



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Estudio del fenómeno de pandeo en el Lockheed C-130
"Hércules"

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Romera Martínez, Mario

Tutor/a: Moreno Navarro, Pablo

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



ESTUDIO DEL FENÓMENO DE PANDEO EN EL LOCKHEED C-130 "HÉRCULES"

Autor

Mario Romera Martínez

Director

Pablo Moreno Navarro

Universitat Politècnica de València

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial y Diseño Industrial

Valencia - Julio de 2024

ESTUDIO DEL FENÓMENO DE PANDEO EN EL
LOCKHEED C-130 "HÉRCULES".

Mario Romera Martínez

Universitat Politècnica de València
Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial y Diseño Industrial

Julio de 2024

Agradecimientos

Quiero agradecer en primer lugar a mi tutor, Pablo Moreno Navarro, por haberme ayudado y aconsejado durante todo este trabajo. A mi familia, por su apoyo incondicional y por haberme ayudado a llegar hasta aquí. A mis compañeros de carrera, que han hecho de esta etapa algo inolvidable y por último, a María, quien con su confianza en mí ha hecho que este camino sea más llevadero.

A todos, mi más sincero agradecimiento. Este logro es también vuestro.

Resumen

Este Trabajo de Fin de Grado presenta un estudio estructural detallado del ala del avión de transporte militar Lockheed C-130 Hercules. El objetivo principal de la investigación es analizar el comportamiento estructural del ala bajo diversas condiciones de carga y evaluar su resistencia al fenómeno de pandeo. La relevancia de este estudio radica en la importancia crítica de la integridad estructural en aeronaves de transporte militar, que a menudo operan en condiciones extremas y requieren una alta fiabilidad. El C-130 Hercules, con su larga historia de servicio y versatilidad operativa, proporciona un caso de estudio ideal para examinar los desafíos en el diseño estructural de alas de aeronaves.

La metodología empleada en este trabajo incluye el desarrollo de un modelo computacional utilizando software de análisis por elementos finitos (MEF). El modelo se basa en los datos geométricos y las propiedades de los materiales disponibles del C-130. Se prestará especial atención a la modelización de componentes críticos como largueros, costillas y larguerillos.

Abstract

This Bachelor's Thesis presents a detailed structural study of the wing of the Lockheed C-130 Hercules military transport aircraft. The main objective of the research is to analyze the structural behavior of the wing under various loading conditions and evaluate its resistance to the phenomenon of buckling. The relevance of this study lies in the critical importance of structural integrity in military transport aircraft, which often operate under extreme conditions and require high reliability. The C-130 Hercules, with its long service history and operational versatility, provides an ideal case study for examining the challenges in the structural design of aircraft wings.

The methodology employed in this work includes the development of a computational model using finite element analysis (FEA) software. The model is based on the available geometric data and material properties of the C-130. Special attention will be given to the modeling of critical components such as spars, ribs, and stringers.

Índice general

Resumen	I
Abstract	III
Índice general	V
Índice de figuras	VII
Índice de tablas	IX
1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Objetivos	1
1.3. Avión de estudio	2
1.4. Metodología	4
1.5. Estado del arte	5
1.5.1. Estudios previos sobre la estructura del C-130	5
1.5.2. Conclusiones	6
2. Cálculos previos	8
2.1. Cargas aerodinámicas	8
2.1.1. Sustentación	8
2.1.2. Peso	9
2.1.3. Empuje	9
2.1.4. Resistencia	9
2.2. Diseño de la geometría del ala	9
2.2.1. Diseño inicial con piel	10
2.2.2. Inclusión de largueros y larguerillos	10
3. Teoría de Vigas	13
3.1. Introducción	13
3.2. Teoría de Euler-Bernoulli	13
3.2.1. Postulados de Euler-Bernoulli	13
3.2.2. Desarrollo de la ecuación de la elástica	15
3.3. Aplicación al caso de estudio	16
3.3.1. Deformación de la viga en <i>Robot</i> [®]	16
4. Cálculo de deformaciones	20
4.1. Implementación de las simulaciones	20
4.1.1. Selección del material	20
4.1.2. Implementación del diseño	21
4.1.3. Mallado	21
4.1.4. Cargas	21
4.1.5. Solución y post-procesado	22
4.2. Estudio de los casos	22

4.2.1. Estudio para posibles misiones	23
5. Estudio del pandeo	27
5.1. Pandeo en vigas	27
5.2. Estudio del pandeo del ala	29
6. Conclusiones, trabajos futuros y presupuesto	33
6.1. Conclusiones	33
6.2. Trabajos futuros	34
6.3. Pliego de condiciones	34
6.3.1. Objeto	34
6.3.2. Condiciones de los materiales	35
6.3.3. Condiciones de la ejecución	35
6.3.4. Pruebas y ajustes finales	35
6.4. Presupuesto	35
7. Anexo I	38
7.1. Objetivos de Desarrollo Sostenible	38
Bibliografía	39

Índice de figuras

1.1. Plano a 3 vistas del Lockheed C-130	2
1.2. Detalle del interior del cajón de torsión que muestra la estructura de los larguerillos [1]	3
1.3. Estructura interna del ala del avión donde se aprecian las costillas y cuadernas [1]	4
2.1. Evolución del diseño del ala durante el trabajo	11
3.1. Descomposición del campo de desplazamientos de la viga de Euler-Bernoulli [2]	14
3.2. Flexión simple y equilibrio de solicitaciones en un diferencial de la viga [3] .	15
3.3. Sección correspondiente a la raíz del ala	17
3.4. Simulación del ala en Robot (Despegue)	17
4.1. Diseño en <i>Ansys</i> [®] del ala utilizada para uno de los casos de estudio	21
4.2. Detalle de la tensión a tracción en el encastre del ala	25
4.3. Detalle de la tensión a deformación en el encastre del ala	25
5.1. Dimensiones de la viga utilizada en el caso de validación (mm)	27
5.2. Modos de pandeo para el caso de validación de la viga	28
5.3. Detalle de un modo de pandeo del ala con factor de carga negativo	31
5.4. Detalle de un modo de pandeo del ala con factor de carga positivo	31

Índice de tablas

4.1. Propiedades del Al 7075-T6	20
4.2. Número de elementos generados en el mallado para los distintos casos de estudio	21
4.3. Desplazamientos del ala	22
4.4. Propiedades del Al 7075-T6	23
4.5. Propiedades del Al 7075-T6	24
5.1. Comparación entre las cargas críticas de pandeo obtenidas de forma analítica y las proporcionadas por <i>Ansys</i> [®]	29
5.2. Primer factor de carga de pandeo para los distintos casos	30
6.1. Presupuesto total del trabajo	36
7.1. Relación del Trabajo de Fin de Grado con los ODS	38

1.1. Motivación

El Lockheed C-130 Hercules es una aeronave icónica en el ámbito del transporte militar y humanitario, reconocida por su robustez y versatilidad. A pesar de su larga trayectoria operativa, el estudio detallado de sus características estructurales sigue siendo de gran interés. Este trabajo se enfoca en el análisis estructural del ala del C-130, con especial énfasis en la deformación y el pandeo, utilizando avanzadas herramientas de software para cálculo estructural y diseño.

La motivación principal de este estudio radica en la importancia de comprender a fondo el comportamiento estructural de una aeronave que continúa siendo fundamental en operaciones alrededor del mundo. Al aplicar tecnologías modernas de simulación y análisis al estudio del ala del C-130, se busca obtener una visión más precisa y detallada de su comportamiento bajo diversas condiciones de carga.

El fenómeno del pandeo es de particular interés en este estudio. El pandeo es una forma de inestabilidad estructural que puede ocurrir en componentes sometidos a compresión, como los largueros y costillas del ala de un avión. Por ejemplo, durante maniobras o en condiciones de turbulencia severa, las alas del C-130 pueden experimentar tensiones de compresión significativas en su superficie superior. Si estas tensiones superan cierto umbral, podrían potencialmente inducir el pandeo local o global de elementos estructurales, lo que podría comprometer la integridad del ala. Comprender en detalle cómo y cuándo podría ocurrir el pandeo en la estructura del ala del C-130 es crucial para entender que mecanismos lo hacen tan seguro y polivalente.

1.2. Objetivos

Los objetivos del presente trabajo son:

- Modelar la estructura del ala del Lockheed C-130 Hercules utilizando software de diseño especializado, reproduciendo fielmente sus componentes y geometría.
- Realizar un análisis detallado de la deformación del ala del C-130 bajo diferentes condiciones de carga mediante software de cálculo estructural.
- Desarrollar modelos computacionales precisos para simular el comportamiento estructural del ala del C-130, con énfasis en la deformación y el pandeo.
- Analizar la distribución de tensiones y deformaciones a lo largo de la estructura del ala utilizando métodos de elementos finitos.
- Establecer conclusiones sobre el comportamiento estructural del ala del C-130 basadas en los resultados obtenidos mediante las herramientas de software empleadas.

1.3. Avión de estudio

El Lockheed Martin C-130 Hercules es un avión de transporte militar, fabricado en los Estados Unidos desde los años 1950, en plena Guerra Fría, cuando las tensiones geopolíticas impulsaban a las potencias mundiales a buscar constantemente ventajas tecnológicas y estratégicas. En 1951, la Fuerza Aérea de los Estados Unidos necesitaba una máquina versátil capaz de operar en condiciones extremas: desde pistas cortas y rudimentarias en zonas de conflicto hasta terrenos helados en los confines del mundo. Este avión debía ser capaz de transportar tropas, vehículos pesados y suministros cruciales, además de realizar lanzamientos aéreos precisos. Por ello, la empresa Lockheed aceptó el desafío y comenzó con el diseño de la aeronave. Optaron por una configuración de ala alta, que proporcionaba estabilidad y permitía una bodega de carga espaciosa y sin obstáculos. Cuatro potentes motores turbohélice garantizarían la potencia necesaria para despegar desde pistas cortas, incluso con carga máxima.

