



OPTIMIZACIÓN DE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DE LAS ESTACIONES DE ALA DE AERONAVES DE COMBATE: UN ENFOQUE DE ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS

OPTIMIZING STRUCTURAL INTEGRITY OF FIGHTER AIRCRAFT WING STATIONS: A FINITE ELEMENT ANALYSIS APPROACH

Aun Haider Bhutta^{1,*}

Recibido: 02-05-2024, Recibido tras revisión: 29-05-2024, Aceptado: 13-06-2024, Publicado: 01-07-2024

Resumen

Los aviones de combate modernos están equipados con múltiples estaciones en el fuselaje y debajo de las alas para acomodar varios almacenes externos, tanto descartables como no descartables. Cada configuración se somete a una certificación de aeronavegabilidad, incluido un análisis estructural de las estaciones individuales dentro de la envolvente de vuelo del transporte. Este estudio se centra en el análisis estructural de una estación de ala de un avión de combate dentro de esta envolvente especificada. Para realizar este análisis, la estación del ala se extrae del modelo global integral del ala, creando un submodelo con propiedades de rigidez equivalentes. Utilizando ANSYS Workbench®, se realiza un análisis de elementos finitos (FEA) para casos de carga críticos para determinar el factor de seguridad (FoS). El análisis inicial revela que la estación del ala tiene un FoS de 1,2 bajo la carga máxima de diseño. Los análisis modales y de pandeo pretensados indican un aumento del 10 % en la rigidez debido a los efectos de rigidez por tensión. Para mejorar aún más la capacidad de carga, se introducen cambios de diseño paramétrico. El cambio del diámetro del perno de 8 mm a 10 mm incrementa el FoS a 1,33, lo que da como resultado un aumento del 8 % en la capacidad máxima de carga de la estación del ala. Este enfoque integral, que emplea FEA, garantiza la integridad estructural del ala bajo condiciones de carga estática dentro de la envolvente del carro. Los hallazgos del estudio respaldan el rendimiento mejorado de la estación del ala y contribuyen a operaciones de aeronaves más seguras y eficientes.

Palabras clave: tienda externa, transporte de armas, análisis estructural estático; submodelado, análisis modal, análisis de pandeo, optimización del diseño

Abstract

Modern fighter aircraft are equipped with multiple stations on the fuselage and under the wings to accommodate various external stores, both jettisonable and non-jettisonable. Each configuration undergoes airworthiness certification, including structural analysis of individual stations within the carriage flight envelope. This study focuses on the structural analysis of a fighter aircraft wing station within this specified envelope. To perform this analysis, the wing station is extracted from the comprehensive global wing model, creating a sub-model with equivalent stiffness properties. Utilizing ANSYS Workbench®, Finite Element Analysis (FEA) is conducted for critical load cases to determine the Factor of Safety (FoS). The initial analysis reveals that the wing station has an FoS of 1.2 under the maximum design load. Prestressed modal and buckling analyses indicate a 10% increase in stiffness due to stress-stiffening effects. To further enhance load-carrying capacity, parametric design changes are introduced. Increasing the bolt diameter from 8 mm to 10 mm raises the FoS to 1.33, resulting in an 8% increase in the maximum load-carrying capacity of the wing station. This comprehensive approach, employing FEA, ensures the wing's structural integrity under static load conditions within the carriage envelope. The study's findings support the wing station's enhanced performance and contribute to safer and more efficient aircraft operations.

Keywords: External store; Weapon Carriage; Static Structural Analysis; Sub-modelling; Modal Analysis; Buckling Analysis; Design Optimization

^{1,*}Instituto de Aeronáutica y Astronáutica, Universidad Aérea de Islamabad, Pakistán.
 Autor para correspondencia ✉: aunbhutta@gmail.com.

Forma sugerida de citación: Haider Bhutta, A. "Optimización de la integridad estructural de las estaciones de ala de aeronaves de combate: Un enfoque de análisis de elementos finitos," *Ingenius, Revista de Ciencia y Tecnología*, N.º 32, pp. 90-100, 2024. DOI: <https://doi.org/10.17163/ings.n32.2024.09>.

1. Introducción

En las últimas dos décadas, ha habido un notable aumento en la adopción del método de elementos finitos (MEF) para el análisis de estructuras complejas [1]. Esta técnica numérica proporciona una solución aproximada altamente precisa para problemas que carecen de soluciones en forma cerrada.

En el análisis estático estructural mediante el método de elementos finitos (FEA), las leyes constitutivas describen cómo los materiales responden a cargas aplicadas y definen la relación entre el esfuerzo y la deformación. La ley de Hooke, presentada en la ecuación (1), es la ley constitutiva fundamental empleada para materiales elásticos lineales. Esta ley proporciona una relación lineal entre los tensores de esfuerzo (σ_{ij}) y deformación (ϵ_{kl}), representada de la siguiente manera:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl}\epsilon_{kl} \quad (1)$$

C_{ijkl} es el tensor de rigidez elástica, que depende de propiedades del material como el módulo de Young (E) y el coeficiente de Poisson (ν).

En un escenario práctico de análisis por elementos finitos (FEA), varias variables son conocidas, incluyendo propiedades del material (módulo de Young, coeficiente de Poisson y densidad), geometría (dimensiones y forma de la estructura), y condiciones de contorno (desplazamientos como soportes fijos o movimientos prescritos, y fuerzas como cargas aplicadas o presión).

En el análisis por elementos finitos (FEA), las cantidades desconocidas incluyen los desplazamientos nodales (u_i) en cada nodo de la malla, así como las deformaciones (ϵ_{ij}) y los esfuerzos (σ_{ij}) en cada punto de integración o nodo. Para un material elástico lineal en 3D, la matriz de rigidez puede expresarse utilizando las constantes de Lamé, λ y G , derivadas del módulo de Young y el coeficiente de Poisson.

$$\lambda = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}, G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2)$$

La ecuación (3) presenta la relación esfuerzo-deformación en forma matricial.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda + 2G & \lambda & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda + 2G & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda & \lambda + 2G & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{zz} \\ \epsilon_{xy} \\ \epsilon_{yz} \\ \epsilon_{zx} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Al introducir las propiedades conocidas del material y las condiciones de contorno en el software de FEA, se pueden determinar las incógnitas (desplazamientos, deformaciones y esfuerzos). Este proceso garantiza una predicción precisa del comportamiento estructural bajo cargas aplicadas, facilitando el diseño y la evaluación de la integridad estructural.

