



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Diseño y optimización estructural del fuselaje de un avión  
mediante un software de cálculo estructural

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Karrouchi Khiri, Abdelali

Tutor/a: Nadal Soriano, Enrique

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024



## AGRADECIMIENTOS

Quiero expresar mi sincero agradecimiento a la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial y Diseño Industrial por proporcionarme el entorno académico ideal para llevar a cabo este trabajo. Los recursos y el respaldo institucional han sido fundamentales para alcanzar este logro.

Además, agradezco profundamente a mis profesores por impartirme conocimientos cruciales durante mi formación académica. Su dedicación y orientación han sido clave en mi desarrollo profesional y en la consecución de este proyecto.

También deseo reconocer y agradecer enormemente a mi tutor de TFG, Enrique Nadal Soriano, cuya guía experta y apoyo constante han enriquecido significativamente este trabajo. Su compromiso fue invaluable en cada etapa del proceso de investigación y diseño.

Finalmente, deseo expresar mi sincero agradecimiento por el apoyo incondicional brindado por mi familia y amigos. En especial, quiero reconocer el invaluable respaldo de mis padres y de mi pareja, quienes fueron fundamentales durante los momentos de mayor estrés, proporcionándome aliento y comprensión. Fueron ellos quienes me animaron a iniciar esta carrera. Su constante apoyo ha sido crucial a lo largo de mi trayectoria universitaria y durante la realización de este trabajo.

## RESUMEN

Este Trabajo de Fin de Grado (TFG) se enfoca en el diseño, evaluación y optimización de una sección del fuselaje de un avión comercial, tomando como referencia el Airbus A320 debido a su prevalencia y efectividad demostrada. Inicialmente, se diseña una sección representativa del fuselaje, incluyendo elementos estructurales esenciales como largueros, costillas y revestimientos. Utilizando herramientas avanzadas de simulación, como los métodos de elementos finitos (FEM), se realiza un análisis exhaustivo del diseño para evaluar la distribución de tensiones bajo diversas condiciones de carga. Los resultados obtenidos se comparan con las normativas vigentes de la FAA (Federal Aviation Administration) y la EASA (European Union Aviation Safety Agency) para asegurar la integridad estructural de la estructura, manteniendo un margen de seguridad adecuado.

Posteriormente, se lleva a cabo una optimización estructural mediante la variación de parámetros de diseño. Este proceso busca identificar configuraciones que mejoren significativamente el peso y garantizando la resistencia del fuselaje, utilizando técnicas como el análisis y optimización paramétrica. El objetivo final de esta optimización es maximizar la reducción de peso del fuselaje, mejorando o manteniendo su resistencia estructural. Esto contribuirá a un menor uso del combustible y a la reducción de costos operativos, ofreciendo así un diseño más eficiente y rentable para la industria aeronáutica.

## ABSTRACT

This Bachelor's Thesis focuses on the design, evaluation, and optimization of a section of the fuselage of a commercial aircraft, with the Airbus A320 as a reference due to its prevalence and demonstrated effectiveness. Initially, a representative section of the fuselage is designed, including essential structural elements such as stringers, ribs, and coverings. Advanced simulation tools like Finite Element Methods (FEM) are employed to conduct a comprehensive analysis of the design to evaluate stress distribution under various loading conditions. The obtained results are compared against current regulations from the FAA (Federal Aviation Administration) and EASA (European Union Aviation Safety Agency) to ensure structural integrity while maintaining an adequate safety margin.

Subsequently, structural optimization is performed by varying design parameters. This process aims to identify configurations that significantly improve weight while ensuring fuselage strength, utilizing techniques such as parametric analysis and optimization. The ultimate goal of this optimization is to maximize fuselage weight reduction while enhancing or maintaining its structural strength. This will contribute to reduced fuel consumption and operational costs, offering a more efficient and cost-effective design for the aerospace industry.

## RESUM

Aquest Treball de Fi de Grau (TFG) es centra en el disseny, avaluació i optimització d'una secció del fuselatge d'un avió comercial, prenent com a referència l'Airbus A320 a causa de la seua prevalença i efectivitat demostrada. Inicialment, es dissenya una secció representativa del fuselatge, incloent elements estructurals essencials com llargueros, costelles i revestiments. Utilitzant eines avançades de simulació, com els mètodes d'elements finits (FEM), es realitza una anàlisi exhaustiva del disseny per avaluar la distribució de tensions sota diverses condicions de càrrega. Els resultats obtinguts es comparen amb les normatives vigents de la FAA (Federal Aviation Administration) i l'EASA (European Union Aviation Safety Agency) per assegurar la integritat estructural de l'estructura, mantenint un marge de seguretat adequat.

Posteriorment, es porta a terme una optimització estructural mitjançant la variació de paràmetres de disseny. Aquest procés busca identificar configuracions que milloren significativament el pes i garanteixen la resistència del fuselatge, utilitzant tècniques com l'anàlisi i optimització paramètrica. L'objectiu final d'aquesta optimització és maximitzar la reducció de pes del fuselatge, millorant o mantenint la seua resistència estructural. Això contribuirà a un menor ús del combustible i a la reducció de costos operatius, oferint així un disseny més eficient i rendible per a la indústria aeronàutica.

# ÍNDICE DE CONTENIDOS

CAPÍTULO I: MEMORIA.....	9
1. Introducción.....	9
1.1. Motivación.....	9
1.2. Objetivos.....	10
1.3. Estructura del trabajo .....	11
2. Antecedentes .....	12
2.1. Evolución estructural de los fuselajes .....	12
2.2. Tecnologías empleadas en el diseño de fuselajes .....	15
3. Normativa.....	17
4. Metodología .....	18
4.1. Enfoque del diseño estructural.....	18
4.2. ANSYS y principios de funcionamiento.....	19
5. Hipótesis y simplificaciones .....	21
6. Diseño Conceptual .....	23
6.1. Sección del fuselaje a diseñar.....	23
6.1.1. Posición de la sección.....	23
6.1.2. Estructura y componentes .....	25
6.1.3. Distancias.....	26
6.1.4. Secciones.....	27
6.1.5. Materiales .....	28
6.2. Cargas .....	30
6.2.1. Tipo .....	30
6.2.2. Magnitud.....	33
a) Cargas aerodinámicas:.....	34
b) Cargas estructurales: .....	35
c) Cargas de presurización: .....	36
6.2.3. Cargas aplicadas a la sección. ....	37
6.2.4. Condiciones de contorno.....	40
6.3. Justificación del diseño preliminar.....	41
6.4. Proceso de diseño con ANSYS .....	42
7. Optimización .....	48
7.1. Evaluación de la integridad estructural del diseño preliminar.....	48
7.2. Definición del comportamiento ideal.....	52
7.3. Selección de los parámetros de optimización.....	53
7.4. Diseño estructural óptimo.....	55

7.4.1. Caso 1 .....	55
7.4.2. Caso 2 .....	59
<b>8. Resultados y Discusión .....</b>	<b>63</b>
<b>9. Conclusiones .....</b>	<b>65</b>
CAPÍTULO II: PRESUPUESTO.....	66
CAPÍTULO III: PLIEGO DE CONDICIONES.....	67
1. Requisitos técnicos .....	67
2. Requisitos funcionales .....	67
3. Normativa y estándares.....	67
4. Procedimientos de prueba y validación .....	67
5. Criterios de aceptación.....	68
CAPÍTULO IV: PLANOS.....	69
CAPÍTULO V: OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE.....	76
<b>Referencias Bibliográficas.....</b>	<b>77</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1. Flyer de los hermanos Wright [24].....	12
Figura 2.2. Estructura de aluminio y acero [25].....	12
Figura 2.3. Estructura semimonocasco [26].....	13
Figura 2.4. Estructura monocasco [27].....	13
Figura 2.5. Estructura híbrida [28].....	14
Figura 6.1. Secciones B y B.1 del A320 [15].....	24
Figura 6.2. Estructura interna semimonocasco. [16].....	25
Figura 6.3. Secciones de las cuadernas y larguerillos del A320 [15].....	27
Figura 6.4. Secciones de los largueros del A320 [15].....	28
Figura 6.5. Carga sobre la estructura de un avión. [23].....	30
Figura 6.6. Puntos de aplicación de las fuerzas aerodinámicas. [15].....	31
Figura 6.7. Cargas internas de presurización.....	31
Figura 6.8. Cargas estructurales sobre la estructura total. [15].....	32
Figura 6.9. Cargas aerodinámicas y estructurales sobre la estructura total. [15].....	33
Figura 6.10. Simplificación de las cargas estructurales [15].....	34
Figura 6.11. Cargas estructurales en formato de fuerzas puntuales [15].....	36
Figura 6.12. Cargas de presurización.....	37
Figura 6.13. Carga L1* [15].....	38
Figura 6.14. Viga representativa de la estructura.....	38
Figura 6.15. Diagrama de fuerzas cortantes.....	39
Figura 6.16. Diagrama de momentos flectores.....	39
Figura 6.17. Signos de las fuerzas cortantes y momentos flectores [29].....	39
Figura 6.18. Cargas aplicadas a la sección de estudio.....	40
Figura 6.19. Condiciones de contorno.....	41
Figura 6.20. Cuadernas de la sección a analizar.....	42
Figura 6.21. Cuadernas y larguerillos de la sección a analizar.....	43
Figura 6.22. Cuadernas, larguerillos y larguerillos de suelo de la sección a analizar.....	43
Figura 6.23. Cuadernas, larguerillos, larguerillos de suelo y travesaños de la sección a analizar.....	44
Figura 6.24. Cuadernas, larguerillos, larguerillos de suelo, travesaños y soportes de la sección a analizar.....	44
Figura 6.25. Sección de las cuadernas y travesaños del diseño preliminar.....	45
Figura 6.26. Sección de los larguerillos y larguerillos de suelo del diseño preliminar.....	46
Figura 6.27. Sección de los largueros y soportes del diseño preliminar.....	46
Figura 6.28. Sección a analizar incluyendo todos los elementos con sus secciones.....	46
Figura 7.1. Nodos de la sección a analizar.....	48
Figura 7.2. Elementos de malla de la sección a analizar.....	49
Figura 7.3. Cargas y condiciones de contorno aplicadas a la sección a analizar.....	49



Figura 7.4. Distribución en el desplazamiento vertical del diseño preliminar. ....	50
Figura 7.5. Distribución de la Tensión Combinada del diseño preliminar.....	51
Figura 7.6. Distribución del desplazamiento vertical del diseño óptimo (vista lateral).....	56
Figura 7.7. Distribución del desplazamiento vertical del diseño óptimo (vista isométrica). ....	56
Figura 7.8. Distribución de la tensión combinada del diseño óptimo (vista lateral).....	57
Figura 7.9. Distribución de la tensión combinada del diseño óptimo (vista isométrica). ....	57
Figura 7.10. Comparativa de parámetros de ambos diseños. ....	58
Figura 7.11. Comparativa de resultados de ambos diseños. ....	58
Figura 7.12. Tramos críticos .....	60
Figura 7.13. Comparativa espesores. ....	61
Figura 7.14. Comparativa de longitudes. ....	62
Figura 7.11. Comparativa de resultados.....	62

# CAPÍTULO I: MEMORIA

## 1. Introducción

### 1.1. Motivación

El análisis estructural del fuselaje de aviones comerciales es una disciplina esencial en la ingeniería aeronáutica, asegurando la seguridad, eficiencia y durabilidad de las aeronaves. Este trabajo de fin de grado se centra en estudiar determinadas técnicas y métodos empleados para evaluar y mejorar las estructuras del fuselaje de los aviones comerciales, proporcionando una mejor comprensión de los principios fundamentales y aplicaciones prácticas en este campo.

La evolución de la industria aeronáutica ha impulsado la adopción de materiales avanzados y tecnologías innovadoras que permiten diseñar aviones más ligeros, eficientes y seguros. En este contexto, el análisis estructural es crucial, ya que permite a los ingenieros predecir y mitigar posibles fallos estructurales antes de que ocurran. Este análisis involucra métodos computacionales que ayudan a evaluar la resistencia, rigidez y comportamiento del fuselaje bajo diversas condiciones de carga.

La estructura del fuselaje de un avión es fundamental en la ingeniería aeronáutica por varias razones, comenzando por la reducción del peso del avión. Un fuselaje ligero mejora la eficiencia del combustible, aumenta la capacidad de carga y extiende el alcance del vuelo. Utilizar materiales avanzados como aleaciones de aluminio, titanio y compuestos de fibra de carbono permite reducir el peso sin comprometer la integridad estructural, lo que también contribuye a menores emisiones de carbono.

La seguridad es otra prioridad crítica, y el fuselaje juega un papel crucial en la protección de los pasajeros y la tripulación. Debe soportar las tensiones y cargas extremas durante el vuelo y en situaciones de emergencia, como aterrizajes forzosos o turbulencias severas. Un buen diseño del fuselaje absorbe y distribuye eficientemente las fuerzas de impacto, minimizando las lesiones en caso de accidente.

La estructura interna del fuselaje, incluyendo largueros, costillas y revestimientos, actúa como el esqueleto del avión, proporcionando soporte y forma. Mientras que otras partes del avión, como las alas y la cola, son esenciales para la aerodinámica y maniobrabilidad, la estructura interna garantiza la correcta alineación y sujeción de estas partes, además de absorber vibraciones y tensiones operacionales.

El diseño y construcción del fuselaje es altamente complejo, involucrando múltiples disciplinas de ingeniería. Se debe considerar la resistencia a la fatiga, durabilidad, capacidad de soportar presiones internas y externas, y resistencia a la corrosión. La integración de sistemas y componentes añade otra capa de complejidad, requiriendo tecnologías avanzadas de simulación y pruebas para asegurar que cada parte cumpla con los requisitos exigidos.

En resumen, la estructura del fuselaje es esencial para aligerar el avión, mejorar su eficiencia y garantizar la seguridad de sus ocupantes. Su diseño y construcción reflejan la importancia de cada detalle en la creación de aviones modernos, seguros y eficientes.

## 1.2. Objetivos

En este trabajo se pretende proporcionar una visión completa y detallada del proceso de análisis estructural de fuselajes en aviones comerciales, contribuyendo al desarrollo de aeronaves más seguras y eficientes. Al comprender mejor los desafíos y soluciones en este campo, se espera que los ingenieros puedan diseñar estructuras más resistentes y optimizadas, adaptándose a las exigencias crecientes de la industria aeronáutica moderna.

Objetivo principal:

- Diseño y optimización estructural del fuselaje de un avión: Se trata de diseñar la estructura interna de una sección del fuselaje de un avión y optimizar determinados parámetros de modo que se obtenga el comportamiento más eficiente y seguro.

Desglose de objetivos:

- 1- Desarrollo de una Sección del Fuselaje Basada en el Airbus A320: El primer objetivo consiste en diseñar una sección representativa del fuselaje de un avión comercial, tomando como modelo de referencia el Airbus A320 debido a su prevalencia y efectividad demostrada. Este diseño incluirá elementos estructurales esenciales como largueros, costillas y revestimientos, entre otros.
- 2- Evaluación y Validación del Diseño Conforme a Normativas Vigentes: El segundo objetivo es realizar un análisis exhaustivo del diseño de la sección del fuselaje mediante herramientas de simulación avanzadas, como los métodos de elementos finitos (FEM). Este análisis permitirá evaluar (entre otras cosas) la distribución de tensiones bajo diversas condiciones de carga. Los resultados obtenidos serán comparados con las normativas y estándares actuales de la industria aeronáutica, específicamente las establecidas por la FAA (Federal Aviation Administration, la autoridad aeronáutica de los Estados Unidos) y EASA (European Union Aviation Safety Agency, la autoridad de seguridad aérea de la Unión Europea). Se comprobará que dichas tensiones no superan el límite elástico del material, manteniendo un margen de seguridad adecuado para evitar cualquier deformación permanente en la estructura.
- 3- Optimización Estructural Mediante la Variación de Parámetros de Diseño: Con el diseño preliminar y su análisis inicial completados, el tercer objetivo es optimizar la estructura del fuselaje. El objetivo es identificar configuraciones que mejoren significativamente el peso y la resistencia, empleando técnicas de optimización como el análisis paramétrico y la optimización estructural. Este diseño buscará maximizar la reducción de peso mientras se mantiene o mejora la resistencia estructural, contribuyendo a una mayor eficiencia del combustible y reducción de costos operativos.

### 1.3. Estructura del trabajo

El trabajo consta de varias secciones, cada una desempeñando un papel crucial en el proceso de diseño y optimización de la estructura del fuselaje de los aviones comerciales. Sin embargo, para una comprensión más completa y detallada del proyecto, se destacan las secciones más relevantes a continuación:

- En la sección dedicada a la Metodología, se expone detalladamente el enfoque adoptado para el diseño estructural, delineando los pasos y consideraciones específicas tomadas en cuenta. Se introduce exhaustivamente el software ANSYS, destacando su importancia en el análisis y optimización estructural, así como sus principios de funcionamiento.
- Posteriormente, en la sección de Diseño Conceptual, se aborda el proceso de diseño de la sección específica del fuselaje. Se presentan las cargas consideradas, explicando su naturaleza y magnitud, así como la justificación del diseño preliminar, basada en criterios técnicos y de rendimiento.  
Se detalla también el proceso de diseño realizado con Ansys, incluyendo las herramientas y técnicas utilizadas, lo que permite comprender la metodología aplicada en la creación del diseño estructural inicial.
- En la sección de Optimización, se profundiza en la evaluación de la integridad estructural del diseño preliminar, analizando críticamente sus fortalezas y debilidades. Se define con claridad el comportamiento ideal que se busca alcanzar con la optimización, estableciendo los criterios y objetivos específicos del proceso.  
Se describen los parámetros de optimización seleccionados, explicando su influencia en la mejora de la resistencia y la reducción del peso del diseño estructural.
- Finalmente, en la sección de Resultados y Discusión, se presenta un análisis exhaustivo de los resultados obtenidos del proceso de diseño y optimización. Se comparan los resultados con los modelos de referencia, evaluando la efectividad y viabilidad del diseño propuesto.  
Se destacan las mejoras significativas logradas en términos de peso y resistencia, y se discuten las implicaciones prácticas y las posibles áreas de mejora para futuros trabajos en este campo de estudio.

## 2. Antecedentes

### 2.1. Evolución estructural de los fuselajes

La evolución de los tipos de estructura de los aviones, junto con los materiales utilizados, ha sido marcada por hitos importantes en su desarrollo a lo largo del siglo XX y principios del siglo XXI. Aquí tienes una visión general que incorpora un rango de años:

- Celosía de Madera y Tela (Principios del Siglo XX):

En los primeros días de la aviación, los aviones estaban construidos principalmente con estructuras de celosía de madera recubiertas con tela. Esta estructura reticular, también conocida como celosía, proporcionaba una base ligera pero resistente para las primeras aeronaves. Surgió a principios del siglo XX y fue fundamental en los primeros diseños de aviones, como los Flyer de los hermanos Wright.

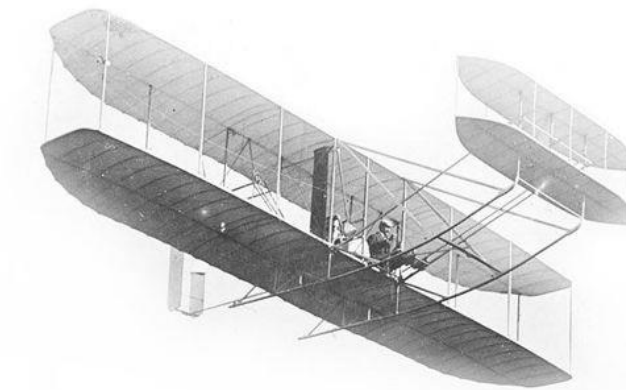


Figura 2.1. Flyer de los hermanos Wright [24]

- Estructura de Aluminio y Acero (1930s - 1940s):

Durante la década de 1930 y la Segunda Guerra Mundial, se adoptaron estructuras metálicas de aluminio y acero en la construcción de aviones. Estas estructuras eran más robustas y podían soportar mejor las tensiones de combate. Los aviones militares, como los bombarderos y cazas, utilizaron estas estructuras para lograr mayor resistencia y durabilidad.



Figura 2.2. Estructura de aluminio y acero [25]

- Diseño Semimonocasco y Monocasco (1940s - 1950s):

Después de la Segunda Guerra Mundial, surgieron el diseño semimonocasco y el monocasco en la industria aeronáutica. El diseño semimonocasco, que combina elementos de la estructura monocasco y la estructura reticular, se convirtió en un estándar en la aviación comercial para aviones más grandes y aerodinámicos.



Figura 2.3. Estructura semimonocasco [26]

Por otro lado, la estructura monocasco, que utiliza una sola cáscara externa para soportar todas las cargas, se convirtió en el estándar para la mayoría de los aviones comerciales modernos a partir de la década de 1950.



Figura 2.4. Estructura monocasco [27]

- Materiales Compuestos y Estructuras Híbridas (1980s - Presente):

En las últimas décadas del siglo XX y principios del siglo XXI, los aviones modernos han hecho un uso extensivo de materiales compuestos, como la fibra de carbono y el kevlar, en sus estructuras. Estos materiales ofrecen una combinación única de resistencia, rigidez y ligereza, lo que permite diseñar aviones más fuertes y livianos.

Además, se están desarrollando estructuras híbridas que combinan materiales compuestos con metales para maximizar las ventajas de ambos materiales.



Figura 2.5. Estructura híbrida [28]

Esta evolución ha sido impulsada por avances en tecnología, diseño y materiales, y ha permitido la construcción de aviones más seguros, eficientes y avanzados a lo largo de los años (Sabil, 2016).

## 2.2. Tecnologías empleadas en el diseño de fuselajes

Antes de los años 60, el uso de computadoras para el diseño estructural de aviones era limitado o prácticamente inexistente. La ingeniería aeronáutica dependía en gran medida de métodos analíticos y experimentales tradicionales, como cálculos manuales, pruebas en túneles de viento y prototipos físicos.

La llegada de las computadoras y su aplicación en la ingeniería, incluida la ingeniería aeronáutica, comenzó a ganar importancia en la década de 1950, pero su uso para el diseño estructural de aviones no se generalizó hasta la década de 1960 con el desarrollo de programas de análisis por elementos finitos (FEA) como NASTRAN y SAP IV (Wikipedia, 2024-d).

Desde la década de 1960, el Software de Elementos Finitos (FEA) ha sido una herramienta fundamental en el análisis estructural de aviones y otras estructuras complejas. Funciona mediante la división de una estructura en elementos más pequeños, como tetraedros o hexaedros, para luego aplicar ecuaciones matemáticas que describen el comportamiento físico de cada elemento. Estos elementos se interconectan para formar una malla, y el software utiliza métodos numéricos para resolver las ecuaciones y calcular las deformaciones, esfuerzos y otras propiedades en cada punto de la estructura (Wikipedia, 2024-d).

En los años 60 y 70, los programas de Elementos Finitos (FEA) tenían limitaciones comparadas con las herramientas actuales. Algunos de los primeros programas incluían SAP IV, desarrollado por la Universidad de California en Berkeley, inicialmente para ingeniería civil pero también usado en aplicaciones aeroespaciales (Wikipedia, 2024-d).

NASTRAN, creado por la NASA en colaboración con Boeing y Lockheed, fue lanzado en 1965 y se utilizó principalmente para análisis estructural en aeronaves y vehículos espaciales. MARC, desarrollado por MSC Software Corporation y lanzado en 1970, también se utilizó para análisis estructural en aviones y sistemas mecánicos (Wikipedia, 2023-e).

ANSYS, aunque inicialmente para ingeniería civil y mecánica, se expandió para incluir aplicaciones aeroespaciales y se convirtió en uno de los programas de FEA más populares. Estos programas marcaron los inicios de la simulación estructural y evolucionaron para satisfacer las crecientes demandas de la industria aeroespacial y otras áreas de la ingeniería (Wikipedia, 2024-f).

Los avances en los programas de Elementos Finitos (FEA) desde sus inicios hasta las versiones actuales han sido significativos y han permitido mejoras sustanciales en la precisión, eficiencia y capacidad de análisis. Algunos de los avances más relevantes incluyen (Wikipedia, 2024-d):

- **Mejoras en la precisión de los modelos:** A lo largo de los años, se han desarrollado algoritmos más avanzados para resolver las ecuaciones de elementos finitos, lo que ha mejorado la precisión de los resultados. Los modelos ahora pueden capturar con mayor precisión el comportamiento no lineal, el contacto entre componentes, la fatiga y otros fenómenos complejos.
- **Desarrollo de elementos y materiales especializados:** Los programas de FEA actuales ofrecen una amplia variedad de elementos finitos y modelos de materiales para adaptarse a diferentes tipos de estructuras y comportamientos. Esto incluye elementos para modelar compuestos, materiales anisotrópicos y comportamientos no lineales como la plasticidad y la fluencia.
- **Mayor capacidad de análisis multiphysics:** Los programas de FEA modernos son capaces de realizar análisis multiphysics, que involucran acoplar diferentes fenómenos físicos como la estructural, térmica, eléctrica, magnética y fluidodinámica. Esto permite simular interacciones más realistas entre diferentes aspectos de un sistema.
- **Optimización y diseño automatizado:** Se han desarrollado herramientas avanzadas de optimización que utilizan algoritmos de optimización topológica y otros métodos para



encontrar la configuración óptima de una estructura, maximizando la resistencia y minimizando el peso.

Además, se han integrado capacidades de diseño automatizado que permiten generar geometrías optimizadas directamente desde los resultados del análisis.

- Mejoras en la interfaz y visualización: Las interfaces de usuario de los programas de FEA han mejorado significativamente, haciéndolos más intuitivos y fáciles de usar. Además, las capacidades de visualización se han expandido, permitiendo a los usuarios visualizar los resultados de manera más detallada y comprensible mediante gráficos 3D interactivos, animaciones y herramientas de postprocesamiento avanzadas.

Actualmente, el FEA se utiliza en una amplia gama de aplicaciones en la industria aeroespacial, incluyendo el análisis de tensiones y deformaciones en componentes como alas, fuselajes, trenes de aterrizaje y estructuras internas. También es útil para simular cargas estáticas y dinámicas, vibraciones, fatiga, y para optimizar el diseño de componentes para reducir peso y mejorar el rendimiento (Wikipedia, 2024-g).

