



## ANÁLISIS DE TOLERANCIA AL DAÑO BAJO EL CRITERIO DE FRACTURA ELÁSTICO-LINEAL DEL ALA DE UNA AERONAVE CATEGORÍA DEPORTIVA (LSA)<sup>1</sup>

ANALISE DE TOLERÂNCIA AO DANO SOB O CRITERIO DE FRATURA ELÁSTICO-LINEAL DA ASA DE UMA AERONAVE DE CATEGORIA ESPORTIVA (LSA)<sup>2</sup>

ANALYSIS OF THE DAMAGE TOLERANCE UNDER THE CRITERION OF THE ELASTIC-LINEAR FRACTURE OF THE WING OF A SPORTS CATEGORY AIRCRAFT (LSA)<sup>3</sup>

Fabio Alejandro Merchán Rincón<sup>4</sup>, Andrés Alberto Ayala Flórez<sup>5</sup>, Christian Fabián Rodríguez<sup>6</sup>,  
Fernando Alberto Quintero Vargas<sup>7</sup>  
Universidad San Buenaventura

---

### CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 11/ Enero-diciembre de 2016/ Colombia/ Pp. 176-185

Recibido: 15/06/2016

Aprobado evaluador interno: 30/07/2016

Aprobado evaluador externo: 25/08/2016

Doi: <http://dx.doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.493>

**Para citar este artículo:**

Merchán, F., Ayala, A., Rodríguez, C., & Quintero, F. (2016). Análisis de tolerancia al daño bajo el criterio de fractura elástico-lineal del ala de una aeronave categoría deportiva (LSA). *Ciencia y Poder Aéreo*, 11 (1), 176-185. Doi: <http://dx.doi.org/10.18667/cienciaypoderareo.493>

<sup>1</sup> Artículo científico original derivado del proyecto de investigación titulado como el presente escrito. Adscrito a la Universidad de San Buenaventura, Bogotá, D.C., Colombia.

<sup>2</sup> Artigo científico original derivado do projeto de pesquisa titulado quanto o presente escrito. Cadastrado à Universidade de San Buenaventura, Bogotá, D.C., Colômbia.

<sup>3</sup> Original scientific article derived from the research project entitled as the present article. Attached to the San Buenaventura University, Bogotá, D.C., Colombia.

<sup>4</sup> Ingeniero Aeronáutico, especialista en Aviónica, CMSc en materiales y proceso de manufactura. Profesor Facultad Ciencias Básicas e Ingeniería - Ingeniería Aeronáutica. Correo electrónico: fmerchan@usbog.edu.co

<sup>5</sup> Ingeniero Aeronáutico egresado de la Universidad de San Buenaventura. Correo electrónico: a3\_24@hotmail.com

<sup>6</sup> Ingeniero Aeronáutico egresado de la Universidad de San Buenaventura, actualmente investigador del Grupo: Fábrica de Aviones y Proyectos Especiales de la Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana S.A.(CIAC) y partícipe del proceso de certificación tipo de la aeronave Calima T90. Correo electrónico: christianfr93@gmail.com

<sup>7</sup> Estudiante de último semestre de la Universidad de San Buenaventura. Correo electrónico: fqintero@academia.usbbog.edu.co

**Resumen:** el siguiente artículo presenta una metodología de aplicación de un análisis de tolerancia al daño en la estructura del ala de una aeronave categoría LSA. Este estudio contempla un análisis CFD en ANSYS Fluent donde se calculan las cargas aerodinámicas que actúan sobre el ala, seguido de un análisis de resistencia estructural en el cual se realiza una integración Fluid-Structure Interface con la que se determinan los esfuerzos máximos soportados por la estructura mediante Elementos Finitos (FEA) realizado en ANSYS Workbench, un análisis de tamaños de grieta críticos, sobre los elementos primarios de la estructura y un cálculo de vida residual de estos elementos con el fin de crear un intervalo de inspecciones NDT para garantizar la integridad estructural del ala de la aeronave.

**Palabras clave:** análisis de tolerancia al daño; análisis por elementos finitos; aleación de aluminio; crecimiento de grietas; estructuras de aeronaves; simulación multifísica; vida residual; inspección por medios no destructivos.

**Resumo:** o artigo a seguir apresenta uma metodologia de aplicação de um análise de tolerância ao dano à estrutura da asa duma aeronave categoria LSA. Esse estudo contém um análise CFD em ANSYS Fluent onde são calculadas as cargas aerodinâmicas que agem sobre a asa seguido dum análise de resistência estrutural no qual e feita uma integração *Fluid-Structure Interface* com a qual são determinados os esforços máximos suportados pela estrutura por meio de Elementos Finitos (FEA) realizado em ANSYS Workbench, um análise de tamanhos de fenda críticos sobre os elementos primários da estrutura e um calculo de vida residual destes elementos com a finalidade de criar um intervalo de inspeções NDT para garantir a integridade estrutural da asa da aeronave.