A lo largo de décadas, el C-130 ha sido testigo y partícipe de innumerables eventos históricos. Ha llevado ayuda humanitaria a zonas devastadas por desastres naturales, desde el terremoto de Haití hasta el tsunami del Océano Índico. Ha evacuado civiles de zonas de guerra y ha transportado líderes mundiales en misiones diplomáticas cruciales. La longevidad del diseño del C-130 es un testimonio de su excelencia. Mientras otros aviones militares han ido y venido, el Hercules ha permanecido en producción continua durante más de 60 años, un récord sin precedentes en la aviación militar.

A partir del plano a 3 vistas del avión se han podido obtener varios parámetros importantes para el diseño (1.1):

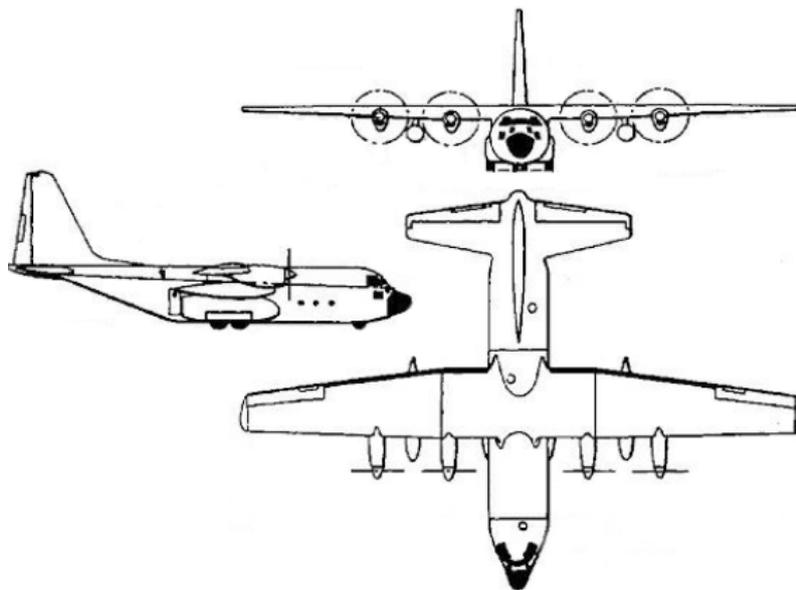


Figura 1.1: Plano a 3 vistas del Lockheed C-130

SECCIÓN 1.3. *Avión de estudio*

- Longitud: 29.8 metros
- Envergadura: 40.4 metros
- Altura: 11.9 metros
- Cuerda en la raíz: 4.88 metros
- Cuerda en la punta: 2.54 metros

Se destacan los dos perfiles alares presentes en la geometría del ala, puesto que serán necesarios para replicar el diseño de la misma: el plano central presenta un perfil NACA 63-418, mientras que el plano exterior presenta un perfil NACA 64-412. Además de estos datos, también es fundamental conocer la estructura interna del ala, la cual se aprecia en las figuras 1.2 y 1.3:

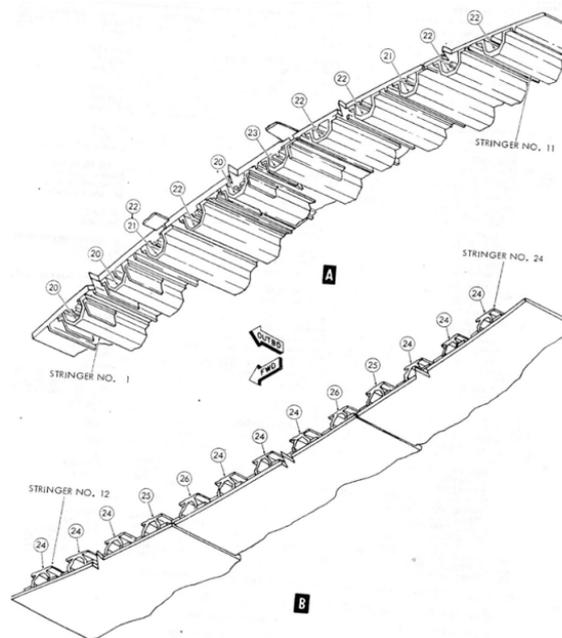


Figura 1.2: Detalle del interior del cajón de torsión que muestra la estructura de los larguerillos [1]

Como se aprecia, el ala está compuesta por 6 cuadernas y 27 costillas, cuyas funciones son distribuir las cargas entre los larguerillos, proporcionar rigidez transversal y prevenir el pandeo de la piel del ala. Por otro lado, cabe destacar la distribución de 13 larguerillos de tipo Ω , los cuales también contribuyen a distribuir las cargas aerodinámicas y soportar cargas de flexión. Esta estructura se intentará replicar posteriormente en *Autodesk Inventor*[®].

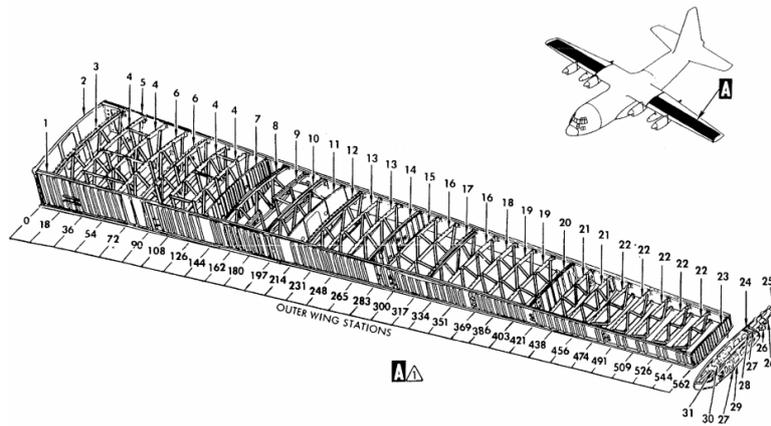


Figura 1.3: Estructura interna del ala del avión donde se aprecian las costillas y cuadernas [1]

1.4. Metodología

Para llevar a cabo este estudio sobre el análisis estructural del ala del C-130, con énfasis en la deformación y el pandeo, se seguirá la siguiente metodología:

1. Recopilación de datos: este estudio inicia con una recopilación de información técnica sobre el ala del C-130 Hercules. Se obtendrán especificaciones, planos y datos sobre materiales de construcción. Además, se investigarán las condiciones de carga típicas y extremas a las que se somete el ala durante las operaciones.
2. Modelado 3D: Utilizando software CAD, se creará un modelo tridimensional detallado del ala del C-130. Este modelo incluirá todos los componentes estructurales clave como largueros, costillas, revestimiento y uniones, asegurando una representación fiel de la geometría real.
3. Análisis por elementos finitos: El modelo 3D se importará a un software de método de elementos finitos para realizar análisis estructurales. Se definirán las propiedades de los materiales y se establecerán las condiciones de contorno y cargas apropiadas. Se llevarán a cabo análisis estáticos para estudiar la deformación del ala bajo diferentes condiciones, así como análisis de pandeo para identificar los modos críticos y las cargas de pandeo.
4. Validación y estudio paramétrico: Se llevará a cabo un estudio paramétrico variando sistemáticamente factores clave para entender su influencia en la deformación y el pandeo.

5. Análisis de resultados y conclusiones: Se interpretarán los datos obtenidos de las simulaciones, identificando zonas críticas susceptibles a deformación excesiva o pandeo. Se evaluará la relación entre las cargas aplicadas y la respuesta estructural del ala. Finalmente, se sintetizarán los hallazgos principales y se discutirán sus implicaciones en el contexto de la operación y mantenimiento del C-130.

1.5. Estado del arte

El Lockheed C-130 Hercules es un avión de transporte militar de medio alcance y cuatro motores, ampliamente utilizado por diversas fuerzas armadas alrededor del mundo desde su introducción en la década de 1950. Su diseño robusto y versátil le permite operar en una amplia variedad de entornos y condiciones extremas. Dada su longevidad y diversidad operativa, se han realizado numerosos estudios para comprender y mejorar su comportamiento estructural, especialmente en relación con las alas, que son componentes críticos para la integridad y seguridad del avión.

1.5.1. Estudios previos sobre la estructura del C-130

Los primeros estudios sobre el C-130 se centraron en su diseño y las pruebas iniciales de resistencia estructural. Lockheed Martin, el fabricante del avión, llevó a cabo extensas pruebas en túneles de viento y simulaciones para garantizar que el diseño del ala cumpliera con los estándares de seguridad y rendimiento requeridos. Estos estudios iniciales sentaron las bases para comprender cómo las diferentes cargas afectan la estructura del ala y aseguraron que el avión pudiera soportar las exigencias operacionales, teniendo como ejemplo [4].

Con el avance de la tecnología de análisis computacional, los estudios estructurales del C-130 han evolucionado para incluir técnicas de Análisis por Elementos Finitos (MEF). Este método permite una comprensión más detallada de cómo las cargas se distribuyen a lo largo de la estructura del ala y cómo los diferentes componentes, como largueros, costillas y larguerillos, contribuyen a la resistencia general del ala. Investigaciones como las de [5] han utilizado FEA para estudiar y optimizar diversos componentes del C-130.

La fatiga estructural es una preocupación crítica para aeronaves militares que a menudo operan en condiciones severas. Diversos estudios han investigado la durabilidad del ala del C-130, incluyendo la evaluación de la vida útil de sus componentes bajo ciclos repetitivos de carga. Investigaciones como [1] se han enfocado en el monitoreo de la fatiga utilizando sensores y técnicas de inspección no destructivas, con el objetivo de predecir y prevenir fallos catastróficos.

El pandeo es otro fenómeno que puede afectar la integridad estructural de las alas del C-130. Estudios específicos, como [6], han analizado cómo las alas del C-130 responden a diferentes tipos de cargas que pueden inducir pandeo.

1.5.2. Conclusiones

A lo largo de las décadas, el Lockheed C-130 Hercules ha sido objeto de extensos estudios estructurales que han contribuido significativamente a nuestra comprensión de su comportamiento bajo diversas condiciones operativas. El uso de tecnologías avanzadas como el MEF ha permitido análisis más precisos y detallados, mejorando la seguridad y eficiencia del avión. La continua investigación en áreas como la fatiga y el pandeo es esencial para garantizar que el C-130 pueda seguir operando de manera segura y efectiva en las misiones críticas que realiza.