Algunos de los programas de FEA más utilizados en la industria aeroespacial son (Isaiah, s.f.) & (Wikipedia, 2024-h):

- ANSYS Mechanical: ANSYS es uno de los programas de FEA más populares y ampliamente utilizados en la industria aeroespacial. Ofrece una amplia gama de capacidades de análisis, incluyendo análisis lineal y no lineal, análisis de fatiga, análisis térmico y análisis de acoplamiento fluido-estructural.
- ABAQUS: Desarrollado por Dassault Systèmes SIMULIA, ABAQUS es otro software líder en FEA utilizado en la industria aeroespacial. Ofrece capacidades avanzadas para el análisis de materiales no lineales, contacto entre componentes, y análisis de impacto y colisión.
- Nastran: Nastran es un software de análisis estructural desarrollado por NASA que ha sido ampliamente adoptado en la industria aeroespacial. Es conocido por su precisión y capacidad para simular una amplia variedad de condiciones de carga y comportamientos estructurales.
- MSC Patran: Patran es un pre y postprocesador para programas de FEA, incluyendo MSC Nastran. Proporciona herramientas para la creación de modelos, la generación de mallas, la visualización de resultados y el análisis de datos post-procesados.
- Altair HyperMesh: HyperMesh es otro pre y postprocesador ampliamente utilizado en la industria aeroespacial. Es conocido por su capacidad para manejar modelos grandes y complejos, así como por sus herramientas avanzadas de generación de mallas y optimización de diseño.

### 3. Normativa

En la industria aeronáutica, los márgenes de seguridad para las tensiones en estructuras, asegurando que no se produzca deformación plástica, están determinados por normativas y estándares internacionales. Dos de las normativas más relevantes son las de la Federal Aviation Administration (FAA) y la European Union Aviation Safety Agency (EASA). A continuación, se describen estas normativas y los márgenes de seguridad que estipulan:

- Normativa de la “Federal Aviation Administration” (FAA)
  - Código de Regulaciones Federales (CFR), Título 14, Parte 25 - Aeronaves de Categoría de Transporte:  
  
Factores de seguridad: Establece que la estructura de una aeronave debe diseñarse con factores de seguridad adecuados para todas las cargas previsibles. Esto incluye un margen de seguridad típico de al menos 1.5, es decir, las tensiones de diseño no deben superar el 67% del límite elástico del material (eCFR, 2024).
- Normativa de la “European Union Aviation Safety Agency” (EASA)
  - Certificación de Aeronavegabilidad (CS), Parte 25 - Grandes Aeronaves:  
  
CS-25.303 - Factores de seguridad: Similar a la normativa de la FAA, la EASA establece que la estructura de la aeronave debe diseñarse con factores de seguridad que típicamente incluyen un margen de 1.5. Esto significa que las tensiones de diseño deben mantenerse dentro del 67% del límite elástico del material para garantizar que no se produzca deformación plástica (EASA, 2024).

Las especificaciones sobre la presurización de cabina se encuentran en las regulaciones de aviación civil establecidas por las autoridades correspondientes:

- Normativa de la “Federal Aviation Administration” (FAA)
  - Título 14 del Código de Regulaciones Federales (CFR), Parte 25 - Presión de la cabina:  
  
Esta sección establece los requisitos para la presión de la cabina de los aviones de transporte. Específicamente, requiere que la presión de la cabina no exceda la presión correspondiente a 8,000 pies (2438 m) bajo condiciones normales de operación (eCFR, 2024).
- Normativa de la “European Union Aviation Safety Agency” (EASA)
  - Regulación (UE) No 965/2012, Part-CAT (“Commercial Air Transport”), Subparte D - Equipos y Componentes Generales:  
  
Aunque esta regulación no especifica la altitud de presurización exacta, se refiere a los requisitos generales de presurización y los sistemas de oxígeno. Las normas específicas para la presión de la cabina suelen alinearse con los estándares internacionales y las prácticas recomendadas por la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional).  
  
CS-25 (“Certification Specifications for Large Aeroplanes”): CS 25.841 - Presión de la cabina:  
  
Similar a la regulación de la FAA, esta sección establece que la altitud de la cabina no debe exceder la presión correspondiente a 8,000 pies (2438 m) bajo condiciones normales de operación (EASA, 2024).

## 4. Metodología

### 4.1. Enfoque del diseño estructural

El diseño estructural del fuselaje se basará en un análisis de referencias bibliográficas y estudios previos a parte de tomar como referencia el A320. Este análisis permitirá definir las características esenciales de la estructura del fuselaje, tales como la forma general de la estructura, los elementos constituyentes, las secciones transversales de dichos elementos y los materiales empleados.

Para establecer el tamaño adecuado de la aeronave y las fuerzas que actuarán sobre la estructura del fuselaje, se tomarán como referencia un avión comercial ampliamente estudiado: el Airbus A320.

Una vez determinadas estas características iniciales y comprendidas las fuerzas involucradas, se procederá a desarrollar una estructura original específica para la aeronave en cuestión. La meta será optimizar las respuestas estructurales a través de la modificación de ciertos parámetros clave. Este proceso de optimización implicará:

- Desarrollo de la estructura completa utilizando “ANSYS Design Modeler”: Se utilizará el software “ANSYS Design Modeler” para crear un modelo detallado de la estructura del fuselaje, asegurando precisión en la geometría y propiedades de los materiales.
- Realización de la simulación y análisis de cargas y respuestas con “ANSYS Mechanical”: Se evaluará cómo las cargas estáticas afectan a la estructura del fuselaje mediante simulaciones detalladas en las que se obtendrán distribuciones de tensiones y desplazamientos.
- Selección de parámetros a modificar: Se identificarán y seleccionarán los parámetros de diseño que se pueden modificar para mejorar el rendimiento estructural, tales como dimensiones de secciones, materiales y refuerzos estructurales.
- Determinación del tipo de comportamiento estructural a optimizar: Se establecerá cuál comportamiento estructural es crítico para optimizar, ya sea resistencia a la fatiga, rigidez, peso mínimo u otras propiedades relevantes para el rendimiento del avión.
- Establecimiento de limitaciones admisibles: Se definirán las restricciones y limitaciones del diseño que deben respetarse en todo momento, como límites de peso, dimensiones máximas, requisitos normativos y criterios de seguridad.

Este enfoque basado en datos garantizará que la estructura del fuselaje no solo cumpla con los requisitos normativos y de seguridad, sino que también optimice la eficiencia y el rendimiento de la aeronave.

## 4.2. ANSYS y principios de funcionamiento

ANSYS es uno de los programas de análisis por elementos finitos (FEA) más utilizados y respetados en la industria aeroespacial y otras disciplinas de ingeniería. El análisis por elementos finitos (FEA) es una técnica numérica utilizada para resolver problemas complejos de ingeniería, especialmente aquellos relacionados con el comportamiento estructural, térmico, fluido y electromagnético de materiales y sistemas (Wikipedia, 2024-d).

El análisis por elementos finitos (FEA) consiste en descomponer una estructura compleja en una malla de elementos finitos más pequeños y manejables. Cada uno de estos elementos tiene propiedades físicas y geométricas que describen su comportamiento. Este proceso de discretización convierte un problema complejo en una serie de problemas más simples que pueden ser resueltos mediante métodos matemáticos y computacionales (Wikipedia, 2024-d).

- División de la Estructura en Elementos Finitos:

La primera etapa del FEA implica la creación de una malla que subdivide la estructura o componente en muchos elementos pequeños. Estos elementos pueden ser de diversas formas (triángulos, cuadriláteros, tetraedros, etc.) dependiendo de la geometría de la estructura y del tipo de análisis.

- Asignación de Propiedades Materiales y Condiciones de Contorno:

A cada elemento de la malla se le asignan propiedades materiales (como módulo de elasticidad, densidad, coeficiente de Poisson) y se definen las condiciones de contorno (restricciones y cargas aplicadas). Esto permite modelar con precisión cómo la estructura responde a diferentes fuerzas y condiciones ambientales.

- Formulación de las Ecuaciones de Elementos Finitos:

Las ecuaciones que describen el comportamiento físico de cada elemento se forman utilizando principios de mecánica y física, como la ley de Hooke para elasticidad o las ecuaciones de Navier-Stokes para fluidos. Estas ecuaciones son generalmente sistemas de ecuaciones diferenciales parciales.

- Ensamblado de las Ecuaciones del Sistema Global:

Las ecuaciones individuales de cada elemento se ensamblan en un sistema de ecuaciones global que representa el comportamiento de toda la estructura. Este sistema de ecuaciones es típicamente grande y complejo, y requiere el uso de métodos numéricos avanzados para ser resuelto.

- Solución del Sistema de Ecuaciones:

El sistema global de ecuaciones se resuelve utilizando técnicas numéricas como el método de eliminación de Gauss, el método de Newton-Raphson, o métodos iterativos. La solución proporciona valores aproximados de las variables de interés (como desplazamientos, tensiones, deformaciones) en los nodos de la malla.

- Post-procesamiento y Análisis de Resultados:

Los resultados obtenidos se analizan y visualizan para interpretar el comportamiento de la estructura bajo las cargas aplicadas. Las herramientas de post-procesamiento permiten generar gráficos, mapas de colores, y animaciones que muestran cómo se distribuyen las tensiones y deformaciones en la estructura.

A continuación, se describen dos de los módulos y características de ANSYS que se aplicarán en el análisis estructural de este trabajo (Wikipedia, 2023-f):

- ANSYS Workbench es una plataforma de integración que une diferentes herramientas y módulos de ANSYS en un entorno de trabajo cohesivo. Facilita la gestión de proyectos, la creación de modelos, la configuración de simulaciones y el análisis de resultados. Workbench permite realizar análisis multidisciplinarios, integrando análisis estructurales, térmicos, de fluidos y electromagnéticos.
- ANSYS Design Modeler es una herramienta de preprocesamiento que permite a los ingenieros crear y modificar modelos geométricos antes de realizar el análisis FEA. Es especialmente útil para modelar la estructura del fuselaje de aviones, permitiendo la creación de geometrías precisas y la definición de propiedades materiales detalladas.
- ANSYS Mechanical es un módulo que se especializa en el análisis de elementos finitos para evaluar el comportamiento estructural de los componentes bajo diversas condiciones de carga. ANSYS Mechanical permite realizar simulaciones detalladas de tensión, deformación y vibración, proporcionando una comprensión del rendimiento estructural de los diseños y garantizando su integridad y seguridad.

Estos módulos y características de ANSYS permiten realizar un análisis detallado y preciso de las estructuras de aviones, optimizando su diseño para cumplir con los estrictos requisitos de rendimiento, seguridad y eficiencia de la industria.

## 5. Hipótesis y simplificaciones

Dado que se trata de un Trabajo de Fin de Grado, se procederá al diseño y optimización de la estructura tomando determinadas simplificaciones. Esta aproximación permitirá una modelización inicial que, aunque no completamente representativa de la complejidad real, proporcionará una base sólida para el análisis preliminar.

Los resultados obtenidos de esta estructura simplificada ofrecerán una primera aproximación al comportamiento real del sistema, permitiendo identificar tendencias y comportamientos fundamentales. Hipótesis:

1. Temperatura Constante: No se tendrán en cuenta variaciones en la temperatura. Se considerará que el material trabaja a una temperatura constante de 15°C durante todo el análisis. Esta simplificación elimina la necesidad de modelar los efectos térmicos, permitiendo un enfoque exclusivo en las propiedades mecánicas.
2. Esfuerzos de Torsión: No se considerarán esfuerzos de torsión en las vigas, ya que se asume que no existen momento alrededor del eje "x" del avión y, por lo tanto, ninguna sección está sometida a torsión. Esta hipótesis reduce la complejidad del análisis al enfocarse únicamente en las cargas axiales y de flexión.
3. Material Uniforme: Se considerará que todos los elementos estructurales están fabricados con el mismo material, aunque en la realidad esto no es cierto. Para este análisis, se adopta la aleación de aluminio 2024-T6, que es el material predominante en las estructuras de aviones comerciales. Esta hipótesis simplifica el análisis al proporcionar un material homogéneo para evaluar el comportamiento mecánico.
4. Tamaño de Malla: Se trata de una estructura 1D en la que se empleará un tamaño de malla de 0.4 m de longitud aproximadamente, lo cual es relativamente grande en comparación con el tamaño de la estructura completa. Aunque esto puede resultar en la omisión de ciertos puntos críticos de la estructura, esta medida es necesaria para aligerar el análisis y permitir una optimización más eficiente en términos de tiempo y recursos computacionales.
5. Recubrimiento del Fuselaje: En este análisis, se considerará el peso asociado al recubrimiento del fuselaje, aunque no se incluirá su contribución estructural. Esta decisión simplifica el modelo al reducir la cantidad de detalles a considerar en el análisis estructural, enfocándose principalmente en la estructura principal del fuselaje.
6. Piezas de Refuerzo: En este análisis, no se considerarán las piezas de refuerzo ubicadas en las intersecciones entre elementos estructurales, las cuales tienen la función de distribuir tensiones. Esta simplificación se debe al enfoque específico de este trabajo, que no incluye el estudio detallado de los elementos de unión.
7. Elementos Estructurales Secundarios y Elementos Complementarios ("Clips"): En este análisis, no se considerarán los elementos estructurales secundarios que no pertenecen a la estructura primaria, como los elementos complementarios conocidos como "clips". Estos elementos, aunque cumplen funciones estructurales importantes como la distribución de tensiones, no se incluirán en el modelo para enfocarse claramente en la estructura principal del fuselaje.
8. Condiciones de Vuelo: Se ha analizado una condición de vuelo rectilíneo, uniforme y estacionario, de manera que las turbulencias y ráfagas de viento no se han considerado. Estas condiciones simplifican el análisis al eliminar factores externos que podrían aumentar la distribución de tensiones.
9. Condiciones de Carga Simplificadas: En este análisis, las condiciones de carga se modelarán asumiendo valores constantes en ciertos tramos del fuselaje y lineales en otros. Se debe tener en cuenta que las fuerzas aerodinámicas del ala principal y del estabilizador horizontal se modelarán como fuerzas puntuales. Esta simplificación no introducirá un error significativo, dado que la sección de estudio no estará ni en el encastre alar ni cerca del estabilizador, donde las variaciones en las cargas aerodinámicas serían más relevantes.

10. Centro de Gravedad: En aviones comerciales de la envergadura del A320, generalmente se sitúa el centro de gravedad entre el 80% y el 90% de la distancia entre la rueda de morro y el tren principal. Para los propósitos de este trabajo, se asumirá que el centro de gravedad se encuentra específicamente en el 85% de esta distancia entre ambos puntos de apoyo.

La adopción de estas hipótesis y simplificaciones permite realizar un análisis estructural del fuselaje del avión de manera más manejable y eficiente utilizando ANSYS. Aunque existen limitaciones inherentes, estas hipótesis proporcionan una base sólida para el análisis inicial. Posteriormente, se pueden realizar análisis más detallados y refinados en las áreas críticas identificadas, utilizando mallas más finas y considerando efectos adicionales como variaciones térmicas, esfuerzos de torsión, recubrimientos y elementos estructurales secundarios si es necesario.

Este enfoque metodológico permitirá identificar de manera efectiva las áreas de mejora en la estructura del fuselaje, proporcionando una guía para futuras optimizaciones y refinamientos en el diseño estructural del avión comercial.

## 6. Diseño Conceptual

### 6.1. Sección del fuselaje a diseñar

La estructura semimonocasco es la opción predominante en los aviones comerciales actuales debido a su eficiencia en términos de peso, resistencia y mantenimiento. Esta configuración, que combina elementos de la estructura monocasco con refuerzos internos, como cuadernas y largueros, proporciona una excelente relación entre resistencia y peso, lo que la hace ideal para aplicaciones aeronáuticas (Escuela de Instaladores, 2017).

Además, su diseño flexible y su capacidad para distribuir cargas de manera uniforme la convierten en una opción versátil que puede adaptarse a una variedad de configuraciones y requisitos de diseño. En resumen, la estructura semimonocasco es la elección preferida en la industria aeroespacial debido a su óptimo equilibrio entre rendimiento, confiabilidad y eficiencia (Escuela de Instaladores, 2017).

Algunas de las ventajas clave de la estructura semimonocasco utilizada en aviones comerciales son (Escuela de Instaladores, 2017):

- Optimización de peso: La estructura semimonocasco permite una distribución eficiente de las cargas, lo que resulta en un diseño más liviano en comparación con otras estructuras. Esto contribuye a reducir el consumo de combustible y aumentar la eficiencia operativa de la aeronave.
- Resistencia y durabilidad: La disposición de refuerzos internos, como cuadernas y largueros, junto con un revestimiento trabajante resistente, proporciona una gran resistencia estructural. Esto asegura que la aeronave pueda soportar las tensiones y presiones asociadas con el vuelo, así como también las condiciones climáticas adversas.
- Flexibilidad de diseño: La estructura semimonocasco puede adaptarse fácilmente a diferentes configuraciones y requisitos de diseño, lo que permite la construcción de una amplia variedad de aviones comerciales con distintas capacidades y características.
- Facilidad de fabricación y mantenimiento: La construcción de la estructura semimonocasco es relativamente simple y puede llevarse a cabo utilizando técnicas de fabricación convencionales. Además, la disposición de los componentes facilita el acceso para tareas de mantenimiento y reparación, lo que reduce los costos operativos y los tiempos de inactividad de la aeronave.
- Rendimiento aerodinámico: La forma aerodinámica del fuselaje semimonocasco contribuye a minimizar la resistencia al avance y mejorar la eficiencia del vuelo. Esto se traduce en un mejor rendimiento en términos de velocidad, alcance y consumo de combustible, lo que beneficia tanto a los operadores como a los pasajeros.

#### 6.1.1. Posición de la sección

La selección de la sección del fuselaje en aeronaves comerciales es crucial para garantizar la seguridad y comodidad de los pasajeros, considerando factores como la ubicación de la cabina y la distribución de cargas. Se busca identificar una sección que contenga pasajeros, excluya la estructura del encastre alar y esté sometida a esfuerzos significativos.

Se justificará la selección de la sección entre el ala principal y la cola como la opción más apropiada, basándose en los criterios establecidos y las consideraciones de diseño aeronáutico.

- Ubicación de la cabina de pasajeros:

La sección del fuselaje entre el ala principal y la cola es convencionalmente designada para acomodar a parte de los pasajeros en aviones comerciales. Esta afirmación se basa en la disposición estándar de la mayoría de los aviones comerciales, donde la cabina de pasajeros



se encuentra típicamente en esta ubicación específica del fuselaje. Esto se hace obvio prestando atención a la posición de las ventanas.

Además, los planos y especificaciones de diseño de los fabricantes de aviones comerciales corroboran esta disposición (PDF Coffee, 2015).

- Exclusión de la estructura del encastre alar:

La estructura del encastre alar, donde se fija el ala del avión, se encuentra convencionalmente en las secciones del fuselaje más cercanas al centro de gravedad del avión, generalmente más hacia el frente del fuselaje.

La sección del fuselaje entre el ala principal y la cola está claramente ubicada detrás de esta área, lo que indica que no contiene la estructura del encastre alar. Además, los planos y especificaciones de diseño de los fabricantes de aviones comerciales corroboran esta disposición (PDF Coffee, 2015).

- Exposición a cargas y fuerzas aerodinámicas significativas:

Durante el vuelo, la sección del fuselaje entre el ala principal y la cola está expuesta a una variedad de fuerzas significativas. La ubicación de esta sección del fuselaje la coloca en una posición central entre los dos puntos principales de sustentación del avión: el ala y la cola.

Como resultado, esta sección del fuselaje está sujeta a cargas aerodinámicas generadas por el ala, así como a las fuerzas de peso de la aeronave y sus ocupantes. Además, las fuerzas de torsión y flexión durante diferentes fases del vuelo, como el despegue, el vuelo en crucero y el aterrizaje, ejercen presión significativa sobre esta sección del fuselaje.

En el contexto del informe de mantenimiento del Airbus A320, se hace referencia a una parte específica del fuselaje de la aeronave, la cual se encuentra localizada entre el ala principal y la cola. Esta región es conocida y designada como la "Sección B" (PDF Coffee, 2015).

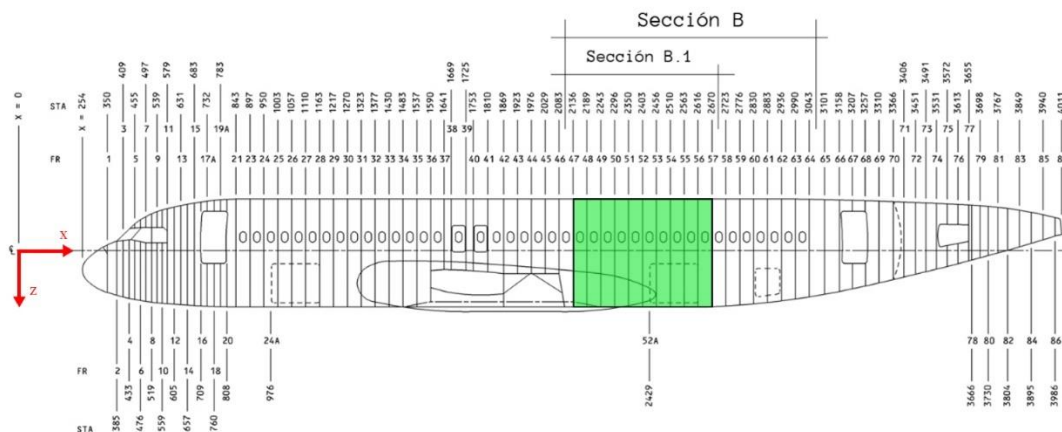


Figura 6.1. Secciones B y B.1 del A320 [15]

Como se observa, la sección "B" se divide en dos tramos distintos: en el primero ("B.1"), la estructura permanece constante a lo largo del eje "x", mientras que, en el segundo tramo ("B.2"), la estructura varía a lo largo del eje "x", reduciéndose en tamaño. Con el propósito de este estudio, se optará por analizar el primer tramo, que se extiende desde la cuaderna 47 hasta la 57 (Sección B.1.) (PDF Coffee, 2015).

### 6.1.2. Estructura y componentes

En esta sección se definirán la tipología de los componentes, sus funciones y la cantidad de unidades de cada uno, tomando como referencia el Airbus A320. A continuación, se muestra la estructura general y componentes de una estructura semimonocasco:

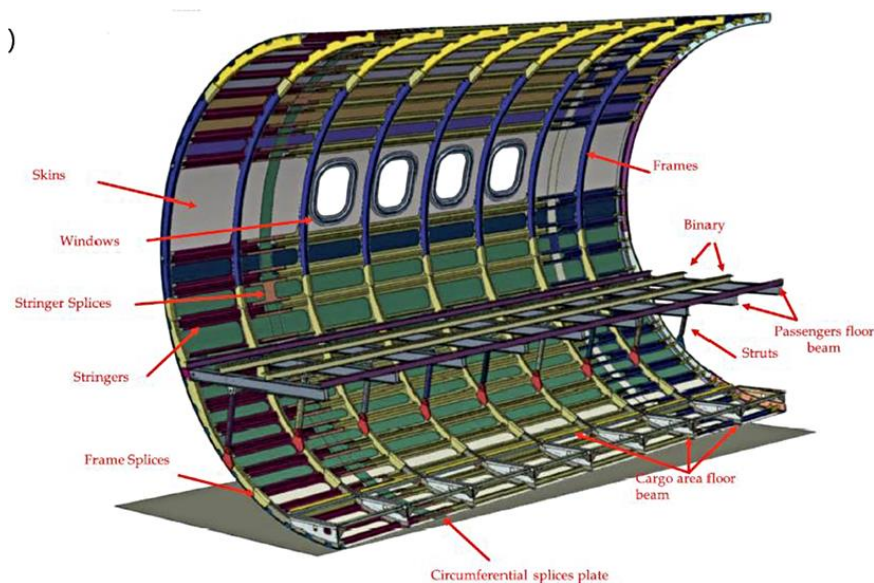


Figura 6.2. Estructura interna semimonocasco. [16]

Componentes de la estructura semimonocasco (Escuela de Instaladores, 2017) & (PDF Coffee, s.f.):

- Revestimiento Exterior:

El revestimiento exterior, generalmente fabricado con aluminio o materiales compuestos, forma la piel externa del fuselaje. Su función principal es proporcionar una superficie aerodinámica y proteger la estructura interna de la aeronave contra daños externos, como la corrosión y el desgaste por abrasión.

Además, el revestimiento exterior trabaja en conjunto con los componentes internos para distribuir las cargas aerodinámicas y estructurales a lo largo del fuselaje.

- Cuadernas:

Las cuadernas son refuerzos transversales ubicados en el interior del fuselaje que proporcionan rigidez y resistencia adicional. Distribuyen las cargas aerodinámicas y estructurales a lo largo del fuselaje, ayudando a prevenir la deformación excesiva y el pandeo del revestimiento exterior.

En número de cuadernas suele variar entre 50 y 100 unidades a lo largo de la longitud del avión, aunque en el a320 es de 87 unidades.

- Largueros:

Los largueros son refuerzos longitudinales que recorren el largo del fuselaje. Su función principal es soportar cargas de flexión y torsión, así como proporcionar una base sólida para las cuadernas. Ayudan a mantener la forma estructural del fuselaje y a distribuir las cargas a lo largo de su longitud.

En general suele haber de 4 a 8 unidades dependiendo del tamaño del avión comercial.

- Larguerillos:

Los larguerillos son refuerzos longitudinales adicionales que se encuentran dentro del revestimiento exterior, generalmente ubicados entre las cuadernas y los largueros principales. Su función es proporcionar soporte adicional al revestimiento exterior, ayudando a mantener su forma y rigidez. Los larguerillos también ayudan a distribuir las cargas aerodinámicas y estructurales a lo largo del fuselaje, mejorando la resistencia y durabilidad de la estructura.

En número de larguerillos suele variar entre 60 y 200 unidades en aviones comerciales, aunque en el A320 es de 88 unidades.

- Refuerzos Adicionales:

Los refuerzos adicionales son elementos estructurales adicionales que se pueden agregar en áreas críticas del fuselaje para aumentar su resistencia y durabilidad.

Estos refuerzos pueden incluir refuerzos estructurales, placas de refuerzo, arriostramientos y refuerzos de compuestos, dependiendo de las cargas de la aeronave.

- Estructura del suelo:

- Travesaños:

Son vigas transversales que se extienden de un lado al otro del fuselaje. Proporcionan soporte estructural al suelo del avión, distribuyendo las cargas a los largueros del fuselaje y ayudando a mantener la integridad estructural del suelo.

Puede haber decenas de bastidores, espaciados regularmente a lo largo de la longitud del fuselaje, aunque en el caso del A320 coincide con el número de cuadernas (87).

- Larguerillos del suelo:

Son vigas longitudinales que recorren el fuselaje de proa a popa, situadas debajo del suelo. Trabajan junto con los bastidores para distribuir las cargas longitudinales y proporcionar soporte adicional al suelo del avión.