**Palavras-chave:** análise por elementos finitos; análise de tolerância ao dano estruturas de aeronaves; crescimento de fendas; inspeção por meios não destrutivos; liga de alumínio; simulação multifísica; vida residual.

**Abstract:** The following article presents a methodology for applying a Damage Tolerance Analysis to the wing structure of an LSA category aircraft. This study contemplates a CFD analysis in ANSYS Fluent where aerodynamic loads that work on the wing are calculated, followed by a structural resistance analysis in which an integration Fluid-Structure Interface is made to determine the maximum stresses supported by the structure using Finite Element (FEA) performed in ANSYS Workbench, an analysis of critical crack sizes on the primary elements of the structure and a residual life calculation of this elements in order to create NDT inspections intervals to ensure structural integrity of the aircraft wing.

**Key Words:** Aircraft Structure; Aluminum Alloy; Crack Growth; Residual Life.; Damage Tolerance Analysis; Finite Element Analysis; Non-Destructive Testing (NDT); Multiphysics Simulation.

## Nomenclatura

- $\lambda$  = Relación de taperado ( $C_r/C_t$ )
- $\beta$  = Factor concentrador de grieta
- $\sigma$  = Esfuerzo soportado por la pieza
- $\Delta N$  = Número de ciclos para falla de la pieza
- $a$  = Tamaño de la grieta
- $a_{crit}$  = Tamaño crítico de grieta
- $a_f$  = Tamaño final de la grieta
- $a_i$  = Tamaño inicial de la grieta
- $AR$  = Relación de aspecto del ala
- $b$  = Envergadura del ala
- $C_D$  = Coeficiente de arrastre aerodinámico
- $C_{D0}$  = Coeficiente de arrastre parásito
- $C_r$  = Cuerda en la raíz del ala
- $C_t$  = Cuerda en la punta del ala
- $C_l$  = Coeficiente de sustentación
- $D$  = Diámetro del agujero
- $e$  = Eficiencia de Oswald
- $Kc$  = Factor de intensidad de esfuerzo
- $L$  = Fuerza de sustentación
- $L_e$  = Fuerza de sustentación ideal para un ala elíptica
- $L_t$  = Fuerza de sustentación ideal para un ala taperada
- $n$  = Factor de carga
- $Nr$  = Número de ciclos para inspección segura
- $SF$  = Factor de seguridad
- $W$  = Ancho de la pieza
- $W_{MTOW}$  = Peso máximo al despegue
- $y$  = posición a lo largo de la envergadura (eje  $y$ )

## Abreviaturas y definiciones

- CAD** *Computer Aided Design* – Diseño asistido por computadora.
- CFD** *Computer Fluid Dynamics* – Dinámica de fluidos computacional.
- FSI** *Fluid-Structure Interface* – Interacción Fluido-Estructura.
- Homebuilt** Aeronave hecha en casa.
- LSA** *Light Sport Aircraft* – Aeronave deportiva ligera.
- MFEL** Mecánica de Fractura Elástico-Lineal.
- NDT** *Non-Destructive Testing* – Ensayos no destructivos.
- Twist aerodinámico** Diferencia entre los perfiles aerodinámicos de la raíz y la punta del ala.
- Twist geométrico** Diferencia entre el ángulo que conforma la cuerda de la raíz y la punta del ala respecto a la dirección del viento.
- Quad** Tipo de elemento empleado en CFD cuya característica principal es su forma rectangular en 2D o prismática en 3D.

## Introducción

Las aeronaves LSA son ampliamente usadas en la aviación civil, algunas de estas aeronaves no poseen certificación tipo, por dicha condición el desgaste y fatiga por el ciclaje no han sido calculados de una manera rigurosa en la estructura del ala; para este estudio se utilizó como ejemplo una aeronave *homebuilt* de dos pasajeros, de ala baja en voladizo, totalmente fabricada en aluminio. Dicha aeronave ha presentado en el pasado una serie de accidentes que llevó a los entes reguladores de la aviación civil a pensar que el diseño del ala no era seguro, debido a esto es necesario la implementación de un análisis de tolerancia al daño, para determinar de manera analítica los intervalos de inspección para su uso seguro.

El análisis de tolerancia al daño se realizó, en primer lugar, determinando las cargas a las cuales está sometida la aeronave en condiciones críticas de vuelo mediante un análisis CFD, validado de manera analítica, después por medio del programa de elementos finitos ANSYS en su módulo *Workbench* se calcularon los esfuerzos causados por las cargas que soporta el ala, se determinaron los elementos críticos, aquellos que soportan mayores esfuerzos y que poseen un menor factor de seguridad; para dichos elementos se estimó un tamaño crítico de grieta, si la grieta alcanza dicho tamaño la pieza fallará, y por último se determinaron los tiempos de inspección seguros para que dichas grietas no se presenten. Los métodos de inspección usados para este análisis fueron: Ultrasonido, Corrientes de Eddy e inspección visual por medio de Boroscopio, los tiempos de inspección para cada uno de los NDTs usados varían por la precisión de las inspecciones al detectar grietas en el material.