2

Cálculos previos

En este capítulo se abordan los cálculos previos esenciales para el desarrollo del proyecto. Estos cálculos son fundamentales para establecer las bases sobre las que se construirá el resto del trabajo, garantizando la precisión y fiabilidad de los resultados posteriores. Por un lado, se procederá con la obtención de las cargas de vuelo, y por otro con la geometría del diseño 3D del ala.

2.1. Cargas aerodinámicas

Las cargas aerodinámicas son las encargadas de provocar los fenómenos de deformación y pandeo a estudiar y se dividen en sustentación, peso, empuje y resistencia, apareciendo desarrolladas a continuación.

2.1.1. Sustentación

La sustentación es la fuerza aerodinámica generada por la interacción del flujo del aire con el perfil aerodinámico de las alas de una aeronave. Esta fuerza es perpendicular a la dirección del flujo del fluido, permitiendo a las aeronaves vencer a la gravedad y mantener el vuelo.

La carga de sustentación sigue una distribución elíptica a lo largo del ala del avión, ya que depende de la superficie alar [7]. Por ello, se puede aproximar el valor de la sustentación a partir de la siguiente fórmula:

$$1 = \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} \quad (2.1)$$

donde a y b son constantes. Para obtener dichas constantes se pueden establecer dos condiciones:

1. Sustentación nula en el extremo del ala, de donde se obtiene el valor de la constante a :

$$x = 16,7 \text{ m} \quad \rightarrow \quad y = 0 \text{ N/m}$$

Luego, $a = 16,7 \text{ m}$.

2. Igualando el valor del peso soportado por el ala con la sustentación que genera. Por simetría, se puede coger el peso de la mitad del ala e igualarlo con el cuarto de la superficie de la elipse, quedando de la siguiente manera:

$$\frac{MTOW \cdot g \cdot n}{2} = \frac{a \cdot b \cdot \pi}{4} \quad (2.2)$$

Cabe destacar el parámetro del factor de carga n , el cual representa la relación entre sustentación y peso. Según datos de diseño [4], este factor de carga puede tomar valores entre 1 y 2,5. Resolviendo la ecuación, se obtienen:

$$b = 21,576 \text{ N/m} \quad b = 53,940 \text{ N/m}$$

Para valores de $n = 1$ y $n = 2, 5$ respectivamente. De esta forma, la distribución de sustentación en estos casos sería:

$$1 = \frac{x^2}{16,7^2} + \frac{y^2}{21576^2}; \quad 1 = \frac{x^2}{16,7^2} + \frac{y^2}{53940^2} \quad (2.3)$$

2.1.2. Peso

El peso es la fuerza provocada por la atracción gravitatoria que actúa sobre la masa de la aeronave, atrayéndola hacia el centro de la tierra.

Si bien el peso máximo de la aeronave se puede obtener de los datos de diseño de nuevo ($MTOW = 57000$ kg), el peso del ala se puede obtener directamente de la propia herramienta de *Robot*[®], la cual permite obtener el peso propio de la estructura, que en este caso es la aleación de aluminio Al 7075-T6, a partir de la densidad del material y el volumen de cada sección. Esta opción también la posee *Ansys*[®]

2.1.3. Empuje

Es la fuerza producida por los motores de la aeronave, la cual actúa en dirección opuesta a la resistencia y permite el desplazamiento de la aeronave en el aire. Las fuerzas generadas por los motores, tanto el peso como el empuje, son fuerzas puntuales ya que se aplican en un punto exterior del ala.

El Hercules se propulsa mediante dos turbohélices Allison T56-A-15, los cuales presentan un peso de 854 kg y un empuje de 3430 kW por unidad. Este empuje es el máximo producido por los motores, pero para los casos menos exigentes, como puede ser el vuelo en crucero, se ha supuesto un empuje del 65-70 % del total.

2.1.4. Resistencia

Es la fuerza aerodinámica que actúa en dirección opuesta al movimiento del objeto a través del aire. Surge debido a la fricción y la presión del aire en la superficie del objeto.

Para los distintos casos, se puede estimar el valor de la resistencia a partir de la siguiente fórmula (2.4), ya que a partir de [4] se tienen los datos suficientes para el cálculo de la misma. En caso de vuelo en crucero, se puede igualar al empuje proporcionado por las turbohélices.

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_D \quad (2.4)$$

2.2. Diseño de la geometría del ala

Para poder realizar los cálculos necesarios en *Ansys*[®], es necesario crear y exportar la geometría al programa. Para ello, se va a hacer uso de la herramienta *Autodesk Inventor*[®], a partir de la cual se van a crear distintos casos de menor a mayor complejidad, se comenzará diseñando el ala únicamente con la piel, luego se le añadirán los largueros y los larguerillos y por último las cuadernas, consiguiendo asemejarse lo máximo posible a la estructura real.

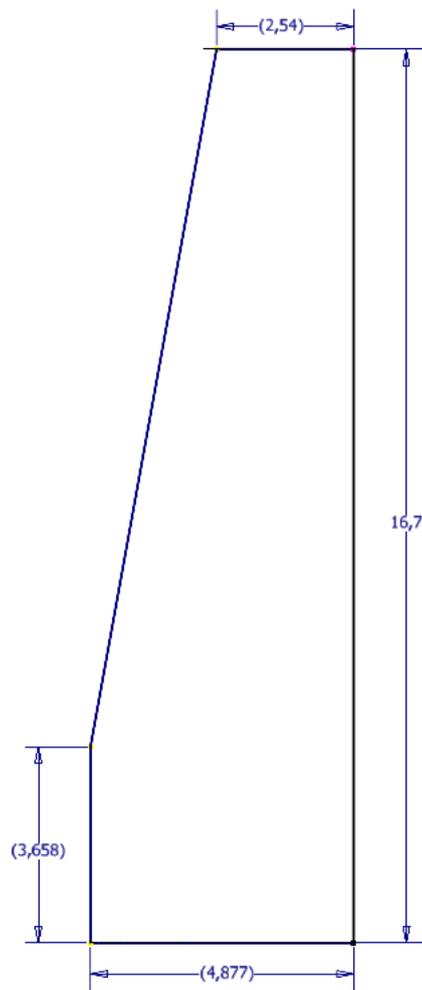
Pese a que esta era la idea inicial, han sido necesarias varias simplificaciones a la geometría inicial de forma que no se produjeran complicaciones en el diseño ni más adelante a la hora de resolver los casos. Por un lado, se suavizó el borde de fuga del ala de forma que no acabara en punta, algo que complicaba innecesariamente el mallado; por otro, se ha supuesto la variación lineal de la cuerda desde la raíz, de nuevo para suavizar la geometría. Por último, no se han podido incluir las cuadernas en el modelo más completo por problemas de intersección entre los cuerpos y caras del modelo en el diseño CAD. En la figura 2.1 se observan las diferencias entre el boceto inicial y la geometría final del ala.

2.2.1. Diseño inicial con piel

Para este diseño inicial, se han obtenido los puntos del cada uno de los dos perfiles NACA, los cuales se han copiado a los bocetos correspondientes. Una vez se tienen los puntos, se unen mediante splines, salvo el que representa la cola, para el cual se utiliza un arco para suavizar la geometría. Por último, se realiza una solevación de la superficie entre ambos perfiles y se le añade el espesor correspondiente, que en este caso es de 4 mm.

2.2.2. Inclusión de largueros y larguerillos

Para esta segunda iteración, es necesario incluir los largueros y larguerillos al perfil, por lo que se realiza una interpolación para incluir las dimensiones de ambos. De aquí se dibujan los raíles necesarios para que la solevación posterior sea exitosa, uniendo puntos estratégicos de ambos perfiles. Solo quedará realizar una a una las solevaciones solidas de cada uno de los elementos, y se concluirá con el modelado de la piel de la misma forma que en el apartado anterior.



(a) Boceto inicial de la geometría



(b) Diseño final del ala tras las simplificaciones

Figura 2.1: Evolución del diseño del ala durante el trabajo

3

Teoría de Vigas

3.1. Introducción

En el ámbito de la ingeniería estructural, una viga se caracteriza por tener una dimensión mucho mayor que las otras dos. Este concepto se extiende a componentes mecánicos como palancas y ejes, así como a estructuras aeronáuticas, donde alas y fuselajes se pueden modelar como vigas de pared delgada. La teoría de vigas, derivada de la mecánica de sólidos, es una herramienta esencial en el análisis estructural. Entre las diversas teorías de vigas desarrolladas, la de Euler-Bernoulli destaca por su simplicidad y utilidad. Esta teoría se fundamenta en la hipótesis de que la sección transversal de la viga mantiene su rigidez en su propio plano durante la deformación. Bajo este supuesto, el movimiento de la sección se puede describir mediante dos traslaciones y una rotación de cuerpo rígido. La aplicación de esta teoría permite a los ingenieros realizar evaluaciones preliminares de estructuras complejas, proporcionando una base sólida para diseños más elaborados. Aunque simplificada, la teoría de vigas de Euler-Bernoulli ofrece una aproximación valiosa para una amplia gama de aplicaciones en ingeniería aeroespacial.

3.2. Teoría de Euler-Bernoulli

La teoría de Euler-Bernoulli incorpora dos supuestos adicionales al comentado anteriormente relacionados con el comportamiento fuera del plano de la sección: durante la deformación, la sección transversal permanece plana y perpendicular al eje deformado de la viga. Estos principios son cruciales para comprender el comportamiento de la viga bajo carga y forman la base para análisis más detallados [2].