Generalmente hay varios largueros del suelo, típicamente entre 4 y 8, aunque en el caso del a320 hay 13 unidades.

- Soportes:

Son componentes adicionales que se colocan en áreas específicas para proporcionar soporte adicional. El número de refuerzos es el mismo que el de bastidores.

Estos componentes trabajan en conjunto para proporcionar una estructura sólida y resistente que pueda soportar las tensiones y presiones asociadas con el vuelo, garantizando la integridad estructural y la seguridad de la aeronave.

### 6.1.3. Distancias

Para establecer las distancias entre los diferentes elementos de la estructura del fuselaje, se tomará como referencia inicial las distancias especificadas en el Manual de Reparaciones del Airbus A320.

Según el manual de reparaciones del Airbus A320 (PDF Coffee, 2015):

- Distancia longitudinal entre cuadernas: 0.53 m
- Distancia longitudinal entre travesaños: 0.53 m
- Distancia entre larguerillos: A lo largo del perímetro de la sección del fuselaje (12.315 m) se concentran distribuidos 88 larguerillos, es decir, un larguerillo cada 0.14 m.
- Distancia lateral entre larguerillos de suelo: 0.277 m

Estas especificaciones proporcionan una base sólida para el diseño y análisis estructural, asegurando que los componentes del fuselaje estén correctamente dimensionados y ubicados según los estándares establecidos por el fabricante del Airbus A320.

#### 6.1.4. Secciones

En el diseño actual de la estructura, las vigas predominan en su mayoría están sujetas a esfuerzos axiales de compresión y tracción. Los únicos componentes que podrían considerarse sometidos a flexión son los largueros y larguerillos. Sin embargo, debido a que la fibra neutra se encuentra ubicada en el centro del fuselaje, una región considerablemente distante de cada viga, las secciones transversales de estas no experimentan flexión significativa. Los esfuerzos de flexión que realmente se presentan son principalmente atribuidos a la presurización de la cabina.

En vista de que las tensiones axiales son predominantes sobre las de flexión en esta estructura, es evidente que el área de la sección transversal desempeña un papel fundamental. Sin embargo, no se debe descuidar la importancia de la configuración geométrica de dicha sección. La forma de la sección transversal también influye significativamente en la distribución de tensiones y en la capacidad de resistencia de los componentes estructurales. Por lo tanto, tanto el área como la forma de la sección deben ser cuidadosamente consideradas en el diseño para asegurar un comportamiento estructural óptimo frente a las cargas aplicadas.

Las secciones de vigas que presentan un mejor comportamiento frente a flexión suelen caracterizarse por tener el material ubicado lejos del eje neutro (en el supuesto de que la viga esté sometida a flexión pura). Formas como las secciones en I, T o cajón cerrado son comúnmente empleadas debido a su capacidad para distribuir las tensiones de manera más uniforme y eficiente a lo largo de la viga.

En el diseño de estructuras como el fuselaje del Airbus A320, se emplean secciones que son variantes más complejas de la sección en "S". Estas secciones, utilizadas en elementos como cuadernas y larguerillos, están diseñadas para optimizar la resistencia estructural al mismo tiempo que se minimiza el peso, una consideración crítica en la industria de la aviación (PDF Coffee, 2015).

La sección en "S" presenta una distribución de masa similar a las secciones en "I" o "T" que ayuda a distribuir las cargas de manera más eficiente. Este diseño se fabrica comúnmente mediante procesos de conformado o moldeado, que permiten obtener perfiles complejos con alta precisión y resistencia. Esta facilidad de fabricación hace que la sección en "S" sea una elección práctica para elementos estructurales en aeronaves, garantizando una combinación óptima de rendimiento estructural y eficiencia en el peso.

En el caso del A320 las secciones son las siguientes (PDF Coffee, 22015).

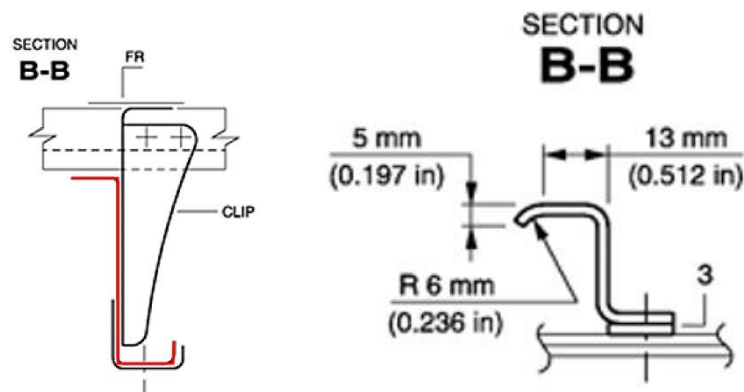


Figura 6.3. Secciones de las cuadernas y larguerillos del A320 [15]

Las cuadernas del Airbus A320 representan estructuras complejas que consisten en la viga principal y en rigidizadores, componentes esenciales para proporcionar resistencia y distribuir eficazmente las cargas aerodinámicas y estructurales. Los rigidizadores, tanto horizontales como verticales, desempeñan un papel crucial en la prevención del pandeo y en el mantenimiento de la integridad estructural de la aeronave. En el contexto de este trabajo, se optará por una simplificación de la estructura de las cuadernas, modelándolas como secciones en forma de "S" (parte en rojo).

En términos generales, los travesaños de una aeronave se consideran extensiones de las cuadernas en la zona del suelo, conservando así la misma sección transversal. Del mismo modo, los largueros de suelo son extensiones de los largueros principales y también comparten la misma sección transversal.

En el caso de los largueros, los esfuerzos de flexión se acentúan debido a que estas vigas suelen estar ubicadas en el plano del eje neutro de flexión del fuselaje. Esta disposición implica la necesidad de utilizar secciones en "I", donde se concentra una mayor cantidad de masa alejada del eje neutro. Las secciones en "I" son elegidas específicamente por su capacidad para resistir momentos flexionantes de manera eficiente.

En el caso del A320 esta sección se corresponde con la siguiente figura (PDF Coffee, 2015).

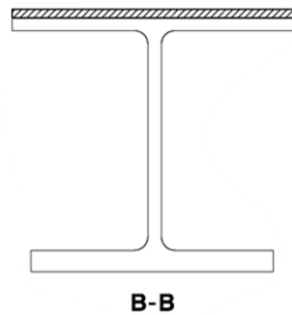


Figura 6.4. Secciones de los largueros del A320 [15]

#### 6.1.5. Materiales

En la industria aeronáutica para la construcción del fuselaje de aviones comerciales, el material que se utiliza más comúnmente es el aluminio. El aluminio ha sido el material dominante durante décadas debido a varias razones clave (LibreTexts Español, 2020) & (Thyssenkrupp Materials, 2023):

- **Costo:** El aluminio es relativamente económico en comparación con otros materiales avanzados como el titanio y los compuestos de fibra de carbono.
- **Facilidad de Fabricación:** El aluminio es fácil de mecanizar, formar y unir mediante técnicas convencionales de fabricación, lo que simplifica el proceso de construcción de grandes estructuras como el fuselaje.
- **Peso y Resistencia:** Las aleaciones de aluminio utilizadas en la industria aeronáutica, como el aluminio 2024 y el 7075, ofrecen una excelente combinación de resistencia mecánica y peso ligero, adecuadas para soportar las cargas y tensiones durante las operaciones de vuelo.

Aunque los materiales compuestos de fibra de carbono (CFRP) y otros materiales avanzados están ganando popularidad, especialmente en áreas específicas del fuselaje donde se requiere alta resistencia y peso reducido, el aluminio sigue siendo ampliamente utilizado debido a su probada fiabilidad, rendimiento y costo efectividad para la construcción de fuselajes de aviones comerciales (LibreTexts Español, 2020).

Las aleaciones de aluminio 2024 y 7075 son ampliamente utilizadas en la industria aeronáutica debido a sus excepcionales propiedades mecánicas y resistencia. El aluminio 2024 está compuesto

principalmente de aluminio con cobre como su principal elemento de aleación, aproximadamente un 4.4%. Este material destaca por su alta resistencia a la tracción, alrededor de 470 MPa, y sus buenas propiedades de resistencia a la fatiga, lo que lo hace ideal para componentes estructurales como largueros y cuadernas en la construcción de fuselajes de aeronaves. Sin embargo, es sensible a la corrosión y generalmente se aplica un recubrimiento protector (Tuofa CNC Machining, 2023).

Por otro lado, el aluminio 7075, compuesto principalmente de aluminio con zinc como su principal aleante (aproximadamente 5.6%), es conocido por su extraordinaria resistencia. Con una resistencia a la tracción de aproximadamente 570 MPa y una alta dureza, el 7075 es utilizado en componentes que requieren alta resistencia estructural, como partes de alta carga y trenes de aterrizaje. Aunque es menos susceptible a la corrosión que el 2024, también se suele recubrir para protección adicional debido a su exposición en entornos aeronáuticos (Tuofa CNC Machining, 2023).

Las aleaciones de aluminio 2024 en diferentes estados de tratamiento térmico son ampliamente utilizadas en la industria aeronáutica debido a sus propiedades mecánicas y características específicas para diversas aplicaciones (MatWeb, 2023).

- Aluminio 2024-T42: Esta aleación se somete a un proceso de solución tratada seguido de estabilización mediante envejecimiento natural. Es conocida por ofrecer una buena combinación de resistencia y ductilidad, siendo adecuada para componentes que requieren conformado moderado y una respuesta adecuada frente a la fatiga.
- Aluminio 2024-T3: Tratada térmicamente para maximizar su resistencia y ductilidad, el aluminio 2024-T3 es preferido en aplicaciones donde se requiere una buena formabilidad en frío. Esta aleación es comúnmente utilizada en la fabricación de paneles de fuselaje y otras partes estructurales que deben ser conformadas y ensambladas con facilidad.
- Aluminio 2024-T6: Considerado el estado más resistente de las aleaciones 2024, el aluminio 2024-T6 se caracteriza por su alta resistencia a la tracción y su uso en aplicaciones estructurales que demandan una excelente resistencia y rigidez. Es particularmente adecuado para componentes que enfrentan cargas elevadas durante la operación, como conexiones de largueros y soportes de motores.

En resumen, la elección entre el aluminio 7075, 2024-T42, 2024-T3 y 2024-T6 depende de las necesidades específicas de cada aplicación dentro del diseño y construcción de aeronaves comerciales, considerando factores como la formabilidad, resistencia mecánica, respuesta a la fatiga y las condiciones de carga a las que estarán expuestos los componentes estructurales.

En el caso del A320, para la estructura primaria del fuselaje se utiliza el 2024-T3 y 2024-T6 mayormente, pero en determinadas partes se puede encontrar el 2024-T42.

## 6.2. Cargas

En esta sección, se llevará a cabo una estimación detallada sobre la tipología y magnitud de las cargas aplicadas al fuselaje de un avión durante el vuelo de crucero. Para abordar este análisis de manera efectiva, se implementarán ciertas simplificaciones (hipótesis 9 del apartado 5) debido a la complejidad del sistema real.

### 6.2.1. Tipo

La estructura interna del fuselaje de un avión comercial está diseñada para soportar una amplia variedad de cargas durante todas las fases del vuelo, incluyendo despegue, crucero, aterrizaje y rodaje. Estas cargas se originan de múltiples fuentes y afectan la integridad estructural del avión de diversas maneras.

A continuación, se muestra un esquema de las cargas que suelen actuar sobre la estructura de una aeronave:

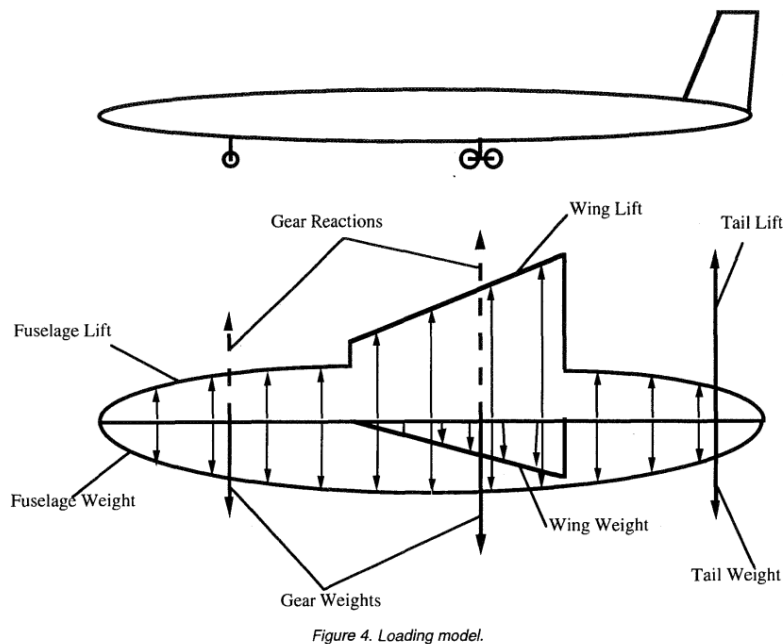


Figura 6.5. Carga sobre la estructura de un avión. [23]

Entender y gestionar estas cargas es crucial para garantizar la seguridad y el rendimiento del avión. Las principales cargas que debe soportar la estructura interna del fuselaje incluyen (Escuela de Instaladores, 2017) & (NASA, 2011):

- Cargas Aerodinámicas:

Estas fuerzas se generan por el flujo de aire alrededor del avión. Durante el vuelo, la interacción del aire con las superficies del avión crea fuerzas de sustentación que permiten el vuelo, y resistencia que debe ser superada por la potencia del motor. Las turbulencias y maniobras también inducen cargas adicionales que la estructura debe resistir sin comprometer la estabilidad del avión, pero en este estudio no se tendrán en cuenta.

En el presente trabajo, se analizará la estructura interna de la aeronave volando en modo crucero donde el ala y el estabilizador horizontal inducen fuerzas en la dirección vertical ( $L_1$  y  $L_2$ , respectivamente). Como se ha expuesto en la hipótesis 9 del apartado 5, en

realidad se trata de cargas de sustentación aplicadas en las superficies en rojo, pero se modelarán como fuerzas puntuales aplicadas en el centro de cada zona.

En vuelo de crucero, el estabilizador horizontal de un avión comercial generalmente sustenta hacia abajo. Esta configuración ayuda a equilibrar el momento de cabeceo generado por las alas. Las alas generan una fuerza de sustentación hacia arriba, que actúa detrás del centro de gravedad del avión. Para equilibrar esto, el estabilizador horizontal aplica una fuerza hacia abajo, creando un momento opuesto que mantiene el avión nivelado y estable en vuelo recto y nivelado. A continuación, se muestra la zona de aplicación de ambas fuerzas:

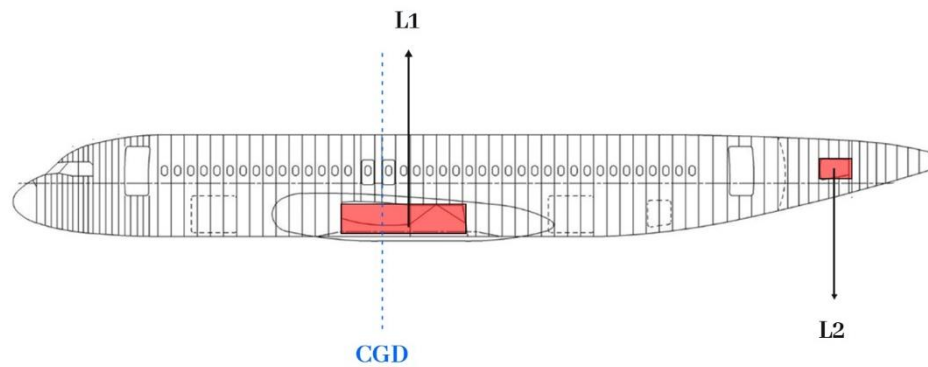


Figura 6.6. Puntos de aplicación de las fuerzas aerodinámicas. [15]

- Cargas de Presurización:

A medida que los aviones comerciales vuelan a altitudes elevadas, la presión atmosférica externa disminuye significativamente. Para mantener un ambiente confortable y seguro para los pasajeros y la tripulación, la cabina se presuriza, creando una diferencia de presión entre el interior y el exterior del fuselaje. Esta diferencia genera una fuerza hacia afuera sobre las paredes del fuselaje, similar a la presión que inflama un globo.

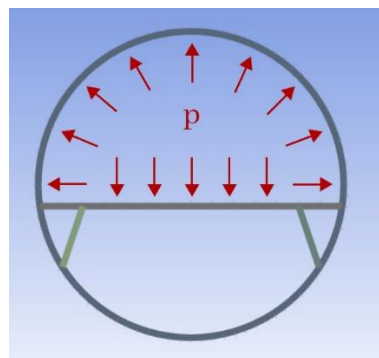


Figura 6.7. Cargas internas de presurización.

- Cargas de Inercia:

Durante las maniobras de vuelo, despegues y aterrizajes, el avión experimenta aceleraciones y desaceleraciones que generan fuerzas inerciales. Estas fuerzas pueden ser longitudinales (a lo largo del eje del avión), laterales (perpendiculares al eje del avión) y verticales (hacia arriba y hacia abajo). La estructura interna debe ser capaz de soportar estas fuerzas para mantener la integridad del fuselaje y la seguridad de los ocupantes.



En el presente caso de estudio la aeronave se encontrará volando en crucero a altitud y velocidad constantes, por lo tanto, estas cargas serán nulas.

- Cargas Estructurales:

El fuselaje también soporta el peso de su propia estructura, así como el peso de los pasajeros, carga, combustible y otros equipos. Estas cargas estáticas son variables a lo largo del eje longitudinal del avión dependiendo de la distribución de pasajeros, equipaje, equipamiento, etc...

Esto hace difícil estimar la distribución exacta de la carga referente al peso de la aeronave, por ello, para estimar la magnitud de esta carga, se tomará como parámetro orientativo el diámetro de la sección del fuselaje. De esta manera, los tramos de fuselaje donde la sección es menor, se considerarán cargas de menor magnitud.

Dicho esto, la carga relativa al peso de la aeronave se simulará como 4 cargas distribuidas ( $q_1, q_2, q_3$  y  $q_4$ ) en 4 tramos diferentes de la aeronave.

Cabe destacar que estas 4 cargas representan el peso de la aeronave sin tener en cuenta el peso del ala ( $w_a$ ). El peso del ala se tomará como una fuerza puntual.

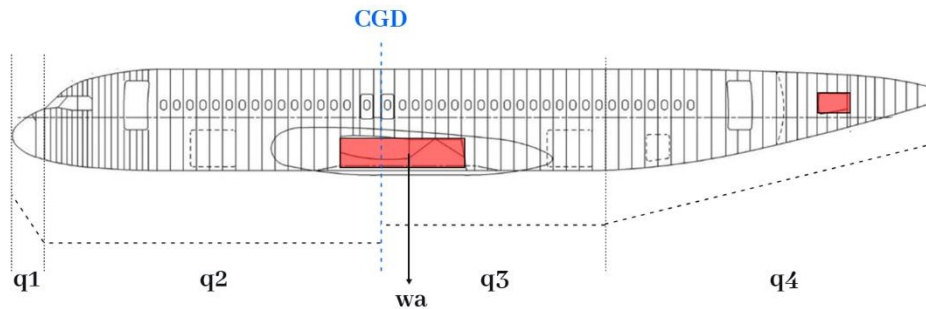


Figura 6.8. Cargas estructurales sobre la estructura total. [15]

- Cargas Torsión:

Las fuerzas aerodinámicas y las distribuciones de peso durante el vuelo pueden causar momentos de torsión (alrededor del eje longitudinal) en el fuselaje. Estas fuerzas son particularmente significativas durante maniobras y turbulencias, y deben ser mitigadas por un diseño estructural robusto.

En el presente caso de estudio la aeronave se encontrará volando en crucero a altitud y velocidad constantes, por lo tanto, estas cargas serán nulas.

- Cargas de Impacto:

Durante el aterrizaje, especialmente en condiciones bruscas, el fuselaje puede experimentar fuerzas de impacto significativas. Estas fuerzas también pueden ocurrir en casos de turbulencia severa, y la estructura debe estar diseñada para absorber y dispersar estas energías sin sufrir daños críticos.

En el presente caso de estudio la aeronave se encontrará volando en crucero a altitud y velocidad constantes, por lo tanto, estas cargas serán nulas.

- Cargas de Temperatura:

Los cambios de altitud y las condiciones ambientales extremas pueden causar variaciones significativas de temperatura, lo que lleva a la expansión y contracción térmica del material del fuselaje. La estructura debe ser capaz de acomodar estos cambios sin comprometer su integridad.

En el presente caso de estudio, la aeronave se considerará que la temperatura es constante, por lo tanto, estas cargas serán nulas.

- Cargas de Vibración:

Las vibraciones generadas por los motores, el flujo de aire y las superficies de control pueden inducir tensiones adicionales en el fuselaje. La estructura debe ser capaz de amortiguar estas vibraciones para prevenir la fatiga y el desgaste prematuro de los materiales.

En el presente caso de estudio, la aeronave se considerará que no hay vibraciones, por lo tanto, estas cargas serán nulas.

Cada una de estas cargas se considera cuidadosamente durante el diseño y la fabricación del fuselaje para asegurar que el avión pueda operar de manera segura y eficiente en todas las condiciones posibles. En cambio, en este TFG la mayoría de estas son despreciables debido a la condición de vuelo tomada (crucero), la cual implica que muchas de estas cargas sean nulas.

### 6.2.2. Magnitud

Se procederá a realizar una estimación general de la magnitud de las cargas que actúan sobre el fuselaje de un avión comercial. Para este estudio, debemos recordar del apartado anterior que las únicas cargas que se van a tener en cuenta en el estudio son las cargas aerodinámicas, las cargas estructurales y las cargas de presurización. De esta manera, todas las fuerzas actuantes son las siguientes:

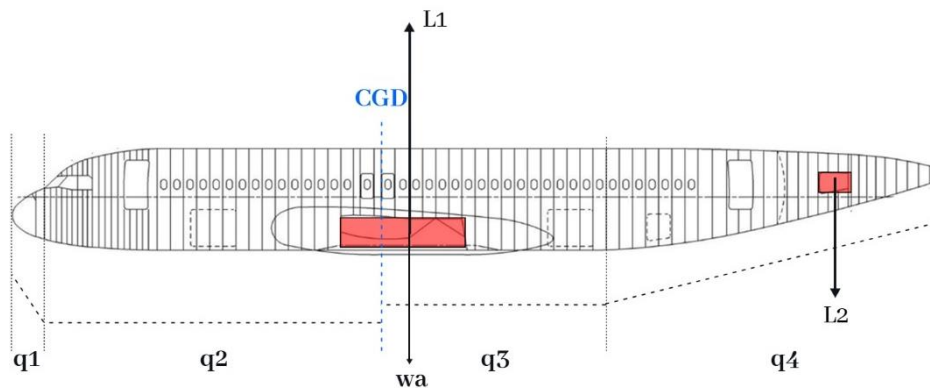


Figura 6.9. Cargas aerodinámicas y estructurales sobre la estructura total. [15]

Es importante destacar que el propósito de esta estimación no es replicar con exactitud las cargas que afectan al Airbus A320, sino diseñar una aeronave propia que tome como referencia ciertas características del A320. La intención es garantizar que el diseño propuesto sea seguro, eficiente y capaz de soportar las condiciones operativas a las que estará sometido durante su funcionamiento.

a) Cargas aerodinámicas:

Para determinar la sustentación del ala principal ( $L_1$ ), se debe tener en cuenta que, durante el vuelo en crucero, el ala principal debe generar una fuerza hacia arriba que equilibre el peso total del avión ( $W$ ) y las fuerzas adicionales generadas por otros componentes como el estabilizador horizontal ( $L_2$ ).

El peso total del avión ( $W$ ) representa el peso total de la aeronave, en este caso, el A320 en durante el vuelo de crucero suele tener una masa promedio de 70000 kg (aunque depende mucho de la carga del avión y del combustible consumido) equivalente a un peso 686700 N. También hay que tener en cuenta que el peso asociado a esta masa debe equivaler a la suma del peso del ala ( $W_a$ ) y de las fuerzas puntuales representativas de las cuatro cargas existentes ( $q_1, q_2, q_3$  y  $q_4$ ) de manera que:

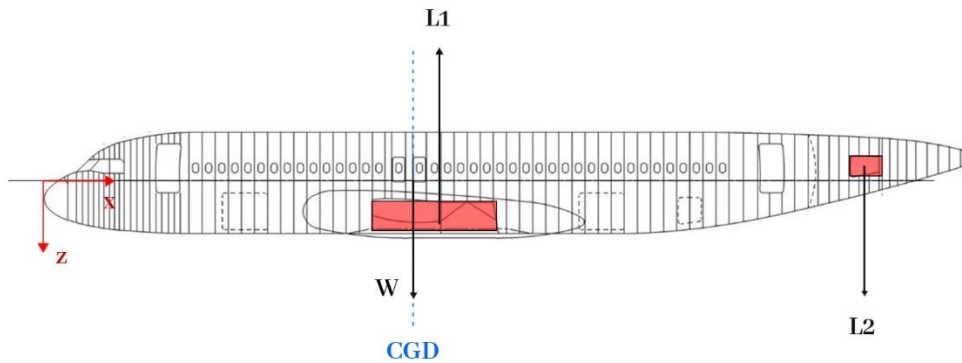


Figura 6.10. Simplificación de las cargas estructurales [15]

De esta manera, conocidos el peso total del avión y la ubicación de las 3 fuerzas puntuales, se puede realizar un equilibrio de fuerzas y momentos para obtener el valor de las fuerzas aerodinámicas  $L_1$  y  $L_2$ .

$$\begin{aligned} \sum F_z &= 0; \\ -|L_1| + |W| + |L_2| &= 0; \\ -|L_1| + |L_2| &= -686700; [1] \end{aligned}$$

Para llevar a cabo el equilibrio de momentos, cabe destacar que los momentos se tomará respecto al centro de gravedad (CGD) y que se definirán como positivos los momentos que causen el aumento del ángulo de ataque del avión y como negativos los que supongan una reducción del ángulo de ataque.

$$\begin{aligned} \sum M_{y,CGD} &= 0; \\ -d_{CGD-L1} \cdot |L_1| + d_{CGD-L2} \cdot |L_2| &= 0; \\ -0.95 \cdot |L_1| + 18.21 \cdot |L_2| &= 0; [2] \end{aligned}$$

Resolviendo las ecuaciones resultantes [1] y [2] se obtiene:

$$\begin{aligned} |L_1| &= 724496.35 \text{ N} \\ |L_2| &= 37796.35 \text{ N} \end{aligned}$$

Se debe recordar que estos valores representan valores absolutos, los signos fueron introducidos explícitamente en las ecuaciones. De esta manera, ambas fuerzas de sustentación serían las siguientes:

$$L_1 = -724496.35 \text{ N}$$

$$L_2 = 37796.35 \text{ N}$$

b) Cargas estructurales:

En aeronaves comerciales, es típico que la primera mitad del avión, es decir, la parte delantera desde la cabina de pasajeros hasta aproximadamente las alas tenga un peso considerablemente mayor que la segunda mitad (cola) de la aeronave. Esta distribución de peso se debe principalmente a la ubicación de la cabina de pasajeros y la tripulación en la parte frontal del avión, así como a otros equipos y sistemas esenciales que se encuentran en esta área.