## Estimación de cargas y esfuerzos

### Estudio de cargas aplicadas por medio de CFD

El estudio comienza con la superficie del ala modelada en software CAD, la cual es importada en el modelador de ANSYS y se genera sobre ésta un encerramiento que será el dominio donde se analizará el fluido, y servirá para asignar las condiciones de frontera del análisis, en este caso una entrada de aire a una velocidad de 54m/s que corresponde a la velocidad de maniobra de la aeronave a nivel del mar, con un número de Reynolds de  $4,5E+6$  que significa un régimen turbulento de operación, para el cual se selecciona el método de turbulencia Spalart-Allmaras, las paredes laterales del dominio se asignan como *non slip walls*, por último se asigna un *outlet pressure* como salida del fluido.

Se enmalla el dominio del fluido con elementos tetraédricos (Figura 1), se realiza un refinamiento en la cercanía de la superficie del ala y se realiza un enmallado

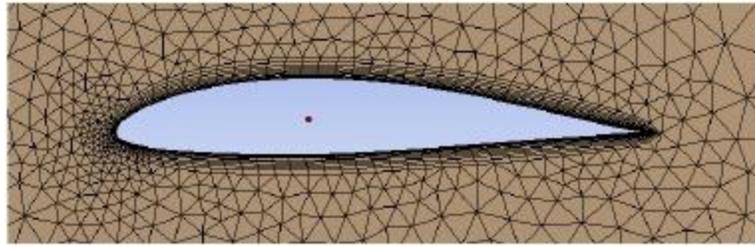


Figura 1. Enmallado en CFD de la geometría perfil. Fuente: elaboración propia.

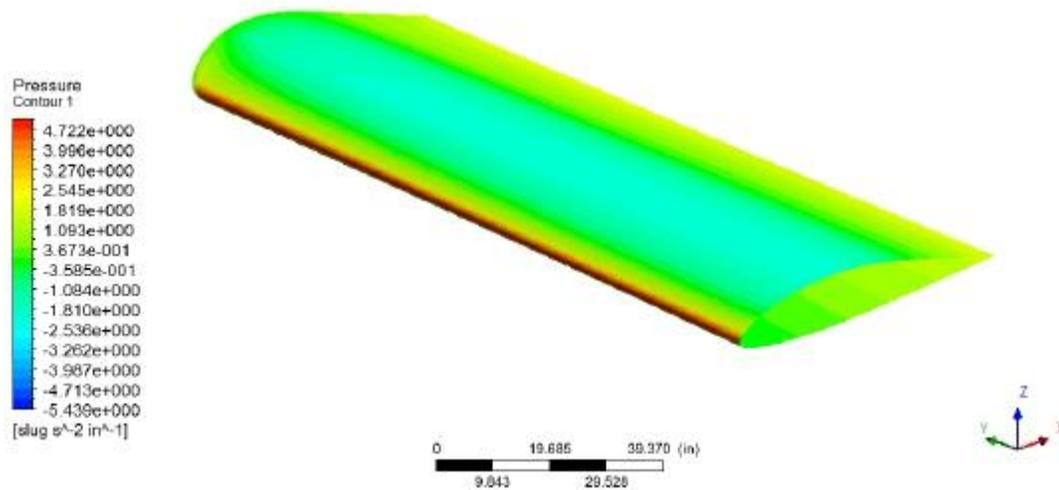


Figura 2. Distribución de presión estática a lo largo de media envergadura. Fuente: elaboración propia.

híbrido sobre la superficie que conforma el ala, estructurado por elementos prismáticos con un aumento progresivo de su tamaño, esto con el fin de captar mejor el comportamiento de la capa límite del perfil y así mismo obtener mejores resultados de las fuerzas sobre la geometría.

Se programan monitores para obtener la fuerza total de sustentación y de arrastre aerodinámico al final de la simulación para los cuales corresponde 3084,22 [N] y 221,041 [N] respectivamente, en este punto es posible graficar los resultados de la presión estática sobre el ala, los cuales se muestran en la Figura 2.

Se emplea el método *Schrenk* (Schrenk, 1940) para determinar la distribución de las cargas aerodinámicas sobre el ala (figura 3) y de esta forma validar el análisis por CFD, este método semi-empírico asume que para un ala de relación de aspecto finita, con bajo o nulo flechamiento, sin *twist* aerodinámico o geométrico y bajo una condición de operación donde el aire se considera incompresible, existe una variación en la distribución de sustentación, ésta distribución depende de la forma del ala, donde se relaciona un

ala elíptica (cuya distribución de carga es ideal, denotada como  $L_e$ ) y un ala taperada, para este caso (donde su distribución de carga es lineal variando únicamente la cuerda del perfil a lo largo de la envergadura, denotada como  $L_t$ ), por último los resultados de las dos distribuciones asumidas son promediados para obtener una aproximación final, que se asemeja al comportamiento real de la sustentación sobre el ala.