3.2.1. Postulados de Euler-Bernoulli

Considerando un sistema de coordenadas tridimensional fijado a la sección transversal de una viga, con coordenadas x_1, x_2 y x_3 , el eje x_1 se alinea con la longitud de la viga, mientras que x_2 y x_3 definen el plano de la sección transversal. Además, se tienen en cuenta los desplazamientos u_1, u_2 y u_3 de cualquier punto de la viga en estas tres direcciones. Según la primera asunción de Euler-Bernoulli, la sección transversal mantiene su forma original durante la deformación. Esto implica que los movimientos en el plano de la sección transversal se limitan a dos traslaciones rígidas, $\bar{u}_2(x_1)$ y $\bar{u}_3(x_1)$, que dependen únicamente de la posición a lo largo de la viga.

$$u_2(x_1, x_2, x_3) = \bar{u}_2(x_1), \quad u_3(x_1, x_2, x_3) = \bar{u}_3(x_1) \quad (3.1)$$

La teoría de Euler-Bernoulli plantea un segundo postulado fundamental: la sección transversal de la viga mantiene su planicidad después de la deformación. Este principio implica que el desplazamiento axial se compone de una traslación rígida $\bar{u}_1(x_1)$ y dos rotaciones rígidas, $\phi_2(x_1)$ y $\phi_3(x_1)$. Consecuentemente, el desplazamiento axial se expresa

mediante la ecuación 3.2, donde la ubicación del origen del sistema de ejes en la sección transversal aún está por definir.

$$u_1(x_1, x_2, x_3) = \bar{u}_1(x_1) + x_3\phi_2(x_1) - x_2\phi_3(x_1) \quad (3.2)$$

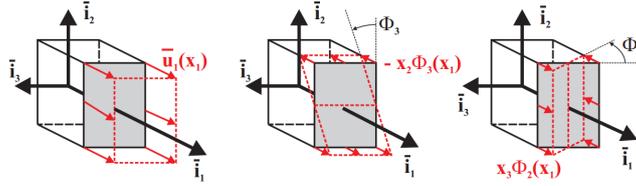


Figura 3.1: Descomposición del campo de desplazamientos de la viga de Euler-Bernoulli [2]

La convención de signos adoptada es la siguiente: las traslaciones rígidas de la sección $\bar{u}_1(x_1)$, $\bar{u}_2(x_1)$ y $\bar{u}_3(x_1)$ son positivas en la dirección de los ejes. Por su parte, las rotaciones rígidas $\phi_2(x_1)$ y $\phi_3(x_1)$ se consideran positivas alrededor de los ejes \bar{i}_2 e \bar{i}_1 .

Por último, el tercer postulado de la teoría de Euler-Bernoulli establece que la sección transversal se mantiene perpendicular al eje deformado de la viga. Como se ilustra en la figura 5.4, esto implica que la pendiente de la viga es igual a la rotación de la sección, lo cual se expresa mediante una ecuación específica.

$$\phi_3 = \frac{d\bar{u}_2}{dx_1}; \quad \phi_2 = -\frac{d\bar{u}_3}{dx_1} \quad (3.3)$$

El signo negativo en la segunda parte de esta ecuación es consecuencia de la convención de signos adoptada para los desplazamientos y rotaciones seccionales. Estas relaciones permiten eliminar la rotación seccional del campo de desplazamiento axial.

Así, el campo de desplazamiento completo para vigas de Euler-Bernoulli queda definido de la siguiente forma:

$$u_1(x_1, x_2, x_3) = \bar{u}_1(x_1) - x_3 \frac{d\bar{u}_3}{dx_1} - x_2 \frac{d\bar{u}_2}{dx_1} \quad (3.4)$$

$$u_2(x_1, x_2, x_3) = \bar{u}_2(x_1) \quad (3.5)$$

$$u_3(x_1, x_2, x_3) = \bar{u}_3(x_1) \quad (3.6)$$

En consecuencia, el campo de desplazamiento tridimensional de la viga puede expresarse en términos de tres desplazamientos seccionales $\bar{u}_1(x_1)$, $\bar{u}_2(x_1)$, $\bar{u}_3(x_1)$ y sus derivadas respecto a x_1 . Esta simplificación crucial, derivada de las hipótesis de Euler-Bernoulli, permite desarrollar una teoría unidimensional de vigas, donde los desplazamientos desconocidos son funciones únicamente de la coordenada longitudinal x_1 .

El campo de deformaciones puede derivarse del campo de desplazamientos, llegando a

$$\epsilon_1 = \frac{\partial u_1}{\partial x_1} = \frac{d\bar{u}_1(x_1)}{dx_1} - x_3 \frac{d^2\bar{u}_3(x_1)}{dx_1^2} - x_2 \frac{d^2\bar{u}_2(x_1)}{dx_1^2} \quad (3.7)$$

$$\epsilon_2 = \frac{\partial u_2}{\partial x_2} = 0; \quad \epsilon_3 = \frac{\partial u_3}{\partial x_3} = 0; \quad (3.8)$$

$$\gamma_{23} = \frac{\partial u_2}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_2} = 0; \quad \gamma_{12} = \frac{\partial u_1}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_1} = 0; \quad \gamma_{13} = \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} = 0; \quad (3.9)$$

La ecuación 3.7 se puede simplificar implementando los términos $\bar{\epsilon}_1$, el cual representa la deformación axial junto a κ_2 y κ_3 , que representan las curvaturas de la sección, inversas al radio de curvatura:

$$\epsilon(x_1, x_2, x_3) = \bar{\epsilon}_1(x_1) + x_3\kappa_2(x_1) - x_2\kappa_3(x_1) \quad (3.10)$$

3.2.2. Desarrollo de la ecuación de la elástica

Aplicando la teoría de vigas de Euler-Bernoulli, las solicitaciones dependerán solo de la coordenada longitudinal x . Por otro lado, las tensiones y deformaciones dependen tanto de x como de las coordenadas y, z , lo que dificulta su estudio. Al ser un problema unidimensional, las ecuaciones constitutivas para la deformación son:

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E}, \quad \gamma_{xz} = \frac{\tau_{xz}}{G}; \quad G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (3.11)$$

Las tensiones horizontales σ_x se distribuyen de manera que sus fuerzas resultantes se anulan mutuamente. Sin embargo, el momento generado por estas tensiones no se equilibra, dando lugar al momento flector M_y , que tiende a producir una rotación en sentido antihorario. Para calcular este momento, se considera cada elemento diferencial de fuerza dF , que es el producto de la tensión σ_x por el área diferencial dA :

$$M_y = \int_A z\sigma_x dA \rightarrow \sigma_x = \frac{M_y}{I_y} z \quad (3.12)$$

Combinando las ecuaciones 3.11 y 3.12, se puede obtener la relación momento-curvatura:

$$M_y = \frac{EI_y}{\rho} = -\kappa EI_y \equiv -EI_y \frac{d^2 w}{dx^2} \quad (3.13)$$

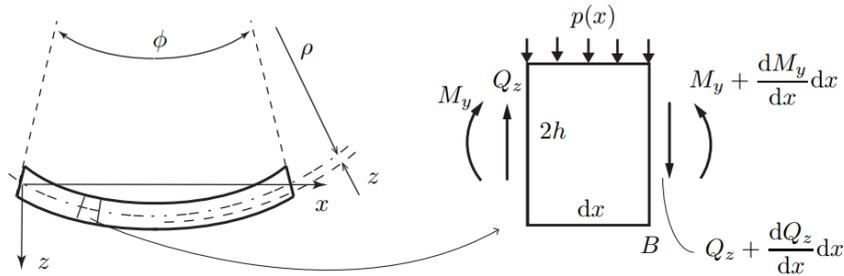


Figura 3.2: Flexión simple y equilibrio de solicitaciones en un diferencial de la viga [3]

Por otro lado, realizando el equilibrio de fuerzas verticales y de momentos respecto a la esquina B (figura 3.2), se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\sum F_z = 0 \rightarrow p dx - Q_z + Q_z + \frac{dQ}{dx} dx = 0 \rightarrow \frac{dQ}{dx} dx = -p \quad (3.14)$$

$$\sum M_y|_B = 0 \rightarrow p dx \frac{dx}{2} - Q_z dx - M_y + M_y + \frac{dM_y}{dx} dx = 0 \rightarrow \frac{dM_y}{dx} = Q_z \quad (3.15)$$

A partir de la definición de M_y obtenida anteriormente, y reorganizando las ecuaciones 3.11 y 3.12:

$$\frac{d^2 M_y}{dx^2} = -p \rightarrow EI_y \frac{d^4 w}{dx^4} - p(x) = 0 \quad (3.16)$$

Esta ecuación diferencial de cuarto orden se puede resolver dada la distribución de la carga $p(x)$, para lo que son necesarias cuatro condiciones de contorno, dos para cada extremo de la viga. En este caso, en el cual la viga se supone en voladizo con un borde empotrado y el otro libre, las condiciones de contorno son las siguientes:

- Un borde empotrado restringe tanto el desplazamiento como la rotación de la viga, por tanto:

$$w = 0; \quad \frac{\partial w}{\partial x} = 0 \quad (3.17)$$

- En un borde libre, tanto el momento de flexión como el cortante son nulos:

$$M_x = 0; \quad Q_x = 0 \quad (3.18)$$

Con estas condiciones de contorno se puede proceder a la resolución de la ecuación de gobierno.

3.3. Aplicación al caso de estudio

Ya se ha visto la deformación de la viga desde el punto de vista teórico, y a continuación aparece la resolución obtenida mediante el programa *Autodesk Robot*[®].

3.3.1. Deformación de la viga en *Robot*[®]

En primer lugar, es necesario diseñar la viga de forma que se parezca lo máximo posible desde el punto de vista estructural al ala. Para ello, se ha dividido la longitud total en 15 segmentos, los cuales presentan propiedades diferentes ya que se ha supuesto una variación lineal de la cuerda del ala. Dichas propiedades también se han obtenido en *Robot*[®], a partir de los archivos de puntos del perfil que se han implementado como secciones de pared delgada en el software de cálculo (figura 3.3). De esta forma, se calculan parámetros como los momentos de inercia o la superficie de cada sección.