La razón principal de esta distribución de peso es asegurar un adecuado equilibrio y estabilidad durante el vuelo. La mayor parte de la carga útil, que incluye a los pasajeros, el equipaje y otros elementos necesarios para el vuelo, se ubica en la cabina de pasajeros y en áreas cercanas a la parte delantera del avión. Esto implica que la estructura y el diseño del avión deben ser capaces de manejar estas variaciones de peso de manera eficiente y segura.

Respecto al peso del ala en aeronaves comerciales, este representa típicamente entre el 10% y el 20% del peso total de la aeronave. Por lo tanto, para este caso, se estima que el peso del ala principal sería aproximadamente de 10500 kg lo cual equivale a 103005 N ( $W_{ea}$ ). Esta estimación proporciona una referencia importante para el diseño y la distribución de peso dentro del avión, considerando que la estructura del ala principal debe ser robusta para soportar tanto las cargas aerodinámicas durante el vuelo como las fuerzas de inercia durante maniobras y condiciones variables de operación. Por otro lado, la capacidad estándar de combustible para aeronaves comerciales como el A320 ronda los 24000 kg lo cual equivale a 235440 N ( $W_c$ ).

De esta manera, el peso total del ala corresponde al peso de la estructura ( $W_{ea}$ ) junto con el peso del combustible alojado en el ala ( $W_c$ ):

$$W_a = W_{ea} + W_c = 338445 \text{ N}$$

Teniendo en cuenta lo anterior, el peso de la aeronave, sin el ala principal ni el combustible que se aloja en la misma, sería de 35500 kg que equivale a unos 348255 N. Este será el peso que deberán modelizar las cuadro cargas distribuidas a lo largo de la aeronave. Definidos  $x_1, x_2, x_3$  y  $x_4$  como la longitud de los tramos de cada una de las cargas:

$$\frac{1}{2}q_1x_1 + q_2x_2 + q_3x_3 + \frac{1}{2}q_4x_4 = W - W_a$$

Para simplificar los cálculos, se considerará que el máximo valor de la carga lineal  $q_1$  coincide con el valor de la carga constante  $q_2$  y, de igual manera, se considerará que el máximo valor de la carga lineal  $q_4$  coincide con el valor de la carga constante  $q_3$ . De esta manera, las incógnitas se reducen a 2 ( $q_2$  y  $q_3$ ):

$$\frac{1}{2}q_2x_1 + q_2x_2 + q_3x_3 + \frac{1}{2}q_3x_4 = W - W_a; [3]$$

Como segunda ecuación para obtener las incógnitas, se debe llevar a cabo un equilibrio de momentos para asegurar que la distribución de cargas no induce inestabilidad longitudinal en crucero. Definidas  $F_1, F_2, F_3$  y  $F_4$  como las fuerzas puntuales equivalentes a cada una de las cargas, el esquema de fuerzas sería en siguiente:

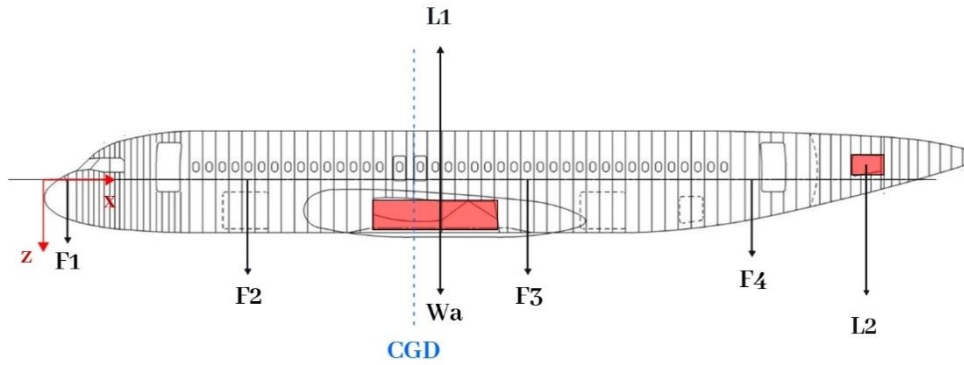


Figura 6.11. Cargas estructurales en formato de fuerzas puntuales [15]

De esta manera, el equilibrio de momentos respecto al CGD y siguiendo los mismos criterios de signo del apartado anterior se obtiene de la siguiente manera:

$$\sum M_{y,CGD} = 0;$$

$$-F_1 d_1 - F_2 d_2 + F_3 d_3 + F_4 d_4 - L1 d_{L1} + L2 d_{L2} + W_a d_{wa} = 0;$$

$$-\left(\frac{1}{2} q_2 x_1\right) d_1 - (q_2 x_2) d_2 + (q_3 x_3) d_3 + \left(\frac{1}{2} q_3 x_4\right) d_4 - L1 d_{L1} + L2 d_{L2} + W_a d_{wa} = 0; [4]$$

Donde:

$d_1, d_2, d_3$  y  $d_4$  representan la distancia del CGD a la fuerza puntual equivalente a cada una de las cargas y  $d_{L1}, d_{L2}$  y  $d_{wa}$  representan la distancia del CGD a las fuerzas del correspondientes al subíndice.

Resolviendo el sistema de ecuaciones [3] y [4] se obtienen los siguientes valores para las cargas distribuidas:

$$q_1 = 14436.98 \cdot \frac{x}{x_1} Nm \rightarrow x \in [0, x_1]$$

$$q_2 = 14436.98 Nm \rightarrow x \in [x_1, x_2]$$

$$q_3 = 8826.06 Nm \rightarrow x \in [x_2, x_3]$$

$$q_4 = 8826.06 \cdot \frac{x - (x_1 + x_2 + x_3)}{x_4} Nm \rightarrow x \in [x_3, x_4]$$

c) Cargas de presurización:

Cuando una superficie, como la estructura de una aeronave en vuelo de crucero a 11,000 metros de altitud, está expuesta a una diferencia de presión a ambos lados, experimenta una fuerza neta debido a la disparidad de presión entre ellos. La presión representa la fuerza que un fluido, como el aire, aplica sobre una superficie.

En este contexto, para cumplir con las normativas de seguridad establecidas, el interior de la aeronave se mantiene presurizado a una altitud equivalente de 8,000 pies, según lo especificado. Según la atmósfera estándar internacional (ISA), esta presurización implica una diferencia de presión significativa de aproximadamente 527.58 hPa entre el interior presurizado y el entorno exterior a esa

altitud. Como resultado, la presión más alta dentro de la cabina ejerce una fuerza que empuja las superficies estructurales hacia afuera, en dirección a la menor presión del aire exterior.

La presión quedará aplicada sobre parte del perímetro del círculo representativo de la cuaderna (más concretamente, 54.55%) y sobre el travesaño de longitud 3.88 m como se observa en la 6.7.

Por otro lado, el revestimiento interior distribuye esta carga de manera que la superficie correspondiente a cada cuaderna con su correspondiente travesaño será la longitud que recorran ambos multiplicada por la distancia de separación con las cuadernas y travesaños adyacentes (0.53 m):

$$S = (L_{cuaderna} + L_{travesaño}) \cdot d = (2 \cdot \pi \cdot 1.96 \cdot 0.5455 + 3.88) \cdot 0.53 = 5.62 \text{ m}^2$$

De esta manera, la fuerza total que experimenta cada cuaderna y travesaño es:

$$F_p = P \cdot S = 52758 \cdot 5.62 = 296321 \text{ N}$$

Suponiendo esta presión constante a lo largo de toda la cuaderna y travesaño, la carga correspondiente a esta fuerza será:

$$q_p = \frac{F_p}{L_{c+t}} = 27961.74 \text{ N/m}$$

Donde  $L_{c+t}$  se corresponde con el 54.54% del perímetro de la cuaderna junto con la longitud del travesaño. De esta manera, la carga se distribuiría de la siguiente forma:

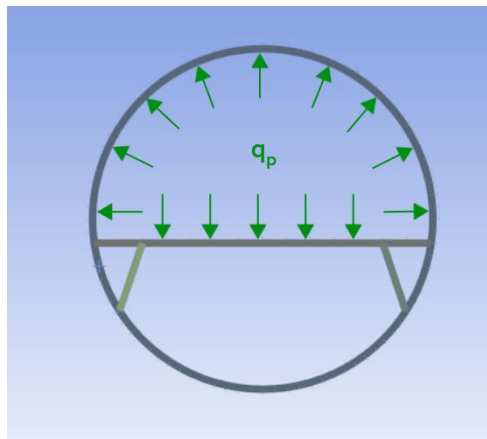


Figura 6.12. Cargas de presurización

### 6.2.3. Cargas aplicadas a la sección.

En primer lugar, se obtendrán los diagramas de momentos y fuerzas cortantes de la estructura general. Se tomará como modelo de referencia el esquema de fuerzas de la figura 6.9. Para llevar a cabo el análisis, se simplificará el sistema de manera que se corresponda con una viga biapoyada donde los apoyos se corresponden con las superficies de sustentación y las dos fuerzas puntuales aerodinámicas presentes en dichos apoyos se corresponden con las reacciones de los apoyos.

Cabe destacar, que las fuerzas puntuales  $L_1$  y  $W_a$  están aplicadas en el mismo punto, pero son de signos opuestos, para simplificar el sistema, se creará una nueva fuerza que junte y sustituya a estas dos  $L_1^*$  de manera que:

$$L_1^* = L_1 + W_a = -386051.35 \text{ N}$$

De esta manera, el esquema completo quedaría de la siguiente manera:

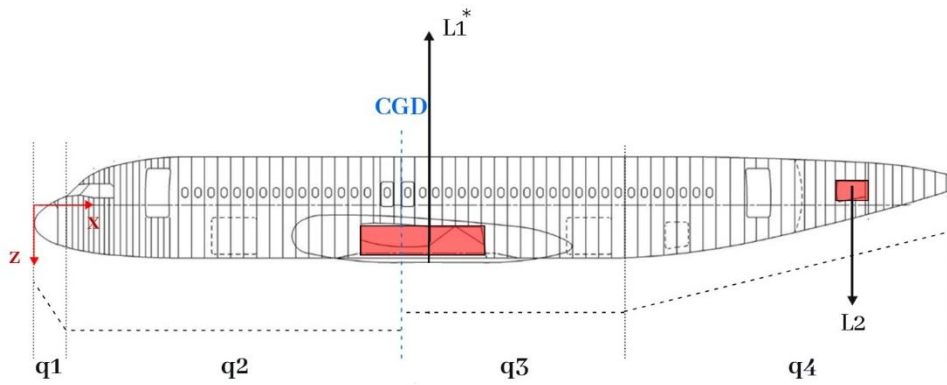


Figura 6.13. Carga  $L1^*$  [15]

Ahora bien, para aclarar más el análisis, se aporta la siguiente figura donde las reacciones A y B se corresponde con las fuerzas  $L1^*$  y  $L2$ :

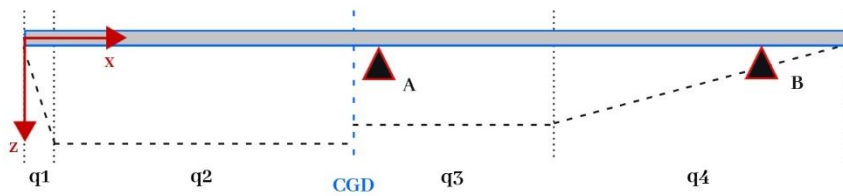


Figura 6.14. Viga representativa de la estructura

Una vez hecho esto, se elabora el diagrama de fuerzas cortantes y momentos flectores de manera que queda lo siguiente:

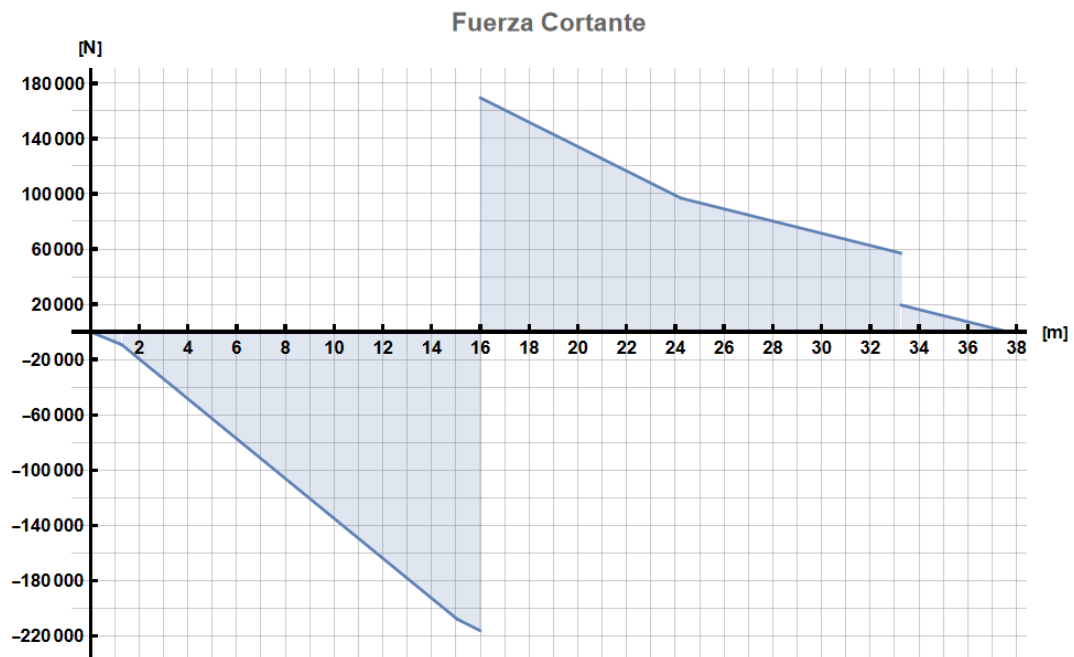


Figura 6.15. Diagrama de fuerzas cortantes.

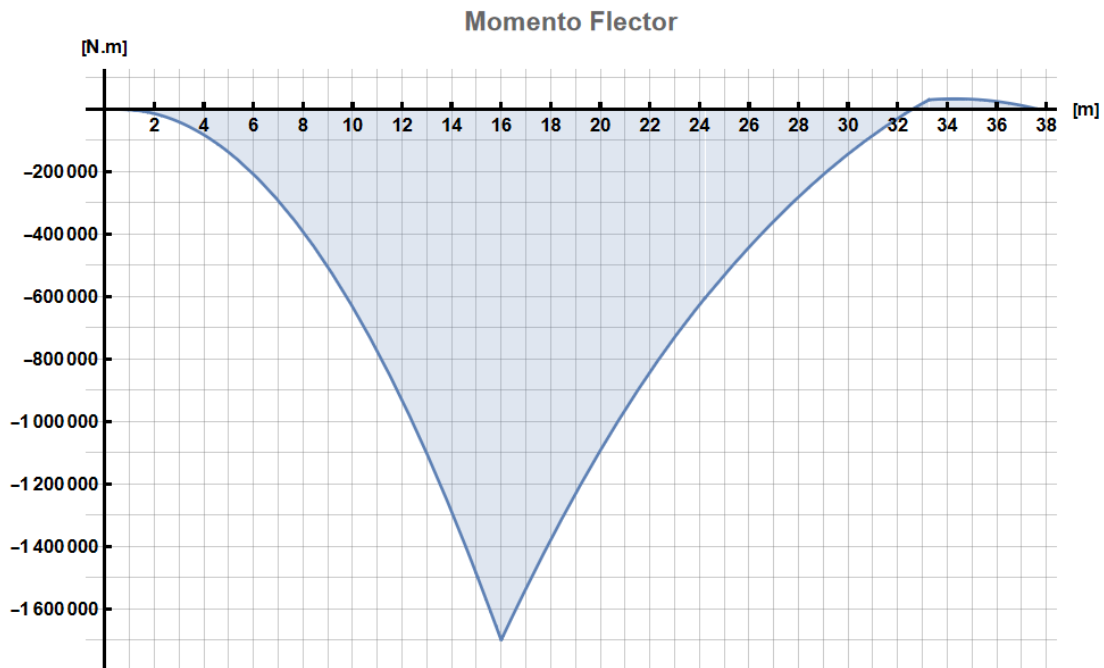


Figura 6.16. Diagrama de momentos flectores

Obtenidos estos datos, se puede deducir fácilmente las fuerzas cortantes y momentos flectores que hay aplicados a cada uno de los lados de la sección, bastan con evaluar las funciones obtenidas para los diagramas de fuerzas cortantes y momentos flectores en los puntos de interés.

Como se expuso en el apartado 6.1.1, la sección seleccionada para su análisis se extiende desde los 18.87 m hasta los 24.22 m. En estas posiciones, los valores son los siguientes:

	$x = 18.87$	$x = 24.22$
$V_x (N)$	144142.65	96923.20
$M_x (Nm)$	-1250376.98	-605525.83

Donde  $V_x$  y  $M_x$  representan las fuerzas cortantes y el momento flector aplicados a cada una de las posiciones. Estos signos están definidos por convenio por las siguientes imágenes:

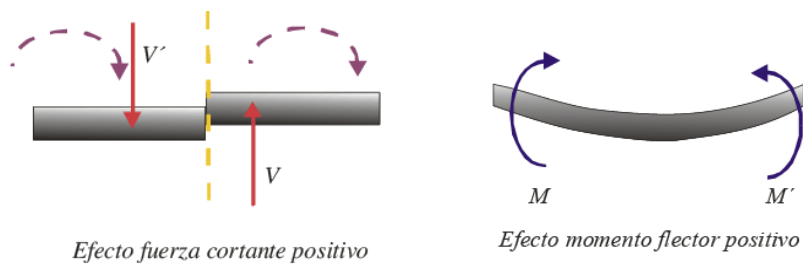


Figura 6.17. Signos de las fuerzas cortantes y momentos flectores [29]



Estas variables representan las reacciones que surgirían a ambos lados de la sección estudiada para poder compensar la distribución de cargas en toda la estructura. Ahora bien, a la hora de introducir las condiciones de contorno en ANSYS, no debemos introducir las reacciones, sino los esfuerzos provenientes de la estructura, los cuales, tienen el mismo valor, pero signo contrario.

#### 6.2.4. Condiciones de contorno

En este punto, centrándose solo en la sección de estudio, se muestra a continuación un esquema de todas las fuerzas que actúan sobre la misma:

- Plano X-Z

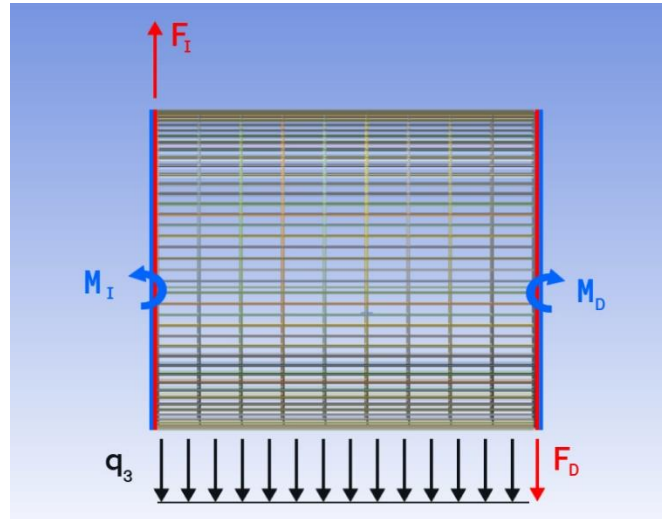


Figura 6.18. Cargas aplicadas a la sección de estudio.

- Plano Y-Z: Ya expuesto en la figura 6.12.

Una vez definidas todas las cargas, es fundamental que el modelo cuente con un sistema de referencia para asegurar la precisión de los cálculos. Las condiciones de contorno fijas proporcionan este marco de referencia, impidiendo que el modelo se desplace indefinidamente y manteniendo su estabilidad.

Sin estos puntos de inmovilidad, no sería posible determinar con exactitud la distribución de las tensiones y deformaciones a lo largo de la viga. Estas condiciones de contorno son esenciales para replicar las restricciones físicas reales y garantizar la validez de los resultados obtenidos en el análisis.

Para nuestro caso de estudio, se aplicarán dos condiciones de frontera:

- 1- Extremo derecho de la estructura: restringido el desplazamiento en la dirección “x” de toda la sección.
- 2- Extremo izquierdo de la estructura: restringido el desplazamiento en las direcciones “y” y “z” de un punto específico de la sección (el punto más bajo de la cuaderna).

De forma gráfica quedaría de la siguiente manera:

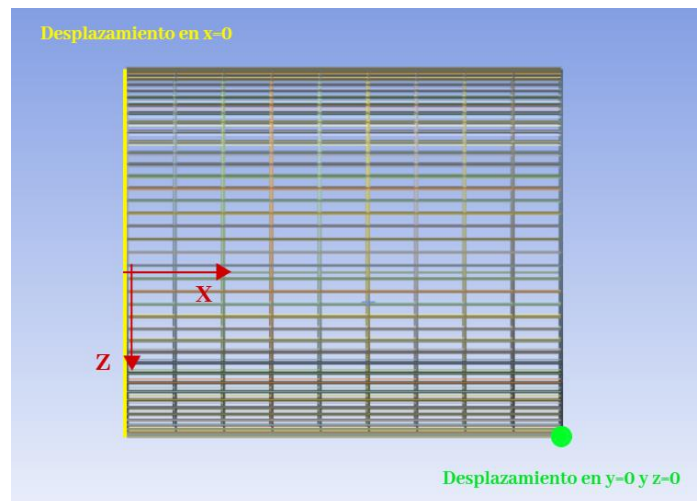


Figura 6.19. Condiciones de contorno

Se han tomado estas restricciones de movimiento no influir significativamente en la distribución de tensiones. De esta manera, se obtiene una estructura menos rígida y que se adecúa más a la realidad del vuelo.

### 6.3. Justificación del diseño preliminar

Para el proceso de diseño del fuselaje, se ha llevado a cabo una revisión de la bibliografía disponible en internet, evaluando las ventajas y desventajas de diversos tipos de secciones transversales, materiales y distancias entre los elementos estructurales. Esta información ha sido contrastada con los datos y recomendaciones del manual de mantenimiento del Airbus A320, un documento técnico de referencia en la industria aeronáutica que proporciona directrices precisas y detalladas sobre el diseño y mantenimiento de estructuras de aviones comerciales. Esta labor de investigación y análisis se ha desarrollado y documentado en el apartado "6-Diseño Conceptual" del presente trabajo.

Como resultado de esta investigación y análisis comparativo, se ha desarrollado un diseño preliminar propio del fuselaje, cuyo objetivo es servir como base para futuras optimizaciones. Este diseño preliminar se ha concebido teniendo en cuenta principios fundamentales de la ingeniería estructural, como la resistencia, la rigidez y la eficiencia en el uso de materiales, buscando siempre un equilibrio entre el peso y la capacidad de carga.

Cabe destacar que el diseño de la estructura de un fuselaje real de un avión comercial es considerablemente más complejo que lo presentado en este trabajo. El diseño real debe tener en cuenta numerosos factores adicionales, como una distribución de cargas más compleja, la resistencia a la fatiga, la tolerancia a fallos de determinados elementos estructurales, entre otros. Por lo tanto, es pertinente subrayar que el diseño preliminar aquí expuesto representa una simplificación significativa de la realidad.

Sin embargo, incluso bajo estas condiciones simplificadas, se ha elaborado el diseño de manera rigurosa, asegurando que sea capaz de soportar todas las tensiones y cargas de la manera óptima. El objetivo de este enfoque es proporcionar una base sólida que permita iteraciones y mejoras sucesivas, facilitando así la optimización del diseño en etapas posteriores y acercándonos progresivamente a un diseño que cumpla con los exigentes estándares de la industria aeronáutica.

## 6.4. Proceso de diseño con ANSYS

En esta sección se presentará de manera general el proceso de construcción de la estructura del fuselaje utilizando el software ANSYS.

En el contexto del diseño estructural del fuselaje, se empleará DesignModeler de ANSYS para construir la geometría. DesignModeler es una herramienta de ANSYS Workbench utilizada para crear y preparar modelos geométricos complejos antes de realizar simulaciones numéricas en ingeniería. Permite importar geometrías desde otros programas de CAD, crear geometrías desde cero y parametrizar modelos para optimizar diseños y configurar análisis detallados.

Como se ha mencionado previamente, el diseño completo será ejecutado conforme a las especificaciones detalladas en los subapartados del apartado "6.1. Sección del fuselaje a diseñar".

Para empezar con el diseño, se deben crear las líneas representativas de cada elemento estructural siguiendo los siguientes pasos detallados:

### 1- Cuadernas:

Se procederá a crear la estructura utilizando líneas. Se ha generado un "sketch" en forma de polígono con 88 vértices en el plano Y-Z, representando el número de larguerillos que circundan cada cuaderna. Posteriormente, se ha creado una línea conectando estos vértices para establecer la primera cuaderna.

Para las subsiguientes, se replicará esta línea en dirección "x" a intervalos de 0,53 metros, repitiendo este proceso 10 veces para abarcar todas las cuadernas en la sección analizada.