(2)

$$L(y) = \frac{1}{2} \left[ \frac{2W_{MERON} n}{b} \left( \frac{1}{1+\lambda} \left( 1 - \frac{2y}{b} (1-\lambda) \right) + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left( \frac{2y}{b} \right)^2} \right) \right]$$

Para hallar la distribución del arrastre aerodinámico (Figura 4) también se emplea el método *Schrenk*, con la diferencia que se debe calcular el arrastre total para así obtener la distribución sobre el ala. El arrastre consiste en la suma de las contribuciones del arrastre parásito, inherente a la forma y a la superficie expuesta al fluido, y el arrastre inducido, debido a la eficiencia aerodinámica del ala, estos valores se expresan en coeficientes.

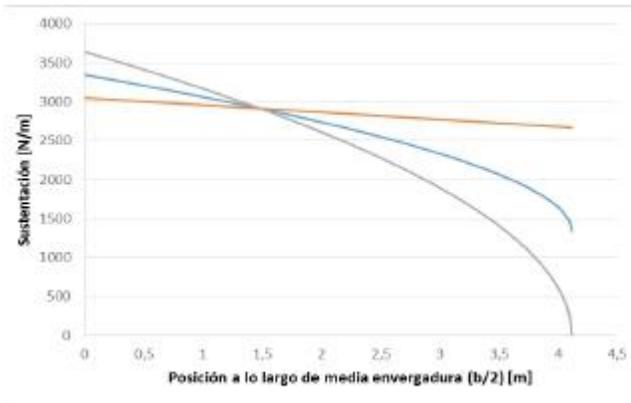


Figura 3. Distribución de la sustentación a lo largo de media envergadura.

Fuente: elaboración propia.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR \theta} \quad (2)$$

De esta manera se puede realizar el producto entre el coeficiente de arrastre y las condiciones de vuelo de la aeronave para determinar el arrastre total.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3)$$

$$D(y) = \frac{1}{2} \left[ \frac{2nD}{b} \left( \frac{1}{1+\lambda} \left( 1 - \frac{2y}{b} (1-\lambda) \right) + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left( \frac{2y}{b} \right)^2} \right) \right] \quad (4)$$



Figura 4. Distribución del arrastre a lo largo de media envergadura.

Fuente: elaboración propia.

Se procede con la comparación de ambos análisis para ello se emplea la ecuación (5) donde se determina la diferencia porcentual o el "error" entre los valores obtenidos

$$\text{diferencia porcentual} = \frac{|\text{valor1} - \text{valor2}|}{\frac{(\text{valor1} + \text{valor2})}{2}} \cdot 100 \quad (5)$$

donde se tiene finalmente que, para la fuerza de sustentación total, obtenida del análisis CFD y de la integración del área bajo la curva de la distribución de sustentación lograda analíticamente, la diferencia porcentual es igual a 4,89% lo cual está dentro del valor aceptable de error. Para los valores de arrastre aerodinámico la diferencia porcentual es de 9,14%, este valor es alto en cierta medida; esto se debe principalmente al dispositivo en la punta del ala, el *wing-tip* tipo hoerner que ayuda a una mejor transición de los vórtices en la punta del ala, disminuyendo el *drag* total y mejorando la eficiencia aerodinámica, esto no se consideró en el cálculo analítico y de allí la alta diferencia entre los valores.

### Análisis de esfuerzos en ANSYS Workbench

A partir de los planos originales de la aeronave se crea un modelo simplificado en *software* CAD, como se observa en la Figura 5 (Catia V5), este modelo idealiza cada uno de los componentes de la estructura del ala como superficies, esto disminuye considerablemente la cantidad de nodos y elementos necesarios en el enmallado, conservando la precisión en los resultados posteriormente.

El preprocesamiento del modelo en ANSYS consiste en nombrar las secciones del modelo para una mayor facilidad en su manejo, se realizan las conexiones pertinentes entre cada una de las superficies asemejándolas a las uniones de la estructura real y se asigna un espesor a cada una de las partes. Los materiales utilizados para la simulación son el Al2024-T3 y Al 6061-T6 (ASM Aerospace Specification Materials Inc., 2016), estas son algunas de las aleaciones de aluminio más utilizadas en la industria aeronáutica.

Se utiliza una malla tipo *Quad* (Figura 6), ampliamente utilizado en análisis estructural debido a que este tipo de malla estructurada se acopla mejor a cada una de las superficies de la geometría simplificada, el uso de una malla con elementos triangulares podría inducir concentradores de esfuerzos, lo que provocaría errores en los resultados. Adicionalmente, se tiene en cuenta que el tamaño de elemento sea el suficiente para garantizar cierta precisión en el análisis, esto se hace mediante una convergencia de malla, donde se realiza un proceso iterativo donde la variable es el tamaño de los elementos de la malla, todas las pruebas están sometidas bajo las mismas condiciones de carga, y se cambia progresivamente la densidad de la malla hasta obtener una tendencia en los valores de esfuerzo, obtenidos en cada iteración. Finalmente, se restringe el modelo limitando los grados de libertad en la raíz del ala, asemejando una estructura en voladizo, luego se realiza la importación de la distribución de presiones desde CFD para ser aplicada sobre la estructura (Figura 7), a esto se le llama *Fluid-Structure Interface (FSI)* (ANSYS, Inc., 2011).