Una revisión de la investigación publicada revela el uso prevalente de condiciones de contorno fijas en el análisis estructural estático de miembros aislados de la estructura global [2]. Aunque comúnmente empleado, se reconoce que esta condición de contorno representa una aproximación conservadora, que sobreestima el máximo esfuerzo en el miembro estructural, lo que conduce consecuentemente a una subestimación del factor de seguridad (FOS) [3].

El uso de condiciones de contorno de soporte fijo en el análisis de estructuras estáticamente indeterminadas, como las alas de aeronaves, presenta limitaciones significativas debido principalmente a las suposiciones que introducen los soportes fijos, las cuales pueden no reflejar con precisión las condiciones del mundo real [4]. Los soportes fijos asumen que no hay movimiento ni rotación en los puntos de soporte, lo cual frecuentemente es irrealista en escenarios prácticos. Las alas de aeronaves experimentan diversas fuerzas y momentos que causan deformaciones, lo que influye significativamente en el comportamiento estructural global [5]. Además, las uniones y conexiones en una aeronave no son perfectamente rígidas; poseen cierto grado de flexibilidad que debe considerarse para un análisis estructural más preciso.

Los soportes fijos pueden distorsionar los verdaderos caminos de carga y las distribuciones de esfuerzos dentro de la estructura. Las alas de las aeronaves están diseñadas para distribuir las cargas de manera eficiente, pero los soportes fijos pueden alterar estas distribuciones, lo que conduce a análisis inexactos [6]. Esto puede resultar en concentraciones artificiales de esfuerzos que no existen en la estructura, lo que potencialmente lleva a evaluaciones erróneas de la integridad estructural y la vida útil a fatiga.

Además, los soportes fijos simplifican las condiciones de contorno hasta un grado que puede no capturar con precisión las no linealidades del material, como la deformación plástica y el flujo viscoso [7]. A menudo, las alas de las aeronaves operan bajo condiciones donde estas no linealidades del material son significativas, lo que requiere condiciones de contorno que puedan tener en cuenta tales efectos. Además, las grandes deformaciones y las no linealidades geométricas en las alas de las aeronaves requieren condiciones de contorno que puedan adaptarse a configuraciones cambiantes, una capacidad que los soportes fijos no pueden proporcionar.

Por último, los resultados de los análisis, utilizando soportes fijos, pueden no correlacionarse bien con los datos experimentales o las mediciones en vuelo. Para garantizar un análisis preciso y confiable, los ingenieros a menudo recurren a condiciones de contorno más realistas que simulan la interacción entre las diferentes partes de la estructura y a soportes flexibles que incorporan la elasticidad de los accesorios y conexiones. También se emplean modelos híbridos, que combinan

diversas condiciones de contorno, para capturar mejor las complejas interacciones dentro de la estructura. Estas condiciones de contorno avanzadas facilitan predicciones más precisas del comportamiento estructural bajo diversas condiciones de carga, lo que conduce a diseños de aeronaves más seguros y eficientes.

El ala de una aeronave se clasifica como una estructura estáticamente indeterminada [8]. Estas estructuras presentan redundancia cinemática, donde las restricciones superan el mínimo necesario para evitar el movimiento rígido del cuerpo bajo cargas aplicadas. En estructuras estáticamente indeterminadas, los valores de las fuerzas y momentos de reacción en los soportes son influenciados por las características de rigidez de la estructura [9]. En consecuencia, la rigidez del ala juega un papel crucial en determinar la distribución de carga en los puntos de conexión de la estación del ala [10].

En lugar de imponer una condición de contorno fija en un modelo local aislado del modelo global, un enfoque alternativo implica asignar desplazamientos nodales derivados de la solución del modelo global de elementos finitos (FE) [11]. Se realiza un análisis de FE del miembro estructural aislado, incorporando estos desplazamientos nodales y la carga aplicada, para obtener resultados precisos. Este método requiere soluciones para ambos modelos, global y local, para cada caso de carga [12].

Una tercera técnica implica aislar el modelo local del modelo global, utilizando resortes translacionales y rotacionales. La rigidez de estos resortes depende del campo de deformación del modelo global bajo la carga aplicada [13]. Posteriormente, se analiza un modelo local refinado utilizando estos resortes para cada caso de carga. La implementación de estos resortes en ANSYS se logra aplicando condiciones de contorno de soporte elástico, con rigidez derivada del análisis del modelo global del ala bajo la carga de diseño [14].

Este examen se centra en un avión de combate a reacción contemporáneo.

La Figura 1 muestra el ala de una aeronave, que incluye cuatro largueros: el de la pared frontal, el frontal, el principal y el trasero [15]. Estos largueros constituyen un marco cohesivo interconectado intrínsecamente a través de un sistema de doce costillas.

Este estudio se centra en la estación del ala externa 2/6, ubicada en la costilla del ala 7, específicamente designada para transportar cargas externas. Esta estación consta de dos componentes estructurales integrales: el *tulip* frontal (FT) y el *tulip* trasero (RT).

Considerando las limitaciones de las condiciones de contorno fijas, este estudio mejora la fidelidad del análisis incorporando la rigidez del ala. El objetivo principal es determinar la capacidad máxima de carga de la estación del ala 2/6, utilizando condiciones de contorno precisas a través de la técnica de submodelado [16].

