotheses employed to be quantified.

Keywords: NACA 0012, composite materials, sandwich panel, structural analysis, finite elements, MSC Nastran, Euler-Bernoulli beam, Python.

Abreviaturas

Abreviatura	Significado
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
TFG	Trabajo de Fin de Grado
XPS	Poliestireno extruido (*Extruded Polystyrene*)
FEM	Método de Elementos Finitos (*Finite Element Method*)
FEA	Análisis por Elementos Finitos (*Finite Element Analysis*)
CL	Coeficiente de sustentación (*Lift Coefficient*)
CD	Coeficiente de resistencia aerodinámica (*Drag Coefficient*)
Re	Número de Reynolds
GDL	Grados de libertad
SOL 101	Solución de análisis estático lineal en MSC Nastran
PSHELL	Propiedad de elemento de placa (*Property Shell*) en MSC Nastran
PBARL	Propiedad de elemento de barra (*Property Bar Linear*) en MSC Nastran
CQUAD4	Elemento de placa cuadrilátero de 4 nodos
CBAR	Elemento de barra en MSC Nastran
CBUSH	Elemento de unión elástica (*bushing*) en MSC Nastran
SPC	Restricción de punto simple (*Single Point Constraint*)
PLOAD4	Tarjeta de carga distribuida (presión) en MSC Nastran
BDF	Bulk Data File — archivo de datos de entrada de MSC Nastran
EPI	Equipo de Protección Individual
PRL	Prevención de Riesgos Laborales
IVA	Impuesto sobre el Valor Añadido

Índice

RESUMEN 3

Abreviaturas 5

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN 10

1.1 Contexto y Motivación 10

1.4 Objetivos del Trabajo 12

1.5 Alcance y Limitaciones 12

Capítulo 2. ESTADO DEL ARTE 13

2.1 Introducción 13

2.2 Perfiles Aerodinámicos NACA 13

2.3 Materiales Compuestos en Estructuras Aeronáuticas 14

2.5 Métodos de Análisis Estructural de Alas 17

Capítulo 3. FUNDAMENTOS TEÓRICOS 18

3.1 Introducción 18

3.2 Aerodinámica de Perfiles 18

3.3 Teoría de Vigas 20

3.4 Mecánica de Materiales Compuestos 21

3.5 Teoría Estructural del Panel Sándwich 22

3.6 Fundamentos del Método de Elementos Finitos 23

CAPÍTULO 4: DISEÑO Y FABRICACIÓN DEL PROTOTIPO 25

4.1 Geometría del Perfil NACA 0012 25

4.2 Selección y Justificación de Materiales 26

4.3 Proceso de Fabricación 29

4.4 Control Dimensional 32

CAPÍTULO 5: MODELO ANALÍTICO 33

5.1 Introducción y Enfoque Metodológico 33

5.2 Modelo Geométrico: Viga con Voladizos 33

5.3 Carga Aerodinámica 34

5.4 Cálculo de Reacciones 35

5.5 Diagramas de Esfuerzo Cortante y Momento Flector 35

5.6 Propiedades de la Sección Transversal 36
5.7 Cálculo de la Flecha — Método de Macaulay 37
5.8 *Script* de Cálculo en Python 38
5.9 Resultados del Modelo Analítico 40
CAPÍTULO 6: MODELO DE ELEMENTOS FINITOS (FEM) 42
6.1 Introducción y Justificación del Método 42
6.2 Descripción del Modelo 43
6.3 Materiales y Propiedades 45
6.4 Condiciones de Contorno 45
6.5 Cargas Aplicadas 46
6.6 Tipo de Análisis 47
6.8 Consideraciones sobre el Modelo 50
CAPÍTULO 7: COMPARACIÓN Y VALIDACIÓN DE RESULTADOS 51
8.1 Conclusiones 56
8.2 Trabajo Futuro 57
ANEXO A 58
PLIEGO DE CONDICIONES 58
PC.1 Objeto y Alcance 58
PC.2 Especificaciones Técnicas de los Materiales 58
PC.3 Especificaciones Geométricas 59
PC.4 Especificaciones del Modelo de Elementos Finitos 59
PC.6 Normativa de Referencia 60
ANEXO B 61
PRESUPUESTO 61
P.1 Introducción 61
P.2 Coste de la Mano de Obra 61
P.3 Resumen del Presupuesto 62
BIBLIOGRAFÍA 66

Índice de Figuras

Figura 1. Panel sándwich Fuente: TOPOLOGROUP (s.f.). 11
Figura 2. Perfil NACA 0012.Fuente: Airfoil Tools (s.f.). 14
Figura 3. Comportamiento mecánico de un panel sándwich sometido a flexión. Fuente: elaboración propia, basado en Zenkert (1995). 15
Figura 4. Nucleo XPS (izquierda) vs núcleo de honeycomb (derecha). Fuente: Villalba (s.f.) y Easy Composites (s.f.), respectivamente. 16
Figura 5. Sustentación del ala de un avión. Fuente: Xataka (2020). 18
Figura 6. Distribución de tensiones en una sección sometida a flexión, con áreas en compresión y tensión. Fuente: Roylance (s.f). 22
Figura 7. Plano del NACA 0012. Fuente: Elaboración propia. 26
Figura 8. Disposición de los materiales. Fuente: elaboración propia. 29
Figura 9. Proceso de conformado del XPS y comprobación de dimensiones. Fuente: elaboración propia. 30
Figura 10. Colocación de los largueros y comprobación de dimensiones. Fuente: elaboración propia. 31
Figura 11. Representación de la viga. Fuente: elaboración propia. 33
Figura 12. Coeficiente de sustentación y ángulo de ataque. Fuente: Airfoil Tools (s.f.). 34
Figura 13. Diagramas de esfuerzo cortante, momento flector y flecha, respectivamente. Fuente: elaboración propia. 40
Figura 14. Modelo geométrico detallado en el FEM. Fuente: elaboración propia. 43
Figura 15. Modelización del FEM en detalle. Fuente: elaboración propia. 44
Figura 16. Modelización de los SPCs. Fuente: elaboración propia. 46
Figura 17. Modelización de PLOAD. Fuente: elaboración propia. 46
Figura 18. Desplazamiento máximo del perfil. Fuente: elaboración propia. 49

Índice de Tablas

Tabla 1. Dimensiones del perfil NACA 0012. Fuente: elaboración propia. 26
Tabla 2. Propiedades mecánicas de Poliestireno Extruido (XPS). Fuente: Makeitfrom (2024). 27
Tabla 3. Propiedades mecánicas de la Resina Epoxi. Fuente: Makeitfrom (2024). 28
Tabla 4. Propiedades mecánicas Acero S275JR. Fuente: Makeitfrom (2024). 28
Tabla 5. Resultados del Tramo 1. Fuente: elaboración propia. 36
Tabla 6.Comparativa de resultados analíticos. Fuente: Elaboración propia..... 39
Tabla 7. Resultados del modelo analítico obtenidos por Python. Fuente: Elaboración propia. 41
Tabla 8. Conversión de velocidad a presión dinámica y carga distribuida. Fuente: elaboración propia. 47

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

1.1 Contexto y Motivación

Los hermanos Wright construyeron con madera, alambre y tela las alas del Flyer en 1903. A día de hoy, las alas de un Airbus A350 XWB están fabricadas con aluminio y fibra de carbono, lo que les permite soportar varias veces su propio peso sin deformase por encima de la admisible (Airbus, s.f.). Si se comparan ambos diseños, se comprueba que no les separa solo el material, sino que también les diferencia la capacidad de poder predecir cuándo la estructura está sometida a una carga aerodinámica, lo cual es la principal condición para así poder asegurar la seguridad del vuelo.

Actualmente el sector aeroespacial y aeronáutico dispone de tres herramientas para la validación estructural de cada uno de los diseños. La primera herramienta está compuesta por el cálculo analítico, la capacidad de simplificar modelos complejos y los cálculos teóricos para obtener resultados preliminares. La segunda es el uso de elementos finitos, permitiendo obtener resultados y modelos más detallados y realistas. Por último, el ensayo experimental, el cual permite contrastar lo calculado con la práctica. Cada una de estas metodologías tiene sus propias fortalezas y limitaciones, y la práctica habitual en la industria consiste en emplearlas de forma complementaria

En el siguiente trabajo de fin de grado (TFG), se han realizado dos análisis para poder determinar la viabilidad de un perfil de ala. EL primer método es el analítico el cual consiste en la realización de unos cálculos preliminares para tener unas primeras hipótesis, e segundo método es el de elementos finitos el cual permite llevar a cabo un estudio más desarrollado y con mayor detalle, aplicándolo sobre una maqueta del ala de un avión con un perfil NACA 0012 (Abbott & Von Doenhoff, 1959), la cual está fabricada con materiales compuestos usando la metodología de panel sándwich. El trabajo surge de la querer demostrar que es posible llevar a cabo un proceso completo de diseño, fabricación y validación estructural con medios limitados, reproduciendo la metodología empleada en el sector aeronáutico, sin disponer de las herramientas correctas.

1.2 Justificación de las Elecciones de Diseño

1.2.1. Perfil NACA 0012

Se eligió el perfil NACA 0012 ya que es el equilibrio perfecto entre un perfil técnico, como práctico. Durante la primera mitad del siglo XX, el *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) desarrolló una familia de perfiles aerodinámicos, los cuales estaban totalmente definidos por una nomenclatura numérica (Abbott & Von Doenhoff, 1959). En el caso del NACA 0012, los dos primeros dígitos iguales a cero indican que se trata de un perfil simétrico, y los dos últimos indican que su espesor máximo es el 12% de la cuerda (Abbott & Von Doenhoff, 1959).

La simetría que presenta el perfil es muy conveniente para este proyecto, ya que simplifica el proceso de fabricación, porque al ser totalmente simétrico la curvatura no es tan compleja, lo que permite el uso de una plantilla de corte. Al tener simetría la línea de la

cuerda se encuentra totalmente centrada y al tratarse de una cuerda recta permite simplificar los modelos de vigas.

El NACA 0012, al tener una geometría tan sencilla, ha sido uno de los perfiles aerodinámicos más estudiado de la historia. Existe abundante información experimental y numérica (McCroskey, 1987), (Ladson, 1988), (Abbott & Von Doenhoff, 1959), que permite comprobar los resultados obtenidos en este trabajo.

1.2.2. Materiales Compuestos

Hoy en día, la industria moderna ha optado por el uso de materiales compuestos en gran parte las estructuras. La principal razón es su excepcional resistencia-peso, ya que permite diseñar y fabricar estructuras que necesitan soportar cargas elevadas, pero siendo ligeras.

En el presente análisis se han utilizado materiales compuestos, en concreto de tipo panel sándwich. Este tipo de estructura consiste en dos capas de piel, las cuales suelen ser de fibra y se encuentran entre medias de un núcleo como se observa en la

Figura 1. Los materiales compuestos están formados por la combinación de dos o más componentes con propiedades diferentes: un material de refuerzo, generalmente en forma de fibras, y una resina que es una matriz polimérica que los une y transfiere los esfuerzos entre ellos. La función del refuerzo es aportar resistencia y rigidez en la dirección de las fibras, mientras que la matriz protege las fibras y garantiza la cohesión del conjunto. La combinación de ambos da lugar a un material cuya relación resistencia-peso es muy superior a la de los materiales metálicos convencionales, lo que lo convierte en la solución preferente en la industria aeronáutica moderna.

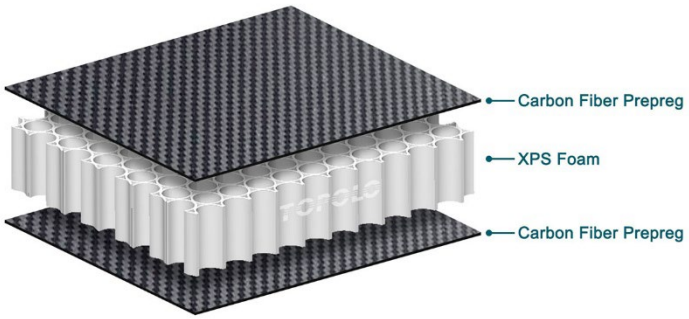


Figura 1. Panel sándwich Fuente: TOPOLOGROUP (s.f.).

En el caso particular de las estructuras tipo sándwich, el concepto se extiende incorporando un núcleo ligero entre dos pieles de material compuesto. Las pieles absorben los esfuerzos de flexión mientras que el núcleo resiste los esfuerzos cortantes y mantiene la separación entre pieles, maximizando la rigidez a flexión del conjunto sin incrementar significativamente su peso.

1.4 Objetivos del Trabajo

Objetivo principal:

Realizar un análisis aeromecánico completo del perfil NACA 0012, fabricado en materiales compuestos, cuantificando las deformaciones estructurales bajo carga aerodinámica, mediante dos metodologías independientes y validando sus resultados de forma cruzada.

Objetivos específicos:

1. Diseñar y fabricar una maqueta de ala con perfil NACA 0012, de 600 mm de envergadura y 250 mm de cuerda, mediante construcción en sándwich con fibra de vidrio, resina epoxi, núcleo de XPS y largueros de acero S275JR.
2. Desarrollar un modelo analítico de viga biapoyada con carga distribuida aerodinámica que permita calcular cortante, momento flector y flecha máxima en función de la velocidad.
3. Implementar un *script* en Python que automatice el modelo analítico para cualquier velocidad de entrada y genere automáticamente las gráficas de resultados.
4. Construir y ejecutar un modelo de elementos finitos en MSC Nastran, sometido a cargas equivalentes para velocidades de 10 a 144 km/h, obteniendo tensiones, deformaciones y desplazamientos.
5. Comparar los resultados de los dos métodos, cuantificar las desviaciones y discutir su origen en las hipótesis de cada modelo.

1.5 Alcance y Limitaciones

El análisis se desarrolla en régimen de deformaciones pequeñas dentro de la teoría lineal elástica (Gere, 2002).

Es importante identificar desde el principio las principales simplificaciones adoptadas, ya que estas condicionan el alcance de las conclusiones:

- **Modelo analítico:** el ala se asimila a una viga de Euler-Bernoulli de sección cuadrada constante y biapoyada, con carga uniformemente distribuida. Esta hipótesis ignora los efectos de torsión, la variación de sección a lo largo de la envergadura y la distribución elíptica real de la carga aerodinámica. Se trata de una simplificación conservadora y habitual en las primeras etapas del diseño estructural de alas (Gere, 2002).
- **Modelo FEM:** se emplea un análisis estático lineal (SOL 101 de MSC Nastran), que no contempla efectos no lineales geométricos ni de material, ni fenómenos de pandeo o fatiga. La carga aerodinámica se introduce como fuerza puntual equivalente, lo que representa una simplificación respecto a la distribución de presiones real sobre el perfil.

Estas limitaciones son conocidas, aceptadas y discutidas en detalle en el Capítulo 8.

Capítulo 2. ESTADO DEL ARTE

2.1 Introducción

El siguiente capitulo contiene una introducción al conocimiento de los perfiles aerodinámicos de la familia NACA, las técnicas de fabricación de estructuras tipo sándwich y sus correspondientes procesos de fabricación, las aplicaciones que poseen los materiales compuestos en la industria aeronáutica y, por último, los distintos tipos de métodos de análisis estructural.

2.2 Perfiles Aerodinámicos NACA

2.2.1. Origen y desarrollo

El *National Advisory Comitte for Aeronautics* (NACA) es un organismo que pertenece a la NASA. Durante las primeras décadas del siglo XX desarrolló un gran repertorio de perfiles aerodinámicos, cuyo fin era generar una base de datos aeronáutica en la que se pudiesen encontrar todo tipo de datos geométricos y aerodinámicos que ya hayan sido estandarizados. Hasta entonces la fabricación de perfiles o su diseño, no era una ciencia exacta, sino que era algo empírico, basado en la experiencia de los fabricantes, por lo que se podían ver alas sin criterios unificados de clasificación.

El resultado de toda esta basada de datos fue la generación de los perfiles NACA de cuatro cinco y seis dígitos, cada uno representado sus propias características aerodinámicas y campos de aplicación. El caso del perfil que se analizará en este trabajo es la NACA 0012, se seleccionó este perfil ya que es la más sencilla y está ampliamente documentada, por lo que sigue siendo una referencia fundamental en la enseñanza y en la investigación en aerodinámica.

2.2.2. Perfil NACA 0012

La
Figura 2 muestra la geometría del perfil NACA 0012 empleado en este trabajo, generada a partir de su ecuación paramétrica para una cuerda de 250 mm. En ella se aprecia la ausencia de curvatura en la línea de cuerda, que coincide exactamente con el eje de simetría del perfil, así como el punto de espesor máximo.

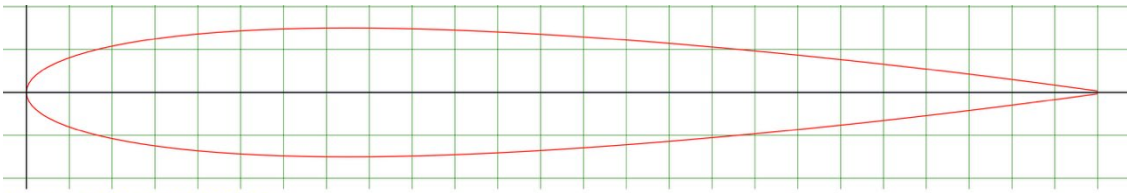


Figura 2. Perfil NACA 0012.Fuente: Airfoil Tools (s.f.).