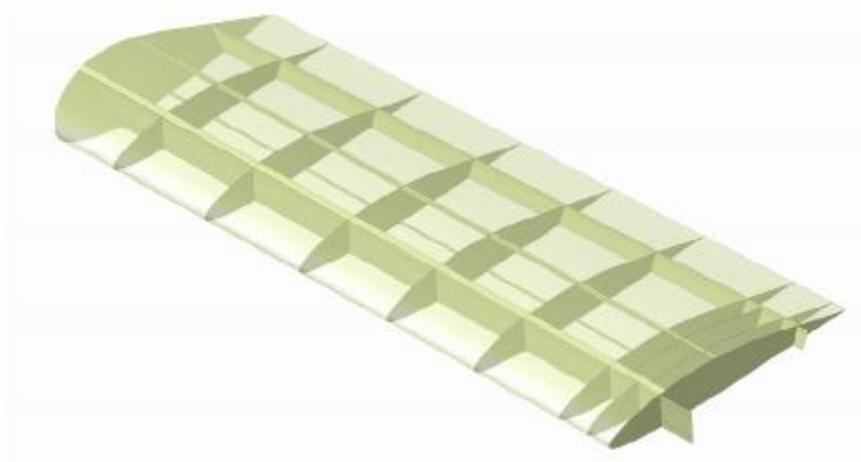


Figura 5. Geometría simplificada en Catia V5 de un ala de una aeronave categoría LSA.  
Fuente: elaboración propia.

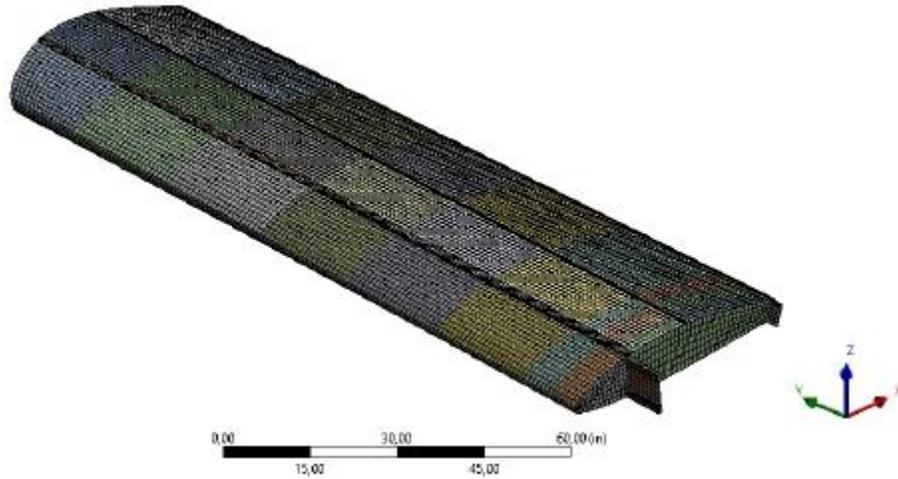


Figura 6. Enmallado de la estructura simplificada del ala.  
Fuente: elaboración propia.

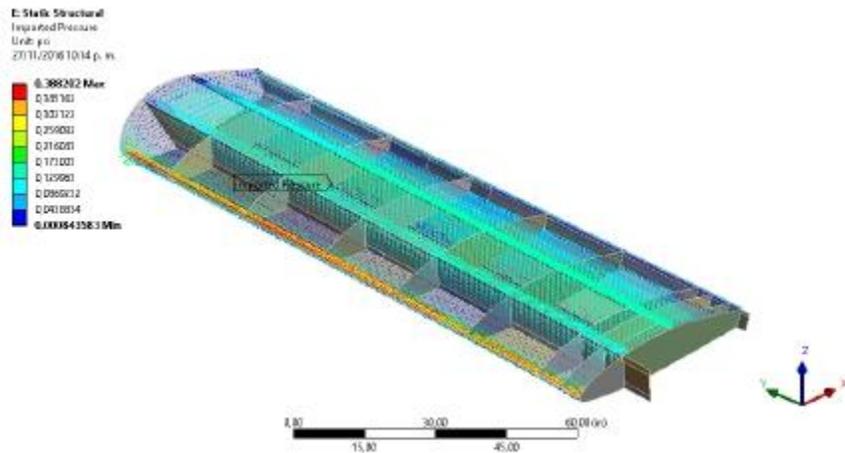


Figura 7. Presión importada sobre la estructura del ala.  
Fuente: elaboración propia.