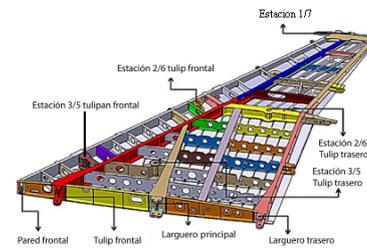


Figura 1. Estructura interna del ala de la aeronave [15]

Este método tiene como objetivo proporcionar una representación más precisa del comportamiento estructural, permitiendo una evaluación precisa de los niveles de esfuerzo y el factor de seguridad (FOS) para la estación del ala. La incorporación de la rigidez del ala mejora la fiabilidad del análisis estructural y proporciona percepciones detalladas sobre el rendimiento del ala bajo diversas condiciones. Las técnicas de submodelado tienen en cuenta la influencia de la rigidez del ala, lo que resulta en una mayor precisión y comprensión del comportamiento estructural. En última instancia, la integración de la rigidez del ala mejora la fiabilidad del análisis estructural, ofreciendo valiosas percepciones sobre el rendimiento del ala en varios escenarios.

2. Materiales y métodos

La metodología implica extraer los *tulip* frontal y trasero del modelo global del ala e introducir la rigidez del ala mediante condiciones de contorno elásticas derivadas del análisis de elementos finitos bajo la carga de diseño [17]. Se aplican cargas críticas a cada *tulip* del ala, y se realiza un análisis estructural estático en ANSYS Workbench versión 14.5 para generar el campo de deformación y esfuerzos. Utilizando el factor de seguridad (FOS) basado en la resistencia a la fluencia, el estudio determina la capacidad máxima de carga de la estación del ala. Se llevan a cabo análisis modales prestresados y de pandeo [18] para evaluar el efecto de rigidez por esfuerzos bajo la carga máxima de diseño. El verdadero potencial de este estudio reside en la optimización del diseño, que se implementa mediante alteraciones paramétricas de los agujeros de perno del *tulip* del ala. Este proceso mejora la capacidad de carga de la estación del ala, facilitando una evaluación integral del rendimiento estructural y mejorando las capacidades generales de la aeronave de combate [19]. Aunque este estudio proporciona una comprensión completa del comportamiento de la estación del ala bajo cargas estáticas, no tiene en cuenta condiciones de carga cíclica. El análisis PSD para carga cíclica se abordará en estudios posteriores.

3. Resultados y discusión

3.1. Condiciones de contorno para los *tulip*

El modelo de elementos finitos (FE) del ala, construido utilizando elementos de línea y de cáscara, se ilustra en la Figura 2. El análisis de este modelo de ala bajo carga de diseño genera un campo de desplazamiento representado en la Figura 3. El campo de desplazamiento resultante bajo las cargas aplicadas proporciona valores de rigidez para los soportes elásticos impuestos como condición de contorno para el análisis de los *tulip* frontal y trasero.

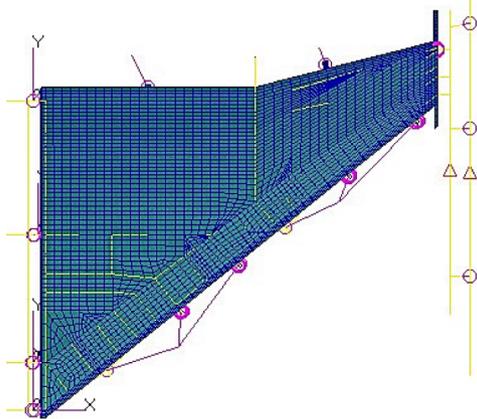


Figura 2. Modelo de elementos finitos del ala [9]

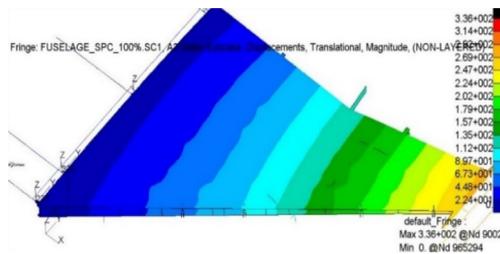


Figura 3. Campo de deformación del ala

Los valores de rigidez para los respectivos soportes elásticos, obtenidos a través de ANSYS Workbench versión 14.5, se presentan a continuación. Estos valores de rigidez se utilizan en el análisis de los *tulip* del ala aislados.

Las cargas aplicadas al ala se transfieren al fuselaje, causando deformación y movimiento en el centro de gravedad de la aeronave. Para eliminar el movimiento rígido del cuerpo en el análisis, es necesario restringir la línea central de la aeronave. En el estudio actual, el modelo de ala de la aeronave se restringe a seis grados de libertad (6 DOF) en la línea central de la aeronave.

Esta restricción evita movimientos rígidos no deseados, asegurando una transferencia precisa de carga y simulación del comportamiento estructural. Al aplicar estas restricciones, el análisis proporciona condiciones de contorno estables y realistas para el análisis por elementos finitos (FEA).

3.2. Modelos de elementos finitos de los *tulip*

Los modelos CAD de los *tulip* frontal y trasero para la estación del ala 2/6, desarrollados en el módulo de diseño ANSYS Design Module®, se ilustran en la Figura 4 y Figura 5, respectivamente. Estos modelos CAD sirven como plantillas para desarrollar modelos de elementos finitos en ANSYS Workbench®. Las propiedades del material asignadas a los *tulip* del ala se detallan en el análisis aerodinámico de la aeronave con cargas externas dentro del envoltorio de transporte de la aeronave, proporcionando casos críticos de carga para los *tulip* del ala [1]. La Tabla 3 y Tabla 4 describen exhaustivamente los casos de carga aplicados al *tulip* frontal (FT) y al *tulip* trasero (RT) durante el envoltorio de transporte [1]. Estas fuerzas y momentos flectores se aplican tanto al *tulip* frontal como al trasero de la estación 2/6.