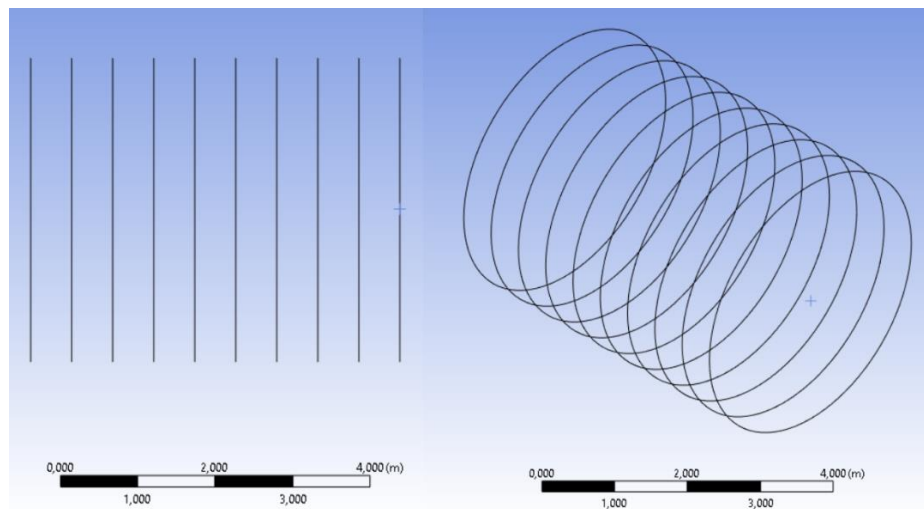


Figura 6.20. Cuadernas de la sección a analizar

### 2- Larguerillos:

Cada larguerillo será definido mediante la unión secuencial de vértices adyacentes de las cuadernas. Este procedimiento se ejecutará en 88 instancias, comenzando con el larguerillo más alto como el número 1 y numerándolos en sentido antihorario.

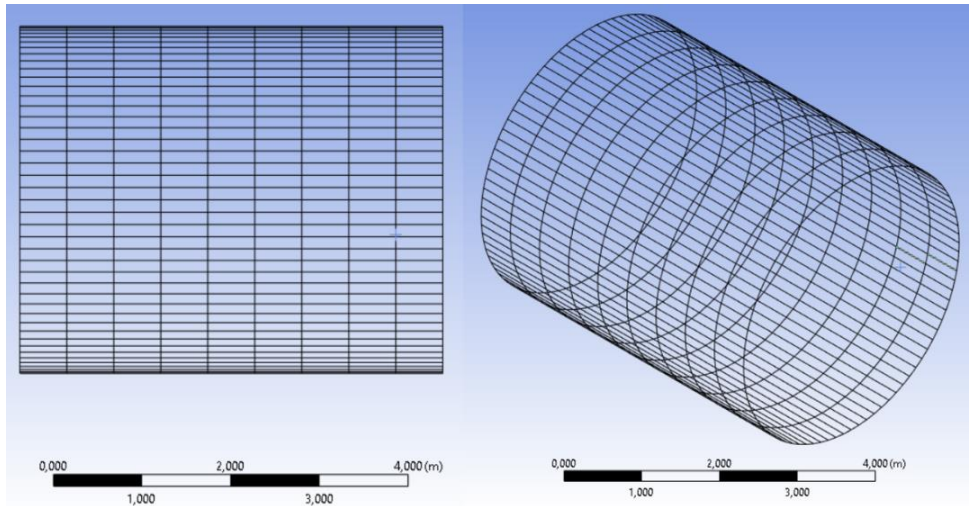


Figura 6.21. Cuadernas y larguerillos de la sección a analizar-

### 3- Larguerillos de suelo:

Estos componentes se distribuirán horizontalmente a la altura del larguerillo número 25. Se realizará una copia y pegado de la línea correspondiente al larguerillo 25 en dirección "z", con incrementos de 0,28 metros hasta alcanzar el extremo opuesto de la estructura, generando un total de 13 larguerillos de suelo.

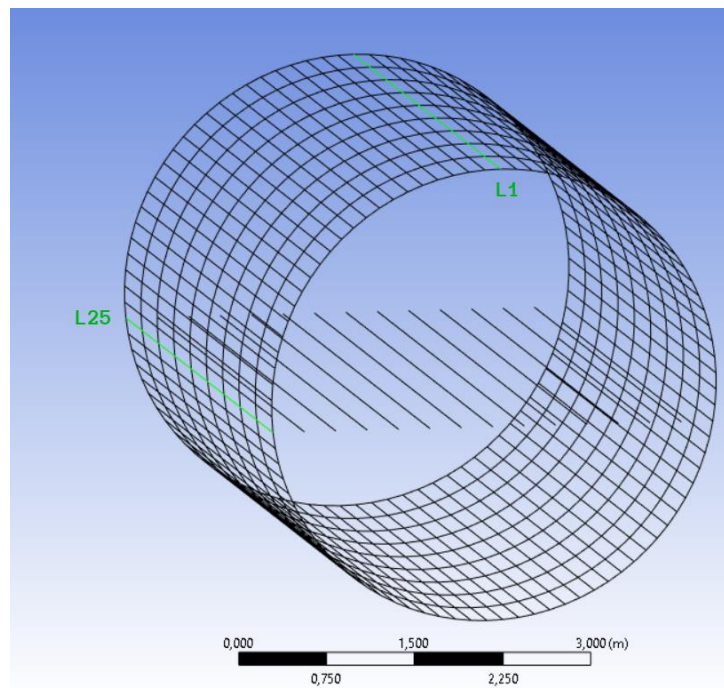


Figura 6.22. Cuadernas, larguerillos y larguerillos de suelo de la sección a analizar.

4- Travesaños:

Se construirán estas líneas conectando diametralmente los vértices de las cuadernas situadas a la altura de los larguerillos de suelo.

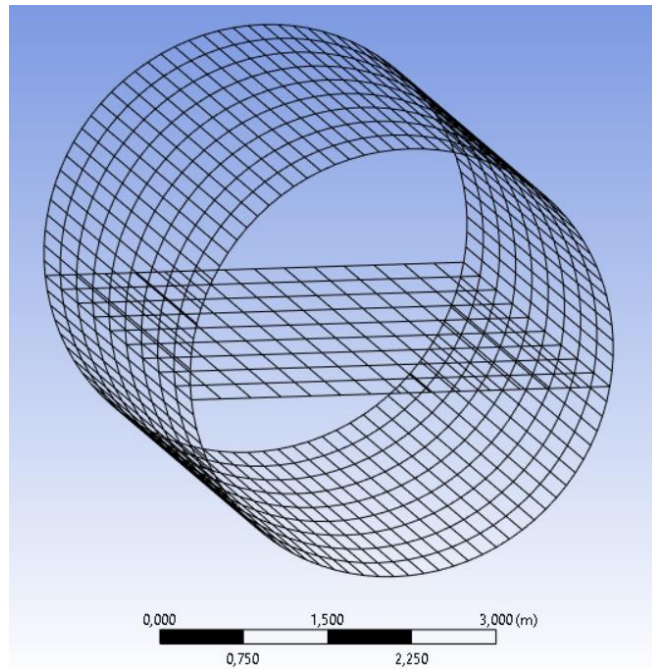


Figura 6.23. Cuadernas, larguerillos, larguerillos de suelo y travesaños de la sección a analizar.

5- Soportes:

Cada soporte unirá un larguerillo de suelo con el larguerillo 31 en el lado izquierdo de la estructura, o con el larguerillo 59 en el lado derecho. Se trazará una línea desde la intersección entre el larguerillo correspondiente y la cuaderna respectiva, hasta el segundo larguerillo de suelo (ya sea el 2 o el 12 según el lado).

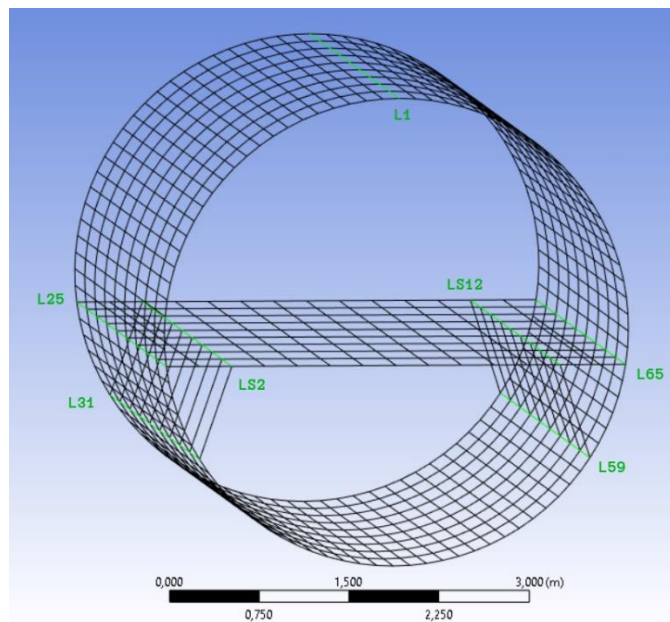


Figura 6.24. Cuadernas, larguerillos, larguerillos de suelo, travesaños y soportes de la sección a analizar.

6- Largueros:

Estas líneas se generarán duplicando las líneas de los larguerillos 25, 31, 59 y 65, así como los larguerillos de suelo 2, 7 y 12.

Una vez que se ha completado la creación de la estructura en formato de líneas, se procede a desarrollar las secciones correspondientes a cada tipo de elemento estructural.

1- Cuadernas y travesaños:

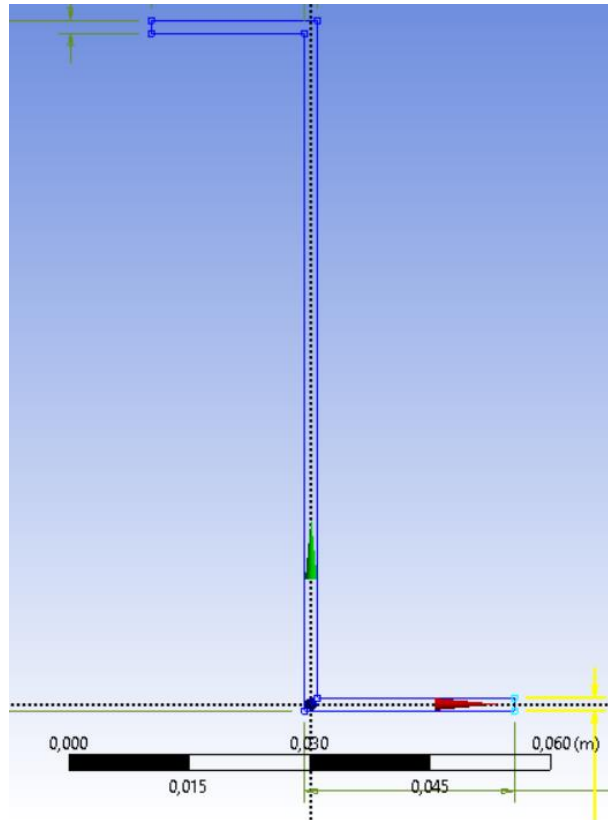


Figura 6.25. Sección de las cuadernas y travesaños del diseño preliminar.

2- Larguerillos y larguerillos de suelo:

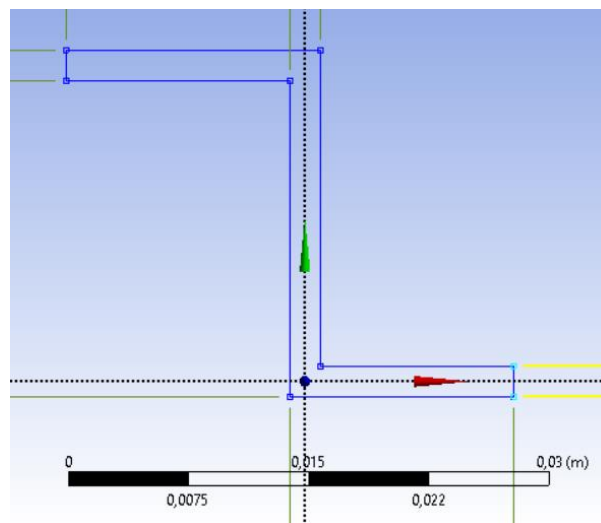




Figura 6.26. Sección de las larguerillos y larguerillos de suelo del diseño preliminar.

### 3- Largueros y Soportes:

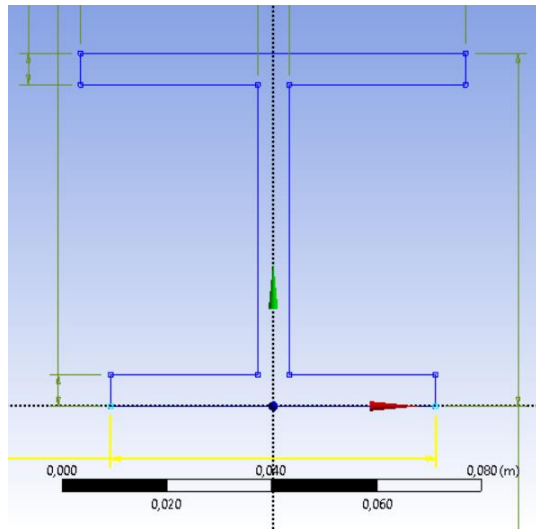


Figura 6.27. Sección de las largueros y soportes del diseño preliminar.

Después de crear las secciones, se ha procedido a asignar manualmente cada sección a la estructura correspondiente, formando así las vigas. Además, se ha realizado un proceso de orientación y desplazamiento de cada viga respecto a su eje, con el fin de asegurar que su disposición sea lo más fiel posible a la realidad. Este ajuste minucioso garantiza que la estructura final no solo cumpla con los requerimientos técnicos y de diseño, sino que también refleje con precisión las condiciones y configuraciones encontradas en aplicaciones reales.

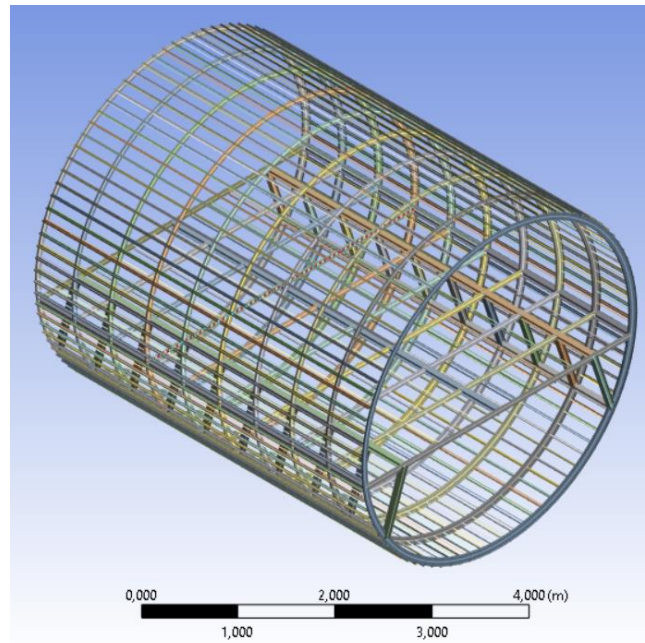


Figura 6.28. Sección a analizar incluyendo todos los elementos con sus secciones.

Estos pasos forman parte del proceso inicial de modelado en DesignModeler, diseñado para establecer una representación geométrica precisa del fuselaje, preparándolo para análisis y simulaciones subsiguientes en el entorno de ANSYS Workbench.



## 7. Optimización

Se procederá a optimizar la estructura preliminar ya creada mediante el uso del software ANSYS. En primer lugar, se llevarán a cabo análisis de los desplazamientos y tensiones presentes en la estructura preliminar. Posteriormente, se verificará el cumplimiento de los requisitos establecidos por la normativa vigente. A continuación, se ajustarán ciertos parámetros de la estructura (que se definirán más adelante) con el objetivo de obtener un comportamiento estructural óptimo.

### 7.1. Evaluación de la integridad estructural del diseño preliminar

Para determinar la respuesta de la estructura, se deben llevar a cabo algunas acciones de preproceso:

- 1- **Material:** Para asignar el material de los elementos estructurales en ANSYS, se debe utilizar el apartado "Engineering Data". En esta sección, es posible seleccionar el material desde la base de datos de ANSYS o crear un nuevo material, siempre y cuando se disponga de todos los datos requeridos. Tal como se expuso en el apartado "5.1.5: Materiales", en primera instancia se utilizará el mismo material para todos los elementos: la aleación de aluminio 2024-T6.

Una vez completado este procedimiento, se procede al apartado "Model" de ANSYS donde se llevará a cabo el análisis estructural. En este segmento, es necesario asignar manualmente el material creado a todos los elementos estructurales.

- 2- **Uniones:** En esta etapa el programa no reconoce la estructura como una entidad única, sino que identifica 148 cuerpos separados. Para consolidar un cuerpo sólido, se debe acceder al subapartado "Connections" y establecer manualmente "Bonded Contacts" en todos los puntos donde se intersecten dos o más elementos estructurales.

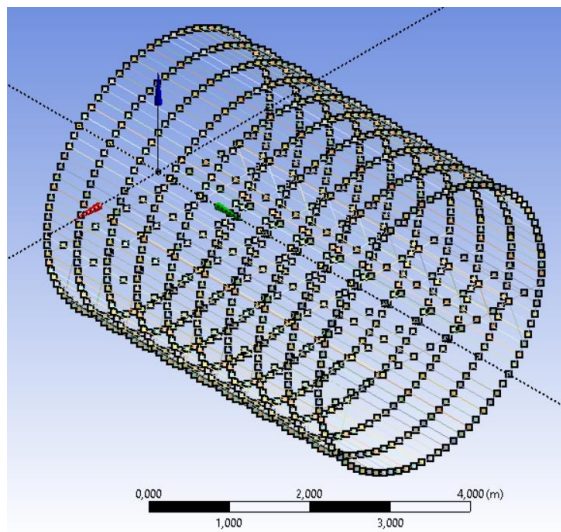


Figura 7.1. Nodos de la sección a analizar.

- 3- **Mallado:** Debido a la necesidad de realizar múltiples análisis durante la fase de optimización, se ha optado por utilizar un tamaño de elemento de malla relativamente grande (0.4 m de longitud de cada elemento) con el fin de minimizar el tiempo necesario para llevar a cabo los análisis posteriores.

Cuando se selecciona la opción de "programm controlled" para el mallado en ANSYS, el software automáticamente ajusta la densidad de la malla y el tamaño de los elementos según los criterios predefinidos y las características geométricas y estructurales del modelo. Esto

permite una adaptación dinámica de la malla durante la simulación, optimizando la precisión del análisis y el rendimiento computacional.

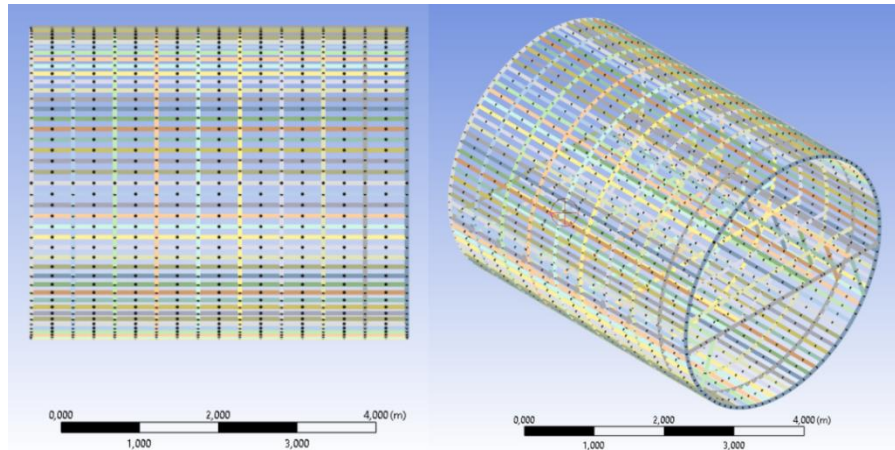


Figura 7.2. Elementos de malla de la sección a analizar.

- 4- Cargas: En el apartado "Static Structural" se definen las cargas aplicadas a la sección, las cuales fueron previamente especificadas en el apartado "6.2.3.-Cargas aplicadas a la sección". Además, se establecen las condiciones de contorno que fueron definidas en el apartado "6.2.4.-Condiciones de contorno".

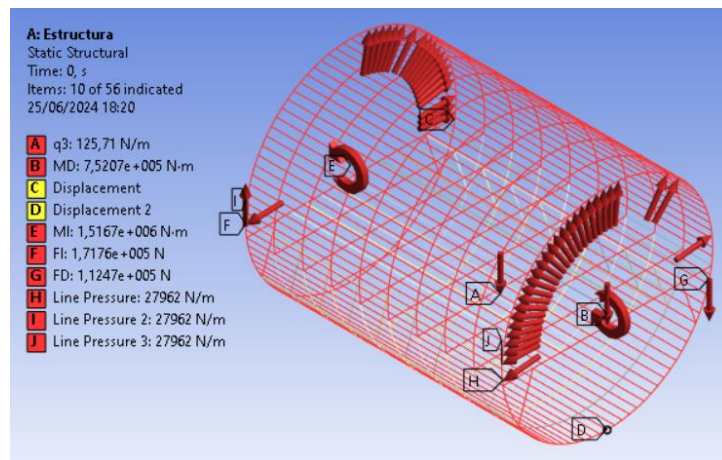


Figura 7.3. Cargas y condiciones de contorno aplicadas a la sección a analizar.

Una vez realizados todos los pasos anteriores, se procede a ejecutar el programa para analizar la respuesta estructural. ANSYS utiliza métodos numéricos avanzados para resolver la distribución de desplazamientos y tensiones en la estructura. Emplea técnicas de elementos finitos que dividen la estructura en elementos más pequeños, calculando las interacciones entre ellos para determinar de manera precisa cómo se comporta la estructura bajo las condiciones de carga especificadas.

- Desplazamiento Vertical:

Debido a que la mayoría de las cargas significativas están aplicadas en la dirección vertical ("y"), se ha reconocido la importancia de realizar un estudio detallado sobre los desplazamientos verticales en varios puntos de la estructura. Este análisis permitirá evaluar cómo la estructura responde bajo la influencia de las cargas predominantes en esa dirección, proporcionando información fundamental para verificar la integridad estructural.

Cabe destacar que las restricciones en el desplazamiento de ambos lados de la sección hacen que los desplazamientos obtenidos no sean reales. Pero se van a tomar como desplazamientos de referencia, y minimizar estos desplazamientos asegura que se minimicen los desplazamientos en la estructura real.

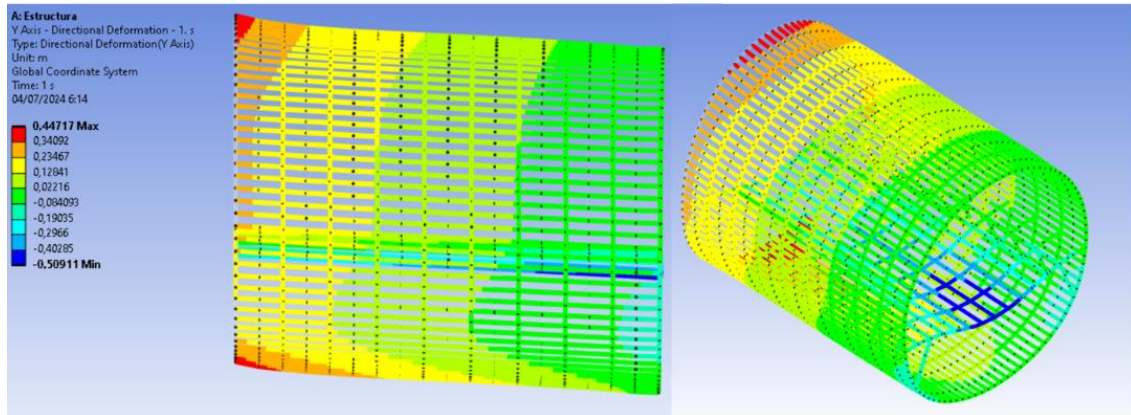


Figura 7.4. Distribución en el desplazamiento vertical del diseño preliminar.

Como se puede observar, el desplazamiento máximo que experimenta la estructura alcanza aproximadamente medio metro. Este resultado se considera aceptable, dada la simplificación de la estructura interna.

Sin embargo, esta configuración no sería adecuada para ser utilizada en una aeronave. Los desplazamientos tan significativos podrían provocar fatiga prematura en varias partes de la estructura debido a los vuelos repetidos, lo que podría resultar en fallos tempranos durante la vida operativa del avión.

Entre las desventajas de tales desplazamientos se incluyen la posible pérdida de rigidez estructural, el aumento del riesgo de fracturas por fatiga y la necesidad de un mantenimiento más frecuente y costoso para prevenir posibles fallas.

En el análisis tensional de una estructura, es importante considerar varios tipos de tensiones que pueden afectar su comportamiento estructural:

- Tensión de flexión: Es la tensión resultante de las fuerzas que provocan flexión en la viga. Se genera por la diferencia de momento a lo largo de la longitud de la viga.
- Tensión de corte: Ocurre perpendicularmente a la dirección del eje longitudinal de la viga y es causada por las fuerzas de corte que actúan en ella.
- Tensión axial: Se produce debido a fuerzas que actúan a lo largo del eje longitudinal de la viga, ya sea por compresión o tracción.
- Tensión de torsión: Aparece cuando una viga es sometida a un momento torsor, provocando un giro alrededor de su eje longitudinal.
- Tensión de contacto: Surge en las superficies de contacto entre la viga y otras estructuras o elementos de apoyo, afectando a la distribución de tensiones en la viga.

En este caso, debido a la naturaleza de las cargas, solo se tendrán en cuenta las tensiones axiales y de flexión. Por su parte, ANSYS denomina tensión combinada a la combinación de estos dos tipos de tensiones. Para realizar el análisis, esta tensión combinada equivale a la tensión de Von Mises.

- Tensión Combinada:

Una estructura sometida a cargas verticales y momentos contenidos en el plano vertical experimentará tensiones de flexión y axiales que son críticas para su diseño y análisis estructural. Estas tensiones son de especial importancia debido a su capacidad para influir significativamente en la capacidad de la viga para soportar las cargas aplicadas sin superar los límites de resistencia del material.

A continuación, se presenta la combinación de tensiones axiales y de flexión de la estructura.

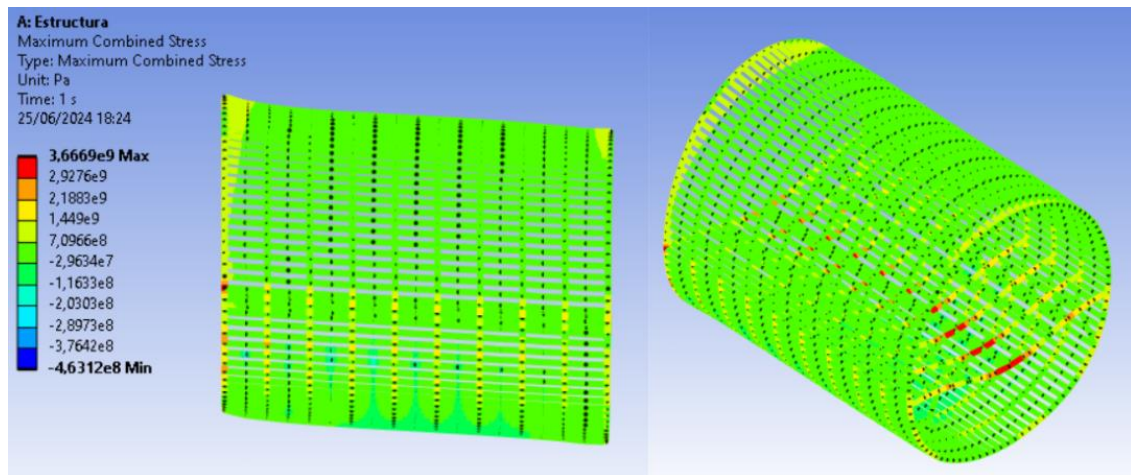


Figura 7.5. Distribución de la Tensión Combinada del diseño preliminar.