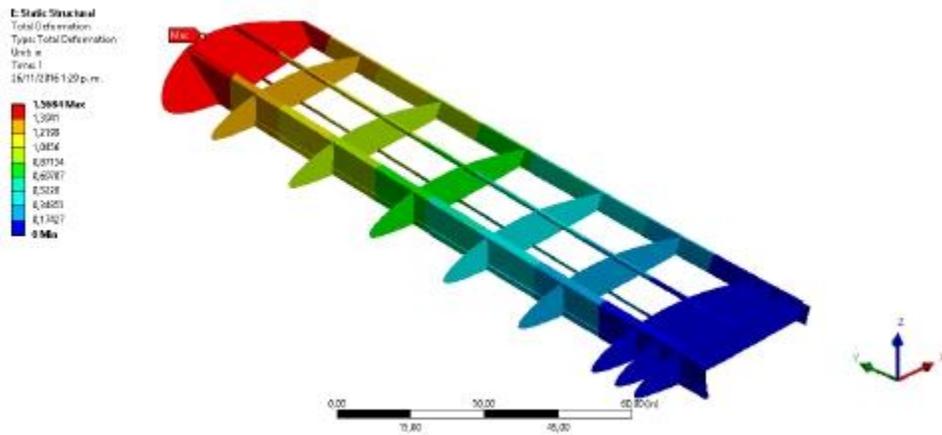


Figura 8. Deformación total de la estructura (visualización sin la piel).  
Fuente: elaboración propia.

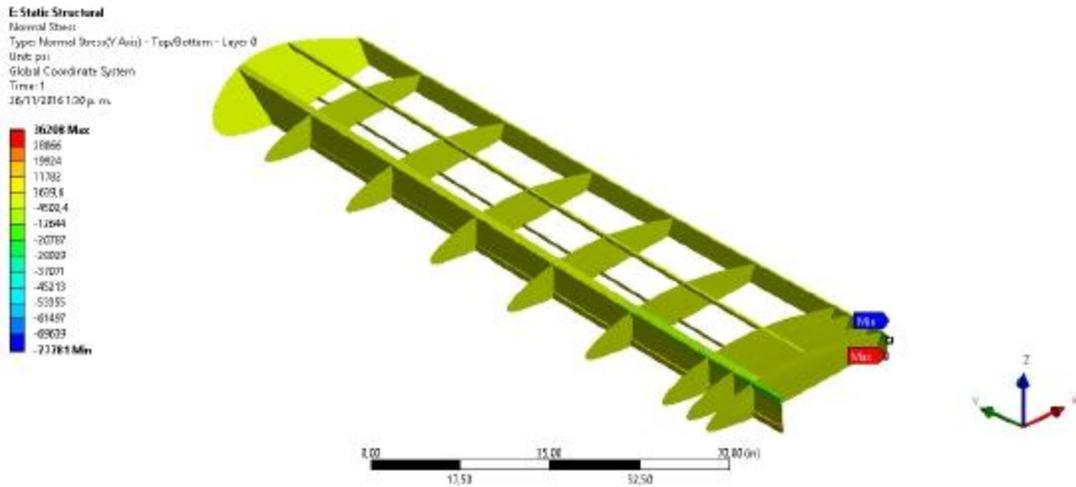


Figura 9. Esfuerzos normales a lo largo de la envergadura (Eje Y) (visualización sin la piel).  
Fuente: elaboración propia

Se puede observar la deformación total del ala, según Figura 8, bajo las cargas aerodinámicas máximas (factor de carga 4 determinado por la envolvente de vuelo) donde el mayor valor de deformación es de 1,568in en la punta del ala con Aluminio 2024-T3 y de 1,663in con Aluminio 6061-T6.

En la Figura 9, se puede observar el comportamiento de los esfuerzos normales a lo largo de la viga principal de la estructura, se aprecia que el ala se encuentra bajo flexión, donde la parte inferior está sometida a tensión, condición bajo la cual es probable la generación de grietas. El esfuerzo máximo a tensión se encuentra en la viga trasera, punto donde el factor de seguridad mínimo para el aluminio 2024-T3 es de 1,2, con la aleación 6061-T6 es de 1,07, estos valores son muy bajos (Una estructura certificada por la FAR 23 debe tener como mínimo un FS de 1,5 (Federal Aviation Administration, 23.303. Amdt. 62), lo que supone

un margen de seguridad muy cerrado para que la estructura soporte factores de carga mayores a 4, adicionalmente es más susceptible a una falla por fatiga.

### Análisis de tolerancia al daño Tamaño de grieta crítica y tiempos de inspección

Este análisis se realizó utilizando la teoría de Mecánica de fractura lineal elástica como modelo de crecimiento de grieta, para este análisis se tuvieron en cuenta tres tipos de grietas, grieta de borde, grieta de agujero con crecimiento simétrico y grieta de agujero con crecimiento asimétrico como se puede ver en la Figura 10.