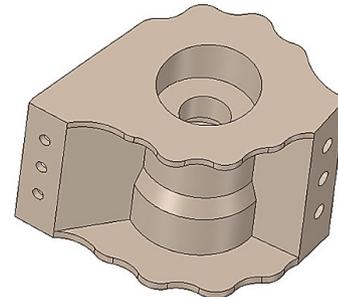


Figura 4. Modelo sólido del *tulip* frontal (FT) [9]

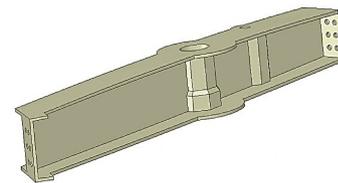


Figura 5. Modelo sólido del *tulip* trasero

Tabla 1. Condición de contorno elástica para los *tulip* [9]

<i>Tulip</i>	Rigidez Lineal	Rigidez rotacional
<i>Tulip</i> frontal	242 kN/m	11173 Nm/rad
<i>Tulip</i> trasero	99 kN/m	50825 Nm/rad

Tabla 2. Propiedades del material de los *tulip*

Componente	Material	σ_y (MPa)	E (GPa)	Coefficiente Poisson ν	Densidad (g/cm^3)
<i>tulip</i> frontal (FT)	30CrMnSi	835	196	0.3	7.75
<i>tulip</i> trasero (RT)	7050-	427	70	0.33	2.82

Tabla 3. Casos de carga (LC) para el *tulip* frontal (FT) (fuerzas en kN y momentos en kN.m) [1]

LC	N_Z	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
1	5	1.2	-11	-33	0	0	1
2	5	-20	-4	1	2	-78	-3
3	4.5	3.8	-12	-29	-1	40	2
4	4.5	28	4	-37	1	35	1
5	2	-14.8	-9	-11	2	-82	-2
6	2	16.8	-5	-20	-1	-49	1
7	4.5	2.96	-10	-30	0	21	1
8	4.5	30	10	-37	1	37	1
9	2.74	-10	-5	-17	2	-121	-3
10	2.74	14	3	-24	0	11	1
11	2	-16	-6	-10	2	-112	-3
12	2	11	-6	-5	0	-31	1
13	-1	1.4	2	6	0	31	1

Tabla 4. Casos de carga (LC) para el *tulip* trasero (RT) (fuerzas en kN y momentos en kN.m) [1]

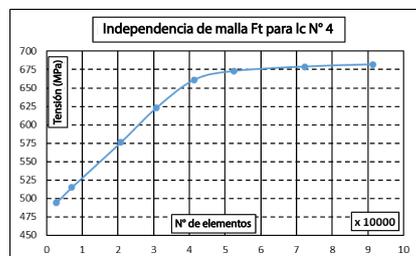
LC	N_Z	F_X	F_Y	F_Z	M_X	M_Y	M_Z
14	1	4	2	0	-1	-2	24
15	5	6	7	0	-2	-8	-9
16	5	2	6	2	-3	-7	13
17	2	1	3	1	-1	-4	-13
18	5	6	7	0	-2	-8	-10
19	1	-1	1	1	0	-1	2
20	4.5	-4	7	2	0	-6	-28
21	4.5	-3	3	11	0	0	24
22	2.17	15	6	-5	1	-5	6
23	2.17	-40	6	3	0	0	73

3.3. Análisis del *tulip* frontal (FT)

El modelo ha sido mallado libremente utilizando elementos Tet6, que son elementos tetraédricos con tres nodos y una función de forma cuadrática. Para asegurar la precisión, la malla se refina en los puntos críticos de tensión ubicados en los agujeros de perno. Como se ilustra en la Figura 6, un estudio de independencia de la malla establece que la solución se vuelve independiente del refinamiento de la malla a partir de 70 000 elementos. La Figura 7 muestra el modelo mallado del *tulip* frontal (FT), mientras que la Figura 8 ilustra las condiciones de contorno y cargas aplicadas en el FT.

Para cada caso de carga, se generan gráficos de deformación y esfuerzo en ANSYS. La comparación del esfuerzo máximo equivalente (von Mises) para cada caso de carga en el *tulip* frontal (FT) se ilustra en la

Figura 9. El caso de carga 4 se identifica como el caso crítico para el FT, con un valor de esfuerzo de 674 MPa. El campo de deformación del *tulip* frontal bajo el caso de carga crítica 4 se muestra en la Figura 10. Se observa una deformación máxima de 0,13 mm en el nervio del FT.

**Figura 6.** Independencia de la malla del FT

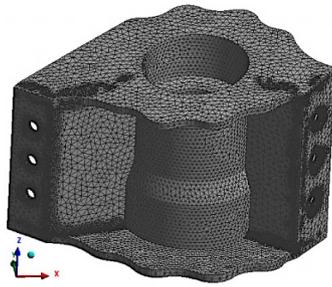


Figura 7. Malla libre del FT [9]