Una vez se han obtenido todos los parámetros necesarios del ala, se le añaden las cargas aerodinámicas, ya obtenidas en el capítulo anterior. Esta división en varios segmentos permite simular una distribución cuadrática de la sustentación, ya que el programa sólo incluye cargas lineales (figura 3.4). De esta forma, solo queda resolver el caso:

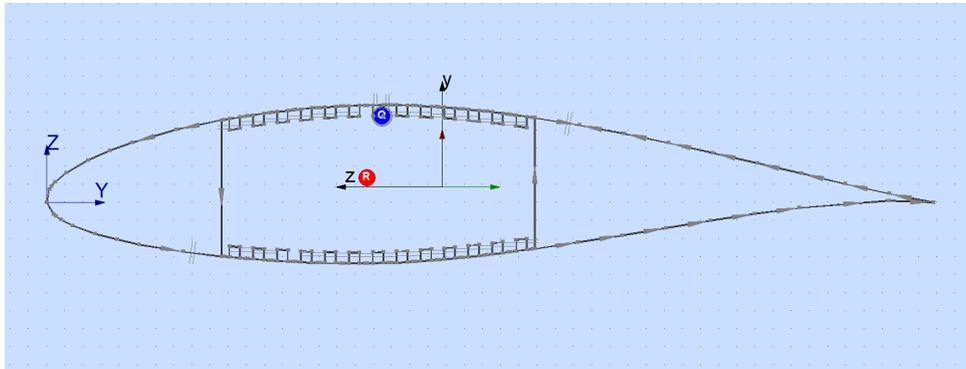


Figura 3.3: Sección correspondiente a la raíz del ala

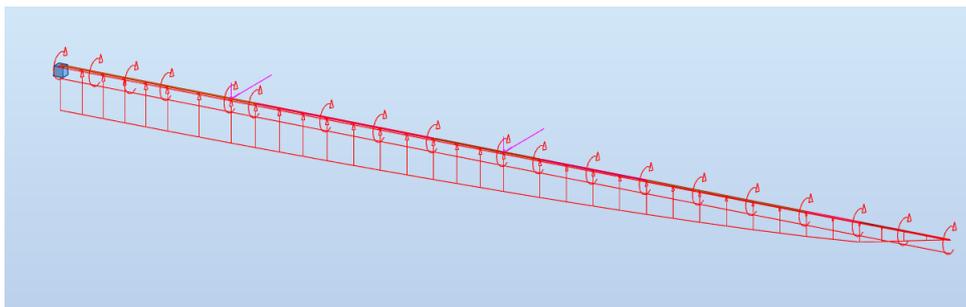


Figura 3.4: Simulación del ala en Robot (Despegue)

Para calcular la deformación de la viga, el programa utiliza el método de elementos finitos (MEF), siguiendo los siguientes pasos:

1. La viga se divide en elementos diferenciales, para los que se define una función de forma que puede ser polinómica de orden 3 o superior.
2. Se calcula la matriz de rigidez $[K]$ para cada elemento y se ensambla en una matriz de rigidez global.
3. Las cargas aerodinámicas aplicadas se convierten en un vector de carga nodal $\{F\}$.
4. Se formula la ecuación de equilibrio $[K] \cdot \{u\} = \{F\}$, donde $\{u\}$ es el vector de desplazamientos.
5. Se aplican las condiciones de contorno sobre los nodos en los apoyos y se resuelve la ecuación para obtener el vector de desplazamientos.
6. Una vez se ha obtenido el vector u , se utilizan las funciones de forma para obtener la deformación de cualquier punto de la viga mediante interpolación.

De esta forma, se obtienen los valores de deformaciones en la viga, siendo el valor máximo en la punta del ala. Para los distintos casos expuestos:

Esta es una forma de validar el sistema de cargas aerodinámicas así como la estructura del avión, ya que los valores obtenidos podrían suponerse como reales, siendo la deformación máxima un 2,69% y un 7,03% de la longitud total del ala para casos con factor de carga $n = 1$ y $n = 2,5$ respectivamente.

En este capítulo, se va a proceder al cálculo de la deformación del ala a flexión. Para ello, se va a utilizar el software de cálculo estructural *Ansys*[®].

4.1. Implementación de las simulaciones

Una vez se comienza a utilizar *Ansys*[®], es necesario seguir una serie de pasos para obtener resultados, los cuales se van a explicar y desarrollar a continuación:

4.1.1. Selección del material

El material del que están compuestas las alas del Lockheed Hercules es el Al 7075-T6, es decir, una aleación de aluminio. El aluminio 7075-T6 es una aleación de aluminio de alta resistencia que ha ganado una reputación sobresaliente en la industria aeroespacial y en otras aplicaciones que demandan materiales con una excelente relación entre resistencia y peso.

Esta aleación pertenece a la serie 7000, conocida por utilizar el zinc como principal elemento de aleación, lo que le confiere propiedades mecánicas superiores. Una de las características más destacadas del 7075-T6 es su extraordinaria resistencia mecánica, la cual se obtiene a partir de un proceso de tratamiento térmico específico, indicado por la designación "T6". Este tratamiento implica calentar la aleación a una temperatura precisa, enfriarla rápidamente y luego someterla a un proceso de envejecimiento artificial. El resultado es una estructura interna optimizada que proporciona una resistencia excepcional sin comprometer significativamente otras propiedades importantes.

Además de su alta resistencia, el 7075-T6 ofrece una excelente resistencia a la fatiga. Esta propiedad es crucial en aplicaciones donde el material está sujeto a cargas cíclicas repetitivas, como es el caso que nos atañe. La capacidad de resistir la formación y propagación de grietas bajo estas condiciones hace que esta aleación sea ideal para piezas críticas en términos de seguridad y rendimiento.

Algunas de las propiedades más destacadas del material aparecen en la tabla 4.1:

Propiedad	Valor	Unidades
Densidad	2810	kg/m ³
Módulo de Young	71,7	GPa
Coefficiente de Poisson	0,33	-
Resistencia a fluencia	503	MPa
Resistencia a rotura	572	MPa

Tabla 4.1: Propiedades del Al 7075-T6

4.1.2. Implementación del diseño

A continuación, es necesario importar la geometría realizada en *Autodesk Inventor*[®], cuyo diseño fue explicado al inicio del trabajo y se implementa con el material ya asignado, como se aprecia en la figura 4.1.

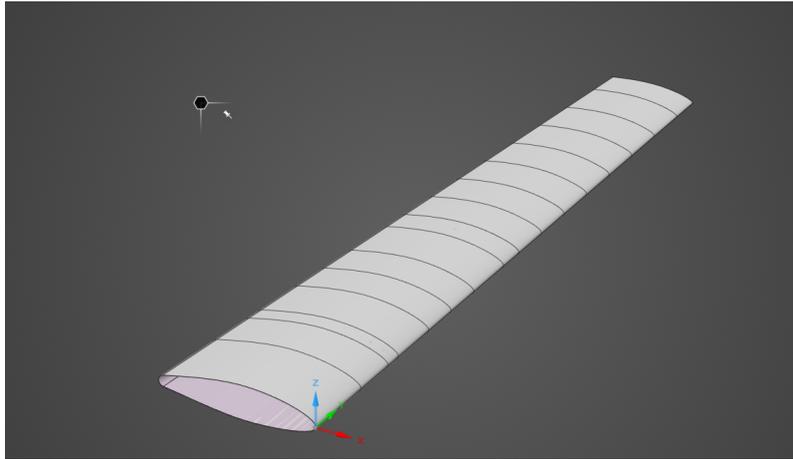


Figura 4.1: Diseño en *Ansys*[®] del ala utilizada para uno de los casos de estudio

4.1.3. Mallado

Una vez importada el ala en *Ansys*[®], se abre el módulo *Mechanical*, con el cual se comienza el procesado del caso. Es necesario mallar las distintas geometrías, las cuales lógicamente irán aumentando en número de elemento y nodos mallados conforme se aumente la complejidad de las mismas. Esto se consigue mediante el comando "Sizing". En la siguiente tabla (4.2) aparecen el número de elementos y nodos de cada caso. Al ser un elemento tridimensional, se ha utilizado un elemento tetraédrico de 10 nodos ("SOLID187") para mallar la estructura, ya que se adapta bien a las formas irregulares y a las curvas y es el más común para geometrías complejas como puede ser el ala.

	Piel	Piel/Largueros	Piel/Largueros/Larguerillos
Nº nodos	$1,89 \times 10^5$	$3,76 \times 10^5$	$1,41 \times 10^6$
Nº elementos	$9,40 \times 10^4$	$1,91 \times 10^5$	$7,50 \times 10^5$

Tabla 4.2: Número de elementos generados en el mallado para los distintos casos de estudio

4.1.4. Cargas

En este punto, solo quedan por añadir las condiciones de contorno y las cargas aerodinámicas. Para ello, se supone el caso en voladizo restringiendo la base del ala mediante el comando "Displacements → Fixed Displacement". De forma similar al caso realizado

en *Robot*[®], el ala se ha dividido en 16 segmentos para añadir las cargas de forma que se asemejen lo máximo posible a la distribución cuadrática real. En cada uno de estos segmentos se han añadido las presiones correspondientes así como las dos fuerzas puntuales correspondientes a las posiciones de las turbinas. De esta forma el caso está listo para resolverse.

4.1.5. Solución y post-procesado

Por último, se resuelve el caso y se visualizan los parámetros requeridos. En este caso, lo que se busca obtener son los desplazamientos del ala. De forma similar a *Robot*[®] y a partir de [8], *Ansys*[®] resuelve la deformación del ala a partir del método de elementos finitos, definiendo la matriz de rigidez y la de fuerzas, y resolviendo el sistema a partir de la siguiente ecuación (4.1):

$$[K] \cdot \{u\} = \{F\} \quad (4.1)$$

Así se obtiene el vector de desplazamientos, el cual se puede sustituir en las funciones de forma para obtener las deformaciones locales.

4.2. Estudio de los casos

Como ya se ha explicado, se van a simular varios casos, en primer lugar un vuelo con *MTOW* y distintos factores de carga, con la intención de descubrir la influencia de los largueros y larguerillos a la hora de mitigar las cargas. Una vez se hayan obtenido las conclusiones necesarias, se van a simular otros dos casos nuevos, una misión diplomática en la que el avión irá prácticamente vacío (*OEW*=33.000 kg) y un vuelo de salvamento, en el cual el peso será de aproximadamente 50.000 kg, contando con el combustible y el equipamiento de salvamento.