Adicional, es importante tener buen criterio para definir el tipo de grieta que se puede llegar a presentar en la estructura, ya que no todas tienen el mismo tipo de falla. Esto depende de las condiciones geométricas y de



	<p>A) GRIETA DE CENTRO</p> $\beta = \sqrt{\sec \frac{\pi a}{w}}$	<p>(6)</p>
	<p>B) GRIETA DE BORDE</p> $\beta = 1.12 - 0.23\left(\frac{a}{w}\right) + 10.55\left(\frac{a}{w}\right)^2 - 21.73\left(\frac{a}{w}\right)^3 + 30.39\left(\frac{a}{w}\right)^4$	<p>(7)</p>
	<p>C) GRIETA CRECIMIENTO SIMÉTRICO. (A partir de una deformación circular)</p> $\beta = \left( 0.94 + \frac{0.34}{0.16 + \frac{a}{D}} \right) \sqrt{\sec \frac{\pi(2a + D)}{2w}}$	<p>(8)</p>
	<p>D) GRIETA CRECIMIENTO ASIMÉTRICO. (A partir de una deformación circular)</p> $\beta = \left( 0.68 + \frac{0.44}{0.16 + \frac{a}{D}} \right) \sqrt{\sec \frac{\pi(a + D)}{2w}}$	<p>(9)</p>

Figura 10. Tipos de grietas y cálculo de factor  $\beta$ . (Albañil H. Héctor, 2001).  
Fuente: elaboración propia.

uso del componente. En este estudio, el tipo de grieta que más afecta los componentes del ala es la grieta asimétrica en agujero, debido a la distribución de esfuerzos y a los agujeros de remache, que producen un concentrador de esfuerzo y la grieta se comporta como un multiplicador de este concentrador.

Para el análisis de la viga se determinó que la grieta de centro es poco probable debido a las cargas que soporta el ala y las características geométricas de las piezas.

Las ecuaciones (10) a la (12) descritas a continuación, fueron usadas en el cálculo teórico de propagación de grieta, siguiendo el modelo de Mecánica de fractura lineal-elástica (Albañil H. Héctor, 2001), (FAA Technical Center, 1993).

### Cálculo del factor concentrador $\beta$

En la Figura 10 se puede visualizar los 4 tipos de grieta que se presentan en la mecánica de fractura lineal elástica, se tuvieron en cuenta para este análisis solo las últimas tres mostradas en la figura 10, para cada uno de los tipos de grieta el factor concentrador de esfuerzo  $\beta$  varía debido a la naturaleza de la grieta y geometría del componente.

### Determinación del tamaño de grieta crítica

La determinación del tamaño de grieta crítica se realizó con la ecuación número 10 descrita a continuación:

$$a_{crit} = \frac{1}{\pi} \left( \frac{K_c/SF}{\sigma\beta} \right)^2$$

Donde  $K_c$  es el factor de intensidad de esfuerzo, que es una característica de los materiales para medir la tenacidad

a la fractura. Para este análisis se calcularon las grietas críticas para dos materiales que el fabricante recomienda para el uso en la aeronave LSA. De este análisis, dichos materiales son el aluminio 2024-T3 y aluminio 6061-T6, con valores de tenacidad de fractura  $K_c$  de 30 y 26,4  $\text{Mpa}\sqrt{\text{m}}$  respectivamente,  $SF$  es el factor de seguridad (1,1 para 2024-T y 1,0 para 6061-T6, valores determinados en el análisis realizado en ANSYS),  $\sigma$  es el esfuerzo al que se somete la pieza, y  $\beta$  es el factor concentrador ya mencionado.

### Determinación de ciclos para inspección segura

Para determinar los ciclos de inspección segura, se calcula primero el número de ciclos necesarios para alcanzar la grieta crítica, esto teniendo en cuenta  $a_i$  que es la grieta inicial, que en este caso es la grieta mínima detectable por las pruebas no destructivas (NDT), para el caso de estudio 0.065in para Ultrasonido, 0.075in para corrientes de Eddy (NASA, 2008) y 0.08in para inspección por Boroscopio,  $a_f$  es la grieta crítica en la cual la estructura falla,  $c$  y  $n$  son factores estadísticos del material, obtenidos en tablas de propiedades del material (Federal Aviation Administration, 2005). El número de ciclos hasta que el material falle, se calcula con la siguiente ecuación:

$$\Delta N = \left( \frac{1}{c\beta^n \pi^{\frac{n}{2}} \Delta \sigma^n} \right) \left( \frac{a_i^{1-\frac{n}{2}} - a_f^{1-\frac{n}{2}}}{\frac{n}{2} - 1} \right) \quad (11)$$

Para una inspección segura, el número de ciclos es la mitad de los ciclos para que la pieza falle,

$$N_R = \frac{\Delta N}{2} \quad (12)$$

### Resultados

En las tablas 1 y 2 se presentan los resultados teóricos para las piezas más críticas, para el aluminio 6061-T6 le corresponde uno de los refuerzos de la viga principal y para el aluminio 2024-T3 le corresponde el refuerzo de la unión

a fuselaje. Se puede apreciar para cada una de las piezas los resultados de vida residual y ciclos de inspección con los tres tipos de NDT mencionados, así como los 3 tipos de grietas considerados.