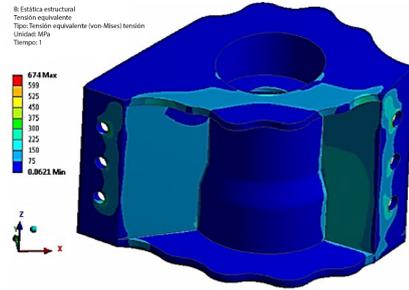


Figura 11. Esfuerzo equivalente del FT bajo LC 4

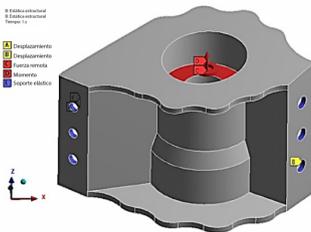


Figura 8. Cargas y condiciones de contorno en el FT

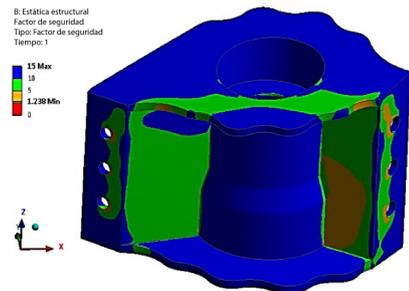


Figura 12. Factor de seguridad (FOS) del FT bajo LC 4

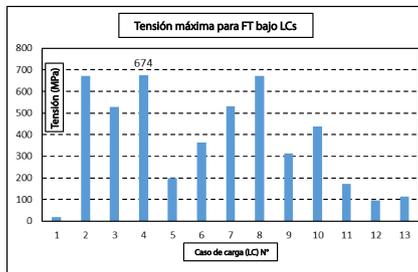


Figura 9. Esfuerzo máximo para el FT bajo todos los LC

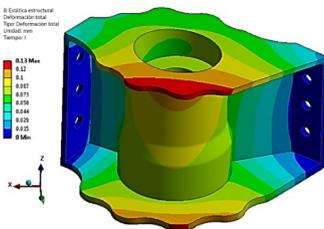


Figura 10. Deformación del FT bajo LC 4

Se proporciona un mayor entendimiento de la respuesta estructural, específicamente el campo de esfuerzos resultante y el factor de seguridad (FOS), en la Figura 11 y Figura 12, respectivamente. El FOS del *tulip* frontal (FT) es de 1,23 bajo el caso de carga crítica 4, lo que indica que el FT se encuentra seguro dentro del envolvente de transporte. Estos análisis contribuyen a una comprensión integral del comportamiento estructural, evaluando márgenes de seguridad e identificando áreas potenciales para la optimización del diseño.

3.4. Análisis del *tulip* trasero (RT)

Se ha realizado el mallado libre del modelo del *tulip* trasero utilizando elementos Tet6, que son elementos tetraédricos con tres nodos y una función de forma cuadrática. Se implementa un refinamiento de malla en los agujeros de perno para capturar el gran gradiente de tensión en estos puntos críticos. Un estudio de independencia de la malla, como se ilustra en la Figura 13, demostró que la solución se volvió independiente del refinamiento de la malla a partir de 130 000 elementos. La Figura 14 muestra el modelo mallado del *tulip* trasero (RT). La Figura 15 ilustra las condiciones de contorno y las cargas aplicadas, representadas como fuerzas y momentos.

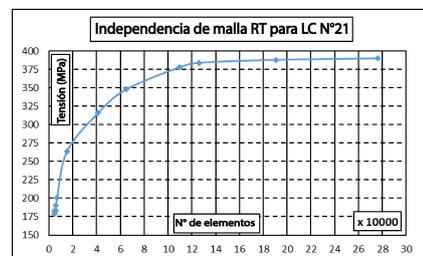


Figura 13. Independencia de la malla para el RT

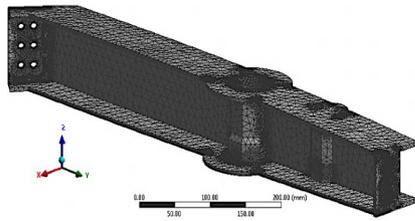


Figura 14. Malla libre para el RT

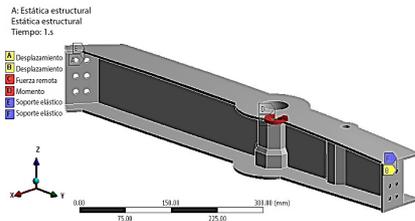


Figura 15. Condiciones de contorno y cargas para el RT

A través del análisis de elementos finitos (FE), se determinaron la deformación y el esfuerzo para cada caso de carga. La comparación del esfuerzo máximo equivalente (von Mises) para cada caso de carga en el *tulip* trasero (RT) se presenta en la Figura 16. El caso de carga crítica para el RT se identifica como el caso de carga 21, con un valor de esfuerzo de 323 MPa. La Figura 17 ilustra el campo de deformación del *tulip* trasero bajo el caso de carga 21. Se observa una deformación máxima de 0,83 mm bajo este LC crítico.

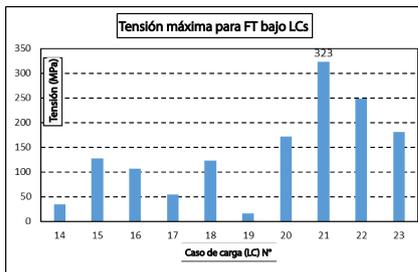


Figura 16. Esfuerzo máximo para todos los LC en el RT

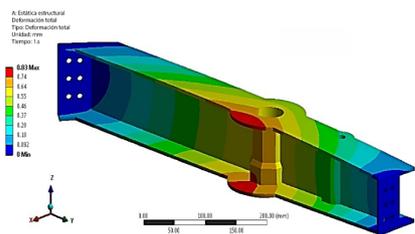


Figura 17. Deformación del RT bajo LC 21

Se proporcionan información adicional sobre el campo de esfuerzos resultante y el factor de seguridad (FOS), bajo este caso de carga específico en la Figura

18 y Figura 19. El FOS del RT es de 1,3 bajo el crítico LC 21, lo que indica que el RT está seguro dentro del envolvente de transporte. Estos análisis exhaustivos contribuyen a una comprensión detallada del comportamiento estructural, ayudando en la evaluación de márgenes de seguridad y áreas potenciales para la optimización del diseño del *tulip* trasero.

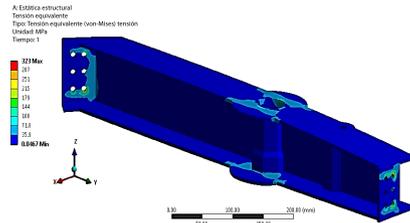


Figura 18. Esfuerzo equivalente del RT bajo LC 2

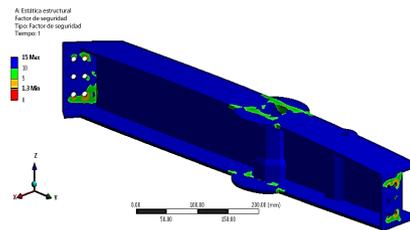


Figura 19. Factor de seguridad (FOS) del RT bajo LC 21

3.5. Análisis modal y de modo preactivado

Se ha realizado un análisis modal de los *tulip* frontal y trasero de la estación del ala para explorar las características dinámicas de las vibraciones libres sin fuerzas externas [20]. Este análisis utilizó modelos de malla libre de los *tulip* frontal y trasero dentro del módulo modal de ANSYS. Las formas modales fundamentales para los *tulip* frontal y trasero se muestran en la Figura 20 y Figura 21, respectivamente. Las frecuencias modales fundamentales para el *tulip* frontal (FT) y el *tulip* trasero (RT) son 286 Hz y 282 Hz, respectivamente.