Entre los trabajos de referencia más destacables que se pueden encontrar sobre este perfil NACA hay que destacar el trabajo que hizo Abbott y Von Doenhoff en el año 1959 sobre el mismo tipo de ensayo, tanto lo teórico como lo experimental en el túnel de viento (Abbott & Von Doenhoff, 1959). Estos divulgadores en su informe proporcionan coeficientes aerodinámicos de sustentación y resistencia en distintas condiciones de vuelo. Los datos que recogieron sirvieron para marcar un antes y un después en este tipo de estudios, ya que hoy en día se siguen utilizando para la obtención del coeficiente de sustentación (CL).

El perfil NACA 0012 ha sido uno de los referentes en el proyecto AGARD (*Advisory Group for Aerospace Research and Development*) para la confirmación de distintos métodos numéricos en aerodinámica. Esto se debe a que ha sido ampliamente utilizado como caso de validación para los distintos desarrollos de códigos de dinámica de fluidos computacional (CFD) (AGARD, 1982).

2.3 Materiales Compuestos en Estructuras Aeronáuticas

2.3.1. Evolución histórica

Se introdujeron los materiales compuestos por primera vez en el sector aeronáutico en la década de los 60. A lo inicios solo era empleado en estructuras secundarias. Es un tipo de material excepcional ya que tiene una relación peso resistencia extraordinaria, en concreto los laminados de fibra de carbono reforzados con resina. La incorporación de los materiales compuestos fue progresiva, debido a que en sus comienzos se introdujeron de manera gradual en componentes estructurales primarios, hasta el punto en el que se ha implementado en aeronaves de última generación como puedan ser el Airbus A320, o el Boeing 787.

En el ámbito de la aviación, los composites han permitido diseñar alas con geométricas más eficientes, más ligeras y con mayor rigidez. Además, se puede aprovechar mejor el comportamiento aerodinámico gracias a la posibilidad de orientar las fibras en la dirección de los esfuerzos principales. Esto es posible porque, a diferencia de los materiales metálicos, los composites presentan un comportamiento anisótropo ya que sus propiedades mecánicas dependen de la dirección considerada, puesto que son las fibras las que soportan la mayor parte de la carga mientras que la matriz solo transmite los esfuerzos entre ellas. De esta forma, orientar las fibras según los esfuerzos principales permite concentrar el material en zonas más críticas y al mismo tiempo poder reducirlo en zonas donde ocurra todo lo contrario, logrando así optimizar la pieza al máximo.

2.3.2. Fibra de vidrio en aplicaciones estructurales

La fibra de vidrio fue el primer material compuesto que se utilizó de manera masiva, a pesar de tener un módulo de elasticidad inferior al de la fibra de carbono. Es un material de bajo coste, compatible con múltiples sistemas de resinas y su facilidad de procesado la convierten en la opción idónea para aplicaciones de baja solicitación estructural, modelos a escala y prototipado. Esta combinación de propiedades justifica su elección

para este trabajo, ya que la maqueta no requiere la máxima rigidez posible, sino generar deformaciones medibles bajo una carga aerodinámica moderada, además de ser compatible con la resina epoxi y adaptarse bien a la curvatura del perfil NACA 0012 mediante laminado manual.

2.3.3. Resina Epoxi como Sistema de Matriz

En aplicaciones aeronáuticas de alto rendimiento, las resinas epoxi son el sistema de matriz más utilizado. Esto se debe a su elevada resistencia mecánica tras el curado, su estabilidad dimensional, y su buena adhesión a las fibras de refuerzo. Es común encontrarse este material en modelos a escala o prototipos, ya que es capaz de curarse a temperatura ambiente y no necesitar de equipos, como pueda ser el autoclave (Mallick, 2007). Además, el epoxi tiene una función estructural esencial dentro del composite ya que reparte los esfuerzos entre las fibras de la fibra, fijando su posición y orientación del laminado, y actúa como un agente protector frente a la abrasión y la humedad. La resina epoxi tiene una contracción menor que otras resinas del mercado durante el proceso de curado, lo que le ayudar a reducir la aparición de tensiones residuales y le da un acabado superficial mejor, siendo este un aspecto crítico en componente donde mantener la fidelidad geométrica es un punto clave.

2.4 Estructuras Tipo Sándwich

2.4.1. Principio Estructural

Las estructuras de tipo sándwich, son altamente utilizadas en el ámbito de la ingeniería aeronáutica. Estos tipos de paneles consisten en unir dos pieles de un material resistente, el cual suele ser una aleación metálica o algún tipo de composite, a un núcleo más ligero. Este tipo de unión permite que el conjunto de estos materiales trabaje de manera análoga. Si se analiza en detalle lo que ocurre, se puede observar que las pieles absorben los esfuerzos de flexión, mientas que el núcleo o *core* es el encargado de soportar todos los esfuerzos cortantes, al mismo tiempo que maximiza el momento de inercia de la sección sin aumentar el peso, gracias a que mantiene la separación entre las pieles (Zenkert, 1995).

La rigidez a flexión que presentan estos tipos de paneles viene dada por una relación entre la distancia a las pieles y el tamaño del *core*, lo que permite obtener estructuras altamente rígidas y mucho más ligeras que otras posibles configuraciones. Esta característica lo convierte en la solución más utilizada del sector, cuando se encuentran problemas de peso y rigidez.

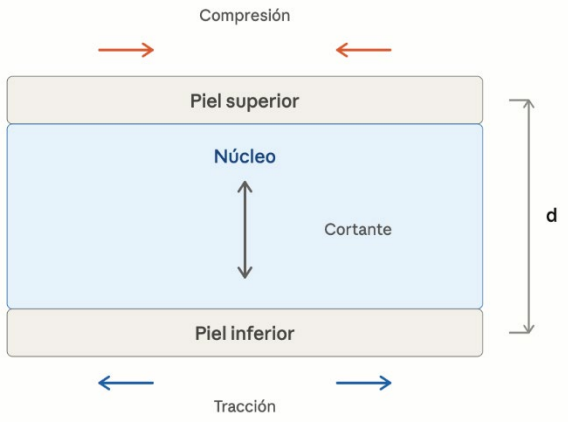


Figura 3. Comportamiento mecánico de un panel sándwich sometido a flexión. Fuente: elaboración propia, basado en Zenkert (1995).

2.4.2. Núcleo de espuma polimérica

Entre las pieles externas de los paneles sándwich se encuentra el núcleo o *core*. Este componente es clave para así poder lograr las propiedades mecánicas que hacen destacar al material compuesto sobre otras opciones disponibles. Principalmente, se emplean núcleos de espumas poliméricas de celda cerrada, como el poliestireno extruido (XPS), ya que es un material que es fácil de mecanizar, posee una resistencia a compresión elevada para tratarse de un material con una densidad tan baja y ser tan ligero. Se puede encontrar este tipo de material en una amplia red de prototipados o fabricación de modelos aeronáuticos (Gibson & Ashby, 1997). La función mecánica del núcleo va más allá de la simple separación entre pieles, sino que también al transferir los esfuerzos cortantes entre ambas caras, permite que estas trabajen como una única sección. Esta eficiencia estructural es la razón por la que las espumas de celda cerrada se emplean ampliamente como núcleo en aplicaciones donde el peso es un factor crítico de diseño.

Existen otros tipos de núcleos según las aplicaciones, ya que de ser necesaria una mayor exigencia se puede utilizar núcleos de panel de abeja (*Honeycomb*), que son de aluminio o de aramida, los cuales son muy utilizados en estructuras primarias de aeronaves, como puedan ser los satélites (Hexcel Corporation, s.f.), según Figura 4. Para usos de menor exigencia estructural, como pueda ser la fabricación de modelos a escala o prototipos de investigación como pueda ser el caso de este trabajo, se emplean núcleos de espuma polimérica de celda cerrada como puede ser el XPS. Este material combina una baja densidad con una resistencia a compresión lo suficientemente elevada para poder soportar las aplicaciones a las que se le someten, además de ser un material con un mecanizado sencillo a través de técnicas manuales. por estos motivos el XPS, fue escogido como el material del núcleo del prototipo, en el Capítulo 4 está más detallado.

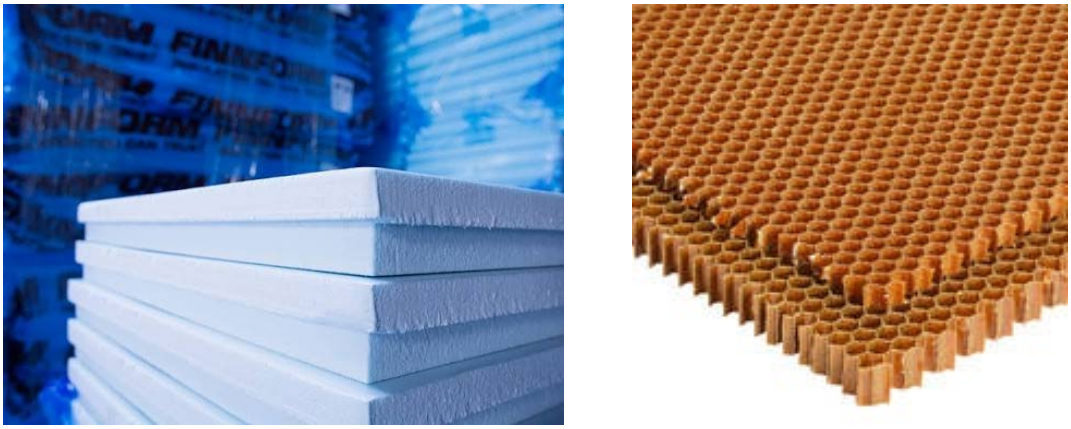


Figura 4. Nucleo XPS (izquierda) vs núcleo de honeycomb (derecha). Fuente: Villalba (s.f.) y Easy Composites (s.f.), respectivamente.

2.5 Métodos de Análisis Estructural de Alas

2.5.1. Métodos analíticos clásicos

Los métodos analíticos para el análisis estructural de alas tienen su origen en la teoría de cálculo de vigas, la cual fue formulada por Euler y Bernoulli en el siglo XVIII. La interpretación de un ala como si fuera una viga biapoyada o con un empotramiento, la cual está sometida a una carga distribuida, permite obtener una primera estimación de los resultados que se logren en el campo de las deformaciones y esfuerzos internos de forma rápida y con un coste computacional nulo. A pesar de que se ignoren efectos relevantes como pueda ser la distribución uniforme de cargas, la variación de la sección o la posible torsión, el cálculo de vigas sigue siendo una herramienta de uso habitual, ya que permite una primera estimación, del dimensionamiento preliminar de largueros y la estimación de la flecha máxima admisible.

2.5.2. Análisis por Elementos Finitos (FEA)

El método de elementos finitos (FEM) supuso un gran avance en el mundo del análisis estructural en ingeniería. Se ha convertido en la herramienta de referencia en el diseño estructural aeronáutico moderno, gracias a su capacidad de resolver geometrías complejas, trabajar con condiciones de carga arbitrarias y con materiales heterogéneos. Consiste en fragmentar la geometría del modelo en un número finito de subregiones las cuales son llamadas elementos, están conectadas entre sí gracias a unos puntos que equivalen a los vértices de las subregiones, llamadas nodos, sobre los cuales se resuelve el sistema de ecuaciones de equilibrio, para así poder obtener los desplazamientos, las tensiones de la estructura y las deformaciones (Turner et al., 1956; Zienkiewicz & Taylor, 2000).

En el estudio de las alas, el análisis de elementos finitos (FEA) permite modelar con precisión la geometría del perfil, las condiciones de contorno reales y los diferentes casos de carga que se estudiarán. Los FEA necesitan disponer de un *solver* para poder obtener los resultados y realizar los análisis de los casos de carga. Los más conocidos son ABAQUS, ANSYS y MSC NASTRAN, este último empleado en este trabajo. El *solver* es un programa, el cual resuelve el sistema de ecuaciones, mientras que la construcción de la geometría, el mallado, la definición de cargas y condiciones de contorno se realizan previamente a través de un preprocesador, que en este caso es HyperMesh.

2.6 Trabajos Previos Relacionados

En la ingeniería, la combinación de distintos métodos ya puede ser analíticos, de elementos finitos o un ensayo experimental es un buen enfoque (Marta et al., 2025). En primer lugar, es necesario realizar unos cálculos y unas hipótesis preliminares para así poder comprobar la viabilidad del proyecto, puesto que en ocasiones te permiten reorientar el proyecto en caso de que las hipótesis iniciales no fueran las idóneas.

En el modelo FEM se han considerado dos aspectos muy importantes. El primero es la importancia de representar correctamente el caso de carga en los análisis FEA sobre todo en la distribución de la presión aerodinámica sobre la superficie (Cook et al., 2002). El

segundo aspecto consiste en garantizar un buen mallado de la estructura ya que nos permitirá obtener unos resultados más precisos (Zienkiewicz & Taylor, 2000).

Asimismo, en este trabajo se confirma que la simplificación del perfil a una viga simple biapoyada de manera simétrica, proporciona resultados conservadores en términos de flecha máxima. Pero respecto al FEA se han obtenido resultados del orden del 50 % para alas de relación de aspecto moderada, lo que es coherente con los resultados obtenidos en este trabajo y se discute en detalle en el Capítulo 7.

Capítulo 3. FUNDAMENTOS TEÓRICOS

3.1 Introducción

En el siguiente capítulo se explican las bases teóricas necesarias para la ejecución y compresión de los distintos métodos de análisis. En primer lugar, se describen los fundamentos tanto de la aerodinámica que hay detrás de los perfiles, como del método analítico para calcular las cargas que afectan al ala. En segundo lugar, se explica la teoría de vigas y los principios de la mecánica de materiales compuestos, en concreto la teoría estructural de los paneles sándwich. Finalmente se introducen los fundamentos del método de elementos finitos que han sido aplicados sobre el análisis estático.

3.2 Aerodinámica de Perfiles

3.2.1. Generación de sustentación

Cuando un fluido se desplaza a través de un perfil aerodinámico, este le obliga a que se divida en dos corrientes, una sobre el extradós (parte superior del ala) y otra sobre el intradós (parte inferior del ala), las cuales se juntan de nuevo una vez alcanzan el borde de salida. Existe una diferencia de velocidades entre cada una de las superficies, lo que genera una diferencia de presiones que produce una fuerza neta perpendicular a la dirección del flujo libre gracias al principio de Bernoulli, lo cual es conocido como la fuerza de sustentación, como se puede observar en la Figura 5.

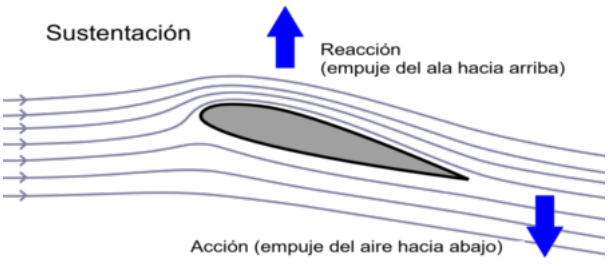


Figura 5. Sustentación del ala de un avión. Fuente: Xataka (2020).

En el perfil a estudiar existe una diferencia abismal con lo recién explicado, esto se debe a que el perfil NACA 0012 no produce sustentación cuando el ángulo de ataque es nulo debido a que la distribución de las presiones en el extradós como en el intradós es la

misma. A partir de un ángulo de ataque distinto de cero es cuando esa simetría deja de aparecer por lo que comienza a generarse sustentación. Cuando el ángulo de ataque es bajo el CL crece de forma aproximadamente lineal con el ángulo de ataque por lo que se puede decir q es un régimen lineal.

3.2.2. Coeficientes aerodinámicos

Hay coeficientes adimensionales, los cuales permiten extrapolar los resultados que se obtienen en los ensayos a escala, como puede ser el caso de este estudio, a condiciones de vuelo reales, estas condiciones caracterizan el comportamiento aerodinámico del perfil de un ala. En este proyecto se han utilizado dos coeficientes aerodinámicos:

Coeficiente de sustentación (CL):

Es un numero adimensional el cual permite medir la fuerza que ejerce hacia arriba el fluido. En el caso de este análisis se ha obtenido a través de una gráfica, la cual es explicada en el Capítulo 5. Se obtiene a partir de la Ecuación 1.

$$C_L = \frac{L}{1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad \text{Ecuación 1}$$

Donde:

L es la fuerza de sustentación.

ρ es la densidad del aire.

V es la velocidad del flujo libre.

S es la superficie de referencia del ala.

Coeficiente de resistencia (CD):

Consiste en un coeficiente que determina la resistencia que ejerce el ala al desplazarse por el aire. Para poder calcularlo se puede usar la Ecuación 2.

$$C_D = \frac{D}{1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad \text{Ecuación 2}$$

donde D es la fuerza de resistencia aerodinámica (*drag*).

3.2.3. Número de Reynolds

El número de Reynolds es un parámetro adimensional, el cual permite caracterizar el tipo de flujo al que está sometido el fluido. Este puede ser laminar, de transición y turbulento. El número de Reynolds también permite determinar otros valores de coeficientes aerodinámicos. Para calcularlo se utiliza la Ecuación 3.

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = \frac{V \cdot l}{\nu} \qquad \text{Ecuación 3}$$

donde:

l es la longitud de referencia (cuerda del perfil).

μ es la viscosidad dinámica del fluido.

ν es la viscosidad cinemática a 20ºC.