En relación con la tensión combinada observada, su valor máximo alcanza los 3,7 GPa y está localizado en puntos específicos de la estructura. Sin embargo, en términos generales, la distribución de tensiones es bastante uniforme, con la mayoría de las áreas registrando tensiones promedio de alrededor de 0,4 GPa.

La tensión de Von Mises es un criterio crucial en la mecánica de materiales, utilizado para evaluar la combinación de tensiones y determinar la resistencia de los materiales frente a cargas complejas. Esta medida representa una tensión equivalente que produce el mismo efecto de deformación que las tensiones principales individuales en un material, siendo especialmente relevante para predecir el inicio de la deformación plástica en materiales dúctiles.

En nuestro análisis, la tensión combinada se equipará a la tensión de Von Mises, dado que los otros tipos de tensiones no han sido considerados significativos, al encontrarse varios órdenes de magnitud por debajo de la tensión de Von Mises. Este enfoque permite focalizarse en la principal tensión que domina el comportamiento estructural y la resistencia del material bajo las condiciones de carga específicas evaluadas.

La tensión de límite elástico es el máximo nivel de tensión que un material puede soportar sin experimentar deformaciones permanentes o plásticas. Este punto marca el umbral en el cual el material comienza a deformarse de manera permanente después de alcanzar dicho límite. Sin embargo, el material conserva la capacidad de recuperar su forma original si se elimina la carga que causó la deformación. Esto asegura que la estructura mantenga su integridad y funcionalidad durante su vida útil bajo condiciones de carga normales, evitando deformaciones plásticas que podrían comprometer su rendimiento y seguridad.

Para nuestro caso, la aleación de aluminio 2024-T6, utilizada ampliamente en aplicaciones aeroespaciales y estructurales, tiene un límite elástico típico que varía entre aproximadamente 470 MPa y 520 MPa, dependiendo de las condiciones específicas de tratamiento térmico y fabricación.

Esta estructura, en promedio, se encuentra sometida a tensiones inferiores al límite elástico, pero en determinadas zonas críticas de la estructura se supera el límite elástico. Por lo tanto, bajo las condiciones de carga observadas, la estructura experimentaría deformaciones plásticas en



determinados puntos de esta, no preservando así su integridad estructural y funcionalidad a largo plazo. Por otro lado, obviamente estas tensiones también exceden el límite legal, establecido en el 67% del límite elástico. Esto implica que una aeronave con esta estructura no cumpliría con los requisitos necesarios para obtener el certificado tipo.

## 7.2. Definición del comportamiento ideal

Para garantizar un comportamiento óptimo de la estructura, es fundamental considerar varios factores cruciales con detalle:

- **Tensión:** Según la normativa detallada en el apartado "3-Normativa", es imperativo que la máxima tensión experimentada por la estructura se mantenga al menos 1.5 veces por debajo del límite elástico del material.  
Este requisito no solo asegura la integridad estructural y la capacidad de carga adecuada, sino que también proporciona un margen de seguridad significativo ante diversas condiciones operativas y cargas dinámicas.
- **Fatiga:** La estructura está compuesta principalmente por vigas muy esbeltas en dirección longitudinal, lo cual les permite soportar grandes desplazamientos sin experimentar fatiga significativa.  
Sin embargo, estos desplazamientos generan picos de alta tensión en las uniones entre los diferentes elementos estructurales, los cuales deben ser evaluados meticulosamente. Estos puntos críticos pueden ser vulnerables a la fatiga cíclica, por lo tanto, es crucial gestionar cuidadosamente las tensiones localizadas para prevenir posibles fallos prematuros.  
Aunque la normativa no especifica directrices específicas para desplazamientos verticales, es indispensable cumplir con los requisitos de integridad estructural reduciendo los desplazamientos producidos en la estructura.
- **Peso:** La optimización del peso es otro factor fundamental. Toda aeronave debe buscar aligerar la estructura al máximo posible sin comprometer las condiciones impuestas por la normativa. Esto contribuye a mejorar la eficiencia operativa y el rendimiento general de la aeronave.

Estos principios son esenciales para asegurar que la estructura cumpla con los estándares de seguridad establecidos, manteniendo su integridad y rendimiento óptimos bajo diversas condiciones operativas. Esto no solo garantiza la seguridad de los ocupantes, sino también la fiabilidad global de la aeronave.

Dicho esto, los criterios de optimización serán los siguientes:

- 1) *Máxima tensión de la estructura*  $\leq$  *Tensión de Límite Elástico*  $\cdot$  0.67
- 2) *Mínimo desplazamiento vertical*
- 3) *Mínimo peso*

### 7.3. Selección de los parámetros de optimización

En este caso, dado que la estructura completa está compuesta exclusivamente por vigas, resulta evidente que las características de las secciones transversales de estas vigas tienen un impacto significativo en el comportamiento global de la estructura. Por consiguiente, se establecerán como parámetros de optimización las dimensiones específicas de los tres tipos de secciones presentes en esta estructura:

- Sección de las cuadernas y travesaños (“S”)
  - Parámetro “Cuadernas\_L1”: Longitud del tramo superior.
  - Parámetro “Cuadernas\_L2”: Longitud del tramo intermedio.
  - Parámetro “Cuadernas\_L3”: Longitud del tramo inferior.
  - Parámetro “Cuadernas\_t1”: Espesor del tramo superior.
  - Parámetro “Cuadernas\_t2”: Espesor del tramo intermedio.
  - Parámetro “Cuadernas\_t3”: Espesor del tramo inferior.
- Sección de los larguerillos y larguerillos de suelo (“S”)
  - Parámetro “Larguerillos\_L1”: Longitud del tramo superior.
  - Parámetro “Larguerillos\_L2”: Longitud del tramo intermedio.
  - Parámetro “Larguerillos\_L3”: Longitud del tramo inferior.
  - Parámetro “Larguerillos\_t1”: Espesor del tramo superior.
  - Parámetro “Larguerillos\_t2”: Espesor del tramo intermedio.
  - Parámetro “Larguerillos\_t3”: Espesor del tramo inferior.
- Sección de los largueros y soportes (“T”)
  - Parámetro “Largueros\_L1”: Longitud del tramo superior.
  - Parámetro “Largueros\_L2”: Longitud del tramo intermedio.
  - Parámetro “Largueros\_L3”: Longitud del tramo inferior.
  - Parámetro “Largueros\_t1”: Espesor del tramo superior.
  - Parámetro “Largueros\_t2”: Espesor del tramo intermedio.
  - Parámetro “Largueros\_t3”: Espesor del tramo inferior.

Ahora bien, esta versión de Ansys permite establecer solo diez parámetros de optimización simultáneamente. Debido a esto, es necesario reducir el número de parámetros. En primer lugar, se considerará que el espesor de cada uno de los tramos de la misma sección es constante, lo que implica que existirá solo un parámetro referente al espesor para cada sección. En segundo lugar, para las secciones en "S", se asumirá que los tramos superior e inferior tienen la misma longitud. De esta manera, aunque se introducen ciertas restricciones en la optimización, estas son necesarias para llevarla a cabo. Parámetros definitivos:

- Sección de las cuadernas y travesaños (“S”)
  - Parámetro “Cuadernas\_L1”: Longitud del tramo superior e inferior.
  - Parámetro “Cuadernas\_L2”: Longitud del tramo intermedio.
  - Parámetro “Cuadernas\_t”: Espesor de la sección.
- Sección de los larguerillos y larguerillos de suelo (“S”)
  - Parámetro “Larguerillos\_L1”: Longitud del tramo superior e inferior.
  - Parámetro “Larguerillos\_L2”: Longitud del tramo intermedio.
  - Parámetro “Larguerillos\_t”: Espesor de la sección.
- Sección de los largueros y soportes (“T”)
  - Parámetro “Largueros\_L1”: Longitud del tramo superior.
  - Parámetro “Largueros\_L2”: Longitud del tramo intermedio.
  - Parámetro “Largueros\_L3”: Longitud del tramo inferior.
  - Parámetro “Largueros\_t”: Espesor de la sección.

En ANSYS, dentro del apartado de optimización, se ha optado por utilizar el método de Screening para una optimización rápida. Este método implica realizar una exploración inicial eficiente en el

espacio de diseño. ANSYS realiza una evaluación inicial utilizando un número limitado de iteraciones para identificar rápidamente las configuraciones de diseño más prometedoras. El objetivo principal es determinar qué variables de diseño tienen el mayor impacto en los criterios de optimización establecidos, mientras se descartan aquellas configuraciones que parecen menos favorables sin un análisis exhaustivo.

Una desventaja significativa del método de Screening es que, debido a su naturaleza rápida y simplificada, puede pasar por alto soluciones potenciales que podrían ser óptimas si se exploraran en mayor detalle. Esto podría limitar la capacidad de encontrar el diseño más eficiente o preciso dentro del espacio de diseño disponible. Además, la evaluación inicial puede no ser suficiente para capturar interacciones complejas entre las variables de diseño, lo que podría llevar a decisiones subóptimas en iteraciones posteriores del proceso de optimización.

A pesar de estas limitaciones, el método de Screening sigue siendo valioso para obtener una visión inicial rápida y reducir la complejidad computacional al inicio del proceso de optimización en ANSYS.

## 7.4. Diseño estructural óptimo

### 7.4.1. Caso 1

Una vez completada la optimización siguiendo el método anteriormente descrito, Ansys proporciona al usuario los tres puntos de diseño óptimos de acuerdo con los requisitos expuestos. Este proceso de optimización, limitado a diez parámetros simultáneamente, asegura que las configuraciones resultantes cumplen con las restricciones y objetivos establecidos.

Es crucial subrayar que, con el propósito de optimización y para mitigar posibles errores asociados con las condiciones de contorno, se ha restringido el análisis a la sección central de la estructura, delimitada específicamente entre las cuadernas 3 y 8. Esta selección se fundamenta en garantizar la validez y la consistencia de los resultados obtenidos, al concentrar los esfuerzos analíticos en una región donde las condiciones de contorno pueden ser gestionadas de manera más controlada y precisa.

<b>Parámetros (mm)</b>		
	Diseño Preliminar	Diseño Óptimo 1
“Cuadernas_L1”	20.74	81.61
“Cuadernas_L2”	85.93	229.18
“Cuadernas_L3”	26.07	81.61
“Cuadernas_t”	1.60	2.11
“Larguerillos_L1”	15.89	28.69
“Larguerillos_L2”	21.67	18.89
“Larguerillos_L3”	13.96	28.69
“Larguerillos_t”	1.93	2.77
“Largueros_L1”	73.33	167.36
“Largueros_L2”	67.33	107.40
“Largueros_L3”	62.00	217.89
“Largueros_t”	6.00	4.69
<b>Resultados</b>		
	Diseño Preliminar	Diseño Óptimo
Máxima Tensión Combinada (MPa)	3647.82	316.14
Máximo Desplazamiento Vertical (mm)	527.49	49.70
Masa Total de la Sección (kg)	375.97	945.76

Una vez llevada a cabo la optimización, se obtiene el punto de diseño óptimo. Este punto representa, en principio, la configuración de parámetros que conduce a una estructura cuya tensión máxima es inferior a 340 MPa, cuyo desplazamiento vertical máximo es mínimo y cuya masa es mínima.

Como se observa en la tabla, sea considerado necesario comparar el punto de diseño óptimo con el diseño preliminar para concluir mejoras y determinar los cambios significativos que se han producido en la estructura. Esta comparación permitirá evaluar la eficacia de la optimización realizada y entender cómo las modificaciones en los parámetros han influido en el rendimiento estructural.

Una vez obtenidos los valores de los parámetros que conducen al diseño para un comportamiento óptimo, se procede a resolver nuevamente la estructura. En esta etapa, se utilizan los nuevos valores de los parámetros para recalcular y analizar el desempeño de la estructura. Este procedimiento permite verificar si las modificaciones realizadas efectivamente mejoran el comportamiento estructural según los criterios establecidos. A continuación, se presentan los resultados obtenidos en términos de la distribución del desplazamiento vertical y de las tensiones combinadas:



- Desplazamiento vertical:

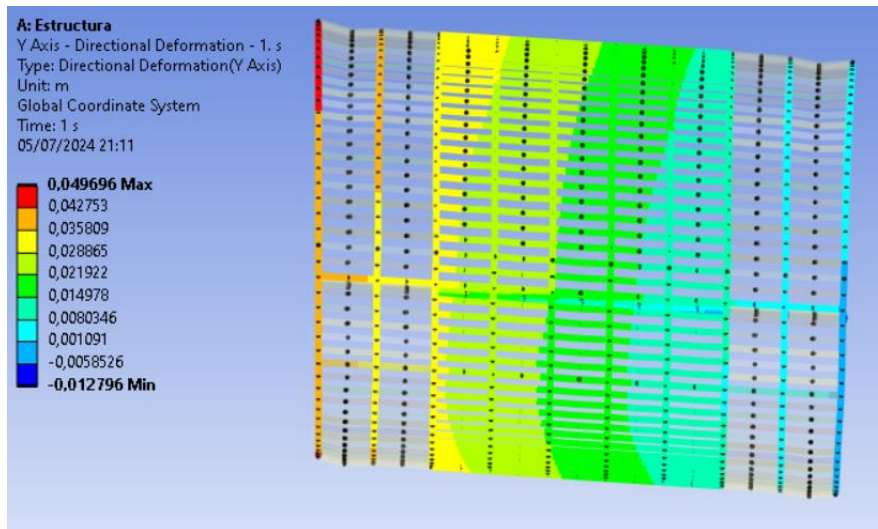


Figura 7.6. Distribución del desplazamiento vertical del diseño óptimo (vista lateral).

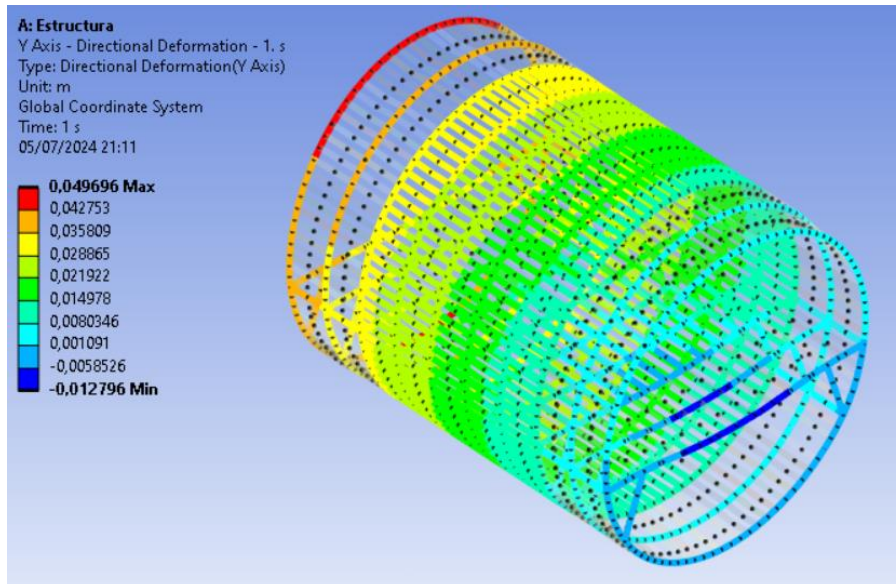


Figura 7.7. Distribución del desplazamiento vertical del diseño óptimo (vista isométrica).

- Tensión Combinada:

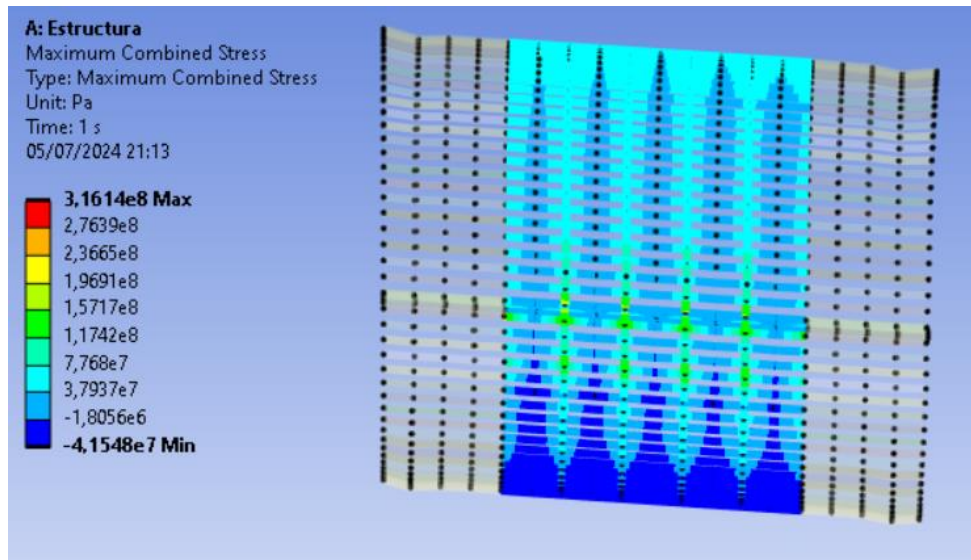


Figura 7.8. Distribución de la tensión combinada del diseño óptimo (vista lateral).

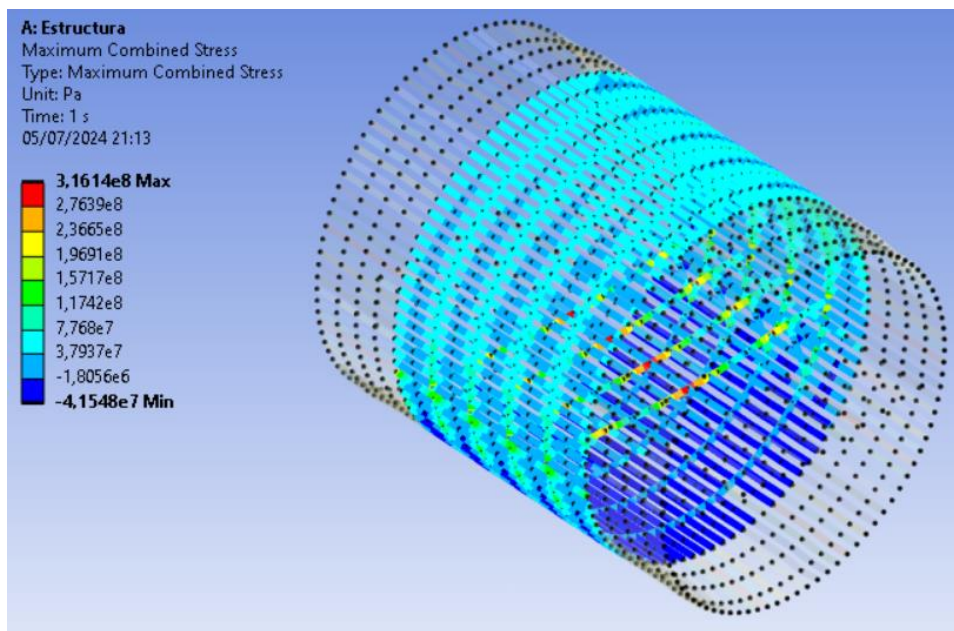


Figura 7.9. Distribución de la tensión combinada del diseño óptimo (vista isométrica).

Como se observa, los resultados obtenidos en el nuevo cálculo coinciden con los resultados obtenidos en la optimización. Esta coincidencia valida la precisión de los parámetros utilizados y confirma que el valor de estos es correcto. Específicamente, los desplazamientos verticales y las tensiones combinadas calculadas para la estructura optimizada reflejan un comportamiento que cumple con los criterios de diseño previamente establecidos.

Una vez comparados los datos de ambas configuraciones, se procederá a exponerlos de manera más visual para facilitar la comprensión de la magnitud de los cambios en cada uno de los parámetros y resultados. Esta visualización permitirá una evaluación clara y directa de las mejoras introducidas a través del proceso de optimización.

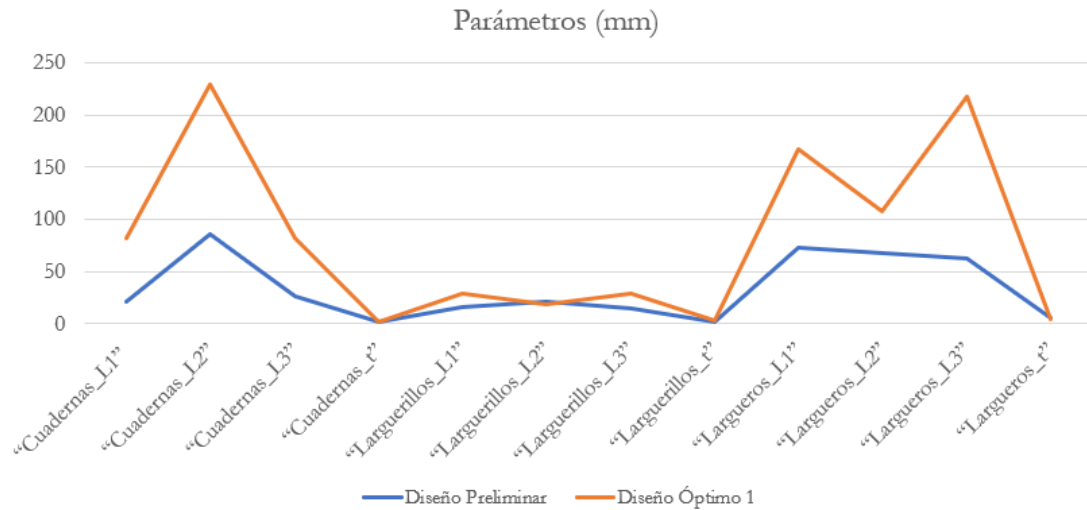


Figura 7.10. Comparativa de parámetros de ambos diseños.

Como se observa, en general, el área de todas las secciones ha tenido que aumentar para cumplir con los requerimientos normativos de tensión máxima que no se cumplían en el diseño preliminar. Este incremento en el área de las secciones es fundamental para garantizar que las tensiones máximas en la estructura permanezcan dentro de los límites permitidos, asegurando así la integridad y la seguridad estructural.

Ahora bien, el programa ha ajustado cada una de las medidas de las secciones en mayor o menor medida, siguiendo un enfoque sistemático para lograr un comportamiento óptimo de la estructura. Este ajuste se ha llevado a cabo considerando los criterios de optimización establecidos, que incluyen la minimización de la masa y el desplazamiento vertical máximo, además de cumplir con el límite de tensión máxima permitido.

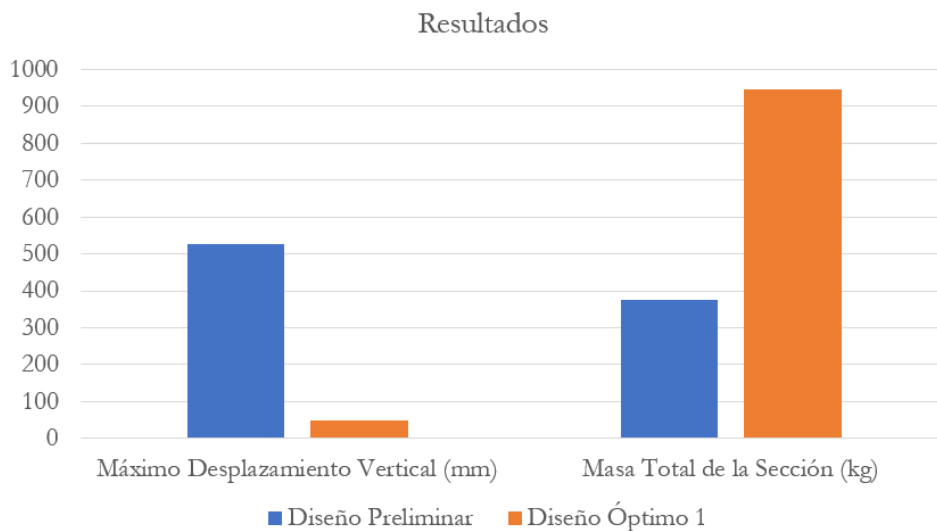


Figura 7.11. a) Comparativa de resultados de ambos diseños.

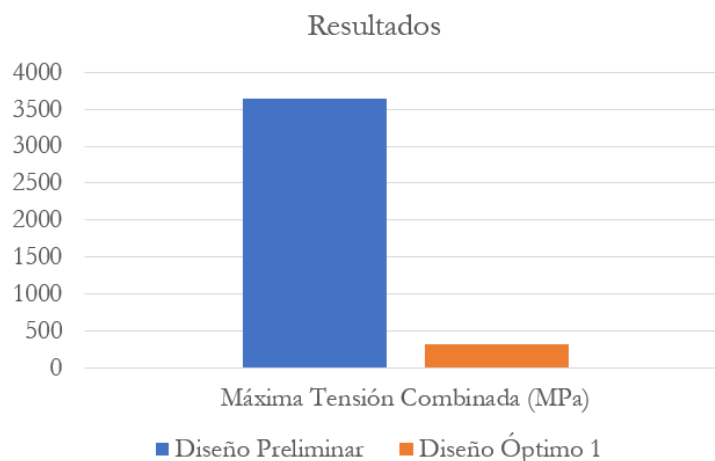


Figura 7.11. b) Comparativa de resultados de ambos diseños.

Respecto a los resultados obtenidos, se observa una disminución significativa en la máxima tensión combinada que se produce en la estructura en el diseño óptimo, logrando así entrar en la zona de seguridad establecida por las normativas vigentes. Esta reducción de tensiones es un indicativo claro de la mejora en la distribución de las cargas y de la integridad estructural.

La disminución de la tensión máxima combinada es un resultado esperado y se debe principalmente al aumento en las secciones de las vigas. Este incremento en las dimensiones transversales permite una mejor distribución de las tensiones, reduciendo las concentraciones críticas y asegurando que los valores de tensión se mantengan por debajo del umbral permitido. Aunque el aumento de la sección implica un incremento en la masa de la estructura, esta medida es esencial para cumplir con los requisitos tensionales y garantizar la seguridad.