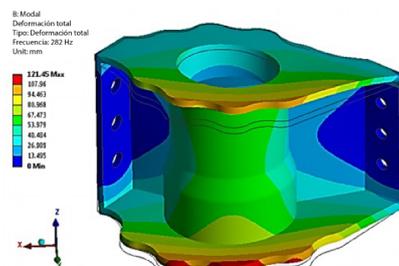


Figura 20. Forma modal fundamental para malla libre

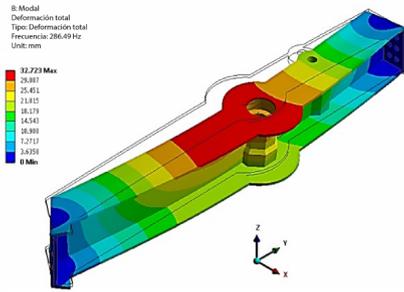


Figura 21. Forma modal fundamental del RT

Además, se ha realizado un análisis modal preactivado para evaluar los efectos de endurecimiento por esfuerzo. Se presenta una comparación entre las frecuencias modales libres y preactivadas para los *tulip* frontal y trasero en la Figura 22 y Figura 23, respectivamente. El análisis modal preactivado revela una disminución mínima en las frecuencias modales para el *tulip* frontal (FT). Para el *tulip* trasero (RT), no hay disminución en la frecuencia modal bajo el esfuerzo aplicado. Por lo tanto, el efecto de endurecimiento por esfuerzo para los *tulip* FT y RT es insignificante.

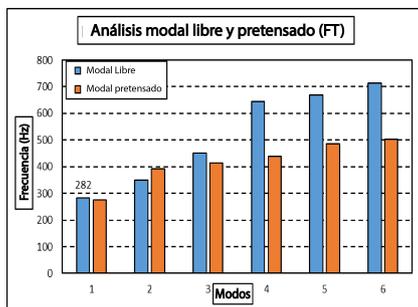


Figura 22. Análisis modal libre y preactivado del FT

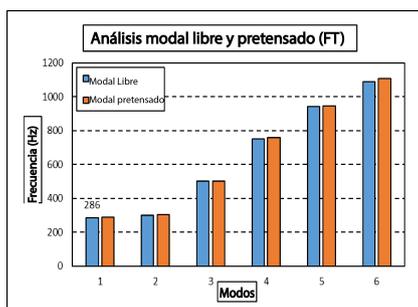


Figura 23. Análisis modal libre y preactivado del RT

Un análisis comparativo ofrece información sobre cómo las condiciones preactivadas afectan el comportamiento modal de los *tulip*, proporcionando detalles sobre la respuesta estructural bajo la influencia de tensiones preexistentes. Estos hallazgos mejoran la comprensión integral de las características dinámicas de los *tulip* frontal y trasero.

3.6. Análisis de pandeo

Se han realizado análisis de pandeo de los *tulip* frontal y trasero para determinar las cargas de pandeo y las correspondientes formas modales de pandeo [21]. Los resultados de estos análisis se muestran en la Figura 24 y Figura 25, que muestran el primer modo de pandeo para los *tulip* frontal y trasero, respectivamente, bajo sus casos de carga críticos.

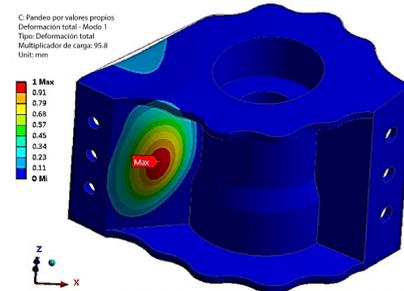


Figura 24. Primer modo de pandeo del FT

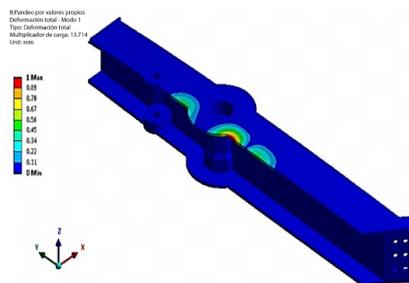


Figura 25. Primer modo de pandeo del RT

Los multiplicadores de carga de pandeo para los *tulip* frontal y trasero se determinaron como 95 y 13, respectivamente, bajo casos de carga críticos. Estos altos multiplicadores de carga sugieren que el pandeo no es un modo de fallo probable para los *tulip* del ala. Las formas modales ofrecen información crucial sobre la estabilidad estructural de los *tulip* bajo condiciones de carga específicas, mejorando la identificación de posibles modos de fallo y la determinación de márgenes de seguridad para los componentes de la estación del ala.

3.7. Optimización

Los radios actuales para todos los agujeros de perno de los *tulip* son de 4 mm. Este estudio revela que el máximo esfuerzo bajo un caso de carga crítico ocurre en los agujeros de perno. Para realizar un análisis de sensibilidad al esfuerzo, el diámetro de los agujeros de perno varía de 6 a 10 mm, utilizando el módulo de optimización de ANSYS [22]. La Figura 26 y la Figura 27 muestran las superficies de respuesta de esfuerzo en función de los radios de los agujeros de perno para el *tulip* frontal y el *tulip* trasero, respectivamente. Estas superficies muestran visualmente cómo los cambios

en los radios de los agujeros de perno influyen el máximo esfuerzo de los *tulip*.