3.2.4. Presión Dinámica y Carga Distribuida

La presión dinámica es la presión que genera el fluido en movimiento, y para calcularla se utiliza la Ecuación 4. La presión dinámica del flujo es la presión cinética asociada al movimiento del fluido y se expresa como (Anderson, 2017):

$$W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \qquad \text{Ecuación 4}$$

La carga distribuida que se aplica sobre el modelo analítico viene dada por la fuerza de sustentación que genera el perfil. Dicha carga es repartida de manera uniforme por toda la superficie del ala. Para poder calcularlo se puede usar la Ecuación 5

$$Q = W \cdot c \cdot C_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c \cdot C_L \qquad \text{Ecuación 5}$$

Esta expresión es la base del modelo de carga empleado, tanto en el análisis analítico como en el modelo de elementos finitos (Anderson, 2017).

3.3 Teoría de Vigas

3.3.1. Hipótesis del Modelo

La teoría de vigas es ampliamente utilizada para el análisis de elementos estructurales sometidos a distintas cargas, ya que permite simplificar matemáticamente una estructura compleja.

La teoría de vigas de Euler-Bernoulli es el modelo matemático más sencillo y ampliamente utilizado para el análisis de elementos estructurales sometidos a flexión, y se basa en las siguientes hipótesis fundamentales (Gere, 2002):

1. Las secciones transversales de la viga permanecen perfectamente perpendiculares al eje neutro deformado.

2. Las deformaciones son nulas en el plano para las secciones transversales.
3. La carga actúa en el plano principal de inercia de la sección.

3.3.2. Cálculo de Reacciones en Vigas

Para poder determinar las fuerzas de reacción en los apoyos de la viga, se aplica las condiciones de equilibrio estático (Gere, 2002). Para el caso de una viga sometida a cargas verticales, se debe cumplir:

$\sum Fy=0 \rightarrow$ La suma de fuerzas verticales es nula.

$\sum M_A = 0 \rightarrow$ La suma de momentos respecto a cualquier punto es nula.

3.4 Mecánica de Materiales Compuestos

3.4.1. Definición y Clasificación

Un material compuesto es aquel que está formado por dos o más materiales, cada uno de ellos con sus respectivas propiedades físicas y químicas, cuya unión da lugar a un material con propiedades superiores a las de cada componente por separado. Para el caso de los composites de fibra, la combinación de un elemento que pueda ser una fibra de carbono o de vidrio fusionado con una matriz polimérica de baja densidad genera un refuerzo de alta resistencia. Esta unión da lugar a un material con una relación peso- resistencia superior a la que se pueda llegar a obtener con algún metal convencional (Mallick, 2007).

3.4.2. Comportamiento Mecánico

A contrario de lo materiales isotrópicos, como puedan ser los metales, los cuales tienen unas propiedades mecánicas que son iguales en todas las direcciones, los materiales compuestos de fibra tienen un comportamiento anisótropo, esto quiero decir que sus propiedades dependen de la dirección de la fibra (Mallick, 2007). Los composites son materiales que, si son analizados en sentido de la fibra, posen un módulo de elasticidad y resistencia máximo. Si se analiza el material en el sentido perpendicular a la fibra ocurre todo lo contrario, ya que son significativamente inferiores.

3.4.3. Ley de Hooke para Materiales Isótropos

Para un material isotrópico en régimen elástico lineal, la relación entre tensiones y deformaciones viene dada por la Ley de Hooke generalizada (Gere, 2002), como se puede observar en la Ecuación 6 para la tensión normal, y en la Ecuación 7 para las tensiones tangenciales. En este trabajo, tanto el XPS como el acero S275JR se consideran materiales isotrópicos al no presentar una dirección preferente en sus propiedades mecánicas. La fibra de vidrio, en cambio, es un material anisotrópico.

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \qquad \text{Ecuación 6}$$

σ es la tensión normal.

ε es la deformación unitaria normal.

E es el módulo de Young.

$$\tau = Q \cdot \gamma \qquad \text{Ecuación 7}$$

τ es la tensión tangencial.

γ es la deformación angular.

G es el módulo de rigidez, el cual se obtiene de la Ecuación 8.

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \qquad \text{Ecuación 8}$$

donde ν es el coeficiente de Poisson.

3.5 Teoría Estructural del Panel Sándwich

3.5.1. Comportamiento Estructural

El panel sándwich trabaja de forma análoga a una viga en doble T. Las pieles exteriores o *Shell* absorben los esfuerzos normales de flexión, de tal forma que la piel inferior trabaja a tracción y la piel superior trabaja a compresión. En cambio, el núcleo resiste los esfuerzos cortantes, y al mismo tiempo mantiene la separación entre pieles, garantizando que trabajen como un único material.

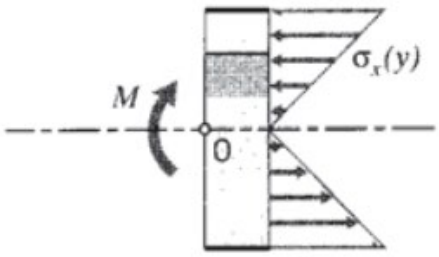


Figura 6. Distribución de tensiones en una sección sometida a flexión, con áreas en compresión y tensión. Fuente: Roylance (s.f).

3.5.2. Modos de Fallo

Los modos de fallo característicos de un panel sándwich son:

- Rotura de la piel: este fallo ocurre cuando la tensión normal en la piel supera la resistencia del material compuesto.
- Pandeo local de la piel: se da cuando la piel comprimida pandea entre puntos de apoyo sobre el núcleo.
- Fallo del núcleo a cortante: la tensión cortante en el núcleo supera su resistencia a cortadura.
- Delaminación piel-núcleo: se produce separación entre la piel y el núcleo por fallo de la unión adhesiva.

Las velocidades a las que se ha sometido el modelo no generan casos de carga lo suficientemente grande como para que pueda llegar a suceder alguno de estos fallos, y de ocurrir sería por error humano en el proceso de fabricación. Por lo que la estructura siempre operará en un régimen completamente elástico.

3.6 Fundamentos del Método de Elementos Finitos

3.6.1. Principio General

El método de elementos finitos (FEM) consiste en fraccionar un cuerpo geométrico en un numero finto de subregiones llamadas elementos, los cuales están unidos entre sí y definidos por unos puntos llamados nodos. Para poder generar el modelo y montar los casos de carga en cada elemento se aproxima el campo de desplazamientos mediante funciones de interpolación polinómicas, y las ecuaciones de equilibrio se establecen en forma matricial sobre el conjunto del sistema discretizado. La resolución de este sistema proporciona los desplazamientos en todos los nodos del modelo, a partir de los cuales se calculan las deformaciones y tensiones en cada elemento (Turner et al., 1956; Zienkiewicz & Taylor, 2000).

3.6.2. Elementos de Placa (PSHELL)

Para la correcta modelización de las estructuras laminares delgadas como puede ser la piel del panel sándwich, se debe utilizar elementos placa ya que incorporan tanto el comportamiento de una membrana como el comportamiento de flexión. A estos elementos se le atribuye una propiedad llamada PSHELL la cual su función es definir las características de estos elementos como pueda ser el material, espesor o incluso factores de corrección de cortante transversal.

3.6.3. Elementos de Barra (PBARL)

La modelización de los largueros o componentes que sean tubos suele modelizarse como elementos de barra unidimensional que incorporan los grados de libertad de traslación y rotación en ambos extremos, este tipo de elementos se llaman CBAR. La propiedad que se emplea para definir la sección transversal del elemento mediante su forma geométrica de denomina ROD cuando se trata de un elemento de sección circular maciza como es el caso. También se utiliza esta propiedad para detallar sus dimensiones, calculando automáticamente el área y los momentos de inercia correspondientes.

3.6.4. Análisis Estático Lineal (SOL 101)

El análisis llevado a cabo en el *solver* corresponde a un análisis estático lineal, ejecutado mediante la solución SOL 101. Este tipo de análisis parte de la hipótesis de que la matriz de rigidez de la estructura permanece constante e independiente del nivel de carga aplicado. Esta condición es aplicable siempre que los desplazamientos que experimenta la estructura sean suficientemente pequeños como para no modificar su geometría, y que el material trabaje dentro de su rango elástico lineal.

CAPÍTULO 4: DISEÑO Y FABRICACIÓN DEL PROTOTIPO

4.1 Geometría del Perfil NACA 0012

Para el estudio se ha seleccionado un perfil aerodinámico de *National Advisory Comittee for Aeronautics (NACA),* en concreto un NACA 0012. La nomenclatura de este permite conocer mucha información acerca de cómo será el perfil. El primer digito indica el porcentaje respecto a la cuerda de la curvatura máxima del perfil del ala, el segundo en decenas de porcentaje donde se encontraría la curvatura máxima tomando como referencia el borde de ataque y, por último, los dígitos tres y cuatro representan el porcentaje del espesor con respecto a la longitud total de la cuerda del perfil. Se decide escoger el perfil NACA 0012 ya que es totalmente simétrico, lo cual es una ventaja a la hora de fabricarlo, lo cual simplifica el planteamiento de los modelos de cálculo, al no requerir distinguir entre extradós e intradós, y forma un caso de estudio representativo cuyos resultados son extrapolables a un ensayo experimental.

La simetría tiene unas consecuencias directas con el modelo, tanto en el comportamiento aerodinámico como en su fabricación. A niveles aerodinámicos, el perfil genera una sustentación nula cuando el ala posee un ángulo de ataque cero, pero lo más importante es que el perfil del ala presenta una respuesta lineal entre los distintos ángulos de ataque y el coeficiente de sustentación, lo que permite tener un caso de estudio ideal. Desde el punto de vista de fabricación, el simple hecho de que sea un perfil simétrico facilita la construcción y el montaje del ala, simplificando en gran medida el proceso de conformado del núcleo.

Para la obtención de la plantilla y la forma del perfil se utilizó la herramienta de AIRFOILTOOLS (referencia bibliográfica), la cual es un generador *online* de perfiles NACA y brinda la posibilidad de hacer modificaciones sobre las dimensiones del perfil seleccionado para ajustarlo a las dimensiones buscadas. La herramienta genera unas coordenadas con las cuales se modelizo el diseño 3D, para así más adelante realizar todos los estudios. El perfil NACA 0012 fue modificado para poder entrar en el túnel de viento de la Universidad Europea de Madrid por lo que las dimensiones no fueron elegidas de manera aleatoria, y se encuentran recogidas en la Figura 7 y en la Tabla 1.

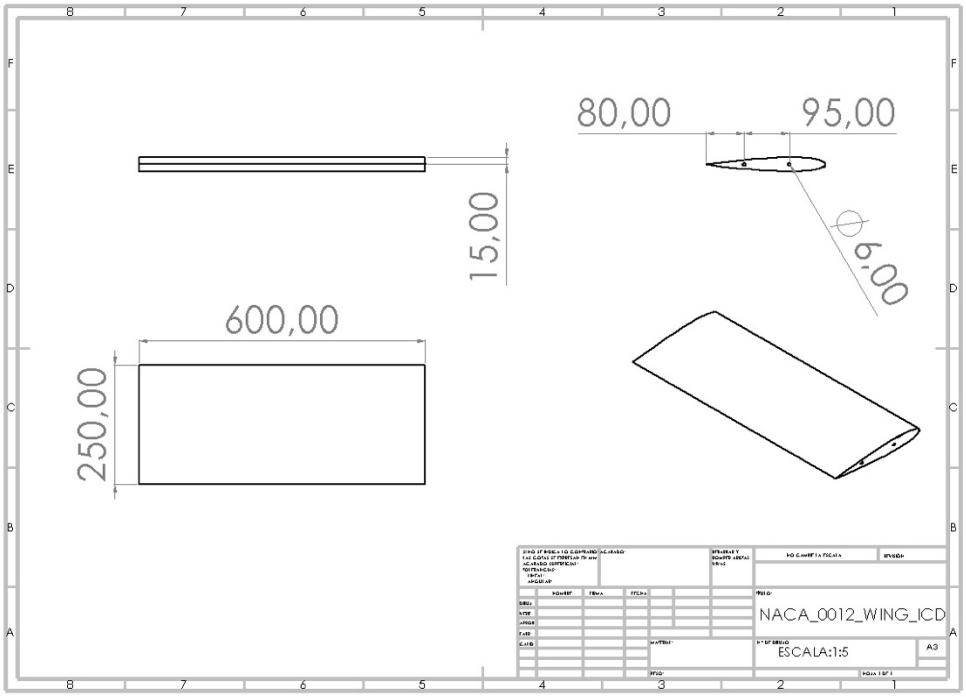


Figura 7. Plano del NACA 0012. Fuente: Elaboración propia.

Parámetro	Valor
Envergadura	600 mm
Cuerda	250 mm
Espesor máximo	30 mm
Posición del espesor máximo	≈ 75 mm desde el borde de ataque

Tabla 1. Dimensiones del perfil NACA 0012. Fuente: elaboración propia.

4.2 Selección y Justificación de Materiales

La maqueta está fabricada siguiendo la una estructura típica en el sector aeronáutico y aeroespacial que es conocida como panel sándwich. Este concepto estructural es empleada en estructura ligeras, ya que combina un núcleo de baja densidad y ligero, con una piel con ligera, pero con una densidad superior. En el caso de este prototipo, el núcleo es de poliestireno extruido (XPS), que es el encargado de soportar los esfuerzos cortantes y de mantener la separación entre pieles. La parte exterior de los paneles sándwich es conocida como piel o *shell*, y es la encargada de aportar rigidez y resistencia, puesto que

absorbe los esfuerzos de flexión. La selección del material de cada componente se justifica a continuación.

4.2.1. Núcleo: Poliestireno Extruido (XPS)

Como se ha mencionado anteriormente, el núcleo del modelo fabricado es de XPS, el cual es un material celular de celda cerrada ampliamente utilizado en la construcción, en concreto como aislante térmico. El hecho de fabricar el núcleo del ala en este material posee varias ventajas, como la baja densidad y un mecanizado muy sencillo. Se elige este material por su bajo coste, facilidad a la hora de cortarlo y, sobre todo, que posee suficiente rigidez a compresión para poder soportar el ensayo sin que haya fallos irreversibles. Este material es el esqueleto del ala ya que, en lugar de hacer una maqueta hueca con costillas y largueros como se hace hoy en día en los aviones, se optó por hacerla sólida, siendo el poliestireno el indicado, ya que aportaba rigidez y la forma buscada, y es ligera. Esta configuración se escogió ya que para el modelo a estudiar no es vital un ala más ligera por lo que un núcleo solido es el equilibrio perfecto entre rigidez y facilidad de montaje. Sus propiedades mecánicas están descritas en la

Tabla 2.

Propiedad	Valor
Módulo de Young (E)	24 MPa
Coeficiente de Poisson (ν)	0,4
Densidad	37 kg/cm^3

Tabla 2. Propiedades mecánicas de Poliestireno Extruido (XPS). Fuente: Makeitfrom (2024).

4.2.2. Shell: Fibra de vidrio (CPP)

Para la parte exterior del ala se utilizaron dos elementos claves. El primero es la fibra de vidrio, en concreto una con un gramaje de 35g/m^2. Se eligió este tipo de fibra con un gramaje tan bajo por su conformabilidad sobre la geometría curvada del perfil y por su compatibilidad con la resina epoxi. Cabe destacar que su contribución estructural individual es prácticamente mínima debido a su bajo espesor, pero al combinarla con la resina epoxi sus propiedades cambian. La piel actúa como elemento resistente bajo flexión, ya que está trabajando a compresión la cara superior y a tracción la inferior.

4.2.3. Matriz: Resina Epoxi

El material que se emplea como fijador es la resina epoxi, la cual cumple una doble función en la maqueta. Por un lado, cuando esté curada, y con el postproceso que conlleva luego (lijarla y arreglar posibles desperfectos), proporciona un acabado superficial liso, que es necesario para así minimizar la rugosidad que puede aparecer en la piel del ala afectando críticamente al ensayo. La segunda función, es que el epoxi refuerza la fibra de

vidrio y hace que actúe como una matriz del laminado, ayudando así a que la fibra de vidrio transfiera todos sus esfuerzos e impregne por completo el XPS, y así se asegure la cohesión entre materiales. Posee unas propiedades mecánicas buenas para esta aplicación, lo que permite aportar una rigidez al núcleo de la estructura mayor de la que tendría si no se hubiese optado por la utilización de un panel sándwich. Sus propiedades mecánicas están descritas en la Tabla 3.

Propiedad	Valor
Módulo de Young (E)	2,4 GPa
Coeficiente de Poisson (ν)	0,4
Densidad	1,3 kg/cm^3

Tabla 3. Propiedades mecánicas de la Resina Epoxi. Fuente: Makeitfrom (2024).

4.2.4. Largueros de acero

El componente más esencial y crítico de la maqueta son los largueros o *spar*. La principal función de estas piezas es dotar de rigidez a flexión a la estructura y garantizar la coherencia entre el modelo analítico y el ensayo experimental. Se seleccionan dos varillas de acero S275JR de 6 mm de diámetro. El acero S275JR presenta un módulo de Young y una densidad bastante elevada en comparación a los otros materiales seleccionados lo que supone que, a pesar de ocupar una fracción muy reducida del volumen total de la sección, los largueros aporten la mayor parte de la rigidez a flexión del conjunto. Los largueros están ubicados a lo largo de toda la envergadura del ala, lo que permite asegurar que cuando haya una carga aerodinámica aplicada sobre el ala, las varillas puedan actuar como rigidizadores frente a la flexión inducida. A demás de su principal función mecánica, también tienen otra muy importante, ya que actúan como guía para poder colocar correctamente las distintas secciones del núcleo. Sus propiedades mecánicas están descritas en la Tabla 4.