El aumento de la masa de la estructura, aunque no es ideal desde el punto de vista de eficiencia material y carga adicional, es una consecuencia necesaria para cumplir con los requisitos de tensión. Este incremento permite que la estructura soporte las cargas aplicadas sin exceder los límites de tensión, lo que es crucial para la integridad y la durabilidad a largo plazo.

Además de la disminución en las tensiones, se ha observado una casi total eliminación del desplazamiento vertical máximo. Este resultado también se atribuye al aumento en la sección de las vigas. El incremento en las dimensiones de las vigas contribuye significativamente a la rigidez estructural, minimizando los desplazamientos y mejorando la estabilidad general de la estructura. Un desplazamiento vertical máximo reducido casi a cero indica una mejora notable en la rigidez y la capacidad de la estructura para mantener su forma bajo carga.

#### 7.4.2. Caso 2

En el apartado anterior, la optimización se ha realizado de manera bastante drástica al considerar la totalidad de la estructura como referencia. Al establecer los parámetros de optimización, uno de los más restrictivos es la tensión máxima. No resulta eficiente aumentar las secciones de toda la estructura para reducir una tensión máxima que solo está presente en puntos específicos.

Sería más lógico reforzar estos lugares críticos y optimizar la estructura basándose en la tensión máxima, excluyendo estos puntos críticos. De esta forma, la tensión máxima de la estructura, sin considerar estos puntos críticos, sería significativamente menor, y al optimizar, se obtendría una estructura más ligera en comparación con el enfoque anterior.

Para llevar a cabo este análisis, primero se evaluará la distribución de tensiones de la estructura completa y se identificarán los puntos críticos. En el diagrama de tensiones proporcionado por ANSYS Mechanical, se considerarán como zonas críticas aquellas que presenten tensiones significativamente desviadas del promedio. Esto se logrará discriminando ciertas tonalidades de colores en el diagrama de tensiones. Aunque esta metodología puede parecer algo rudimentaria, resulta útil para obtener una aproximación inicial para iteraciones posteriores.

De esta manera, las zonas críticas a descartar en el análisis se corresponden con los tramos de color rojo dentro del prisma de la siguiente imagen:

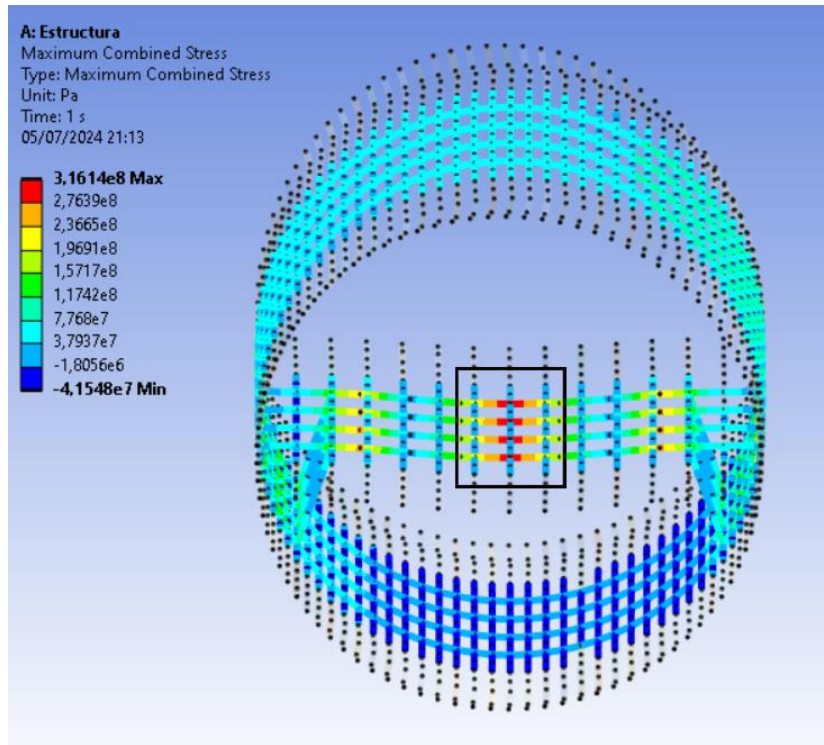


Figura 7.12. Tramos críticos

Una vez definidas las zonas críticas, se vuelve a llevar a cabo el análisis del comportamiento estructural descartando estas zonas. En este caso, la tensión máxima que se obtiene es de 2 GPa en comparación con los 3.7 GPa de la estructura completa. Esto ya nos indica que el proceso de optimización posterior puede arrojar resultados más favorables.

A continuación, se lleva a cabo la comparativa entre el diseño preliminar, el diseño óptimo en base a la estructura completa (Diseño óptimo 1) y el diseño óptimo en base a la estructura parcial (Diseño óptimo 2):



Parámetros (mm)			
	Diseño Preliminar	Diseño Óptimo 1	Diseño Óptimo 2
“Cuadernas_L1”	20.74	81.61	72.32
“Cuadernas_L2”	85.93	229.18	208.7
“Cuadernas_L3”	26.07	81.61	72.32
“Cuadernas_t”	1.60	2.11	1.82
“Larguerillos_L1”	15.89	28.69	21.10
“Larguerillos_L2”	21.67	18.89	20.36
“Larguerillos_L3”	13.96	28.69	21.10
“Larguerillos_t”	1.93	2.77	2.70
“Largueros_L1”	73.33	167.36	159.32
“Largueros_L2”	67.33	107.40	112.07
“Largueros_L3”	62.00	217.89	236.68
“Largueros_t”	6.00	4.69	5.78
Resultados			
	Diseño Preliminar	Diseño Óptimo 1	Diseño Óptimo 2
Máxima Tensión Combinada (MPa)	3647.82	316.14	211.07
Máximo Desplazamiento Vertical (mm)	527.49	49.70	53.48
Masa Total de la Sección (kg)	375.97	945.76	891.37

Una vez comparados los datos de ambas configuraciones, se presentarán de manera más visual para facilitar la comprensión de la magnitud de los cambios en cada uno de los parámetros y resultados. Esta visualización permitirá una evaluación clara y directa de las mejoras obtenidas mediante el proceso de optimización.

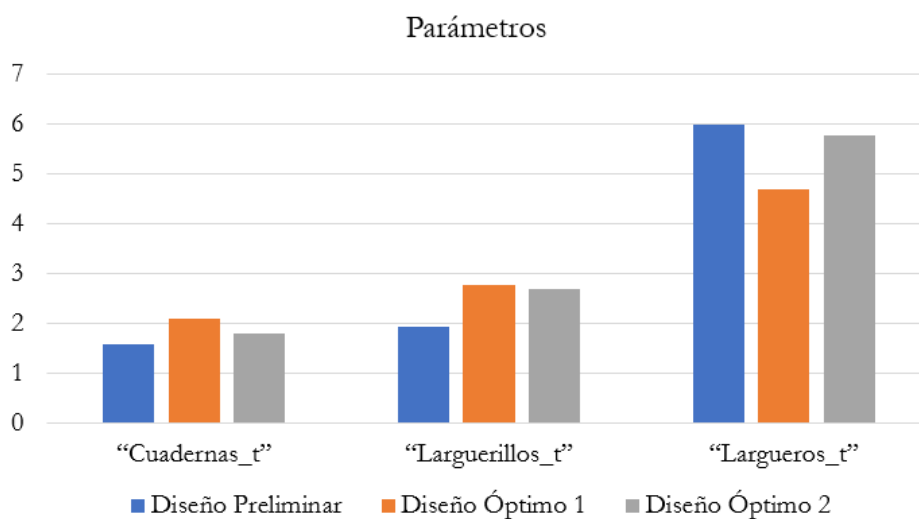


Figura 7.13. Comparativa espesores.

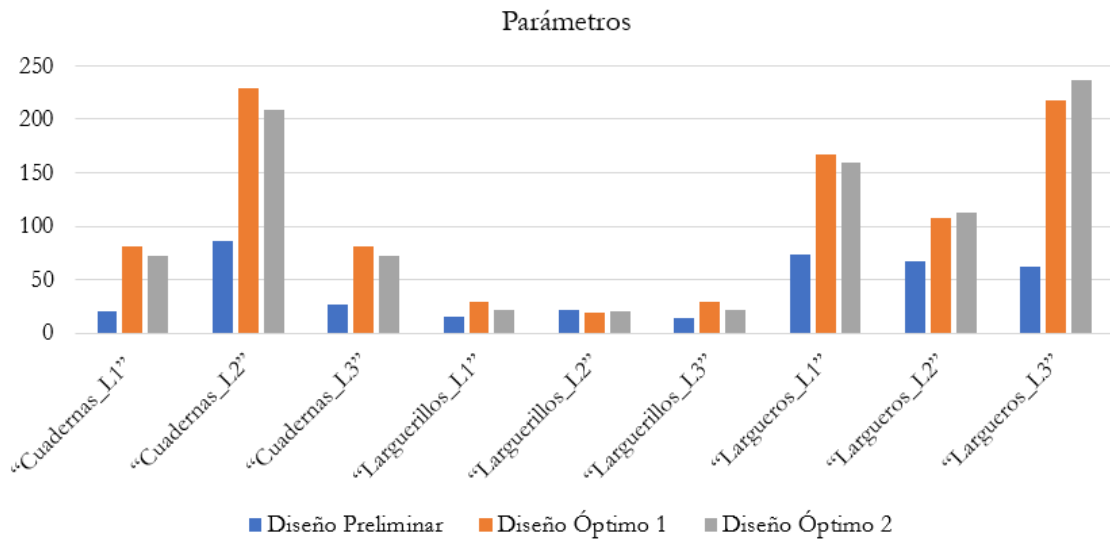


Figura 7.14. Comparativa de longitudes.

Como se observa, el “diseño óptimo 2” reduce el tamaño de la mayoría de los parámetros debido a que no requiere de tanta rigidez al haber eliminado las zonas críticas de la estructura completa.

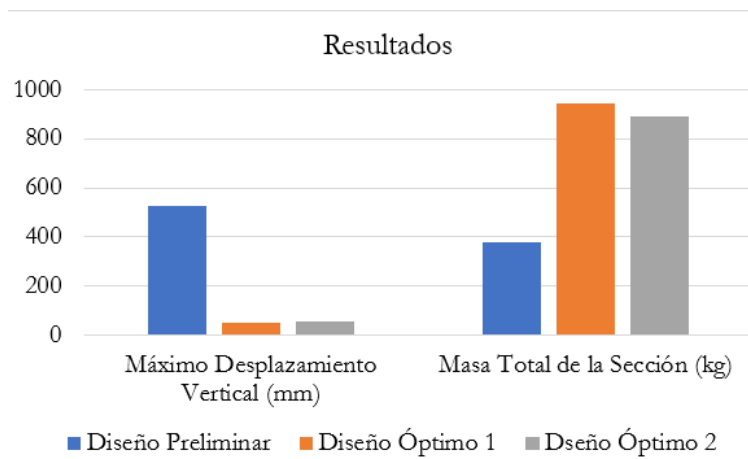


Figura 7.11. a) Comparativa de resultados.

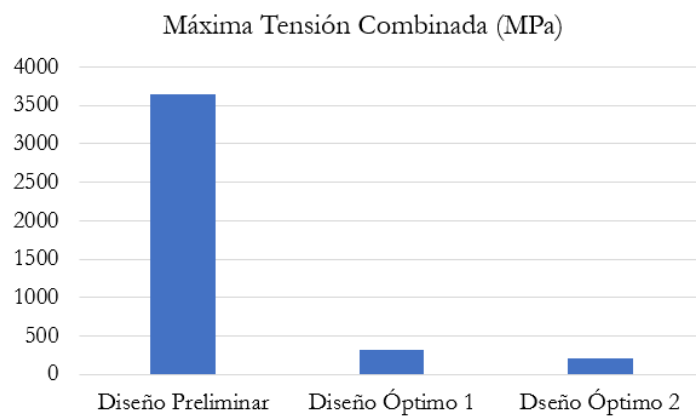


Figura 7.11. b) Comparativa de resultados.

Se observa también que el “diseño óptimo 2” obtiene mejores resultados que las demás configuraciones en todos los sentidos. En parte por haber pasado por un proceso de optimización y, en parte, por haber eliminado las zonas críticas de la estructura.

## 8. Resultados y Discusión

En este apartado se justificarán los resultados obtenidos tanto en el diseño preliminar como en el diseño óptimo, y se expondrán las posibles causas que llevan a los diferentes resultados observados.

En primer lugar, el análisis del diseño preliminar revela que no cumple con los requisitos tensionales establecidos por la normativa. Se observan picos de tensión combinada en ciertos puntos de la estructura que superan ampliamente la tensión de límite elástico. Aunque la tensión promedio en la estructura se encuentra por debajo del límite elástico, no cumple con la exigencia normativa de mantenerse por debajo del 67% de dicho límite.

Estos resultados se deben principalmente a las uniones. Es esencial realizar un estudio más detallado de las uniones para evitar los picos de tensión que se producen en ellas. Un análisis exhaustivo y preciso de estas conexiones podría ayudar a identificar y mitigar las áreas de alta concentración de tensiones, mejorando así la integridad estructural general del fuselaje.

Por otro lado, las discrepancias pueden explicarse por las numerosas simplificaciones detalladas en el apartado "5-Hipótesis y Simplificaciones". Es fundamental recordar que se trata de una estructura simplificada en la que se han subestimado componentes cruciales de la estructura secundaria, elementos complementarios de las vigas y otros elementos como el recubrimiento del fuselaje. Estos componentes, aunque no soportan grandes tensiones individualmente, son numerosos y su omisión genera una diferencia significativa en el comportamiento general del fuselaje. En particular, muchos de estos elementos se encuentran en zonas donde se producen picos de tensiones y actúan como elementos rigidizadores.

Como ensayo, se ha realizado un diseño considerando la simulación simplificada de las uniones y los efectos derivados de la simulación de las condiciones de contorno. Se observa, por lo tanto, que la exclusión de estos elementos secundarios en el diseño simplificado implica la necesidad de aumentar significativamente el peso de la sección principal, aproximadamente cinco veces más, para cumplir con los requisitos normativos. Esto se refleja en el “diseño óptimo 1”, donde se observa un incremento considerable del peso para alcanzar los estándares de seguridad y rendimiento. Como resultado, la eficiencia de la estructura de la aeronave disminuye notablemente.

También es importante destacar que la utilización del mismo material para toda la estructura también representa una penalización significativa. En los diseños reales, se emplean materiales más resistentes en las zonas más críticas, mientras que en las zonas menos críticas se utilizan materiales menos resistentes, pero más ligeros y/o baratos. Esta estrategia de variación de materiales es una de las razones por las cuales se han obtenido los resultados observados en el diseño preliminar.

La implementación de un único material en toda la estructura ignora las variaciones en las exigencias de resistencia y peso a lo largo de la misma. En las áreas de mayor tensión, donde se producen los picos de tensión combinada, el uso de materiales de mayor resistencia puede mejorar significativamente el comportamiento estructural sin necesidad de aumentar el peso de manera desproporcionada. Por el contrario, en las zonas menos críticas, la utilización de materiales más ligeros permite mantener la eficiencia en términos de peso sin comprometer la integridad estructural.



Por su parte, observamos que el “diseño óptimo 1” cumple ampliamente con la normativa de seguridad, logrando una tensión máxima muy reducida y presentando una estructura notablemente rígida. Desde el punto de vista del comportamiento estructural, este diseño es bastante aceptable. Sin embargo, para cumplir con estas especificaciones, el peso de la sección se ha incrementado significativamente.

Durante el proceso de optimización, uno de los criterios principales consistía en reducir la tensión combinada máxima por debajo de los límites legales. No obstante, este enfoque no es del todo eficiente, ya que los picos de tensión máxima ocurren en zonas puntuales de la estructura. En este sentido, se ha rigidizado toda la estructura de manera uniforme, cuando una estrategia más eficiente podría ser la inclusión de rigidizadores o elementos de soporte complementarios específicamente en las áreas críticas para reducir estos picos de tensión.

El análisis del diseño preliminar reveló que la estructura distribuye muy bien las tensiones, manteniendo una tensión bastante uniforme a lo largo de toda la estructura, excluyendo los puntos críticos mencionados. Esto sugiere que una estrategia de optimización más eficiente sería eliminar las zonas críticas (considerando que se han reforzado de alguna manera) y optimizar la estructura parcial. Esta medida es más eficaz porque los valores máximos de tensión, en diferentes configuraciones de los parámetros, no están tan alejados de los requisitos normativos. Así, la estructura requeriría un aumento de peso menos significativo.

Tras realización de este método se obtuvo el “diseño óptimo 2” el cual, ya no solo cumple ampliamente con la normativa vigente, sino que responde de manera mucho mejor a las cargas aplicadas. Ahora bien, cabe destacar que en este diseño se hace necesario incorporar elementos rigidizadores en las zonas críticas discriminadas.

En conclusión, aunque el “diseño óptimo 1” cumple con las normativas de seguridad y presenta una alta rigidez estructural, el incremento sustancial del peso se debe a una rigidización uniforme de la estructura para abordar los picos de tensión en zonas puntuales. Una alternativa más eficiente sería optimizar la estructura parcial donde se desestimen los puntos críticos de manera que la nueva tensión máxima sea menor. Todo esto se debe llevar a cabo sin olvidar la incorporación de rigidizadores o materiales más resistentes en las áreas críticas. En el caso del “diseño óptimo 2” no solo cumpliría con las normativas de seguridad, sino que también mantendría un equilibrio más favorable entre peso y eficiencia estructural.

## 9. Conclusiones

Desde un principio, los tres objetivos del presente Trabajo de Fin de Grado (TFG) fueron: diseñar el fuselaje de un avión comercial basándose en la bibliografía existente y en las especificaciones del A320; analizar el comportamiento de este diseño bajo determinadas condiciones de carga en vuelo; y, finalmente, optimizar esta estructura de manera que cumpla con los requisitos legales vigentes.

Es fundamental resaltar la complejidad intrínseca de las estructuras de fuselaje reales en comparación con la estructura analizada en este trabajo. La adopción de las simplificaciones mencionadas en el apartado "5-Hipótesis y Simplificaciones" ha llevado a un diseño preliminar que no cumple con los requisitos legales. Esto pone de manifiesto la enorme importancia de los diversos elementos que componen un fuselaje, incluso aquellos que no forman parte de la estructura principal. A pesar de estas simplificaciones, se ha observado que la configuración de elementos estructurales, aunque simplificada, distribuye las tensiones de manera homogénea en gran parte de la estructura, exceptuando ciertos puntos críticos.

Otro aspecto crucial es el uso de una variedad de materiales. En este trabajo, la utilización de un único material para toda la estructura implica un aumento significativo del peso, cuando hubiera sido más eficiente emplear materiales más densos y resistentes en las zonas críticas. De manera similar, la inclusión de elementos secundarios en las zonas críticas podría haber resultado en una estructura mucho más ligera y eficiente.

Este estudio no solo proporciona resultados importantes sobre la magnitud de los esfuerzos en la estructura de un fuselaje y las secciones óptimas para un correcto desempeño en vuelo, sino que también presenta ciertas limitaciones. Una de las principales limitaciones es la restricción del programa utilizado, que no permite la introducción de más de diez parámetros de optimización. Para una optimización más precisa, hubiera sido útil introducir parámetros adicionales, como el tipo de material y las distancias entre los elementos estructurales. Esto podría haber llevado a una optimización más realista y a resultados más satisfactorios.

Para futuros estudios, se propone repetir la optimización utilizando una estructura más completa que incluya los elementos estructurales secundarios y el recubrimiento del fuselaje. Además, se sugiere utilizar una versión de ANSYS que permita el empleo de más de diez parámetros de optimización, lo que facilitaría una evaluación más precisa de la desviación de los resultados del presente trabajo respecto a la realidad.

En conclusión, aunque el presente trabajo ha logrado cumplir parcialmente con los objetivos propuestos, las simplificaciones adoptadas y las limitaciones del software han influido significativamente en los resultados obtenidos. Una aproximación más detallada y menos simplificada, junto con el uso de un software más avanzado, podría ofrecer resultados más precisos y aplicables a diseños reales, contribuyendo así a una mejor comprensión y desarrollo de estructuras de fuselaje de aeronaves.

## CAPÍTULO II: PRESUPUESTO

En el contexto de la ingeniería, entender el presupuesto implícito es esencial para la eficacia laboral. Desde técnicos en ingeniería hasta ingenieros superiores, cada rol implica recursos específicos. Herramientas como ANSYS y Microsoft Office son fundamentales, al igual que el uso de hardware avanzado como un ordenador con procesador AMD Ryzen 7 serie 4000. Estas inversiones reflejan la necesidad de capacidades técnicas y tecnológicas adecuadas para satisfacer las demandas del campo ingenieril actual.

Categoría de gasto	Tipología	Coste anual (€)	Coste/h (€)	Número de horas	Coste total (€)
Personal	Técnico en Ingeniería	40 000	24	310	7440
	Ingeniero Superior	65 000	38	6	228
Software	ANSYS	26 000	15	90	1350
	Microsoft Office	125	0.07	310	22
Material	Ordenador con procesador AMD Ryzen 7 de la serie 4000	1200	0.71	310	213
Presupuesto total					9253 €

# CAPÍTULO III: PLIEGO DE CONDICIONES

## 1. Requisitos técnicos

En este apartado se especificarán los requisitos técnicos detallados, como las dimensiones, pesos, resistencia estructural, material específico a utilizar, tolerancias dimensionales, y cualquier otro aspecto técnico crucial.

- Dimensiones: Deberán ser las especificadas en los planos del capítulo siguiente.
- Material: Aleación de aluminio 2024-T6 en combinación con los materiales de las uniones aceptables por normativa.
- Peso: 1170.6 kg
- Tolerancias: En la industria aeroespacial, las tolerancias son extremadamente ajustadas debido a la necesidad de mantener altos estándares de precisión y seguridad. Generalmente, los porcentajes de tolerancia aceptables pueden variar dependiendo del tipo de componente y su función específica dentro de la aeronave. Principios generales:
  - Dimensiones Críticas: Para dimensiones críticas como espesores de pared, dimensiones de contacto o interfaces, se suelen requerir tolerancias de  $\pm 0.13$  a  $\pm 0.25$  mm.
  - Tolerancias Geométricas: Para características geométricas como la forma de las vigas (por ejemplo, perfiles en "S" o en "I"), se pueden permitir tolerancias en el rango de  $\pm 0.25$  a  $\pm 0.50$  mm.
  - Material y Propiedades Mecánicas: Las tolerancias para propiedades materiales como resistencia a la tracción, dureza y características de fatiga deben cumplir con las especificaciones exactas de diseño.
  - Peso: En algunos casos, especialmente para componentes más grandes o complejos, las tolerancias en el peso pueden expresarse como un porcentaje del peso total del componente ( $\pm 1\%$  del peso total).

## 2. Requisitos funcionales

En este punto se definen las funciones y características operativas que debe cumplir la estructura interna, como la capacidad de soportar cargas específicas, integración con otros sistemas de la aeronave, seguridad, ergonomía, entre otros.

- Tensión combinada máxima de la estructura menor a 340 MPa bajo las condiciones de vuelo en crucero.

## 3. Normativa y estándares

En este apartado se especifica las normativas y estándares a los que debe adherirse el diseño, tales como normas de la FAA (Federal Aviation Administration) o la EASA (European Union Aviation Safety Agency), normas de calidad como ISO, ASTM, entre otras.

- FAA y EASA: La tensión combinada máxima de la estructura no puede superar el 67% de la tensión de límite elástico del material utilizado.

## 4. Procedimientos de prueba y validación

Aquí se incluirán los métodos y procedimientos que se utilizarán para probar y validar el diseño, asegurando que cumpla con todos los requisitos establecidos.

- Métodos computacionales: El Análisis de Elementos Finitos (FEA) es una técnica de simulación que descompone una estructura en elementos finitos pequeños para analizar sus respuestas bajo diversas condiciones de carga.
- Métodos experimentales: Existen pruebas de carga estática que evalúan la respuesta estructural bajo cargas estáticas aplicadas. La estructura completa o sus subcomponentes se cargan gradualmente hasta alcanzar la carga de diseño o un nivel predeterminado y se monitorean las tensiones y deformaciones para asegurar que no se superen los límites establecidos y para verificar la integridad estructural. Otras pruebas consisten en aplicar ciclos de carga cíclica controlados que simulan condiciones operacionales reales y se identifican puntos de fallo por fatiga y evaluación de la durabilidad y vida útil de la estructura.
- Instrumentación y monitoreo: Las galgas extensiométricas son dispositivos que miden la deformación en puntos específicos de la estructura. Se colocan galgas en áreas críticas de la estructura durante las pruebas físicas y se obtienen datos precisos sobre las tensiones y deformaciones locales.

## 5. Criterios de aceptación

En este caso, se definen los criterios que determinarán si el diseño cumple con los requisitos del pliego de condiciones y está listo para la instalación.

Para determinar si el diseño cumple con los requisitos del pliego de condiciones y está listo para la instalación, se deben evaluar varios criterios clave. Es esencial verificar que las dimensiones de la estructura y las tolerancias dimensionales están dentro de los límites especificados, y que los materiales utilizados, como la aleación de aluminio 2024-T6, cumplen con los estándares de calidad requeridos.

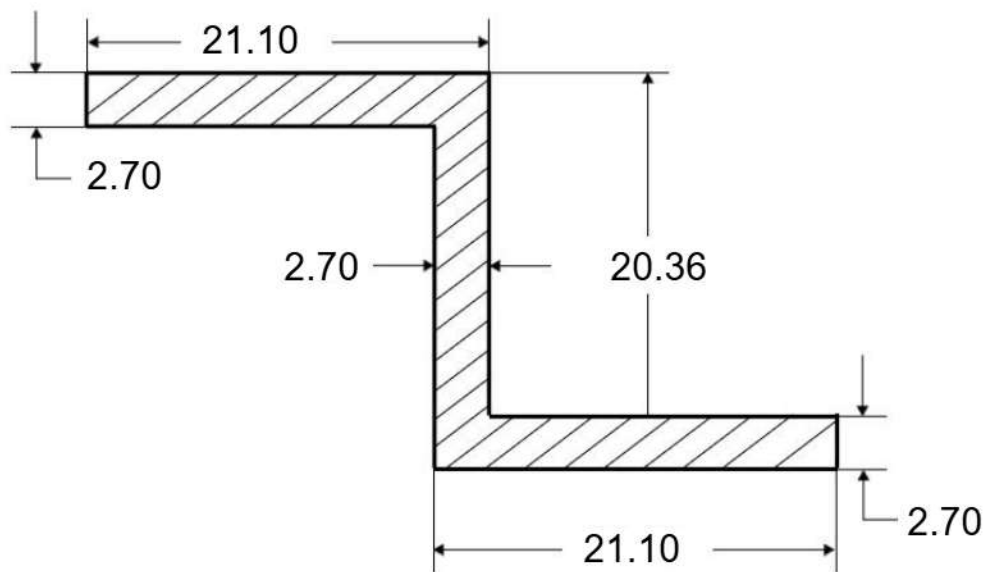
La resistencia estructural debe confirmarse mediante pruebas y simulaciones para asegurar que la estructura puede soportar todas las cargas esperadas sin exceder los límites de tensión permitidos, evaluando también la resistencia a la fatiga y la vida útil bajo condiciones operacionales típicas. Además, el diseño debe cumplir las regulaciones de la FAA o EASA, siguiendo todos los procedimientos de control de calidad durante la fabricación y prueba de la estructura.