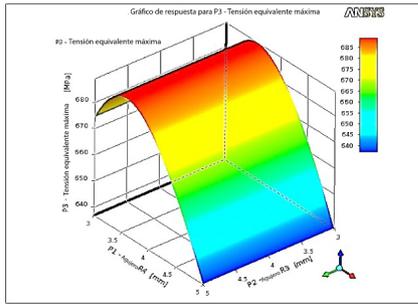


Figura 26. Superficie de respuesta para el esfuerzo máximo del FT

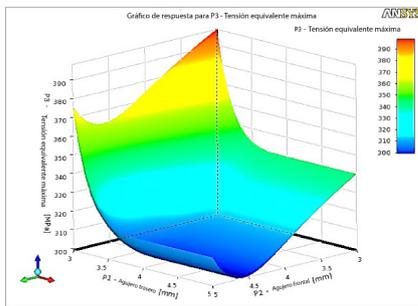


Figura 27. Superficie de respuesta para el esfuerzo máximo del RT

La Figura 26 indica que los radios de los pernos en el lado interior (P2) no tienen un impacto discernible en el valor máximo de esfuerzo del *tulip* frontal (P3). En contraste, los radios de los pernos en el lado exterior (P1) influyen de forma significativa en el valor máximo de esfuerzo del *tulip* frontal. Al aumentar los radios de los agujeros de perno en el lado exterior de 3 mm a 3,5 mm resulta en un aumento en el valor máximo de esfuerzo (P3); más allá de este punto, aumentos adicionales conducen a una disminución en el valor máximo de esfuerzo.

En la Figura 27 se muestra que los radios de los agujeros de perno en ambos lados frontal (P1) y trasero (P2) del *tulip* trasero tienen un impacto significativo en el valor máximo de esfuerzo (P3). Inicialmente, a medida que los valores de P1 y P2 aumentan desde 3 mm, el valor máximo de esfuerzo disminuye, alcanzando un mínimo a los 4,5 mm. Sin embargo, aumentos adicionales en los radios de los agujeros de perno incrementan el valor máximo de esfuerzo.

Este análisis de sensibilidad revela que el esfuerzo mínimo para el *tulip* frontal ocurre con un radio de agujero de perno de 5 mm, mientras que para el *tulip* trasero, un radio de 4,5 mm es óptimo. Estos parámetros de diseño reducen el esfuerzo máximo a 627 MPa y 286 MPa para el *tulip* frontal y trasero, respectivamente. Los agujeros de perno más grandes contribuyen

a un factor de seguridad (FOS) incrementado de 1,33. En consecuencia, la capacidad máxima de carga de la estación alar aumenta de 653 kg a 706 kg con este diseño optimizado. Este análisis de sensibilidad es crucial para optimizar el diseño de las conexiones atornilladas en los *tulip*, ayudando a identificar el diámetro más adecuado que minimiza las concentraciones de esfuerzos y mejora el rendimiento estructural general de los *tulip* frontal y trasero.

4. Conclusiones

Este estudio aborda una brecha significativa en la aplicación de investigaciones similares de vanguardia al centrarse en la influencia de las características de rigidez en la capacidad máxima de carga del ala de un avión de combate. Aunque estudios previos han explorado varios factores que afectan la integridad estructural de los componentes de las aeronaves, pocos han profundizado en el papel de la rigidez del ala y su impacto directo en la capacidad de carga. Esta investigación integra la rigidez del ala en el modelo de elementos finitos (FE) de los *tulip* aislados, proporcionando un análisis que predice con precisión la integridad estructural de la estación del ala. Además, al utilizar el submodelado como una técnica versátil y eficiente desde el punto de vista computacional, se introduce una metodología innovadora que llena un vacío en la literatura existente al mostrar su aplicabilidad a componentes estructurales complejos con un gasto computacional mínimo.

La validación de la hipótesis inicial mediante los datos obtenidos subraya la importancia de la rigidez del ala en la evaluación de la capacidad máxima de carga de la estación del ala. En conjunto, esta investigación mejora la comprensión del análisis estructural en ingeniería aeroespacial al proporcionar nuevos conocimientos y metodologías para abordar una brecha crítica en el campo. Los principales hallazgos de esta investigación se detallan de la siguiente manera:

tulip frontal

- Radio óptimo del agujero del perno: 5 mm
- Reducción máxima del estrés: 627 MPa

tulip trasero

- Radio óptimo del agujero del perno: 4,5 mm
- Reducción máxima del estrés: 286 MPa

Factor de seguridad (FOS)

- Aumentado a 1,33 con agujeros de perno más grandes

Capacidad máxima de carga

- Aumentada de 653 kg a 706 kg con el diseño optimizado

Identifica parámetros críticos de diseño para optimizar las conexiones atornilladas en los *tulip*, ayudando a determinar el diámetro más adecuado que minimice las concentraciones de estrés y mejore el rendimiento estructural general tanto del *tulip* frontal como del *tulip* trasero.

Una limitación notable de esta investigación es la exclusión de los sujetadores del análisis, basada en la suposición de una transferencia de carga perfecta entre los elementos estructurales del ala y los *tulip* del ala. Por lo tanto, este estudio no considera los posibles modos de falla asociados con los sujetadores.

Los futuros esfuerzos de investigación deberían explorar los siguientes aspectos para mejorar la integridad de los análisis estructurales. Abordar estos aspectos contribuiría significativamente a las evaluaciones estructurales de grandes conjuntos.

Efectos no lineales.

- Implicaciones de los efectos no lineales en la integridad estructural.

Patrones de malla.

- Efectos de los patrones de malla regular en los resultados de simulación.

Carga cíclica / Análisis de densidad espectral de potencia (PSD).

- Análisis de carga cíclica y PSD para evaluar el rendimiento estructural a largo plazo.

Contribuciones del autor

La totalidad de esta investigación, incluida la revisión de literatura, metodología, resultados y conclusiones, representa el trabajo del autor.

Agradecimientos

El autor agradece el apoyo de su departamento en la Universidad del Aire por proporcionar todos los recursos necesarios para esta publicación.

Conflictos de interés

El autor declara no tener conflictos de interés potenciales en relación con la investigación, autoría y publicación de este artículo.

Financiamiento

El autor no recibió apoyo financiero para la investigación, autoría y publicación de este artículo.

Declaraciones de disponibilidad de datos

El estudio actual está disponible del autor correspondiente previa solicitud razonable.