Propiedad	Valor
Módulo de Young (E)	190 GPa
Coeficiente de Poisson (ν)	0,29
Densidad	7900 kg/m^3

Tabla 4. Propiedades mecánicas Acero S275JR. Fuente: Makeitfrom (2024).

En la Figura 8 se muestra la disposición de los materiales.

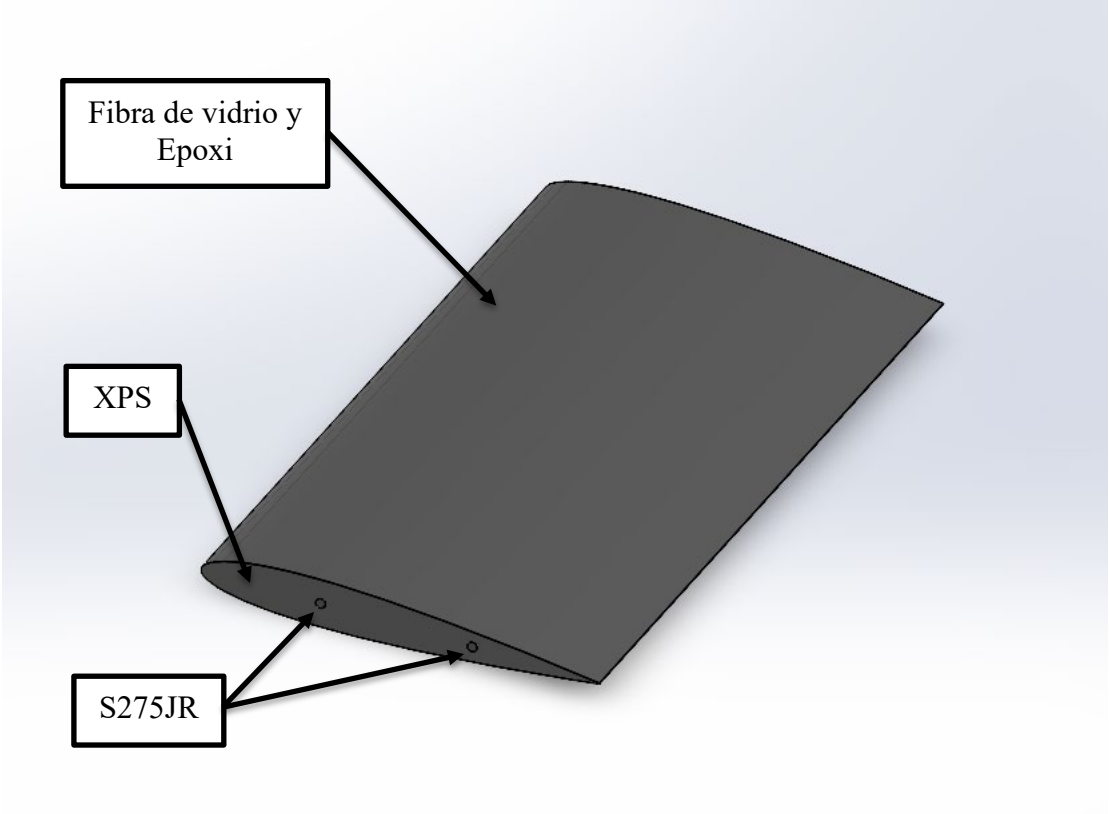


Figura 8. Disposición de los materiales. Fuente: elaboración propia.

4.3 Proceso de Fabricación

El proceso de fabricación se divide en tres fases. La primera es el conformado del núcleo, la segunda es la integración de los largueros y control de calidad y, por último, el laminado de la *shell*.

4.3.1. Fase 1: Conformado del Núcleo de XPS

A través de las coordenadas del perfil NACA 0012 se pueden obtener unas plantillas físicas, las cuales son impresas y pegadas sobre un trozo de cartón para aportar mayor rigidez al papel. Estas plantillas se emplean para marcar la forma del perfil sobre el núcleo, y así poder delimitar una zona de corte rectangular alrededor del perfil.

El proceso fue constituido a través de unos cortes preliminares más burdos a través del uso de una sierra para así poder eliminar material sobrante y quedar con una aproximación de lo que sería el extradós y el intradós. A continuación, la metodología elegida tras los cortes preliminares fue el uso de una cortadora de hilo caliente, la cual permitió eliminar el material a una velocidad mucho mayor, al mismo tiempo que dejaba cada una de las secciones un acabado bueno como se puede observar en la Figura 9. Este proceso garantizó la rectitud del perfil a lo largo de la envergadura y la fidelidad geométrica con el NACA 0012 teórico.

Debido a que la envergadura del ala es de 600 mm se tuvo que fraccionar el ala en varias secciones. El motivo de que se tuviesen que realizar quince trozos es porque el bruto de XPS tiene un espesor de 4 cm por lo que para poder alcanzar el tamaño deseado se

prepararon, 15 secciones. Dichas particiones presentaban unas limitaciones del material de partida, por lo que este proceso se tuvo que repetir varias veces para así lograr tener un ala de las dimensiones correctas. Además de las quince secciones se prepararon piezas de reserva en caso de que hubiese algún defecto o error humano en el montaje.

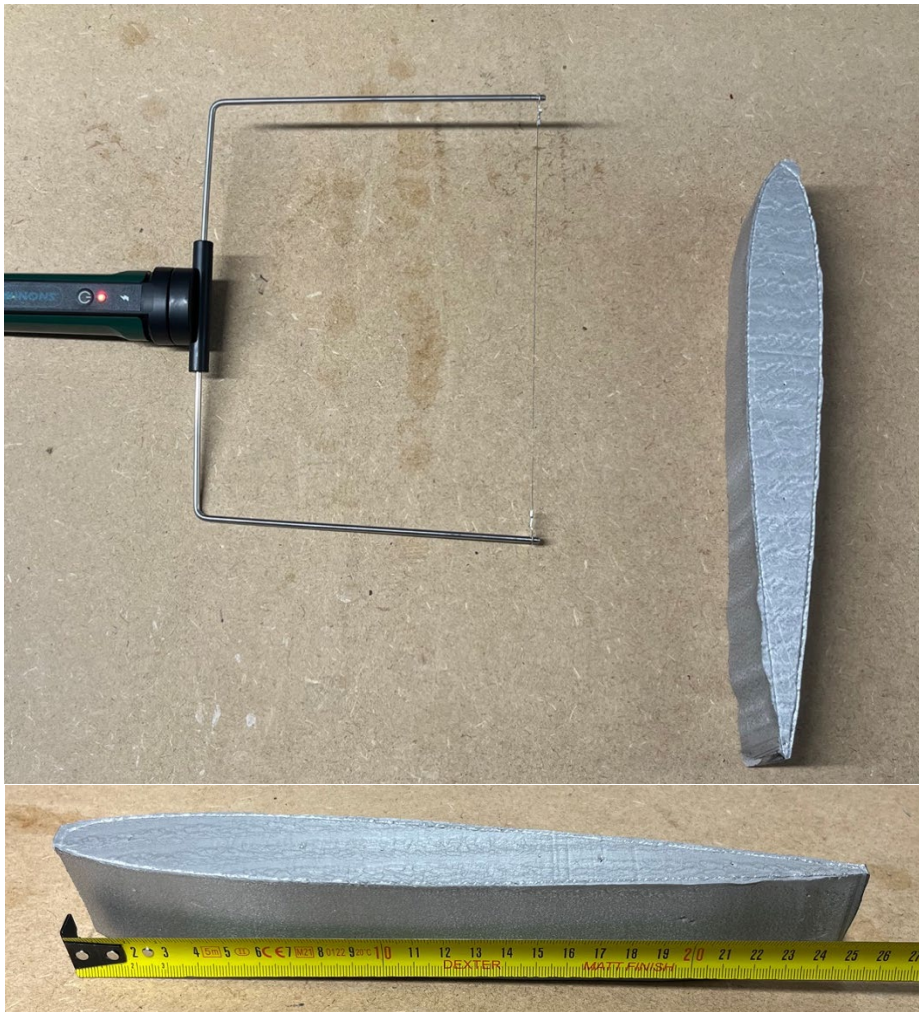


Figura 9. Proceso de conformado del XPS y comprobación de dimensiones. Fuente: elaboración propia.

4.3.2. Fase 2: Integración de los Largueros

Al finalizar la fabricación y la preparación de cada una de las secciones del ala, se realizó una inspección para asegurar que no hubiese ningún defecto. Esta comprobación se realizó colocando la plantilla sobre los marcajes donde serán realizados los agujeros para colocar los travesaños y comprobar que cuadra y coincide la sección con la plantilla.

Una vez conformadas y verificadas todas las secciones del núcleo, se pasó a la integración de los *spar*. Para esto se utilizó de nuevo la plantilla, la cual tiene unas marcas en las que se indica la posición donde se debe realizar el agujero por el que pasarán las varillas. Una

vez que los agujeros estuvieron marcados, se procedió a la perforación del XPS usando una broca de 6 mm con un nivel para asegurar la rectitud de los agujeros.

Los largueros fueron colocados en las secciones, permitiendo comprobar que se había realizado correctamente el taladrado del material, ya que si alguna sección queda descolocada es un indicador de que algún agujero está descentrado, como se puede observar en la Figura 10.



Figura 10. Colocación de los largueros y comprobación de dimensiones. Fuente: elaboración propia.

4.3.3. Fase 3: Laminado de la Piel del Composite

Para el montaje del último componente se utilizó la técnica de *Hand Lay-Up* en seco. Este es un proceso estandarizado en la fabricación de objetos con composites, sobre todo, en el mundo del aeromodelismo. La técnica consiste en la colocación de la fibra de vidrio de manera manual sobre un molde abierto. Una vez se ha logrado colocar correctamente la capa de fibra y no tiene ninguna irregularidad, se le aplica la resina de manera uniforme usando una brocha o un rodillo. Una vez está toda la resina colocada y extendida evitando el exceso, comienza el curado de la resina, que es uno de los pasos más decisivos, ya que de no realizarse correctamente pueden aparecer zonas de menor rigidez, con fracturas o

burbujas de aire lo que conllevaría a unos resultados falseados. Al no disponer de autoclave se procedió al curado del ala a temperatura ambiente, para así poder asegurar la eliminación de posibles burbujas de aire y la correcta compactación.

Una vez el perfil estuvo curado completamente, la maqueta fue sometida a un proceso de lijado fino para eliminar toda clase de imperfecciones superficiales, y así poder lograr un buen acabado superficial.

4.4 Control Dimensional

Tras la finalización del prototipo, se procedió a la realización de un a verificación dimensional para verificar que la geometría fabricada tuviese cumpliese las medidas esperadas. Las medidas que se tomaron fueron la cuerda, espesor máximo y envergadura y, para ello, se empleó un calibre. permitió un margen del 5 % de error por lo que en caso de haber alguna ligera deformación no afectaría a los resultados de una manera notable.

Las desviaciones obtenidas se estima que han ocurrido debido a la posible absorción del epoxi por parte del XPS, lo que ha favorecido a evitar la deformación de la maqueta. También se considera el error humano, ya que no ha sido un proceso estandarizado ni regulado bajo ninguna norma estandarizada.

CAPÍTULO 5: MODELO ANALÍTICO

5.1 Introducción y Enfoque Metodológico

La teoría clásica de vigas es el primer método de análisis que se ha empleado en este trabajo de cálculo analítico. Tras asimilar que el ala ha sido simplificada como una viga, la cual está sometida a una carga distribuida de origen aerodinámico y resolver las ecuaciones de equilibrio estático, obteniendo así los resultados que permiten representar los diagramas de momento flector, esfuerzo cortante y la deformada máxima en función de la velocidad.

5.2 Modelo Geométrico: Viga con Voladizos

El perfil se ha modelado como una viga recta de sección cuadrada constante la cual tiene dos apoyos interiores. El caso de sujeción ha sido representado a través de dos puntos, los cuales generaron una viga biapoyada con voladizo en sus extremos.

La envergadura total del ala es de 0,6 m, los apoyos se centran colocados de manera simétrica al centro. El apoyo A, el cual está orientado a la izquierda de la viga, está situado a 0,15 m del borde izquierdo, y el apoyo B está a 0,45 m del borde. Siendo C, D y E tramos de la viga, y q la carga distribuida. Para la simplificación y orientación del modelo se ha denominado origen el borde izquierdo como se puede ver en la Figura 11.

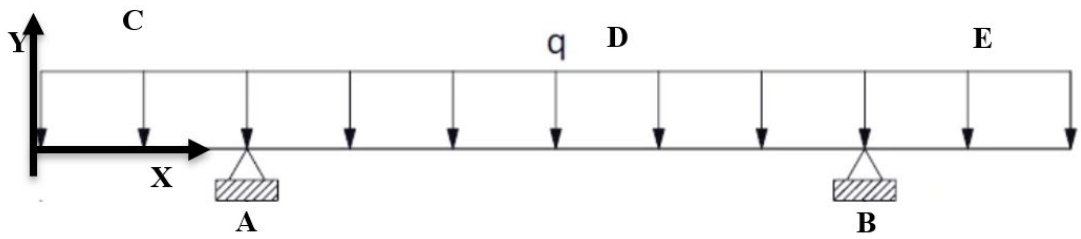


Figura 11. Representación de la viga. Fuente: elaboración propia.

El modelo se ha fraccionado en 4 secciones para simplificar el análisis y la obtención de los resultados, como se observa en la Figura 11.

- **Tramo C–A:** voladizo izquierdo, longitud 0,15 m.
- **Tramo A–B:** vano central entre apoyos, longitud 0,30 m.
- **Tramo B–D:** voladizo derecho, longitud 0,15 m.

La modelización de las condiciones de contorno en el método analítico es simple, esto se debe a que han sido estudiadas como apoyos fijos las cuales impiden el desplazamiento vertical y horizontal, de acuerdo con la hipótesis de viga de Euler-Bernoulli. Dado que en este trabajo la carga aplicada es exclusivamente vertical, las reacciones horizontales resultan nulas (RxA = RxB = 0), por lo que en la práctica el comportamiento de los apoyos es equivalente al de un apoyo articulado simple que solo restringe el desplazamiento vertical.

5.3 Carga Aerodinámica

5.3.1. Número de Reynolds

Para poder calcular el régimen de flujo se calcula el número de Reynolds mediante la para la velocidad máxima de 40 m/s, con una cuerda de 0,25 m y con la viscosidad cinemática del aire a 20ºC de $1{,}511 \cdot 10^{-5}$ m^2/s (Miranda Ríos, 2016).

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = \frac{V \cdot l}{\upsilon} \frac{40 \cdot 0.25}{1.511 \cdot 10^{-5}} = 661813.368$$

El valor que se obtiene indica que el perfil se encuentra en condiciones de régimen turbulento moderado, lo que significa que el aire que está sobre el ala tendrá remolinos de baja intensidad. La determinación del régimen de flujo es relevante porque el coeficiente de sustentación no es un valor universal, sino que depende del número de Reynolds para el que ha sido determinado. El resultado es coherente con las tablas de coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012, de las que se extrae CL = 0,6 a 5° de ángulo de ataque (Airfoil Tools, s.f.) como se puede observar en la Figura 12.

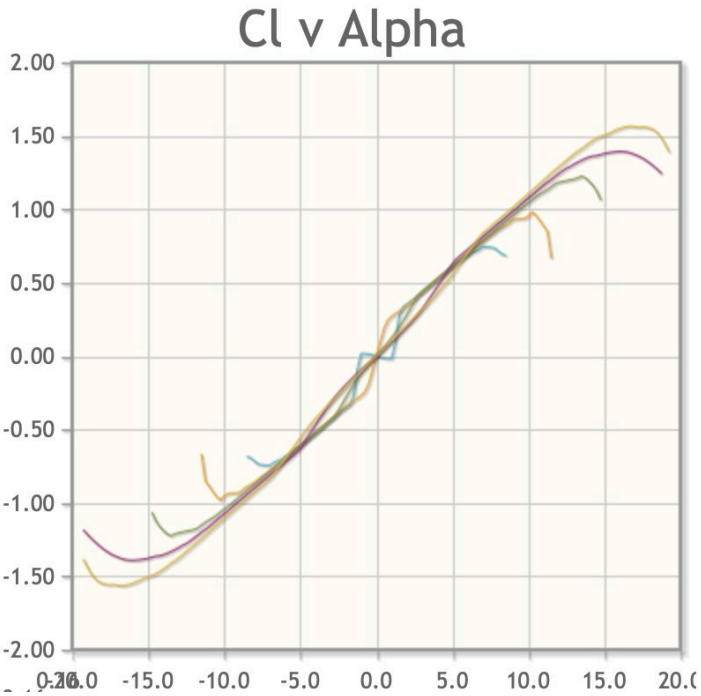


Figura 12. Coeficiente de sustentación y ángulo de ataque. Fuente: Airfoil Tools (s.f.).

5.3.2. Presión Dinámica y Carga distribuida

Para recrear el caso de estudio se tuvo que calcular cuál sería la carga aerodinámica distribuida que afectaría al perfil. Para ello se utilizó la Ecuación 9.

$$Q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \qquad \text{Ecuación 9.}$$

ρ = 1,2167 kg/m³ es la densidad del aire a 20°C (Airfoil Tools, s.f.).

c = 0,25 m es la cuerda.