Las pruebas y validaciones son cruciales para confirmar que las propiedades mecánicas y la integridad estructural han sido validadas. Es necesario asegurar que la estructura ha pasado todas las pruebas de carga estática y dinámica sin fallos o deformaciones significativas. Las simulaciones computacionales, como el análisis de elementos finitos (FEA), deben mostrar que las tensiones y deformaciones están dentro de los límites aceptables, y las simulaciones de fatiga deben predecir una vida útil adecuada para la estructura.

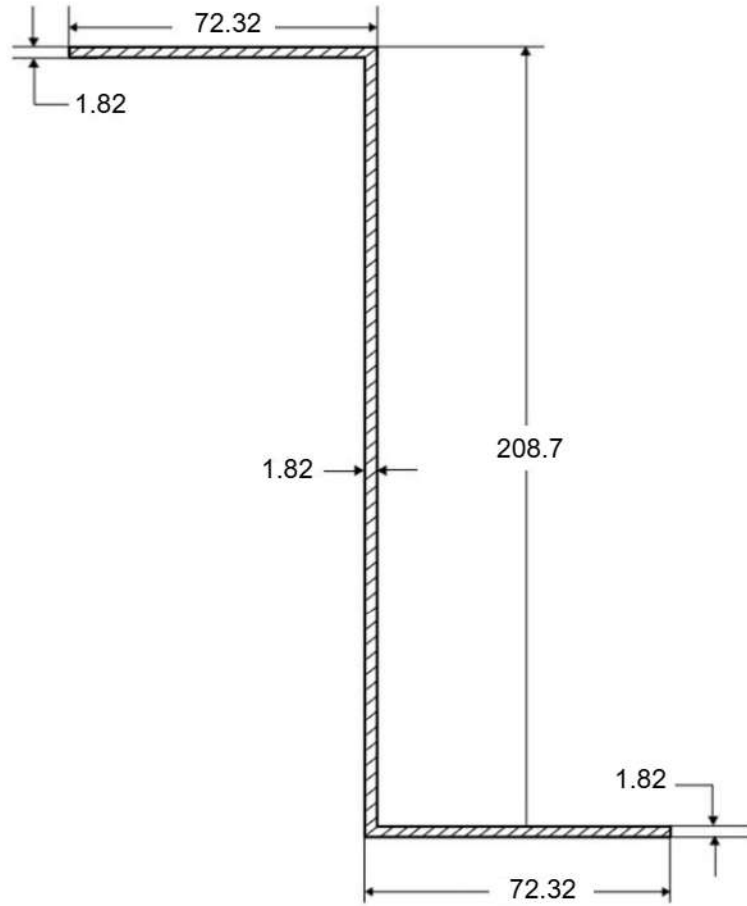
Finalmente, es crucial que el diseño sea revisado y aprobado por ingenieros y expertos para asegurar que todos los aspectos técnicos y de seguridad han sido considerados, y obtener la certificación de la estructura por parte de organismos reguladores y aseguradoras.

Por otro lado, la estructura debe ser compatible con otros componentes y sistemas de la aeronave, y verificarse que se puede instalar de manera eficiente y segura, con todas las herramientas y equipos necesarios previstos. Estos criterios aseguran que la estructura interna del avión es segura, fiable y cumple con todos los requisitos necesarios para su uso en aplicaciones aeronáuticas.

## CAPÍTULO IV: PLANOS

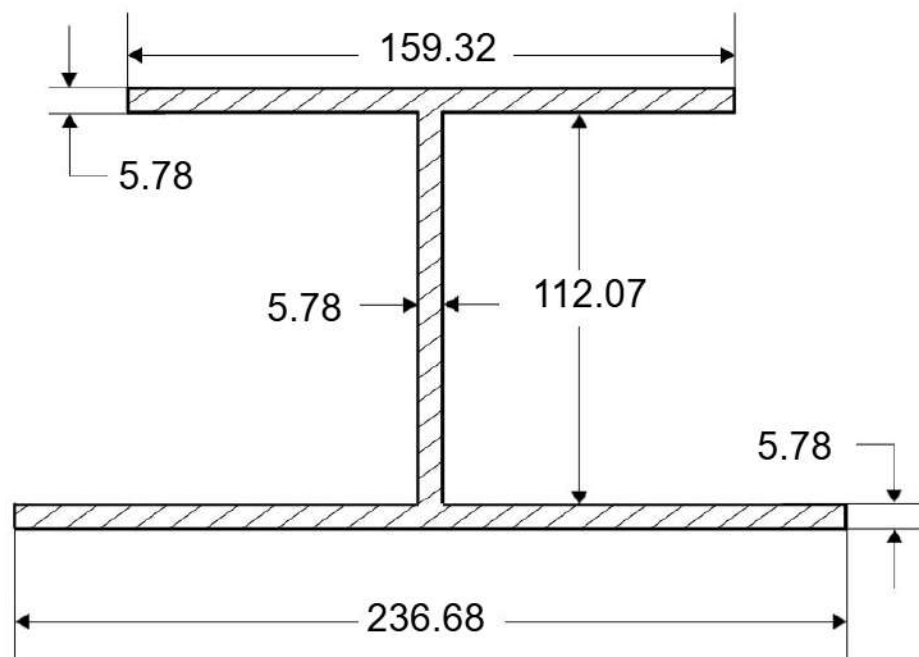


	FECHA	NOMBRE		UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA ETSIADI
DIBUJADO:	04-07-2024	ABDELALI KARROUCHI		
COMPROBADO:	04-07-2024	KHIRI		
UNIDADES	mm			
ESCALA 2:1	<b>SECCIÓN LARGUERILLO</b>			PLANO 1/6 INDUSTRIAL/ MECÁNICA

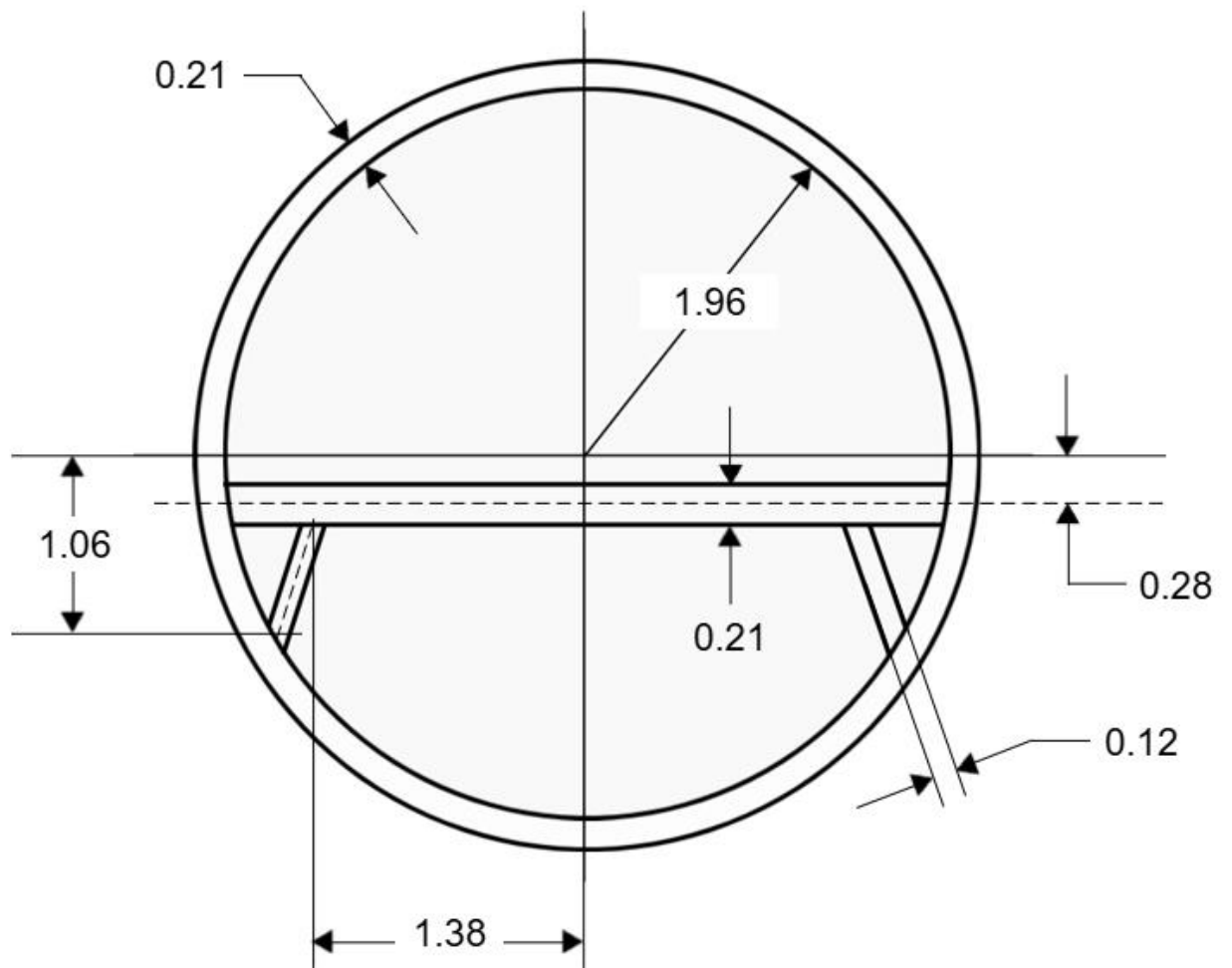



	FECHA	NOMBRE		UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA ETSIADI
DIBUJADO:	04-07-2024	ABDELALI		
COMPROBADO:	04-07-2024	KARROUCHI		
UNIDADES	mm	KHIRI		
ESCALA 1:2	SECCIÓN CUADERNA			PLANO 2/6
				INDUSTRIAL/ MECÁNICA

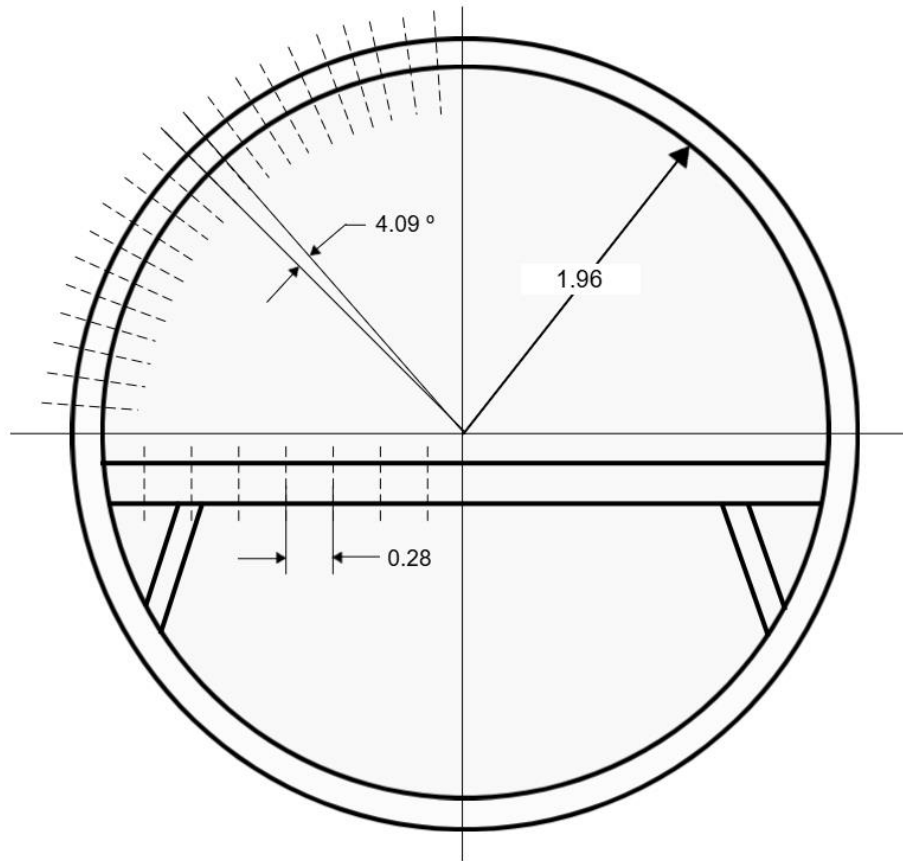





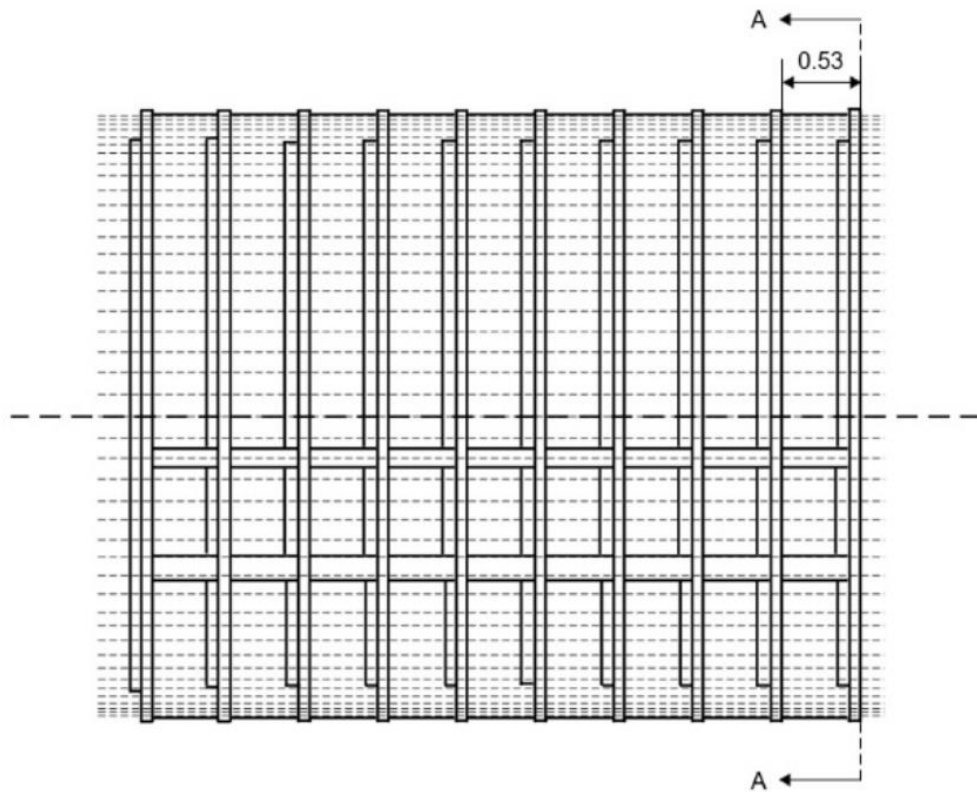
	FECHA	NOMBRE		UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA ETSIADI
DIBUJADO:	04-07-2024	ABDELALI KARROUCHI		
COMPROBADO:	04-07-2024	KHIRI		
UNIDADES	mm			
ESCALA 1:2	<b>SECCIÓN LARGUERO</b>			PLANO 3/6 INDUSTRIAL/ MECÁNICA



	FECHA	NOMBRE		UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA ETSIADI
DIBUJADO:	04-07-2024	ABDELALI		
COMPROBADO:	04-07-2024	KARROUCHI		
UNIDADES	m	KHIRI		
ESCALA 1:40	PLANO Y-Z: a)			PLANO 4/6
				INDUSTRIAL/ MECÁNICA



	FECHA	NOMBRE		UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA ETSIADI
DIBUJADO:	04-07-2024	ABDELALI KARROUCHI		
COMPROBADO:	04-07-2024	KHIRI		
UNIDADES	m			
ESCALA 1:40	PLANO Y-Z: b)			PLANO 5/6 INDUSTRIAL/ MECÁNICA



	FECHA	NOMBRE		UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA ETSIADI
DIBUJADO:	04-07-2024	ABDELALI		
COMPROBADO:	04-07-2024	KARROUCHI		
UNIDADES	m	KHIRI		
ESCALA 1:50	PLANO X-Z			PLANO 6/6
				INDUSTRIAL/ MECÁNICA

## CAPÍTULO V: OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE

Los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) de la ONU son una guía global para abordar los desafíos más urgentes del mundo, como la pobreza, el hambre, la salud, la educación, la igualdad de género, el agua limpia y el saneamiento, la energía asequible y no contaminante, el trabajo decente y el crecimiento económico, la industria, la innovación e infraestructura, la reducción de desigualdades, las ciudades y comunidades sostenibles, el consumo y la producción responsables, la acción por el clima, la vida submarina, la vida de ecosistemas terrestres, la paz, justicia e instituciones sólidas, y las alianzas para lograr los objetivos.

La industria aeronáutica tiene un papel significativo en el avance de estos ODS a través de diversas prácticas y tecnologías. A continuación, se describen algunos ODS relevantes para la industria aeronáutica y cómo esta puede contribuir a su consecución:

- ODS 7: Energía asequible y no contaminante y ODS 13: Acción por el clima

La inversión en aeronaves más eficientes en consumo de combustible. En este caso, crear aviones con estructuras internas muy optimizadas ayuda a mejorar en este sentido.

- ODS 9: Industria, innovación e infraestructura

La innovación en diseño y materiales para crear aviones más ligeros y eficientes es uno de los puntos clave. El uso de herramientas computacionales (a parte se ANSYS) es una manera eficaz de abordar este punto.

- ODS 12: Producción y consumo responsables

La implementación de prácticas de reciclaje es uno de los aspectos más importantes. Establecer estructuras internas comunes a varios modelos de avión ayuda a reciclar la mayoría de los componentes es una manera muy extendida de responder a este punto. Esto implica mayor versatilidad y facilidades para dar nuevo uso a cualquier elemento cuya degradación natural sea compleja.

Objetivos de Desarrollo Sostenibles	Alto	Medio	Bajo	No Procede
ODS 1. Fin de la pobreza.				X
ODS 2. Hambre cero.				X
ODS 3. Salud y bienestar.				X
ODS 4. Educación de calidad.				X
ODS 5. Igualdad de género.				X
ODS 6. Agua limpia y saneamiento.				X
ODS 7. Energía asequible y no contaminante.		X		
ODS 8. Trabajo decente y crecimiento económico.				X
ODS 9. Industria, innovación e infraestructuras.	X			
ODS 10. Reducción de las desigualdades.				X
ODS 11. Ciudades y comunidades sostenibles.				X
ODS 12. Producción y consumo responsables.		X		
ODS 13. Acción por el clima.		X		
ODS 14. Vida submarina.				X
ODS 15. Vida de ecosistemas terrestres.				X
ODS 16. Paz, justicia e instituciones sólidas.				X
ODS 17. Alianzas para lograr objetivos.				X

## Referencias Bibliográficas

- 1- Wikipedia. (s.f.). Momento de inercia. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Momento\\_de\\_inercia](https://es.wikipedia.org/wiki/Momento_de_inercia)
- 2- ResearchGate. (s.f.). Distribución de tensiones normales en la sección 24. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://www.researchgate.net/figure/Distribucion-de-tensiones-normales-en-la-seccion-24\\_fig24\\_272298155](https://www.researchgate.net/figure/Distribucion-de-tensiones-normales-en-la-seccion-24_fig24_272298155)
- 3- Wikipedia. (s.f.). Momento flector. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Momento\\_flector](https://es.wikipedia.org/wiki/Momento_flector)
- 4- Wikipedia. (s.f.). Teorema del eje paralelo. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Teorema\\_del\\_eje\\_paralelo](https://es.wikipedia.org/wiki/Teorema_del_eje_paralelo)
- 5- Sabil, A. (s.f.). Aircraft Structures A Brief History of Aircraft Structures. En Academia.edu. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [Aircraft Structures A Brief History of Aircraft Structures | arya sabil - Academia.edu](https://www.academia.edu/38414444/Aircraft_Structures_A_Brief_History_of_Aircraft_Structures)
- 6- Wikipedia. (s.f.). Método de los elementos finitos. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Método\\_de\\_los\\_elementos\\_finitos](https://es.wikipedia.org/wiki/Método_de_los_elementos_finitos)
- 7- Wikipedia. (s.f.). Nastran. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de <https://es.wikipedia.org/wiki/Nastran>
- 8- Wikipedia. (s.f.). Ansys. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de <https://es.wikipedia.org/wiki/Ansys>
- 9- Wikipedia. (s.f.). Análisis de elementos finitos. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Análisis\\_de\\_elementos\\_finitos](https://es.wikipedia.org/wiki/Análisis_de_elementos_finitos)
- 10- Isaiah, U. D. (s.f.). 7 software packages for Performing Finite Element Analysis (FEA). Medium. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [7 software packages for Performing Finite Element Analysis\(FEA\) | by Udo Daniel Isaiah | Medium](https://medium.com/@udanielisaiiah/7-software-packages-for-performing-finite-element-analysis-fea-1234567890)
- 11- Wikipedia. (s.f.). List of finite element software packages. En Wikipedia, la enciclopedia libre. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://en.wikipedia.org/wiki/List\\_of\\_finite\\_element\\_software\\_packages](https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_finite_element_software_packages)
- 12- eCFR. (s.f.). 14 CFR Part 25 -- Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes (FAR Part 25). En eCFR. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [eCFR :: 14 CFR Part 25 -- Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes \(FAR Part 25\)](https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-B/part-25)
- 13- European Union Aviation Safety Agency (EASA). (s.f.). Certification Specifications (CSs). En EASA. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [Certification Specifications \(CSs\) | EASA \(europa.eu\)](https://www.easa.europa.eu/en/certification-specifications)

- 14- Escuela de Instaladores. (s.f.). Microsoft Word - 3\_1\_a\_fuselaje1.1.doc. En Escuela de Instaladores. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [Microsoft Word - 3\\_1\\_a\\_fuselaje1.1.doc \(escueladeinstaladores.com\)](https://escueladeinstaladores.com)
  
- 15- PDF Coffee. (s.f.). A320 SRM Oem 53. En PDF Coffee. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [A320 SRM Oem 53 - PDFCOFFEE.COM](https://PDFCOFFEE.COM)
  
- 16- ScienceDirect. (s.f.). A numerical-experimental assessment on a composite fuselage barrel vertical drop test: Induced damage onset and evolution. En ScienceDirect. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [A numerical-experimental assessment on a composite fuselage barrel vertical drop test: Induced damage onset and evolution - ScienceDirect](https://ScienceDirect)
  
- 17- SkyCiv Engineering. (s.f.). Beneficios de diferentes secciones de acero. En SkyCiv Engineering. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [Beneficios de diferentes secciones de acero | SkyCiv Engineering](https://SkyCiv Engineering)
  
- 18- LibreTexts Español. (s.f.). 4.2.2: Materiales en aeronaves. En LibreTexts Español. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [4.2.2: Materiales en aeronaves - LibreTexts Español](https://LibreTexts Español)
  
- 19- Thyssenkrupp Materials. (s.f.). Ligereza y resistencia: la importancia del uso de aluminio en aviación. En thyssenkrupp Materials. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [Ligereza y resistencia: la importancia del uso de aluminio en aviación. \(thyssenkrupp-materials.es\)](https://thyssenkrupp-materials.es)
  
- 20- Tuofa CNC Machining. (s.f.). Aluminio 2024 vs 7075: ¿Cuál es la diferencia entre. En Tuofa CNC Machining. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [Aluminio 2024 vs 7075: ¿Cuál es la diferencia entre \(tuofa-cncmachining.com\)](https://tuofa-cncmachining.com)
  
- 21- MatWeb. (s.f.). DataSheet: Material Data Sheet. Recuperado el 27 de junio de 2024, de <https://matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=781ce4adb30c4d548320b0ab262a5d28&ckck=1>
  
- 22- NASA. (s.f.). Structural Loads Handbook. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [58159 - STRUCTURAL LOADS HANDBOOK.pdf](https://NASA)
  
- 23- NASA. (1996). 19960025262.pdf. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [19960025262.pdf \(nasa.gov\)](https://nasa.gov)
  
- 24- Amino Apps. (s.f.). Wright Flyer III. En *Amino Apps*. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://aminoapps.com/c/aviacion\\_civil-militar/page/item/wright-flyer-iii/qkWD\\_xZpS3In5LzgXVxmrYrnqo1xKbPzLd1](https://aminoapps.com/c/aviacion_civil-militar/page/item/wright-flyer-iii/qkWD_xZpS3In5LzgXVxmrYrnqo1xKbPzLd1)El Mundo. (2009). Armas de aire. En *El Mundo*. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://www.elmundo.es/especiales/2009/09/internacional/segunda\\_guerra\\_mundial/armas/aire.html](https://www.elmundo.es/especiales/2009/09/internacional/segunda_guerra_mundial/armas/aire.html)

- 25- Wikipedia. (s.f.). Boeing 707. En *Wikipedia, la enciclopedia libre*. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_707](https://es.wikipedia.org/wiki/Boeing_707)
- 26- Wikipedia. (s.f.). Lockheed P-80 Shooting Star. En *Wikipedia, the free encyclopedia*. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_P-80\\_Shooting\\_Star](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_P-80_Shooting_Star)
- 27- Boeing. (s.f.). Boeing 787 Dreamliner. Recuperado el 27 de junio de 2024, de <https://www.boeing.com/commercial/787>
- 28- Universidad Militar Nueva Granada. (s.f.). Mecánica de sólidos: Unidad 6. Recuperado el 27 de junio de 2024, de [http://virtual.umng.edu.co/distancia/ecosistema/ovas/ingenieria\\_industrial/mecanica\\_de\\_solidos/unidad\\_6/medios/documentacion/p7h1.php](http://virtual.umng.edu.co/distancia/ecosistema/ovas/ingenieria_industrial/mecanica_de_solidos/unidad_6/medios/documentacion/p7h1.php)