Referencias

- [1] K. Sinha, T. Klimmek, M. Schulze, and V. Handojo, "Loads analysis and structural optimization of a high aspect ratio, composite wing aircraft," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 12, no. 2, pp. 233–243, Apr 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00494-x>
- [2] B. D. Upadhyay, S. S. Sonigra, and S. D. Daxini, "Numerical analysis perspective in structural shape optimization: A review post 2000," *Advances in Engineering Software*, vol. 155, p. 102992, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2021.102992>
- [3] N. Zimmermann and P. H. Wang, "A review of failure modes and fracture analysis of aircraft composite materials," *Engineering Failure Analysis*, vol. 115, p. 104692, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2020.104692>
- [4] R. L. Muhanna and S. Shahi, *Uncertainty in Boundary Conditions—An Interval Finite Element Approach*. Cham: Springer International Publishing, 2020, pp. 157–167. [Online]. Available: https://doi.org/10.1007/978-3-030-40814-5_20
- [5] T. Martins, V. Infante, L. Sousa, A. Fonseca, P. Antunes, A. Moura, and B. Serrano, "Numerical and experimental study of aircraft structural health," *International Journal of Fatigue*, vol. 132, p. 105348, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2019.105348>
- [6] J. Lim, C. You, and I. Dayyani, "Multi-objective topology optimization and structural analysis of periodic spaceframe structures," *Materials & Design*, vol. 190, p. 108552, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2020.108552>
- [7] C. Touzé, A. Vizzaccaro, and O. Thomas, "Model order reduction methods for geometrically nonlinear structures: a review of nonlinear techniques," *Nonlinear Dynamics*, vol. 105, no. 2, pp. 1141–1190, Jul 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1007/s11071-021-06693-9>

- [8] C. You, M. Yasaee, S. He, D. Yang, Y. Xu, I. Dayyani, H. Ghasemnejad, S. Guo, P. Webb, J. Jennings, and G. Federico, "Identification of the key design inputs for the FEM-based preliminary sizing and mass estimation of a civil aircraft wing box structure," *Aerospace Science and Technology*, vol. 121, p. 107284, 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107284>
- [9] A. Haider Bhutta, "Appropriate boundary condition for finite element analysis of structural members isolated from global model," *NED University Journal of Research*, vol. 18, no. 3, pp. 61–75, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.35453/NEDJR-STMECH-2021-0001>
- [10] E. Narvydas, N. Puodziuniene, and T. A. Khan, "Application of finite element sub-modeling techniques in structural mechanics," *Mechanika*, vol. 27, no. 6, pp. 459–464, 2021. [Online]. Available: <https://doi.org/10.5755/j02.mech.25962>
- [11] J. Jang and S. Ahn, "Fe modeling methodology for load analysis and preliminary sizing of aircraft wing structure," *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 6, no. 2, 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.15394/ijaaa.2019.1301>
- [12] A. Mishra, S. Pal, G. Singh Malhi, and P. Singh, "Structural analysis of UAV airframe by using FEM techniques: A review," *International Journal of Advanced Science and Technology*, vol. 29, pp. 195–204, 06 2020. [Online]. Available: <https://is.gd/4NRfx9>
- [13] S. Henclik and A. Maurin, "Determination of the stiffness matrix of flat springs for modeling of the boundary condition at a pipeline support," *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 123, pp. 102–116, 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.ymsp.2018.12.047>
- [14] M. d. C. Alves, F. N. Corrêa, J. R. M. de Sousa, and B. P. Jacob, "A coupled, global/local finite element methodology to evaluate the fatigue life of flexible risers attached to floating platforms for deepwater offshore oil production," *Mathematics*, vol. 12, no. 8, 2024. [Online]. Available: <https://doi.org/10.3390/math12081231>
- [15] V. Karnozov, "China's fighter aircraft detailed," *Defence Review Asia*, vol. 13, no. 1, pp. 42–47, 2019. [Online]. Available: <https://is.gd/dM2DHD>
- [16] A. G. Manca and C. M. Pappalardo, "Topology optimization procedure of aircraft mechanical components based on computer-aided design, multibody dynamics, and finite element analysis," in *Advances in Design, Simulation and Manufacturing III*, V. Ivanov, I. Pavlenko, O. Liaposhchenko, J. Machado, and M. Edl, Eds. Cham: Springer International Publishing, 2020, pp. 159–168. [Online]. Available: https://doi.org/10.1007/978-3-030-50491-5_16
- [17] A. Aabid, M. A. M. B. M. Zakuan, S. A. Khan, and Y. E. Ibrahim, "Structural analysis of three-dimensional wings using finite element method," *Aerospace Systems*, vol. 5, no. 1, pp. 47–63, Mar 2022. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1007/s42401-021-00114-w>
- [18] P. Wang, Y. Chen, R. Pei, C. Lian, K. Zhang, and Y. Zhou, "Buckling and post-buckling analysis of composite wing box under loads with torsion-bending coupling," *Thin-Walled Structures*, vol. 193, p. 111266, 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2023.111266>
- [19] N. Yang, "Methodology of aircraft structural design optimisation," *International Journal of Computer Applications in Technology (IJCAT)*, vol. 70, no. 3, pp. 145–154, 2022. [Online]. Available: <https://dx.doi.org/10.1504/IJCAT.2022.130874>
- [20] A. Basutkar, K. Baruah, and S. K. Kudari, "Frequency analysis of aircraft wing using FEM," in *Recent Trends in Mechanical Engineering*, G. S. V. L. Narasimham, A. V. Babu, S. S. Reddy, and R. Dhanasekaran, Eds. Singapore: Springer Singapore, 2020, pp. 527–533. [Online]. Available: https://doi.org/10.1007/978-981-15-1124-0_46
- [21] B. Ravi Kumar, "Investigation on buckling response of the aircraft's wing using finite-element method," *Australian Journal of Mechanical Engineering*, vol. 18, no. sup1, pp. S122–S131, 2020. [Online]. Available: <https://doi.org/10.2514/1.C034818>
- [22] S. De, M. Jrad, and R. K. Kapania, "Structural optimization of internal structure of aircraft wings with curvilinear spars and ribs," *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 2, pp. 707–718, 2019. [Online]. Available: <https://doi.org/10.2514/1.C034818>