CL = 0,6 (Airfoil Tools, s.f.).

$$Q = \frac{1}{2} \cdot 1.2167 \cdot 40^2 = 973.6\ N/m^2$$

5.4 Cálculo de Reacciones

Tras obtener los valores de carga para así poder montar el caso, se calcularon las reacciones que afectarían a la viga como una carga uniformemente distribuida a lo largo de toda su envergadura, como se muestra en el siguiente desarrollo. El ala presenta simetría por lo que la resolución es más sencilla. Dado que la geometría de los apoyos, situados a la misma distancia de cada extremo, como la carga distribuida de forma uniforme a lo largo de toda la envergadura, son simétricas respecto al centro del ala, la viga resulta ser simétrica en su conjunto. Esta simetría implica que ambas reacciones deben ser iguales entre sí, ya que de no serlo el comportamiento de la viga sería distinto en cada mitad de la viga.

$$\Sigma F_X = 0, \qquad \Sigma F_X = R_{XA} + R_{XB} = 0$$

$$\Sigma F_Y = 0 \rightarrow R_{YA} + R_{YB} = Q \cdot L = 0 \rightarrow R_{YA} + R_{YB} = 146.004 + \ 0.6 = 87.602\ N \rightarrow R_{YA} = R_{YB} = 43.801N$$

5.5 Diagramas de Esfuerzo Cortante y Momento Flector

Tras definir el caso de analítico se procederá a seccionar la viga en 4 tramos los cuales serán definidos en los siguientes apartados. En cada tramo se calculará el cortante y momento de cada uno usando la Ecuación 10 y la Ecuación 11. Este proceso será el mismo para cada uno de los tramos la única diferencia es el trozo por calcular.

$$T(x) = \ -W \cdot x \qquad \text{Ecuación 10}$$

$$M(x) = \ -W \cdot {x^2}/{2} \qquad \text{Ecuación 11}$$

5.5.1. Tramo 1: voladizo izquierdo (0 ≤ x ≤ 0,15 m)

Tras obtener el momento y el cortante del voladizo izquierdo se debe calcular cual será en cada punto de interés del trozo, para ello se usa la distancia del tramo que nos interesa y de tal forma se puede obtener el resultado. En la Tabla 5 se recogen los resultados.

DISTANCIA (m)	T (x)	M (x)
0	0	0
0,15	-21,901	-1,643

Tabla 5. Resultados del Tramo 1. Fuente: elaboración propia.

5.5.2. Tramo 2: vano central (0,15 m ≤ x ≤ 0,45 m)

En la Tabla 6 se recogen los resultados.

DISTANCIA (m)	T (x)	M (x)
0,15	-21,901	-1,643
0,3	0	-0,985
0,45	-21,901	-1,643

Tabla 6. Resultados del Tramo 2. Fuente: elaboración propia.

El cortante se anula en x = 0,30 m (centro geométrico), donde se produce el momento máximo.

5.5.3. Tramo 3: voladizo derecho (0,45 m ≤ x ≤ 0,60 m)

Por simetría, idéntico al Tramo 1 con signo opuesto.

5.6 Propiedades de la Sección Transversal

Se genero un script de Python el cual permitió automatizar estos cálculos, pero ello se le tuvo que introducir unos datos bases los cuales corresponden con las propiedades mecánicas, y se al no disponer de un perfil en forma de ala se usó una sección cuadrada para el cálculo del momento de inercia de tal forma se obtendría datos más conservadores. Dichos datos están recogidos en la Tabla 7.

PARÁMETRO	VALOR	DESCRIPCIÓN
E	69×10^9 Pa	Módulo de Young de referencia
I	283×10^{-12} m^4	Momento de inercia equivalente
E·I	19,53 $N \cdot m^2$	Rigidez a flexión de la sección

Tabla 7. Propiedades mecánicas modelo analítico. Fuente: Elaboración propia a partir de E, MakeItFrom (2024).

Los valores que se han empleado representan el uso de una sección homogeneizada que sirve como referencia para el cálculo de la flecha máxima. Se puede comprobar que existe una diferencia entre los valores del modelo analítico y del FEM, esto se debe a que en el modelo FEM se utilizaron los valores del núcleo del panel sándwich ya que se trata del material con peores propiedades mecánicas lo que nos permitió ser más conservadores con el cálculo, lo cual es analizado en detalle en el Capítulo 7.

Para poder verificar el estado tensional del perfil, es necesario obtener la tensión normal máxima a partir del momento flector gracias a la fórmula de Navier, como se puede ver en la Ecuación 12.

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max} \cdot l}{I} \qquad \text{Ecuación 12}$$

M_{max} es el momento flector máximo.

l es la distancia al eje neutro de la sección.

I es el momento de inercia de la sección.

En el script de Python se ha implementado también esta fórmula para poder obtener la tensión máxima a partir del momento flector que se ha calculado en cada tramo del perfil (Gere, 2002).

Para poder determinar la resistencia de la viga a flexión de la sección transversal respecto al eje de inercia se utiliza el momento de inercia (Gere, 2002). Para poder analizar el caso concreto del perfil de este proyecto, es necesario homogeneizar la sección referenciándola a un único material de referencia, ya que al ser el caso de que sección es un panel sándwich, está conformada por varios materiales (Zenkert, 1995).

El momento de inercia se ha empleado para poder calcular la flecha máxima ya que en la formula obtenida del prontuario esta tiene como función aportar la rigidez a flexión de la sección.

5.7 Cálculo de la Flecha — Método de Macaulay

La deformación máxima se puede obtener integrando dos veces la ecuación diferencial de Euler-Bernoulli, permitiendo así expresar la solución en una única ecuación válida para todos los tramos. Para este caso de estudio, la Ecuación 13 se obtuvo de (Gere, 2002).

$$\zeta_{max} = \frac{Q \cdot a}{24 \cdot E \cdot I}(3a^3 + 6a^6 \cdot S - S^3) \qquad \text{Ecuación 13}$$

Q: carga distribuida (N/m).

a: longitud del voladizo = 0,15 m.

S: longitud del vano entre apoyos = 0,30 m.

E·I: rigidez a flexión de la sección.

Las constantes C_1 y C_2 se determinan imponiendo desplazamiento nulo en los apoyos A y B, según Ecuación 14 y Ecuación 15.

$$C_1 = \frac{\frac{Q(b^4 - a^4)}{24} - \frac{R_A(b-a)^3}{6}}{b-a} \qquad \text{Ecuación 14}$$

$$C_2 = \frac{Q \cdot a^4}{24} - C_1 \cdot a \qquad \text{Ecuación 15}$$

5.8 *Script* de Cálculo en Python

5.8.1. Descripción General

Con el objetivo de agilizar los resultados y poder automatizar el modelo analítico para cualquier tipo de velocidad y dimensión de ala, se desarrolló un *script* de Python (ver Anexo C), que realiza de manera instantánea los cálculos descritos anteriormente y genera los diagramas de esfuerzo cortante, momento flector y flecha máxima.

El código dispone de una base de datos los cuales fueron introducidos manualmente, pero con posibilidad de modificación en caso de querer modificar las condiciones de estudio, como pueda ser la temperatura, las dimensiones, la densidad del aire o las propiedades mecánicas.

Para poder iniciar el código, el programa pide los siguientes valores:

1. Velocidad del viento (km/h).
2. Longitud total del ala (m).
3. Distancia hasta el soporte A (m).
4. Distancia hasta el soporte B (m).

5.8.2. Estructura del Código

El *script* se organiza en cinco bloques funcionales:

- Entrada de datos: velocidad y geometría introducidas por consola.
- Cálculo aerodinámico: presión dinámica q y carga distribuida Q.
- Caso estático: reacciones y cálculo de cortante y del momento flector.
- Flecha: cálculo de la flecha máxima y de sus constantes C_1 y C_2, generando un resultado en mm
- Gráficas: esfuerzo cortante, momento flector y deformada de la viga con valores máximos obtenidos.

5.8.3. Validación del *script*

Se realizó una verificación entre los resultados obtenido del cálculo a mano y otro del cálculo realizado a través del *script*. A continuación, se realiza una comparación en la

Tabla 6 de ambos resultados para el caso a 144 km/h ya que es el caso más desfavorable al ser el cual genera mayor carga aerodinámica.

MAGNITUD	MODELO ANALÍTICO	PYTHON	DESVIACIÓN
Carga distribuida (Q)	146,004 N/m	146,004 N/m	0%
Reacciones $R_A = R_B$	43,801 N	43,801 N	0%
Cortante máximo	21,901 N	21,901 N	0%
Posición del flector máximo	0,30 m	0,30 m	0%

Tabla 6.Comparativa de resultados analíticos. Fuente: Elaboración propia

La coincidencia exacta confirma la correcta implementación de las ecuaciones en Python.

5.8.4. Resultados representados en los diagramas

La Figura 13 muestra los diagramas de esfuerzo cortante, momento flector y deformada elástica obtenidos para el caso más desfavorable de velocidad, 144 km/h, los cuales han sido generados a través del código de Python.

El primer diagrama muestra el de esfuerzo cortante, presenta discontinuidades en los puntos de apoyo, donde las reacciones R_A y R_B introducen un cambio brusco en el valor de la cortante. El valor máximo, es de 21,88 N y se localiza justo en cada apoyo. Cabe destacar que en el centro de la viga la cortante es 0, y que el diagrama como se puede observar es simétrico ya que la viga lo es.

El segundo diagrama es el de momento flector, el cual muestra dos máximos negativos idénticos al ser simétrica la viga. El momento flector máximo es de -1,6393 N·m, que se localizan en los apoyos coincidiendo con las discontinuidades observadas en el cortante. Esto es coherente con la teoría de vigas, según la cual el momento flector alcanza un extremo en los puntos donde el cortante cambia de signo o presenta una discontinuidad (Gere, 2002). Posee tres puntos de momento nulo que son los voladizos y el centro ya que ahí la viga no está sometida a flexión.

Por último, el último diagrama representa la deformada elástica (flecha máxima) la cual confirma visualmente el comportamiento que se había esperado. Los dos voladizos serán los puntos con mayor desplazamiento, mientras que el centro de la viga tendrá una deformación mínima. Como se puede comprobar presenta el mismo tipo de deformación que los resultados obtenidos en el caso del FEM, como se puede comprobar más adelante en la Figura 17.

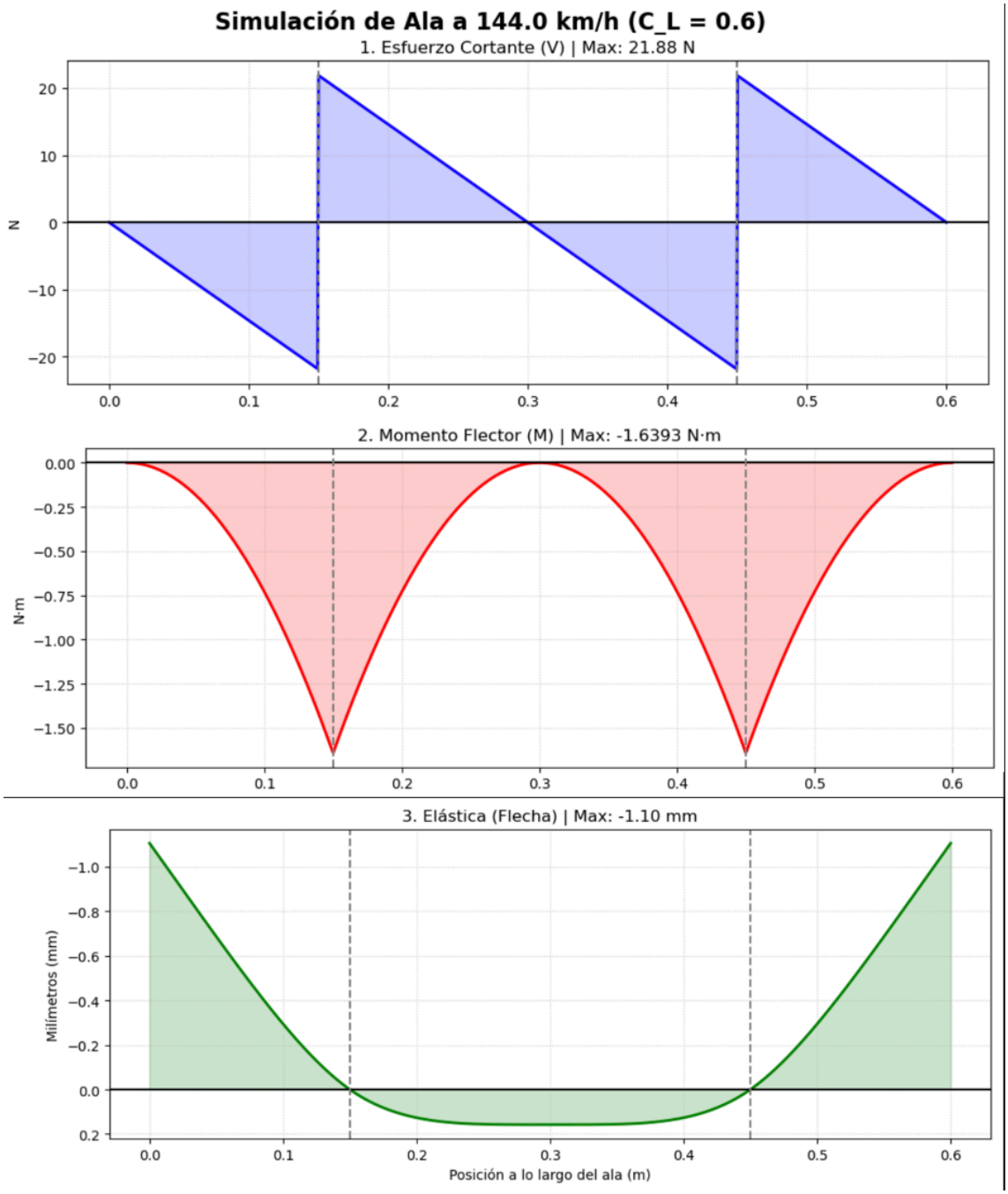


Figura 13. Diagramas de esfuerzo cortante, momento flector y flecha, respectivamente. Fuente: elaboración propia.

5.9 Resultados del Modelo Analítico

En la Tabla 7 se ha recogido todos los casos resueltos del modelo analítico, el cual más adelante permitirá comparar entre el FEM, y el modelo analítico. Los valores negativos de momento flector y flecha indican que el ala se deforma hacia arriba bajo la carga de sustentación, lo que es físicamente coherente con la dirección de la fuerza aerodinámica aplicada.

V (km/h)	V (m/s)	Q (N/m²)	W (N/m)	R_A & R_B (N)	V max (N)	M max (N·m)	δ max (mm)
10	2,78	4,69	0,704	0,211	0,106	-0,0079	-0,0053
20	5,56	18,78	2,816	0,845	0,422	-0,0316	-0,0213
30	8,33	42,25	6,337	1,901	0,95	-0,0711	-0,0479
40	11,11	75,1	11,266	3,38	1,688	-0,1265	-0,0852
50	13,89	117,35	17,603	5,281	2,638	-0,1976	-0,1331
60	16,67	168,99	25,348	7,604	3,798	-0,2846	-0,1917
70	19,44	230,01	34,501	10,35	5,17	-0,3874	-0,2609
80	22,22	300,42	45,063	13,519	6,753	-0,5059	-0,3408
90	25	380,22	57,033	17,11	8,546	-0,6403	-0,4313
100	27,78	469,41	70,411	21,123	10,551	-0,7905	-0,5324
110	30,56	567,98	85,197	25,559	12,767	-0,9566	-0,6442
120	33,33	675,94	101,392	30,418	15,194	-1,1384	-0,7667
130	36,11	793,3	118,994	35,698	17,831	-1,336	-0,8998
140	38,89	920,04	138,005	41,402	20,68	-1,5495	-1,0435
144	**40**	**973,36**	**146,004**	**43,801**	**21,879**	**-1,6393**	**-1,104**

Tabla 7. Resultados del modelo analítico obtenidos por Python. Fuente: Elaboración propia.

CAPÍTULO 6: MODELO DE ELEMENTOS FINITOS (FEM)

6.1 Introducción y Justificación del Método

El estudio por elementos finitos (*FEA, Finite Elements Analysis*) es el segundo método de análisis que se ha utilizado para llevar a cabo este trabajo. El FEA, a diferencia de lo presentado anteriormente en el Capítulo 5, el cual simplifica el perfil del ala a una viga con una carga distribuida simulando la carga que ejerce el viento. En cambio, en el modelo de elementos finitos (*FEM, Finite Elements Method*) se ha representado la estructura real del perfil NACA 0012, las propiedades mecánicas de cada uno de los componentes (la piel del composite, el núcleo y los largueros) y una distribución de carga, con un nivel de detalle mucho mayor.

El método de elementos finitos nos permite hacer cálculos y resolver problemas de ingeniería, los cuales matemáticamente son muy complejos. El método consiste en dividir un dominio geométrico en un número finito de particiones más pequeñas y simplificadas, las cuales se llaman elementos, y pueden tener varias formas. Estos elementos están conectados entre sí a través de unos puntos llamados nodos, que son los encargados de delimitar el elemento.

Para la obtención de resultados, el modelo permite plantear ecuaciones algebraicas más sencillas para cada uno de los elementos de manera individual. El comportamiento de los elementos se define mediante funciones de interpolación, y todos esos elementos se ensamblan, dando lugar a un sistema de ecuaciones lineales cuya solución proporciona los desplazamientos nodales, lo que nos permite obtener todo tipo de información acerca de ese elemento.