Tabla 1.

Resultados aluminio 6061-T6.

6061-T6					
Figura	NDT	$\beta$	Grieta Crítica [in]	$\Delta N$	NR
	Ultrasonido	Borde	0,39511477	259625,68	129812,84
		Simétrico	0,6747688	246013,498	123006,749
		Asimétrico	0,08808766	7070,07227	3535,03614
	Corrientes Eddy	Borde	0,39085973	227002,844	113501,422
		Simétrico	0,70971305	243271,941	121635,97
		Asimétrico	0,08498736	2705,60309	1352,80155
	Boroscopia	Borde	0,38851763	212652,392	106326,196
		Simétrico	0,72375792	240632,622	120316,311
		Asimétrico	0,08346698	886,884601	443,442301

Fuente: elaboración propia.

Tabla 2.

Resultados aluminio 6061-T6.

2024-T3					
Figura	NDT	Tipo de grieta	Grieta Crítica [in]	$\Delta N$	NR
	Ultrasonido	Borde	1,0077155	22327,9372	11163,9686
		Simétrico	0,80585917	4973,89684	2486,94842
		Asimétrico	0,11437807	244,777188	122,388594
	Corrientes Eddy	Borde	1,00104415	19818,1755	9909,08774
		Simétrico	0,81953522	4584,64806	2292,32403
		Asimétrico	0,10916915	146,22249	73,1112452
	Boroscopia	Borde	0,9973115	18739,5778	9369,78892
		Simétrico	0,82030011	4363,37742	2181,68871
		Asimétrico	0,10661317	106,291262	53,1456308

Fuente: elaboración propia.

### Conclusiones

Se demostró la aplicabilidad de la MFEL (mecánica de fractura elástico-lineal) en estructuras aeronáuticas. A pesar de la simplicidad de esta teoría, en la práctica se puede llegar a resultados provechosos para determinar la vida útil de los componentes estructurales principales de un ala.

El factor de seguridad mínimo encontrado en los puntos más críticos de la estructura fue de 1,2 para el aluminio 2024-T3 y de 1,07 para el aluminio 6061-T6, estos bajos factores de seguridad podrían representar un peligro para su operación, adicional este factor de seguridad deja un margen muy pequeño frente a posibles daños en la estructura por fatiga y corrosión.



Se determinó que la pieza más propensa a tener un crecimiento de grieta rápido es la correspondiente al refuerzo inferior de la viga principal, que desarrolla una grieta crítica en 300 ciclos para AL6061-T6 y 50 ciclos para AL2024-T3, este resultado es de esperar para una pieza ubicada en la raíz del ala, ya que, al considerarse una viga en voladizo, las cargas aplicadas son máximas en este punto.

Al tener los métodos de ultrasonido y corrientes de Eddy una mayor sensibilidad para la detección de grietas, en comparación al método de inspección visual, el tamaño inicial detectable es menor, por lo tanto, se puede tener intervalos de inspección mayores. Esto significa, para el caso de la pieza más crítica de la estructura, que los intervalos de inspección son 4 veces mayores para el método por corrientes de Eddy y 12 veces mayores para el método de ultrasonido con respecto a las inspecciones visuales.

Debido a la naturaleza de este tipo de aeronaves, en las cuales los procesos de manufactura no están estandarizados, podría llegar a presentarse fallas no necesariamente por el material, sino por un proceso de ensamblaje inadecuado de la estructura.

Con los resultados que se obtienen de este tipo de análisis es posible generar consideraciones de mantenimiento para ayudar a garantizar la integridad estructural de una aeronave durante su tiempo de servicio.

## Referencias

- Albañil H., & Héctor, E. M. (2001). *Mecánica de fractura y análisis de falla*. Bogotá: Universidad Nacional de Colombia, Facultad de Ingeniería Departamento de Ingeniería Mecánica y Meatrónica.
- ANSYS, Inc. (2011). *Modeling Fluid Structure interactions*.
- ASM Aerospace Specification Materials Inc. (2016). Obtenido de <http://asm.matweb.com/>
- Federal Aviation Administration. (2005). *Fatigue Crack Growth Database for Damage Tolerance Analysis*. Washington, D.C.: Office of Aviation Research.
- Federal Aviation Administration. (1993). *Damage Tolerance Assessment Handbook Vol. 1*. Atlantic City: FAA Technical Center.
- Federal Aviation Administration. (Amdt. 62). *FAR 23, Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes*. Obtenido de [http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=4620f9a5598295848c77bdfca97d1c90&mc=true&node=se14.1.23\\_1303&rgn=div8](http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=4620f9a5598295848c77bdfca97d1c90&mc=true&node=se14.1.23_1303&rgn=div8)
- National Aeronautics and Space Administration. (2008). *Nondes- tructive Evaluation Requirements for Fracture-Critical Metallic*

*Components*. Washington, DC, USA: NASA Technical Standard.

Schrenk, O. (1940). *A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution*. Washington, D.C.: National Advisory Committee for Aeronautics.