Para los dos primeros casos, las deformaciones obtenidas aparecen en la siguiente tabla (4.3):

Deformación (m)	Piel	Piel/Largueros	Piel/Largueros/Larguerillos
Crucero	4,107	3,814	2,040
Despegue	10,358	9,626	5,186

Tabla 4.3: Desplazamientos del ala

A partir de las deformaciones obtenidas, es claro ver la importancia de los larguerillos, ya que permiten disminuir la deformación del ala en más de un 100% en comparación con el caso en el que el ala está hueca. Esto también permite entender la elección del tipo de larguerillos, que al ser Ω y estar cerrados proporcionan a la estructura una elevada rigidez torsional así como excelente resistencia a flexión en ambos ejes, cualidades que no poseen otros perfiles de larguerillos como los I o T. A falta de incluir las cuadernas y tener el modelo completo del ala debido a problemas con la capacidad de cálculo computacional necesario para simular este último caso, se puede asumir que el elemento estructural más importante en este avión son los larguerillos, que son los que permiten que este avión pueda realizar un abanico tan amplio de misiones de vuelo.

Es por ello que se van a simular dos nuevos casos directamente para el modelo completo sin contar con las cuadernas, con la intención de comprobar la realidad de esta afirmación.

4.2.1. Estudio para posibles misiones

Una vez se han calculado dos casos iniciales para comprobar la viabilidad del ala, es fácil comprobar el comportamiento del avión ante cualquier tipo de misión. Es por ello que se van a realizar dos nuevas simulaciones: un vuelo en misión diplomática, en el que supone un peso bastante cercano al mínimo en vacío, así como un vuelo de salvamento, para el cual es necesario incluir el equipamiento y personal necesario para el rescate, considerándose así un peso aproximado de 55.000 kg. Para estos dos casos el análisis será más exhaustivo, observando a parte del desplazamiento del ala, deformaciones y tensiones sufridas por el ala.

Misión diplomática

Esta misión es la menos exigente desde el punto de vista estructural para el avión, ya que el peso es mucho menor en comparación con los demás. Aún así, en la siguiente tabla aparecen distintos valores destacados del análisis:

Propiedad	Valor	Unidades
Desplazamiento máximo	1,14	m
Max. Deformación equivalente	$7,67 \times 10^{-3}$	-
Deformación equivalente media	$1,85 \times 10^{-3}$	-
Max. Deformación a tracción	$7,64 \times 10^{-3}$	-
Max. Deformación a cortante	$1,16 \times 10^{-2}$	-
Max. Tensión equivalente de Von Mises	410	MPa
Max. Tensión a tracción	507	MPa
Max. Tensión a cortante	185	MPa

Tabla 4.4: Propiedades del Al 7075-T6

Misión de salvamento

Para este caso, la carga del avión aumenta considerablemente, y por tanto será más exigido estructuralmente. Los resultados para este caso son:

Propiedad	Valor	Unidades
Desplazamiento máximo	1,76	m
Max. Deformación equivalente	$1,18 \times 10^{-2}$	-
Deformación equivalente media	$2,82 \times 10^{-3}$	-
Max. Deformación a tracción	$1,18 \times 10^{-2}$	-
Max. Deformación a cortante	$1,78 \times 10^{-2}$	-
Max. Tensión equivalente de Von Mises	511	MPa
Max. Tensión a tracción	584	MPa
Max. Tensión a cortante	271	MPa

Tabla 4.5: Propiedades del Al 7075-T6

Análisis

A partir de las tablas 4.4 y 4.5, se puede realizar un análisis de los resultados:

- Los desplazamientos máximos han reducido en comparación con los casos anteriores, tomando valores más que razonables con una disminución de casi un 200 % respecto al caso más exigente.
- La deformación equivalente también toma valores plausibles, entre un 1-2% aumentando un 54% en la misión de salvamento, algo coherente con el aumento de carga.
- La deformación a cortante es mayor que a tracción, lo que podría sugerir importantes fuerzas de cizallamiento en el ala.
- Observando ahora las tensiones, se arrojan resultados preocupantes, ya que los valores obtenidos se acercan e incluso superan en la misión de salvamento el límite elástico (503 MPa). Sin embargo, estos resultados están sobrestimados debido a la ausencia de cuadernas en el modelo, los cuales deberían de disminuir a valores coherentes en caso de que estuvieran incluidas.
- En el caso de las tensiones, la máxima tensión a tracción es mayor que a cortante, volviendo a estar ligeramente por encima de los límites del material. Esto podría suponer una discrepancia con los resultados de la deformación. Sin embargo, al estar tan cerca del límite elástico la relación entre tensión y deformación no es siempre lineal y por tanto la deformación a cortante podría aumentar más rápidamente que a tracción.
- En las figuras 4.2 y 4.3, se observa como las tensiones son máximas en la unión ala-fuselaje, tanto el revestimiento superior como inferior.

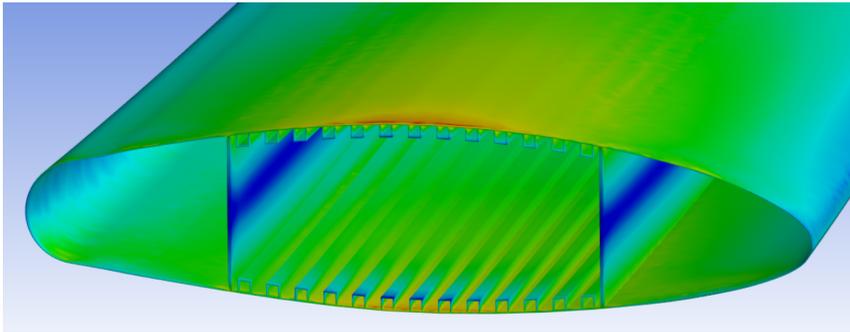


Figura 4.2: Detalle de la tensión a tracción en el encastre del ala

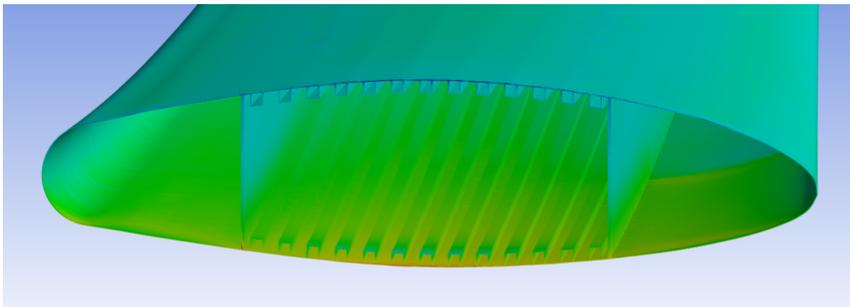


Figura 4.3: Detalle de la tensión a deformación en el encastre del ala

5

Estudio del pandeo

5.1. Pandeo en vigas

Para utilizar *Ansys*[®] como herramienta para obtener el pandeo del ala, es necesario validar algún modelo con anterioridad. Para ello, se va a utilizar un caso muy simple de pandeo, el de una viga de pared delgada con una carga de compresión unitaria. A continuación se compararán los resultados logrados por *Ansys*[®] y los obtenidos mediante cálculo analítico y se verificará dicha validez. Las dimensiones de la viga aparecen a continuación:

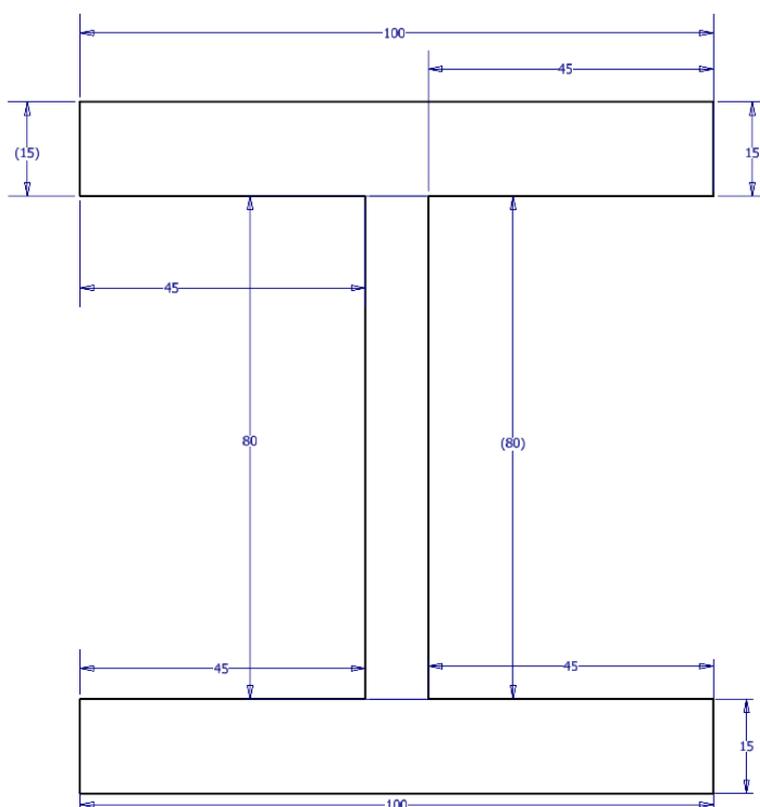


Figura 5.1: Dimensiones de la viga utilizada en el caso de validación (mm)