Para este trabajo se ha hecho uso del *solver* MSC NASTRAN 2019, que es muy utilizado en el sector aeronáutico y aeroespacial, con HYPERMESH, tanto como preprocesador para la obtención y generación del mallado, como para la definición de las condiciones de contorno y los materiales. En último lugar, HYPERVIEW se usa como postprocesador, para así poder visualizar e interpretar los resultados obtenidos.

6.2 Descripción del Modelo

6.2.1. Geometría

La geometría del modelo reproduce el perfil de un ala, en concreto el NACA 0012. Las dimensiones escogidas para el análisis FEM han sido las utilizadas en la construcción del prototipo, las cuales están recogidas en la

Tabla 1. Las coordenadas del perfil se obtuvieron de AIRFOIL (Airfoil Tools, s.f.), lo que permitió el modelado en CAD y, posteriormente, se importó en el preprocesador para construir la superficie del ala que sería analizada.

El modelo geométrico está conformado por tres componentes estructurales, como se puede apreciar en la Figura 14, cada uno de ellos tiene un propósito específico, unas sus propiedades mecánicas y una configuración de elemento.

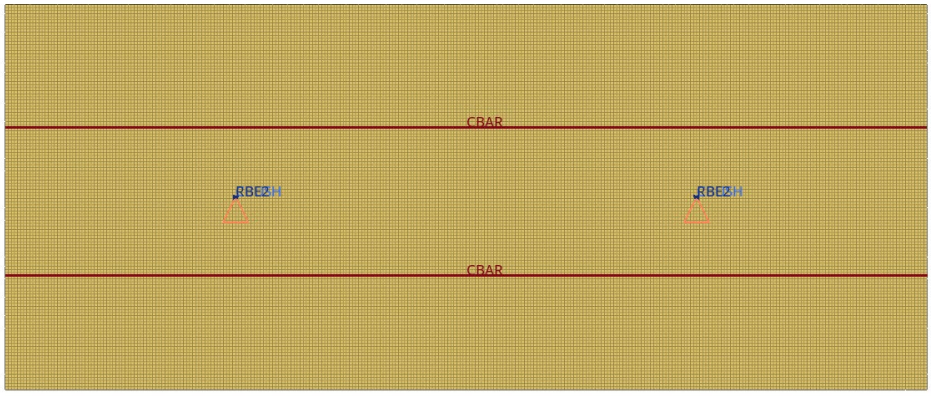


Figura 14. Modelo geométrico detallado en el FEM. Fuente: elaboración propia.

6.2.2. Extracción de la Superficie Media (*Midsurface*)

Antes de comenzar el mallado del perfil, es necesario realizar un paso previo que es fundamental para lograr obtener unos resultados verídicos y fiables. Es un paso vital debido a que el preprocesador que se ha utilizado solo es capaz de mallar con elementos placa, es decir, no puede mallar elementos sólidos sino superficies. Una vez se tiene la superficie, se le añade el espesor necesario que tuviese dicho sólido.

Los pasos a seguir en HYPERMESH consisten en extraer la superficie media a partir del modelo de sólidos del perfil del ala. Una vez se tiene la superficie intermedia extraída se debe comprobar que está se encuentra como su propio nombre indica en la mitad del sólido, ya que de lo contrario al añadirle el espesor deseado a las propiedades del material el FEM no coincidiría con el modelo inicial. Una vez esté todo centrado se pueden borrar todos los sólidos y dejar únicamente las superficies para así más tarde mallar sobre estas.

Una ventaja del perfil NACA 0012 en este proceso es su simetría geométrica. Al ser un perfil totalmente simétrico respecto a la línea de cuerda, la *midsurface* coincidirá exactamente con la propia línea de cuerda. Esta simetría facilita mucho la extracción de la malla, y permite garantizar la fidelidad geométrica del modelo sin ser necesario realizar correcciones de geometría o de posicionamiento de nodos entre el extradós y el intradós.

6.2.3. Mallado

El mallado del ala fue generado en HYPERMESH, lo que permitió generar una malla detallada del modelo (ver detalle en Figura 15). La malla está compuesta principalmente por tres elementos:

Shell: la superficie intermedia fue segregada en elementos placa de cuatro nodos (CQUAD4), los cuales están repartidos de manera uniforme a lo largo de toda la superficie aerodinámica. Son elementos de 2 mm de tamaño. En total, la malla está compuesta por 37.500 elementos en 2D. Para poder proporcionar el espesor necesario, se les atribuye la propiedad PSHELL, la cual permite especificar el espesor que se busca, en el caso de este modelo sería de 3 cm (mejor 30 mm para que esté todo en las mismas unidades).

SPAR: los largueros están modelizados con elementos en 1D, llamados CBAR. Este tipo de elementos simulan barras de todo tipo de sección, en este caso una sección circular con un radio de 3 mm. Para poder dar todas las especificaciones sobre el tipo de barra, se usó una propiedad tipo PBARL, en concreto una ROD, la cual define las barras de sección circular.

CBUSH: la recreación de los apoyos se ha simulado a través de elementos CBUSH, los cuales se comportan como una unión entre elementas, y es posible modificar su rigidez con la propiedad PBUSH. En el caso de los apoyos se utilizó una rigidez muy elevada para asegurar la estabilidad del sistema. La rigidez está definida en dos grupos las traslaciones (K1, K2, K3), con una rigidez de 1010 N/m, y las rotaciones (K4, K5, K6) con una rigidez de 1012 N/m. El hecho de que la rigidez sea tan elevada asegura una unión rígida.

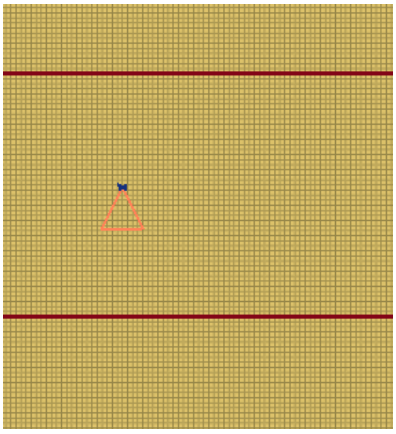


Figura 15. Modelización del FEM en detalle. Fuente: elaboración propia.

6.3 Materiales y Propiedades

6.3.1. Material: Poliestireno Extruido (XPS)

Al no ser posible asignar distintas propiedades a cada componente en una capa de elementos placa, se adoptó un criterio más conservador atribuyendo a los elementos 2D las propiedades mecánicas del XPS, las cuales se pueden observar en la

Tabla 2.

6.3.2. Material de los largueros: Acero S275JR

A los componentes *SPAR* se les atribuyeron las propiedades del acero estructural S275JR, como se puede ver en la Tabla 4.

Al haber dos tipos de materiales en el modelo se presupone que habrá uno más rígido. Se da acepta la hipótesis de que hay dos tipos de materiales puesto que se puede dividir el conjunto del ala en dos tipos de elementos, el primero serían los largueros de acero y el segundo el panel sándwich con sus respectivos matariles internos. El panel sándwich al ser un conjunto de materiales se hizo una aproximación de sus propiedades mecánicas escogiendo así la peor para ser más conservadores. La diferencia de módulos de Young nos indica que los largueros de acero al tener un módulo mucho mayor, será el dominante de rigidez en el modelo, prácticamente eclipsando al XPS.

6.4 Condiciones de Contorno

Las condiciones de contorno que se han aplicado en la simulación son las mismas que las que se utilizarían en el ensayo experimental. El ala se encuentra biapoyada en unos puntos simétricos respecto al centro de la envergadura. En el FEM, los apoyos se han representado con unos elementos llamados *Single Point Constraints* (SPC), los cuales están posicionados en los nodos 37937 y el nodo 37938, que corresponden a los puntos de unión con los CBUSH, como se muestran en la Figura 16.

Para poder simular correctamente estos apoyos, se han restringido los seis grados de libertad de cada uno los SPCs. Los tres primeros corresponden a las traslaciones en los ejes X, Y, Z, y los tres últimos a las rotaciones en X, Y, Z. Este formato de modelización permite simular un empotramiento, siendo esta condición es más restrictiva que la articulación simple con la que se ha estudiado el caso analítico, y por consecuente dando lugar a una mayor aproximación a un caso experimental. Esta diferencia será comentada en el Capítulo 8.

SINGLE POINT CONSTARAINTS (SPC): simulan los apoyos del modelo y permiten bloquear o liberar los grados de libertad de la malla en caso de buscar otro tipo de

resultado o querer hacer variaciones. En el caso del perfil hay dos SPCs colocadas con los seis grados de libertad bloqueados, lo que permite simular un anclaje correcto.

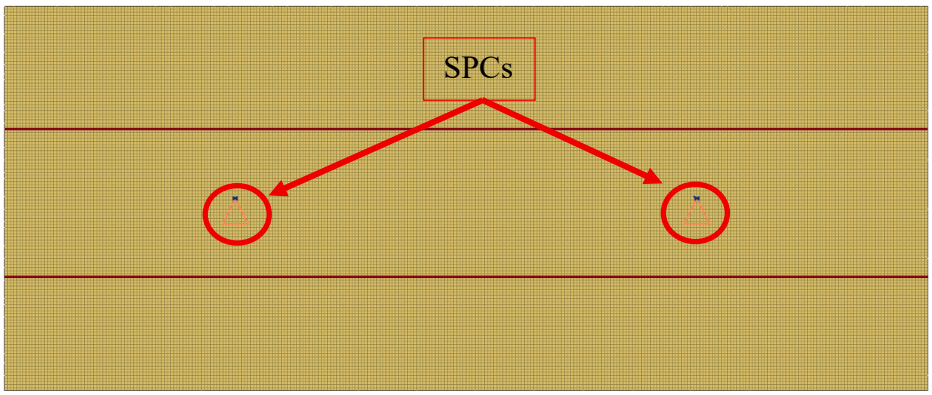


Figura 16. Modelización de los SPCs. Fuente: elaboración propia.

6.5 Cargas Aplicadas

El caso de estudio está planteado de tal forma que la carga aerodinámica se introduce en el modelo como si fuera una carga distribuida en dirección Z positiva (axial), aplicada sobre los elementos placa que forman el modelo. Dicha carga ha sido modelizada en Z ya que la carga aerodinámica principalmente actuará en dicha dirección, por lo que con ello se lograría representar una simulación precisa de cómo se comportará el viento sobre el perfil del ala, como se puede observar en la Figura 17.

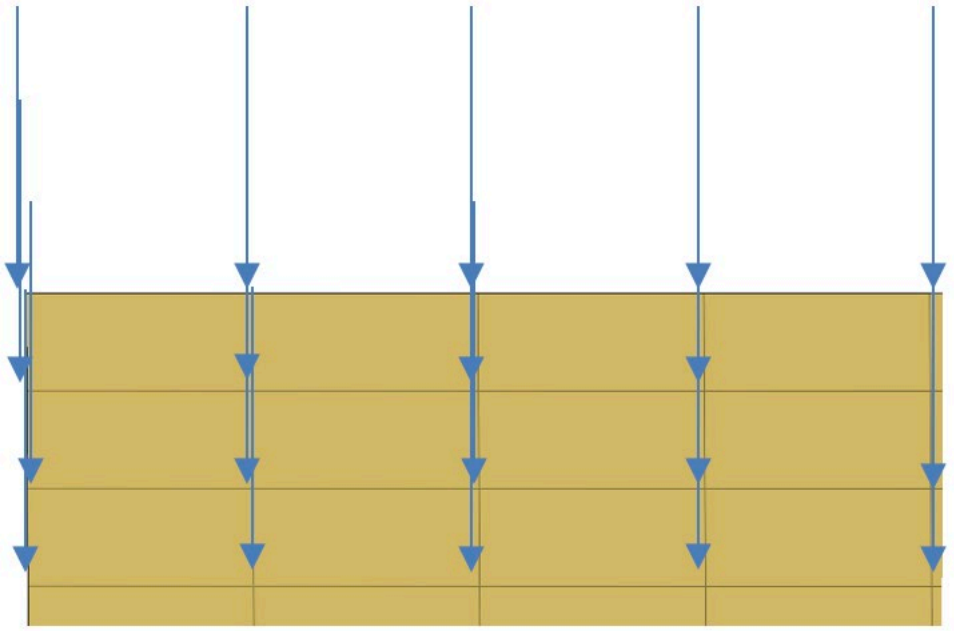


Figura 17. Modelización de PLOAD. Fuente: elaboración propia.

La carga que es utilizada sobre el modelo en todos los distintos casos de estudio se ha obtenido a través de la fórmula de la presión dinámica como se explicó en la Ecuación 4.

A continuación, como se puede observar en la Tabla 10 están todos los subcasos de estudio con las distintas velocidades y las fuerzas que se genera a cada una de esas velocidades. Como se puede observar en la tabla hay 15 casos, se han analizado todos ellos ya que en un caso real el viento es progresivo por lo que el ala deberá atravesar cada una de esas velocidades, por ello es de vital importancia analizar y estudiar cómo se comportará el perfil en unos casos concretos.

V (km/h)	V (m/s)	W (N/m²)	Q (N/m)
10	2,78	4,69	0,7
20	5,56	18,76	2,82
30	8,33	42,21	6,34
40	11,11	75,04	11,27
50	13,89	117,25	17,6
60	16,67	168,84	25,35
70	19,44	229,81	34,5
80	22,22	300,16	45,06
90	25	379,89	57,03
100	27,78	468,99	70,41
110	30,56	567,48	85,2
120	33,33	675,34	101,39
130	36,11	792,59	118,99
140	38,89	919,21	138,01
144	40	973,36	146

Tabla 8. Conversión de velocidad a presión dinámica y carga distribuida. Fuente: elaboración propia.

Como se puede observar la carga aplicada crece cuadráticamente con la velocidad, de acuerdo con la dependencia de la presión dinámica con la V2, lo que se traduce en un incremento proporcional de los desplazamientos y tensiones en el modelo. Pudiéndose comprobar al duplicar la velocidad de ensayo, tanto el desplazamiento máximo como la tensión Von Mises máxima se multiplican aproximadamente por cuatro, como se puede observar en el desplazamiento que hay a 10 y 20 km/h siendo de 0,0083 mm y de 0,033 mm respectivamente.

6.6 Tipo de Análisis

El análisis realizado es un **análisis estático lineal**, ejecutado mediante la solución SOL 101 de MSC Nastran. Este tipo de análisis resuelve con la Ecuación 16.

$$F = K \cdot X \qquad \text{Ecuación 16}$$

donde K es la matriz de rigidez global del modelo, X es el vector de desplazamientos nodales incógnita y F es el vector de fuerzas externas aplicadas. La linealidad del análisis implica que se asume comportamiento elástico lineal de todos los materiales (Cook et al., 2002), y que los desplazamientos son suficientemente pequeños como para no modificar la geometría del modelo (hipótesis de pequeñas deformaciones) (Gere, 2002).

Cada uno de los 15 casos definidos en el archivo de control se resuelve de forma independiente bajo la misma matriz de rigidez, variando únicamente el vector de cargas. Esto es posible porque en un análisis lineal, la rigidez estructural no depende del nivel de carga. Esto es posible puesto que, en un análisis estático lineal, la rigidez depende únicamente la geometría de la estructura, las propiedades elásticas del material y las condiciones de contorno que se describen, estos valores son magnitudes constantes que no varían a pesar de que la carga sí que lo haga por lo que mientras el material no alcance su límite elástico se tratará de una relación proporcional con la carga aplicada.

Las salidas solicitadas del *solver* fueron:

- ***DISPLACEMENT:*** desplazamientos nodales en todos los nodos del modelo.
- ***STRESS*:** tensiones en todos los elementos 2D (piel).
- ***ELFORCE:*** fuerzas internas en los elementos de barra (largueros).

6.7 Resultados

6.7.1. Desplazamientos

Los resultados de desplazamiento en dirección Z para cada caso muestran la deformada del ala bajo la carga aerodinámica equivalente como se puede ver en la Tabla 11. El desplazamiento máximo se produce, como era de esperar, en los extremos de la envergadura (voladizos), donde la distancia al apoyo más cercano es máxima. En la Figura 18 se puede observar cómo el perfil NACA 0012 se deformaría, para poder visualizar correctamente el desplazamiento se ha introducido un factor de escala en el visualizador.

V (km/h)	Desplazamiento (mm)
10	0,0083
20	0,033
30	0,0743
40	0,132
50	0,206
60	0,297
70	0,404
80	0,528
90	0,668
100	0,825
110	0,998
120	1,19
130	1,39
140	1,62
144	1,71

Tabla 11. Resultados de desplazamientos. Fuente: elaboración propia.

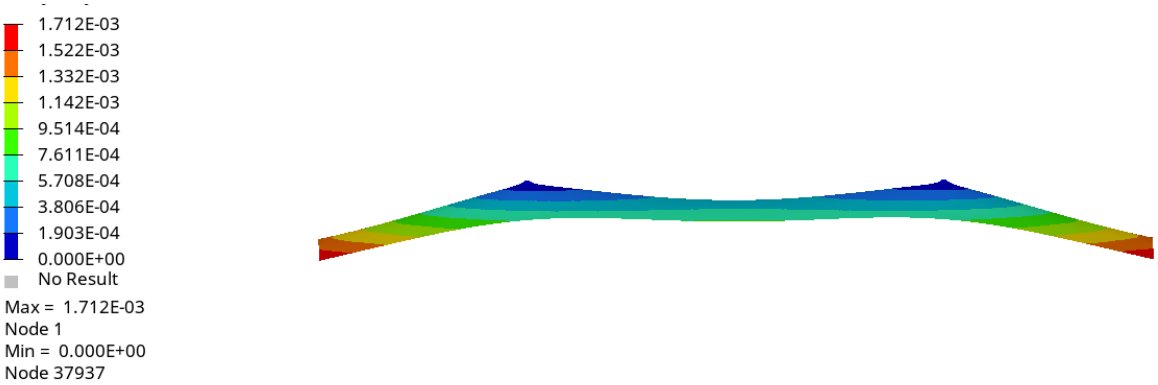


Figura 18. Desplazamiento máximo del perfil. Fuente: elaboración propia.

6.7.2. Tensiones

El mapa de tensiones de Von Mises sobre la piel del ala muestra las zonas de mayor solicitación estructural como se puede observar en la Tabla 12. Las tensiones máximas se concentran en las secciones próximas a los apoyos, donde el momento flector es máximo, y en la transición entre el vano central y los voladizos.

V (km/h)	Tensión de Von Mises (MPa)
10	0,0015
20	0,0061
30	0,0137
40	0,0244
50	0,0381
60	0,0548
70	0,0746
80	0,0974
90	0,123
100	0,152
110	0,184
120	0,219
130	0,257
140	0,298
144	0,316

Tabla 12. Resultados de tensiones. Fuente: elaboración propia.

6.7.3. Fuerzas en los Largueros

Las fuerzas internas en los elementos de barra (largueros) se extrajeron del archivo de resultados .f06, correspondiente al análisis de fuerzas (NACA_0012_QS_FORCE). Estos valores permiten verificar que los largueros trabajan dentro del rango elástico del acero S275JR (límite elástico σ_y = 275 MPa) para todas las velocidades de ensayo. La fuerza máxima se obtiene cuando la velocidad del ensayo es de 144km/h, con un valor de 73 N. Al considerarse que la sección del larguero es circular con un diámetro de 6 mm, se puede calcular una tensión axial del larguero a través de la Ecuación 17, la cual resulta ser de 2,58 MPa. Este valor representa un valor muy pequeño del límite elástico del S275JR. Este resultado confirma un margen de seguridad amplio, y descarta cualquier riesgo de fallo en los largueros.

$$\sigma = \frac{F}{A} \qquad \text{Ecuación 17}$$

6.8 Consideraciones sobre el Modelo

Antes de proceder a la comparación de resultados en el Capítulo 7, conviene señalar algunas particularidades del modelo FEM, que condicionan la interpretación de los resultados:

Simplificación de la carga: la fuerza aerodinámica se aplica como carga puntual en un único nodo, en lugar de como presión distribuida sobre la superficie del perfil. Esta simplificación es coherente con el enfoque del ensayo experimental, pero introduce diferencias respecto a la distribución real de presiones.

Condición de empotramiento vs. articulación: las condiciones de contorno del modelo FEM restringen los seis grados de libertad en los puntos de apoyo, mientras que el modelo analítico asume apoyos articulados. Esta diferencia en la rigidez de los apoyos genera sistemáticamente menores desplazamientos en el FEM respecto al modelo analítico para las mismas cargas, y se cuantifica en el Capítulo 7.

Homogeneización del material: la piel del composite se modela como material isótropo equivalente (MAT1), en lugar de como laminado anisótropo (MAT8/PCOMP). Esta simplificación es apropiada dado el bajo gramaje del tejido de fibra de vidrio empleado y la ausencia de datos experimentales de rigidez del laminado real.

CAPÍTULO 7: COMPARACIÓN Y VALIDACIÓN DE RESULTADOS

El siguiente capítulo recoge la comparación y el análisis de los resultados obtenidos mediante los dos métodos de análisis estructural empleados en este trabajo. El primer modelo que se comparará es el modelo analítico basado en la teoría de vigas de Euler-Bernoulli, el cual esta descrito en el Capítulo 5. El segundo modelo es el que ha sido calculado a través de elementos finitos y desarrollado usando la herramienta de NASTRAN, explicado en el Capítulo 6. El análisis se centrará en la flecha máxima del ala en función de la velocidad de ensayo, ya que se considera el resultado más representativo del comportamiento estructural de un componente (Gere, 2002).

La siguiente Tabla 13 recoge todos los resultados de flecha máxima obtenidos por cada método, siendo analizado a cada velocidad de velocidades de ensayo.

V (km/h)	V (m/s)	Q (N/m²)	Flecha máxima (mm)	
			Viga	FEM
10	2,78	4,69	0,0053	0,0083
20	5,56	18,76	0,0213	0,033
30	8,33	42,21	0,0479	0,0743
40	11,11	75,04	0,0852	0,132
50	13,89	117,25	0,1331	0,206
60	16,67	168,84	0,1917	0,297
70	19,44	229,81	0,2609	0,404
80	22,22	300,16	0,3408	0,528
90	25	379,89	0,4313	0,668
100	27,78	468,99	0,5324	0,825
110	30,56	567,48	0,6442	0,998
120	33,33	675,34	0,7667	1,19
130	36,11	792,59	0,8998	1,39
140	38,89	919,21	1,0435	1,62
144	40	973,36	1,104	1,71

Tabla 13. Valores de flecha máxima por cálculo de vigas y por FEM. Fuente: elaboración propia.

En la Figura 6 se pueden observar los resultados de ambos ensayos, donde se representa la flecha máxima en función de la velocidad. En ella se muestran las curvas correspondientes al modelo analítico y al modelo de elementos finitos para el rango completo de velocidades estudiado, de 10 a 144 km/h. Ambas curvas presentan una forma parabólica, y se mantienen paralelas entre sí a lo largo de todo el rango, lo que permite apreciar visualmente que la desviación entre ambos modelos es constante y no varía con la velocidad de ensayo.

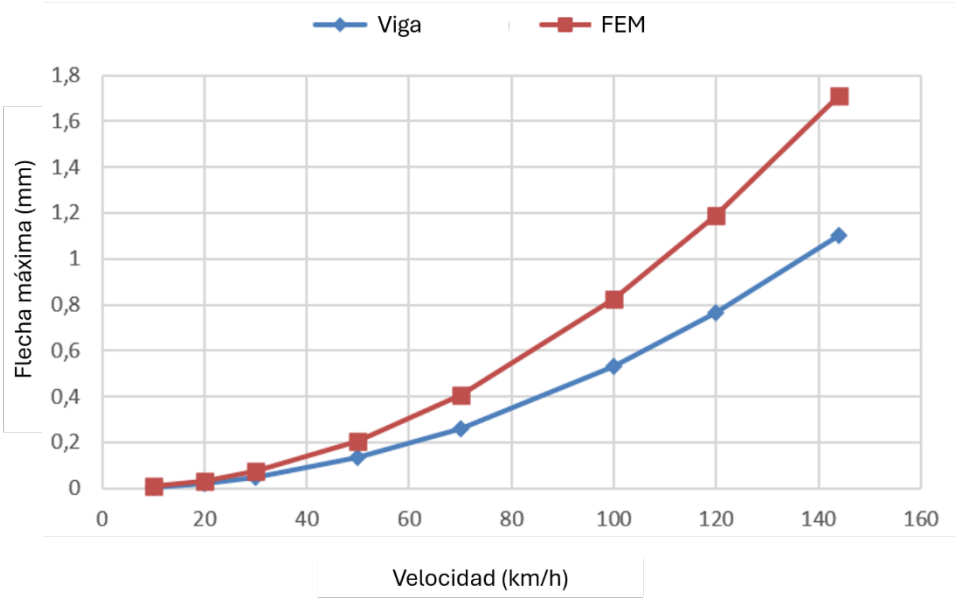


Figura 9. Flecha máxima en función de la velocidad, para análisis de viga y FEM. Fuente: elaboración propia.

Los dos modelos muestran el mismo comportamiento, la flecha máxima crece de manera cuadrática con la velocidad, de acuerdo con la dependencia de la carga con la velocidad al cuadrado, según la Ecuación 5 vista en el Capítulo 3. El hecho de que ambos modelos presenten esta concordancia confirma que los dos modelos reproducen correctamente el efecto de las cargas.

El modelo FEM obtiene unos resultados de flecha mayores que los del modelo analítico, con una desviación aproximadamente del 55%, el cual está calculado a partir de los valores que se han obtenido y se pueden observar en la tabla 8 y también están representado en la figura 6. La desviación es significativa ya que como se puede apreciar hay bastante diferencia entre ambos resultados, pero al mismo tiempo no es ni aleatoria ni depende de la carga distribuida aplicada, sino por una diferencia en los parámetros aplicados entre modelos. Pero un indicio de que es coherente es que hay una desviación constante entre todos los casos de cargas lo que nos indica que ambas soluciones siguen el mismo factor. Dicho factor es la diferencia de rigideces entre los modelos ya que al incorporar la geometría de manera coherente al FEM y sus propiedades reales, esto genera una diferencia frente a la sección que se tomó de referencia simplificada en el modelo analítico (Cook et al., 2002). La desviación sistemática entre ambos modelos tiene su origen en tres diferencias fundamentales entre los modelos:

- **Diferencia en la rigidez del material**

El modelo analítico usa una sección de referencia equivalente con un módulo de Young de 69 GPa y un momento de inercia de $283 \cdot 10^{-12}$ m^4. Se sopesó la posibilidad de calcular el modelo analítico de nuevo empleando directamente las propiedades reales de los materiales, pero se rechazó esta idea. Esto se debe, ya que al tratarse de una sección compuesta por varios materiales con rigideces distintas las cuales están trabajando simultáneamente de manera conjunta, no es posible representar su comportamiento mediante un único par de valores de rigidez y momentos de inercia, y también excedía el alcance del modelo de viga simple planteado en este trabajo (Mallick, 2007). Por este motivo, se mantuvieron las propiedades iniciales como punto de partida analítico y también y a que este primer cálculo sirvió como base para redirigir el enfoque del proyecto.

Por otro lado, el modelo FEM emplea las propiedades reales del XPS, con un módulo de Young de 24 MPa y con la geometría tridimensional real del NACA 0012. La diferencia en la rigidez de cada modelo es la principal causa de la desviación sistemática y, a pesar de ello, ambos modelos son coherentes al mostrar la misma tendencia de la flecha máxima, lo que confirma que la física y el problema están correctamente capturados y resueltos en ambos casos (Cook et al., 2002).

- **Diferencia en las condiciones de contorno**

En los dos modelos los apoyos están situados en los mismos puntos, pero cabe destacar que el grado de restricción que se impuso sobre los modelos es ligeramente diferente. El modelo analítico emplea apoyos fijos, los cuales impiden el desplazamiento vertical y horizontal, si cabe destacar que el modelo al no presentar cargas horizontales, sino que únicamente tiene cargas verticales, adopta el comportamiento de un apoyo que únicamente restringe las cargas verticales. El modelo FEM restringe los seis grados de libertad para representar de forma más fiel la sujeción real del ala a la bancada. Esta diferencia en el grado de restricción introduce una ligera modificación en la distribución de momentos a lo largo de la envergadura. Sin embargo, el hecho de tener una desviación constante del 55% en la totalidad del ensayo, indica que esta diferencia no depende del nivel de carga, lo que demuestra que esta discrepancia apenas influye en el resultado final, afectando mucho menos que la diferencia de rigidez entre ambos modelos. Por este motivo se optó por modelizar el FEM con todos los grados de libertad restringidos, ya que es una decisión que aporta mayor fidelidad al modelo y sobre todo a la manera de modelar las sujeciones, sin que ello introduzca diferencias significativas en los resultados respecto a si el perfil NACA se hubiera modelado con una sujeción articulada frente a una rígida.

- **Diferencia en la aplicación de la carga**

El modelo analítico aplica la carga aerodinámica como una presión distribuida uniformemente a lo largo de toda la envergadura de la viga. El modelo FEM aplica la carga mediante la tarjeta PLOAD4, que distribuye la presión sobre todos los elementos de placa de la superficie del ala. Aunque ambos enfoques son los mismos en términos de carga total, la distribución espacial no es exactamente la misma, lo que puede introducir pequeñas diferencias locales en los resultados. La tarjeta PLOAD4, el lugar de distribuir la carga lo que hace es que aplica la presión sobre cada uno de los nodos de la malla, lo que, a fin de cuentas, es la misma manera de calcular, pero puede llegar a afectar ligeramente en el cálculo. Como se puede observar en la Figura 17.

Verificación estructural

Indiferentemente de las diferencias que hay entre ambos modelos, los dos coinciden en que la flecha máxima obtenida es de pequeña magnitud en todo momento, principalmente en comparación con el margen de seguridad a nivel estructural que se obtiene, donde la tensión máxima que alcanza el modelo representa solo el 10,53 % del límite elástico del XPS.

La flecha máxima en el modelo FEM es de 1,71 mm. Para valorar si el desplazamiento es significativo, hay que compararlo frente a la dimensión máxima del perfil que en este caso se trata de la envergadura con un total de 600 mm. Si dividimos ambos valores se obtiene el índice de deformación relativa de la estructura, como se puede observar en la Ecuación 18.

$$\frac{\delta_{max}}{L} = \frac{1.71}{600} = 0{,}00285 \rightarrow 0{,}285\ \% \qquad \text{Ecuación 18}$$

El resultado obtenido permite comprobar que la flecha máxima representa menos del 0,3% de la envergadura total del perfil lo que es un valor claramente pequeño y que se encuentra dentro del régimen de pequeñas deformaciones asumido en ambos modelos de ensayo, confirmando que el modelo opera en régimen completamente elástico y que ninguno de los modos de fallo identificados en el Capítulo 3 es alcanzado en el rango de velocidades de ensayo.

Por otro lado, la tensión de Von Mises máxima obtenida en el modelo FEM a 144 km/h es de 0,226 MPa, muy por debajo del límite elástico del XPS, el cual es aproximadamente de 3 MPa, lo que confirma el comportamiento elástico lineal asumido en ambos modelos.

La comparación entre ambos modelos pone de manifiesto que, tanto el modelo analítico como el FEM, captan correctamente el comportamiento estructural del ala, el único impacto destacables que se ha podido observar es que en el ensayo realizado existe una

diferencia en los parámetros utilizados en los modelos, lo que acaba afectando a los resultados obtenidos.

Para una comparación más rigurosa entre ambos métodos, sería necesario que el modelo analítico empleara los mismos valores de propiedades del material que el FEM, es decir, E = 24 MPa correspondiente al XPS real. No obstante, la coherencia de la tendencia y la constancia de la desviación confirman que ambos modelos son enteramente correctos, y que las diferencias observadas son completamente explicables a partir de las hipótesis adoptadas en cada caso. Esta situación es habitual en el mundo de la ingeniería estructural, ya que muchos modelos analíticos simplificados proporcionan una estimación rápida del comportamiento de la estructura, mientras que el modelo de elemento finitos proporciona mayor claridad, ya que permite reproducir con mayor precisión la geometría, las propiedades y sus condiciones de contorno. El uso combinado de ambos métodos ha permitido contrastar y evaluar las limitaciones que han surgido en cada uno de los modelos, lo que constituye una de las aportaciones más importantes de este trabajo.

De los métodos empleados, el FEM es el que mejor ha logrado representar la realidad física del caso estudiado. A diferencia del modelo analítico, el FEM incorpora desde la geometría tridimensional real del perfil NACA 0012, hasta una aplicación real de las cargas distribuidas aplicadas sobre la superficie del ala. Por estos motivos, se considera que los resultados del modelo FEM son los más representativos del comportamiento real de la estructura y los que con mayor probabilidad coincidirán con los datos obtenidos en un ensayo experimental. Por otro lado, el modelo analítico es correcto, ya que cumple su función como herramienta preliminar de estimación, siendo aun así sus resultados coherentes con los del FEM.

CAPÍTULO 8: CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

8.1 Conclusiones

En este estudio se ha llevado a cabo el análisis aeromecánico de un ala con perfil NACA 0012, la cual ha sido fabricada en materiales compuestos. Para la obtención de resultados, se han empleado dos metodologías de análisis estructural independientes: La primera, un modelo analítico basado en la teoría de vigas, y la segunda mediante un modelo de elementos finitos resuelto a través de NASTRAN. A continuación, se recogen las ideas más destacables:

- El prototipo diseñado y fabricado presenta un comportamiento estructural completamente elástico para todas las velocidades analizadas (10-144 Km/h), con una flecha máxima de 1,71 mm a 144 km/h, equivalente a solo el 0,285 % de la envergadura total, lo que confirma la hipótesis de pequeñas deformaciones para ambos modelos.
- En cuanto a la integridad estructural, el valor de la tensión de Von Mises máxima obtenida es de 0,316 MPa, lo cual representa el 10,53 % del límite elástico del XPS que es de 3 MPa. Esto supone que el perfil NACA 0012 tiene un margen de seguridad aproximadamente de 9,5 veces superior, lo que confirma que no se alcanza ninguno de los modos de fallo indicados en el Capítulo 3.
- Entre ambos modelos existe una desviación clara del 55 %, constante en todo rango de velocidades y cargas. Esta desviación es atribuible a la diferencia que se observa en la rigidez de referencia empleada en cada modelo y no a un comportamiento aleatorio.
- Tanto la tensión de Von Mises como la flecha máxima, presentan una relación cuadrática con la velocidad de ensayo, lo que indica coherencia con la dependencia de la carga aerodinámica y el cuadrado de la velocidad. El modelo basado en teoría de vigas demuestra ser una herramienta útil para realizar una estimación inicial del comportamiento estructural del perfil, si bien los resultados son enteramente coherentes y al mismo tiempo no son comparables en magnitud con el modelo FEM.
- El modelo en FEM ha permitido obtener los valores de tensiones y desplazamientos para todas las 15 condiciones de ensayo evaluadas. La distribución de tensiones muestra mayor concentración en las zonas próximas a los apoyos, lo que genera que el momento flector sea máximo.