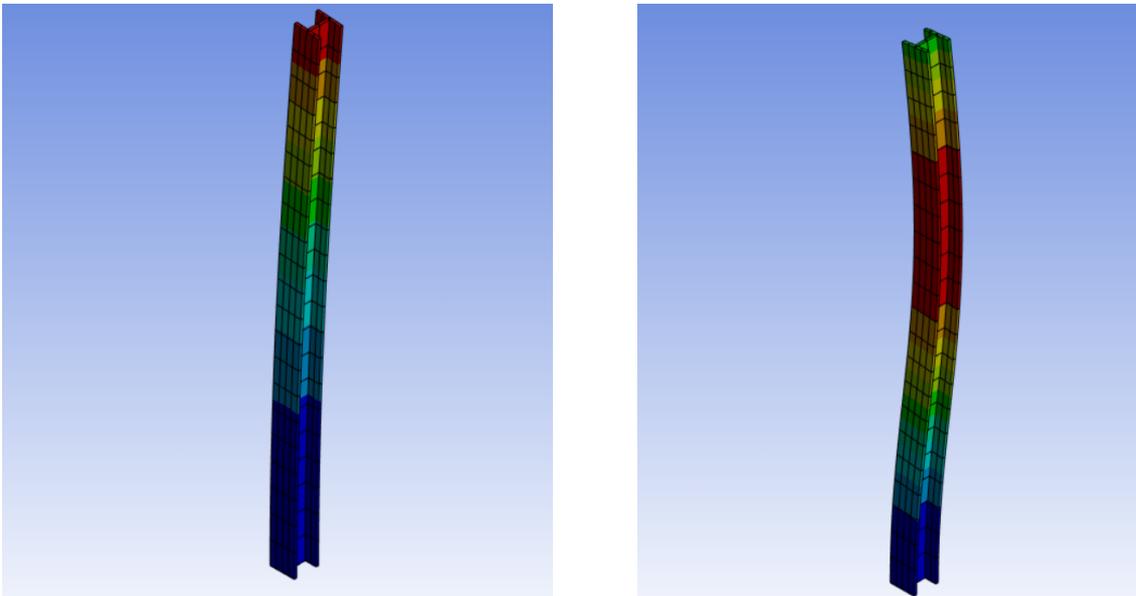
De forma análoga al ala del caso anterior, se ha diseñado la viga en inventor, con una longitud de 2 metros y se ha exportado a *Ansys*[®]. En este caso, el material de la viga será acero estructural ($E = 200 \text{ Gpa}$, $\rho = 7850 \text{ kg/m}^3$, $\nu = 0,3$). A continuación se realizará el mallado de la misma y se colocarán las cargas, en este caso una carga de compresión de 2000 N en el borde superior. De esta forma se resuelve el caso de deformaciones y a partir de ahí se incluye el análisis de pandeo.

Este análisis parte de los resultados del cálculo ya establecido, donde se obtienen la

matriz de rigidez $[K]$, que ya ha aparecido en este trabajo, y la matriz de tensiones $[S]$. En este punto, *Ansys*[®] resuelve el problema de autovalores generalizados para encontrar los factores de carga de pandeo y los modos de pandeo correspondientes, tal y como se desarrolla en [8] y [9] a partir de la siguiente ecuación:

$$([K] - \lambda[S]) \cdot \{\psi\} = 0 \quad (5.1)$$

De esta fórmula se obtiene la carga crítica de pandeo λ , que será la carga aplicada multiplicada por el factor de carga de pandeo así como los distintos modos de pandeo ψ . En este punto, solo queda añadir los modos de pandeo que se quieran representar, los cuales aparecen asociados a la carga crítica correspondiente. En la figura 5.2 aparecen el primer y tercer modo de pandeo de la viga:



(a) Primer modo de pandeo de la viga

(b) Tercer modo de pandeo de la viga

Figura 5.2: Modos de pandeo para el caso de validación de la viga

Por otro lado, es necesario calcular las cargas críticas de pandeo de forma analítica, las cuales se consiguen con la siguiente fórmula (5.2):

$$F_{crit} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{(k \cdot L)^2} \quad (5.2)$$

Donde:

- E : Módulo de Young del material, mide la rigidez del material. Se mide en kN/mm^2 .
- I : Momento de inercia, mide la distribución de la masa de la sección transversal alrededor de su eje neutro. Se mide en mm^4 .

- k : Factor de longitud efectiva, depende de las condiciones de apoyo de la columna ($k=1$ para una columna con extremos articulados o $k=2$ para una columna empotrada en un extremo y libre en el otro).
- L : Longitud total de la viga. Se mide en mm.

De esta forma, se pueden obtener los dos modos iniciales de pandeo, en función de los momentos de inercia I_{yy} e I_{zz} . Estos momentos de inercia son fundamentales en el comportamiento de la viga a pandeo, ya que cuantifican la resistencia de una sección a la flexión alrededor del eje correspondiente. Un mayor valor de I_{yy} implica una mayor resistencia a la flexión alrededor del eje y , de forma análoga para I_{zz} . La obtención de los momentos de inercia se ha llevado a cabo siguiendo [10], obteniendo los valores correspondientes en (5.3):

$$I_{yy} = 1,67 \times 10^6 \text{ mm}^4 \quad I_{zz} = 4,49 \times 10^6 \text{ mm}^4 \quad (5.3)$$

Una vez calculadas las cargas críticas de pandeo, se pueden comparar con los valores proporcionados por *Ansys*[®] en la tabla 5.1:

	Método analítico	Resultados <i>Ansys</i> [®]	Comparación (%)
Modo 1	206,43	206,43	0
Modo 2	554,34	550,90	0,62

Tabla 5.1: Comparación entre las cargas críticas de pandeo obtenidas de forma analítica y las proporcionadas por *Ansys*[®].

El primer modo de pandeo suele ocurrir en la dirección del menor momento de inercia, en este caso I_{yy} , y con la carga crítica más pequeña de todos los modos, lo que quiere decir que la estructura es más susceptible al pandeo en esta dirección que en cualquier otra. Además, observando la figura 5.2(a), el modo se deforma como una curva sinusoidal. De la misma forma se comporta el segundo modo, con la diferencia de que esta vez padea en la dirección de I_{zz} , con una carga crítica mayor.

Si se continuara obteniendo más modos de pandeo, dichos modos comenzarían a deformarse de forma más compleja, siendo necesaria una carga crítica mayor para producir este fenómeno, y se formarían puntos de inflexión a lo largo de la longitud de la viga, en los cuales se producen los cambios de dirección de la curvatura. Dicha inflexión se aprecia en la figura 5.2(b), donde se muestra el tercer modo de pandeo de la estructura.

Por último, haciendo uso de la tabla 5.1 se observa que la diferencia en los valores obtenidos por ambos métodos es ínfima, lo que corrobora la utilidad de *Ansys*[®] como método de cálculo de pandeo. Una vez validado el modelo, podrá utilizarse con seguridad para calcular el pandeo del ala completa, de mayor dificultad debido a su estructura.

5.2. Estudio del pandeo del ala

Una vez se ha llevado a cabo el caso de verificación, se puede continuar analizando el pandeo del ala completa, solo que en este caso se asume la estructura del ala como una

serie de paneles y láminas en lugar de una viga. Por tanto la expresión de la carga crítica de pandeo pasa a ser la siguiente, cuyo desarrollo se ve en [11]:

$$N_{cr} = K \frac{\pi^2 D}{b^2} \tag{5.4}$$

Donde:

- K es el coeficiente de pandeo, que depende de las condiciones de contorno y la relación de aspecto de la placa.
- D es la rigidez a flexión de la placa.
- b es el ancho de la placa.

En este punto, ya se pueden mostrar los modos de pandeo obtenidos. Debido a problemas de cálculo computacional no se ha podido obtener un resultado del pandeo del modelo completo con larguerillos por lo que, con la intención de mostrar al menos una ligera muestra del comportamiento de dicho componente, se ha simplificado el caso disminuyendo el número de larguerillos a la mitad de forma que se puedan sacar conclusiones acerca de su importancia en este capítulo. A continuación, aparecen los resultados de los primeros factores de carga de pandeo para cada modelo y misión:

	Crucero	Despegue	Salvamento
Piel	-0,150	$-5,946 \cdot 10^{-2}$	-0,173
Piel/Largueros	-0,103	$-4,079 \cdot 10^{-2}$	-0,119
Piel/Largueros/Larguerillos	-0,592	-0,234	-0,686

Tabla 5.2: Primer factor de carga de pandeo para los distintos casos

A partir de los datos que aparecen en la tabla 5.2, se pueden sacar conclusiones similares a las obtenidas estudiando la deformación del ala. De nuevo, ni la piel como elemento único ni la adición de largueros son suficientes para evitar el pandeo del ala. Sin embargo, la inclusión de larguerillos, aunque en este caso sean la mitad del total, influye positivamente en la resistencia al pandeo, ya que el factor de carga aumenta en valor absoluto en un 300 %.

Aún así, los factores de carga son inferiores a la unidad, algo que a priori podría suponer un problema ya que significaría que el ala sufre pandeo con una carga mucho menor de la aplicada. Sin embargo, hay que tener en cuenta la falta de la mitad de los larguerillos de la estructura, cuya importancia se ha discutido ya, así como las cuadernas. El hecho de que falten las cuadernas es algo realmente significativo, ya que actúan efectivamente como apoyos intermedios para los largueros y larguerillos, creando nuevos “empotramientos”.

Esto permite reducir la longitud efectiva de ambos componentes, y por tanto, volviendo a la ecuación de Euler (5.2) la resistencia al pandeo aumenta de forma cuadrática a partir de la reducción de k . Por ello, aunque con los datos obtenidos parece que el avión vuela constantemente sufriendo pandeo, es más que posible que no sea así.

A continuación, a partir de las figuras 5.3, se aprecian algunos de los modos de pandeo sufridos por el ala según la misión. Cabe destacar la presencia de “burbujas” en áreas de

inestabilidad local, donde la estructura tiene a deformarse fuera de su plano. Todas ellas se encuentran cerca del encastrado, ya que es la zona donde se producen mayores concentraciones de esfuerzos. Además, el hecho de que los factores de carga sean negativos significa que el pandeo se produce en la dirección contraria a la aplicación de las fuerzas, y se ve en que las “burbujas” predominantemente aparecen hacia abajo. De forma análoga, en los modos con factores de carga positivos, las deformaciones se producirán en el sentido de las cargas.

Aunque estos modos de pandeo sean aproximaciones al caso real, podría aliviarse el problema de varias formas:

- Emplear refuerzos locales o aumentar el espesor de la piel en las zonas de mayor inestabilidad
- Utilizar materiales compuestos para aumentar la rigidez sin añadir mucho peso.
- Incorporar rigidizadores adicionales entre las cuadernas y los larguerillos.

De esta forma, junto a la adición de los elementos estructurales que faltan, podría reducirse la intensidad del pandeo notablemente.