8.2 Trabajo Futuro

Tras haber obtenido los resultados, se abren nuevas posibilidades a mejoras y posibles continuaciones del proyecto.

- Ensayo experimental en túnel de viento: este ensayo permite completar el análisis del perfil con el fin de validar los datos.
- Análisis dinámico: permitiría conocer las frecuencias propias de vibración del ala, con el fin de evaluar el riesgo de resonancia en el rango de velocidades de ensayo. Este análisis es especialmente relevante de cara al futuro ensayo en túnel de viento, donde las excitaciones aerodinámicas pueden generar fenómenos de divergencia, la cual consiste en que la rigidez estructural de una superficie es superada por las fuerzas aerodinámicas, lo que provoca que la superficie se doble y genere aún más fuerza pudiendo llegar a destruir el ala.

ANEXO A

PLIEGO DE CONDICIONES

PC.1 Objeto y Alcance

El siguiente pliego de condiciones determina las especificaciones técnicas, los requisitos de materiales y los procedimientos que han mandado sobre la fabricación y, por último, el análisis y la correspondiente verificación estructural del perfil NACA 0012. El objetivo es definir las condiciones mínimas que se ha de lograr en el trabajo realizado, para así poder garantizar la validez de los resultados.

PC.2 Especificaciones Técnicas de los Materiales

PC.2.1. Núcleo de XPS

El XPS al ser el núcleo del panel sándwich debe tener unas especificaciones muy concretas, las cuales son descritas a continuación (MakeItFrom, 2024):

- Densidad mínima: 29 kg/m³.
- Módulo de compresión mínimo: 100 kPa.
- Coeficiente de Poisson: 0,33.
- Dimensiones mínimas del panel de partida: se deberá obtener una sección con un espesor mínimo de 4 cm, y que cumpla las dimensiones generales de la plantilla.

PC.2.2. Fibra de Vidrio

Se trata de uno de los componentes de la piel del panel sándwich, por lo que necesita tener unas especificaciones concretas (Leroy Merlin, s.f.).

- Tipo: velo de fibra de vidrio de polipropileno fundido (CPP).
- Gramaje: 35 g/m².
- Compatibilidad: Debe ser apta para trabajar con epoxi y con el XPS.
- Conformabilidad: Únicamente debe adaptarse bien a la curvatura del perfil.

PC.2.3. Resina Epoxi

Es la matriz del panel sándwich, por lo que tienes unas especificaciones muy concretas (MakeItFrom, 2024).

- Tipo: resina epoxi de curado a temperatura ambiente (sin autoclave).

- Aplicación: se debe poder aplicar mediante técnica de laminado manual (*Hand Lay-Up*) o de punteado.
- Acabado superficial tras lijado: No debe existir ningún tipo de rugosidad y de haberla que sea mínima.

PC.2.4. Largueros de Acero

Son los principales elementos estructurales del modelo, por lo que son los más estrictos (MakeItFrom, 2024).

- Material: acero estructural S275JR según norma EN 10025-2.
- Geometría: Debe ser una varilla cilíndrica maciza de diámetro nominal 6 mm.
- Módulo de Young: 190 GPa.
- Límite elástico mínimo: 275 MPa.
- Longitud: Exactamente la misma que la envergadura total del ala (600 mm).

PC.3 Especificaciones Geométricas

A continuación, la Tabla A1 muestra las tolerancias dimensionales:

PARÁMETRO	DIMENSIONES (mm)	TOLERANCIA ADMISIBLE (mm)
Envergadura	600	± 2 mm
Cuerda	250	± 1 mm
Espesor máximo	30	± 1 mm

Tabla A1. Tolerancias dimensionales. Fuente: elaboración propia.

PC.4 Especificaciones del Modelo de Elementos Finitos

El modelo de elementos finitos presenta unas especificaciones concretas, las cuales son descritas a continuación.

- Preprocesador: HyperMesh
- Solver: MSC Nastran 2019
- Postprocesador: HyperView
- Tipo de análisis: Es un análisis estático lineal (SOL 101)
- Elementos de piel: Son elementos 2D llamados CQUAD4 y su propiedad es la PSHELL.
- Elementos de larguero: Son elementos 1D llamados CBAR y su propiedad es la PBARL tipo ROD.
- Condiciones de contorno: Se utilizan SPCs con una restricción en 6 GDL en los nodos de apoyo.

- Aplicación de carga: Se aplica una presión distribuida mediante tarjeta PLOAD4 sobre todos los elementos 2D.

PC.5 Especificaciones del Modelo Analítico

El modelo analítico presenta las especificaciones definidas de la siguiente manera:

- Método: Se utiliza la teoría de vigas de Euler-Bernoulli.
- Configuración: Se trata de una viga con voladizos simétricos de 150 mm y vano central de 300 mm.
- Carga: Se aplica una carga distribuida uniforme de origen aerodinámico.
- Implementación: Se creó un script en Python con librería NumPy.
- Rango de velocidades: 10 a 144 km/h.

PC.6 Normativa de Referencia

Se tienen en cuenta las siguientes normativas.

- EN 10025-2: Productos laminados en caliente de aceros para estructuras. Condiciones técnicas de suministro de aceros no aleados para estructuras (AENOR, 2019).
- ISO 527: Plásticos. Determinación de las propiedades en tracción (ISO, 2019).
- ISO 9001: Sistema de gestión de calidad (ISO, 2015).
- ASTM D3039: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials (ASTM International, 2017).

ANEXO B

PRESUPUESTO

P.1 Introducción

El en el siguiente presupuesto se recogen los costes asociados a la realización de este proyecto, incluyendo los materiales empleados en la fabricación de la maqueta (ver Tabla B1), y una estimación del coste de la mano de obra en horas de ingeniería.

MATERIAL	CANTIDAD	PRECIO (€)
Panel de Poliestireno Extruido (XPS)	2	13,80
Velo de Fibra de Vidrio	1	8,75
Resina Epoxi	1	45,99
TOTAL	**4**	**68,54**

Tabla B1. Coste de materiales. Fuente: elaboración propia.

P.2 Coste de la Mano de Obra

A continuación, se puede observar la Tabla B2, que recoge el coste estimado de mano de obra.

CONCEPTO	HORAS	COSTE/HORA (€/h)	TOTAL (€)
Ingeniería de diseño y cálculo	15	35,00	525,00
Fabricación de maqueta	10	25,00	250,00
Modelado FEM	30	35,00	1.050,00
Redacción del informe	50	25,00	1.250,00
Total mano de obra	**105**	**-**	**3.075,00 €**

Tabla B2. Estimación del coste de la mano de obra. Fuente: elaboración propia.

P.3 Resumen del Presupuesto

En la Tabla B3, se recoge el coste total:

Concepto	Importe (€)
Materiales	68,54
Mano de obra	3.075,00
SUBTOTAL	**3.143,54**
IVA (21%)	660,14
TOTAL PRESUPUESTO	**3.803,68**

Tabla B3. Estimación presupuesto total del proyecto. Fuente: elaboración propia.

ANEXO C

Código en Python:

```
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

print("SIMULADOR DE CALCULO PERFIL NACA 0012")
print("-" * 55)

#
# 1. ENTRADA DE DATOS (INPUTS)
#
v_kmh = float(input(" Velocidad del viento (km/h): "))
L = float(input(" Longitud total del ala (m): "))
a = float(input(" Distancia hasta el SOPORTE A (m) desde origen (izquierda de la
viga): "))
b = float(input(" Distancia hasta el SOPORTE B (m) desde origen (izquierda de la
viga): "))

# Parámetros del material (Aluminio 10x10x1mm)
E = 69e9      # Módulo Young (Pa)
I = 283e-12   # Inercia (m^4)

#
# 2. CÁLCULOS AERODINÁMICOS (Basados en cálculos preliminares a mano)
#
v_ms = v_kmh / 3.6         # Conversión a m/s
rho = 1.2167               # Densidad del aire a 20ºC (kg/m^3)
cuerda = 0.25              # Longitud de la cuerda (m)
CL = 0.6                   # Coeficiente de sustentación a 5º

# Presión dinámica
presion_dinamica = (rho * v_ms**2) / 2

# Carga distribuida
q = presion_dinamica * cuerda * CL

#
# 3. ESTÁTICA Y CÁLCULO DE TRAMOS
#
# Reacciones
Rb = (q * L * (L/2 - a)) / (b - a)
Ra = (q * L) - Rb

# Vectores y funciones
x = np.linspace(0, L, 1000)
step_a = np.where(x >= a, 1, 0)
step_b = np.where(x >= b, 1, 0)
mac_a = np.maximum(0, x - a)
```

```
mac_b = np.maximum(0, x - b)

# Ecuaciones de Cortante (V) y Momento (M)
V = -q * x + Ra * step_a + Rb * step_b
M = -q * (x**2) / 2 + Ra * mac_a + Rb * mac_b

# Ecuación de la Flecha
C1 = ((q * (b**4 - a**4) / 24) - (Ra * (b - a)**3 / 6)) / (b - a)
C2 = (q * a**4 / 24) - (C1 * a)

EIy = -q * (x**4) / 24 + (Ra / 6) * (mac_a**3) + (Rb / 6) * (mac_b**3) + C1 * x + C2
flecha_mm = (EIy / (E * I)) * 1000

# Búsqueda de los máximos ABSOLUTOS
V_max = V[np.argmax(np.abs(V))]
M_max = M[np.argmax(np.abs(M))]
F_max = flecha_mm[np.argmax(np.abs(flecha_mm))]

#
# 4. RESULTADOS
#
print("\nDATOS AERODINÁMICOS:")
print(f"  • Velocidad: {v_ms:.2f} m/s")
print(f"  • Presión Dinámica: {presion_dinamica:.2f} N/m²")
print(f"  • Carga Distribuida (q): {q:.3f} N/m")

print("\nDATOS ESTRUCTURALES:")
print(f"  • Reacción en A (Ra): {Ra:.2f} N")
print(f"  • Reacción en B (Rb): {Rb:.2f} N")
print(f"  • Momento Flector Máximo: {M_max:.4f} N·m")
print(f"  • Flecha Máxima Absoluta: {F_max:.2f} mm")

#
# 5. PLOTEO DE GRÁFICAS
#
fig, (ax1, ax2, ax3) = plt.subplots(3, 1, figsize=(10, 12))
fig.suptitle(f'Simulación de Ala a {v_kmh} km/h (C_L = {CL})', fontsize=16,
fontweight='bold')

# --- Cortante ---
ax1.plot(x, V, 'b-', linewidth=2); ax1.fill_between(x, V, 0, alpha=0.2, color='blue')
ax1.axhline(0, color='black'); ax1.axvline(a, color='gray', linestyle='--'); ax1.axvline(b,
color='gray', linestyle='--')
ax1.set_title(f'1. Esfuerzo Cortante (V) | Max: {V_max:.2f} N', fontsize=12)
ax1.set_ylabel('N'); ax1.grid(True, linestyle=':', alpha=0.6)

# --- Momento ---
ax2.plot(x, M, 'r-', linewidth=2); ax2.fill_between(x, M, 0, alpha=0.2, color='red')
ax2.axhline(0, color='black'); ax2.axvline(a, color='gray', linestyle='--'); ax2.axvline(b,
color='gray', linestyle='--')
```

```
ax2.set_title(f'2. Momento Flector (M) | Max: {M_max:.4f} N·m', fontsize=12)
ax2.set_ylabel('N·m'); ax2.grid(True, linestyle=':', alpha=0.6)

# --- Flecha ---
ax3.plot(x, flecha_mm, 'g-', linewidth=2); ax3.fill_between(x, flecha_mm, 0, alpha=0.2,
color='green')
ax3.axhline(0, color='black'); ax3.axvline(a, color='gray', linestyle='--'); ax3.axvline(b,
color='gray', linestyle='--')
ax3.set_title(f'3. Elástica (Flecha) | Max: {F_max:.2f} mm', fontsize=12)
ax3.set_xlabel('Posición a lo largo del ala (m)'); ax3.set_ylabel('Milímetros (mm)')
ax3.invert_yaxis(); ax3.grid(True, linestyle=':', alpha=0.6)

plt.tight_layout()
plt.show()
```

BIBLIOGRAFÍA

Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E. (1959). Theory of wing sections. Dover Publications.

AENOR. (2019). UNE-EN 10025-2:2019. Productos laminados en caliente de aceros para estructuras. Parte 2. Asociación Española de Normalización.

Airbus. (s.f.). Safe operations with composite aircraft. Safety First. Recuperado de https://safetyfirst.airbus.com/safe-operations-with-composite-aircraft/

Airfoil Tools. (s.f.). NACA 0012 airfoil plotter / Reynolds number calculator / Xfoil prediction polar at RE=500,000 Ncrit=5. Recuperado de http://airfoiltools.com/

Altair Engineering. (s.f.). FORCE - Bulk Data Entry. Altair HyperWorks. Recuperado de https://help.altair.com/hwsolvers/os/topics/solvers/os/force_bulk_r.htm

Anderson, J. D. (2017). Fundamentals of aerodynamics (6th ed.). McGraw-Hill.

ASTM International. (2017). ASTM D3039/D3039M-17: Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials. ASTM International.

Atreydes Ingeniería. (s.f.). Prontuario de vigas. Recuperado de https://atreydes.com/prontuario-de-vigas

Cook, R. D., Malkus, D. S., Plesha, M. E., & Witt, R. J. (2002). Concepts and applications of finite element analysis (4th ed.). John Wiley & Sons.

Gere, J. M. (2002). Timoshenko: Resistencia de materiales (5.ª ed.). Paraninfo.

Gibson, L. J., & Ashby, M. F. (1997). Cellular solids: Structure and properties (2nd ed.). Cambridge University Press.

Hexcel Corporation. (2016). HexWeb honeycomb attributes and properties [PDF]. Hexcel. Recuperado de https://www.hexcel.com/wpcontent/uploads/2026/01/HexWebHoneycombAttributesand Properties.pdf

ISO. (2015). ISO 9001:2015. Quality management systems — Requirements. International Organization for Standardization.

ISO. (2019). ISO 527-1:2019. Plastics — Determination of tensile properties. International Organization for Standardization.

Ladson, C. L. (1988). Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section (NASA Technical Memorandum 4074). NASA Langley Research Center.

Leroy Merlin. (s.f.). Velo fibra de vidrio 35 gr CPP 1x10 m blanco. Recuperado de

https://www.leroymerlin.es/productos/velo-fibra-de-vidrio-35-gr-cpp-1x10-m-blanco-81927961.html

Leroy Merlin. (s.f.). 1 ud de panel poliestireno extruido (XPS) Asfaltos Chova ChovAFOAM XPS ranurado, espesor 40mm, 1.25x0.6m, R=1.15. Recuperado de https://www.leroymerlin.es/productos/1-ud-de-panel-poliestireno-extruido-xps-asfaltos-chova-chovafoam-xps-ranurado-espesor-40mm-1-25x0-6m-r-1-15-14564515.html

MakeItFrom. (2024). Epoxy. Recuperado de https://www.makeitfrom.com/material-properties/Epoxy

MakeItFrom. (2024). Polystyrene (PS). Recuperado de https://www.makeitfrom.com/material-properties/Polystyrene-PS

MakeItFrom. (2024). EN 1.0044 (S275JR) non-alloy steel. Recuperado de https://www.makeitfrom.com/material-properties/EN-1.0044-S275JR-Non-Alloy-Steel

Mallick, P. K. (2007). Fiber-reinforced composites: Materials, manufacturing, and design (3rd ed.). CRC Press.

Marta, A., Wandono, F. A., Nurrohmad, A., Ardiansyah, R., Wiranto, I. B., Alfikri, I. R., Prabowo, A. R., & Nugroho, G. (2025). Finite element analysis and experimental whiffletree testing of a small UAV composite wing. International Journal of Lightweight Materials and Manufacture, 8(4), 483-495. https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2588840425000277?via%3Dihub

McCroskey, W. J. (1987). A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil (NASA Technical Memorandum 100019). NASA Ames Research Center.

Miranda Ríos, J. C. (2016). Viscosidad: Tablas. Apuntes de Ingeniería Mecánica. Recuperado de https://apuntes-ing-mecanica.blogspot.com/2016/08/tablas-viscosidad.html

NATO Advisory Group for Aerospace Research and Development. (1982). Compendium of unsteady aerodynamic measurements (AGARD-R-702). AGARD Structures and Materials Panel.

TOPOLOGROUP. (s.f.). Carbon fiber honeycomb sandwich panels. Recuperado de https://topologroup.com/carbon-fiber-honeycomb-sandwich-panels/

Turner, M. J., Clough, R. W., Martin, H. C., & Topp, L. J. (1956). Stiffness and deflection analysis of complex structures. Journal of the Aeronautical Sciences, 23(9), 805-823.

Zenkert, D. (1995). An introduction to sandwich construction. Engineering Materials Advisory Services (EMAS).

Zienkiewicz, O. C., & Taylor, R. L. (2000). The finite element method (5th ed.). Butterworth-Heinemann.