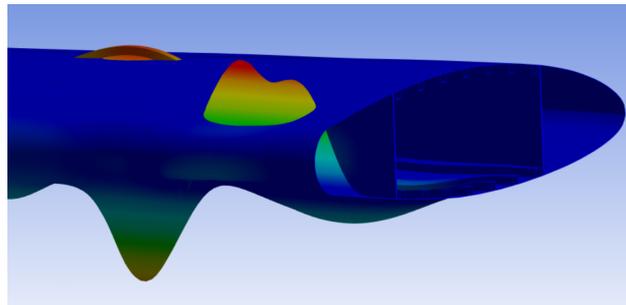


Figura 5.3: Detalle de un modo de pandeo del ala con factor de carga negativo

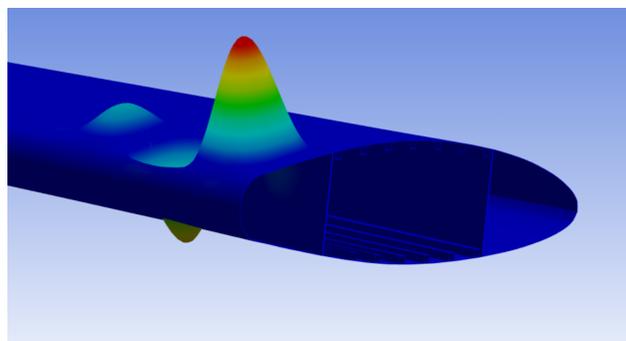


Figura 5.4: Detalle de un modo de pandeo del ala con factor de carga positivo

Conclusiones, trabajos futuros y presupuesto

En este capítulo se van a tratar las últimas consideraciones del trabajo como son las conclusiones, trabajos futuros, pliego de condiciones y presupuesto del trabajo.

6.1. Conclusiones

Este Trabajo de Fin de Grado ha abordado un análisis estructural exhaustivo del ala del avión Lockheed C-130. Mediante el uso de herramientas de diseño 3D como *Inventor*[®] y software de análisis estructural como *Ansys*[®] y *Robot*[®], se ha logrado modelar y evaluar el comportamiento del ala bajo diversas condiciones. Los resultados obtenidos en términos de deformación, tensiones y pandeo proporcionan una visión detallada de las características estructurales del ala, contribuyendo así a una mejor comprensión de su diseño y rendimiento en condiciones operativas. Según lo mencionado, las principales conclusiones que se pueden extraer del trabajo realizado son las siguientes:

- Entender las bases teóricas y los desarrollos analíticos es esencial para interpretar adecuadamente los resultados proporcionados por el MEF, lo que a su vez facilita la detección de errores y la comparación de resultados.
- Se ha logrado crear un modelo 3D detallado del ala del C-130 Hercules utilizando *Inventor*[®].
- La adición progresiva de elementos estructurales ha permitido destacar las propiedades de cada uno de ellos de forma clara y concisa.
- Los larguerillos son el elemento estructural más importante del ala de estudio, ya que consiguen una disminución de las solicitaciones en el ala más que notable. Dicha importancia radica en el tipo de larguerillo escogido, Ω , el cual proporciona mayor rigidez estructural debido a su forma cerrada.
- El análisis por elementos finitos en *Ansys*[®] ha proporcionado datos valiosos sobre el comportamiento estructural del ala bajo diferentes condiciones de carga.
- El estudio de pandeo ha revelado las áreas críticas y los modos de fallo potenciales del ala bajo diferentes condiciones de carga.
- Aunque las cargas críticas de pandeo hayan podido parecer alarmantes, se ha llegado a una explicación razonable de la causa de estos valores y como deben ser tomados en cuenta como una aproximación.
- La exclusión de las cuadernas en el modelo puede haber llevado a una sobrestimación de ciertas deformaciones y tensiones, aunque los resultados proporcionan una buena aproximación del comportamiento estructural.

- El enfoque combinado de modelado 3D en *Inventor*[®] y análisis en *Ansys*[®] ha demostrado ser efectivo para el estudio estructural de componentes aeronáuticos complejos. Esto se ha comprobado con el desarrollo de los modelos de validación, que han resultado exitosos y han permitido entender el funcionamiento de ambas herramientas.

6.2. Trabajos futuros

Además de las conclusiones obtenidas, a lo largo del trabajo han surgido posibles ideas o formas de continuar la investigación como:

- Incorporación de las cuernas en el modelo para obtener una representación más precisa de la estructura del ala.
- Estudio del comportamiento del ala bajo cargas dinámicas, incluyendo turbulencias y maniobras.
- Realización de un análisis de fatiga para evaluar la vida útil de la estructura.
- Exploración del uso de materiales compuestos en áreas críticas para mejorar el rendimiento.
- Evaluación del impacto de daños estructurales (como grietas o impactos) en la integridad del ala.
- Realización de un estudio comparativo con otras aeronaves de transporte militar para contextualizar los resultados y proponer mejoras basadas en diseños alternativos.

6.3. Pliego de condiciones

Pliego de condiciones: Estudio estructural del ala del Lockheed C-130 Hercules.

6.3.1. Objeto

El propósito de este estudio es analizar el comportamiento estructural del ala del Lockheed C-130 en distintas misiones de vuelo, con la intención de entender el propósito y la función de los distintos elementos estructurales. Para ello se ha modelado y estudiado el ala utilizando el método de elementos finitos (MEF). Objetivos principales:

- Desarrollar un modelo 3D detallado del ala del avión.
- Simular distintos casos de vuelo y obtener los fenómenos de deformación y pandeo a partir del MEF.
- Analizar la importancia de distintos elementos estructurales en los fenómenos estructurales a tratar.

6.3.2. Condiciones de los materiales

Descripción

- Softwares requeridos: *Autodesk Inventor*[®] para modelado 3D, *Ansys*[®] y *Autodesk Robot*[®] para análisis de elementos finitos, *Mathematica*[®] para cálculos analíticos.
- Hardware: Estaciones de trabajo, con al menos 128 GB de almacenamiento y 16 GB de RAM.
- Acceso a las especificaciones técnicas del material y los elementos estructurales utilizados en el ala del avión en estudio.

Control de calidad

- Los softwares deben estar actualizados a la última versión posible.

6.3.3. Condiciones de la ejecución

Descripción

- Fase 1 (1 semana): Recopilación y verificación de las propiedades del ala.
- Fase 2 (1 semana): Modelado 3D del ala en *Inventor*[®].
- Fase 3 (1 semana): Análisis de elementos finitos en *Robot*[®] y *Ansys*[®].
- Fase 4 (1 semana): Validación del modelo y elaboración del informe.

Control de calidad

- Se realizará una verificación en cada paso del estudio.
- Los resultados serán revisados por un superior con experiencia en estructuras aeronáuticas.

6.3.4. Pruebas y ajustes finales

- Validación del modelo computacional, comparando los resultados de la simulación con datos de pruebas ya existentes.
- Diseño y ejecución de pruebas de carga en una maqueta a escala.
- Realización de ajustes finales basados en los resultados de las pruebas.

6.4. Presupuesto

En la siguiente tabla se muestra el coste total de la realización del trabajo:

Concepto	Cantidad	Precio/ud. (€)	Total (€)
Horas totales de ingeniero	300	40,00	12,000,00
Recopilación de datos y documentación	40		
Aprendizaje de conceptos teóricos	30		
Desarrollos analíticos en <i>Mathematica</i> [®]	25		
Creación de simulaciones en <i>Robot</i> [®]	25		
Diseño de geometrías en <i>Inventor</i> [®]	50		
Creación de simulaciones de elementos finitos en <i>Ansys</i> [®]	50		
Evaluación de los resultados obtenidos	40		
Elaboración del documento final	40		
Licencia de <i>Autodesk Robot</i> [®]	1/8	3,560,00	445,00
Licencia de <i>Autodesk Inventor</i> [®]	1/8	2,886,00	363,00
Licencia de <i>Mathematica</i> [®]	1/8	815,00	98,00
Licencia de <i>Ansys Mechanical</i> [®]	1	22,000,00	22,000,00
		Subtotal	34,906,00
		IVA (21 %)	7,330,26
		Total (IVA incluido)	42236.26

Tabla 6.1: Presupuesto total del trabajo

7

Anexo I

7.1. Objetivos de Desarrollo Sostenible

A continuación, se muestra la relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenibles (ODS) de la agenda 2030:

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

Tabla 7.1: Relación del Trabajo de Fin de Grado con los ODS

Bibliografía

- [1] Natalia Carolina Blanco Cardona and Martha Isabel Romero Albarracin. Proyección del crecimiento de fisuras en los planos de la aeronave c-130 hércules matrícula fac 1008 afectada por el envejecimiento por medio de un sistema de adquisición de datos. 2005.
- [2] Oliver A Bauchau and James I Craig. Euler-bernoulli beam theory. In *Structural analysis*, pages 173–221. Springer, 2009.
- [3] José Luis Pérez Aparicio. *Teoría de vigas en ingeniería aeroespacial*. Editorial de la Universidad Politécnica de Valencia, 2019.
- [4] RL Dickinson and RG Cathaway. Aerodynamic data for structural loads. *Division of Lockheed Corporation, report No LR9062*, 1953.
- [5] Adam C Naternicola. *Dynamic modal analysis and optimization of C-130 Project Oculus' mechanical arm/pod sensor deployment system using the finite element method*. West Virginia University, 2004.
- [6] WE Harvill, AO Kays, EC Young, and WM McGee. Program for establishing long-time flight service performance of composite materials in the center wing structure of c-130 aircraft. phase 1: Advanced development. Technical report, 1972.
- [7] Michael C-Un-Yung Niu. Airframe structural. 1988.
- [8] Saeed Moaveni. *Finite element analysis theory and application with ANSYS, 3/e*. Pearson Education India, 2011.
- [9] Klaus-Jürgen Bathe. *Finite element procedures*. Klaus-Jurgen Bathe, 2006.
- [10] Augusto Beléndez et al. 3. geometría de masas. *Ampliación de Física*, 2017.
- [11] José Luis Pérez Aparicio. Teoría de placas y láminas en ingeniería aeroespacial. *Co-lección Manual de referencia*, 2019.