

Diseño, construcción y validación de componentes estructurales de una aeronave liviana categoría VLA para su uso en aspersión aérea

Design, construction, and validation of structural components of a VLA category light aircraft for use in aerial spraying

Carlos Ríos-Chaparro¹
Brian Quintero-Arboleda²
Ivan Ortega³
Héctor Jaramillo-Suárez⁴
G. Zambrano⁵

¹Centro de Desarrollo Tecnológico Metalmecánico "CRTM del Pacífico" (Colombia).
Correo electrónico: crtmcali@crtmdelpacifico.org.co
orcid: <https://orcid.org/0000-0001-6532-7045>

²Centro de Desarrollo Tecnológico Metalmecánico "CRTM del Pacífico" (Colombia).
Correo electrónico: cies.co@gmail.com
orcid: <https://orcid.org/0000-0002-8843-6639>

³Centro de Desarrollo Tecnológico Metalmecánico "CRTM del Pacífico" (Colombia).
Correo electrónico: ivortega.c@gmail.com
orcid: <https://orcid.org/0000-0003-3774-7020>

⁴Universidad Autónoma de Occidente; Centro de Desarrollo Tecnológico Metalmecánico "CRTM del Pacífico" (Colombia). Correo electrónico: hjsuarez@uao.edu.co
orcid: <https://orcid.org/0000-0002-7324-9478>

⁵Universidad del Valle (Colombia). Correo electrónico: gustavo.zambrano@correounivalle.edu.co
orcid: <https://orcid.org/0000-0002-0858-6013>

Recibido: 30-08-2021 Aceptado: 05-05-2022

Cómo citar: Ríos-Chaparro, Carlos; Quintero-Arboleda, Brian; Ortega, Ivan; Jaramillo-Suárez, Hector; Zambrano, G. (2022). Diseño, construcción y validación de componentes estructurales de una aeronave liviana categoría VLA para su uso en aspersión aérea. *Informador Técnico*, 86(2), 171-193 <https://doi.org/10.23850/22565035.3943>

Resumen

Este artículo presenta el cálculo, diseño, simulación y validación de los componentes estructurales del prototipo de la aeronave liviana CVAC-001 categoría VLA para uso en aspersión aérea. La reglamentación establecida por la EASA-ADOA (Alternative Design Organization Approval) se definió en el proyecto como modelo de diseño del prototipo de la aeronave para lograr su garantía o aseguramiento. Para el proceso de cálculo, diseño, simulación y validación de los componentes estructurales, se escogieron dos lados de la cuaderna de carga y el conjunto de los tres componentes que la conforman. La simulación por elementos finitos para el estudio estático de esfuerzos, pandeo y los ensayos de validación de la cuaderna de carga permiten concluir que para los componentes analizados se cumple el criterio de factibilidad de diseño.

Palabras clave: Aeronave Ultra Liviana (AUL); aspersión aérea; Aprobación de Organización de Diseño (DOA); Normatividad Agencia Europea de Seguridad aérea (EASA); simulación por elementos finitos.

Abstract

This paper presents the calculation, design, simulation, and validation of structural components of the light aircraft prototype CVAC-001 category VLA for use in aerial spraying. The regulation established by the EASA-ADOA (Alternative Design Organization Approval) was defined in the project as an aircraft design model to achieve its guarantee or assurance. For the calculation, design, simulation, and validation process of the structural components, two sides of the load frame and the set of three components that make it up were chosen. The finite element simulation for the static study of stress and buckling and the validation tests of the load frame allows us to conclude that the design feasibility criterion is met for the analyzed components.

Keywords: Very Light Aircraft (VLA); aerial spray; Design Organization Approval (DOA); European Aviation Safety Agency (EASA); normativity; finite element simulation.

1. Introducción

Actualmente, Colombia tiene un aumento del potencial en el diseño de aeronaves, que se refleja en el gran posicionamiento que tienen los ultralivianos colombianos en el mercado. En los últimos años, el concepto de ultraliviano ha evolucionado de tal manera que tanto la Administración Federal de Aviación (FAA, por sus siglas en inglés) (FAA, 2019) de los Estados Unidos, como la Agencia Europea de Seguridad de Aviación (EASA por sus siglas en inglés) (EASA, 2021) se vieron en la necesidad, entre 2003 y 2004, de hacer efectivos los requerimientos de diseño específicos para esta categoría de aeronaves. En relación con Colombia, la Aeronáutica Civil (2021) ha establecido el RAC VLA, un código de aeronavegabilidad propio de las aeronaves ligeras. Para efectos de certificación, los fabricantes colombianos que se acojan al estándar de aeronavegabilidad europeo EASA Certification Specifications for Very Light Airplanes (CS-VLA) (EASA, 2021) podrán obtener un certificado de aeronavegabilidad especial respecto a dicho diseño.

Teniendo en cuenta que la Aeronáutica Civil ha adoptado la normatividad EASA-OASI como base para los procesos de certificación de las aeronaves livianas categoría VLA, en este proyecto se definió como modelo de gestión para la Organización de Diseño, la reglamentación establecida por la EASA-ADOA (Alternative Design Organization Approval) (EASA, 2018).

La Design Organization Approval (DOA) es un reconocimiento de aprobación otorgado por la EASA a personas u organizaciones que diseñan, cambian o reparan aeronaves o sus partes, y cumplen todos los requerimientos de la Parte 21: Sección A-Subparte J (Part 21.A.J). Tales requerimientos incluyen términos de aprobación que definen el tipo de actividades de diseño, los productos que se diseñan o la lista de productos que solicitaron certificados tipo. Por otra parte, a los titulares de la organización de diseño se les otorgan unos privilegios, entre los que se encuentran: realizar actividades de diseño dentro del alcance de la aprobación, hacer que la EASA acepte los documentos de cumplimiento sin verificación adicional y realizar actividades de forma independiente a la EASA.

Por otro lado, una ADOA es un reconocimiento de aprobación otorgado por la EASA a personas u organizaciones que diseñan, cambian o reparan aeronaves o sus partes, pero cumplen solamente algunos requerimientos (de Part 21.A.J). Sin embargo, este no otorga ningún privilegio. A pesar de esto, una organización busca este reconocimiento como fase inicial de la DOA. Cuando una organización alcanza el reconocimiento, se convierte en poseedora de una aprobación de la EASA, lo que significa que demostró capacidad de diseño, habilidad de gestión, y de realización de ensayos de prueba, a través de la demostración de una serie de medios de cumplimiento o conformidades, que definen un certificado tipo, el cual está compuesto por varios elementos, pero el principal de todos es el producto utilizado para demostrar el cumplimiento de las normas que aplican para el mismo.

En nuestro caso, esas normas fueron la CS-VLA, y el producto escogido fue la cuaderna del área de carga del prototipo de la aeronave CVAC-001, que es un componente estructural que pertenece al fuselaje, y constituye una estructura rígida cuando se une a los largueros, longuerones, longuerillos, piel y elementos de unión. Se escogió la cuaderna por ser uno de los componentes más críticos de la aeronave, ya que es el componente principal que debe resistir la fuerza producida por las alas cuando el aire incide y trata de romper la unión entre las alas y el fuselaje, para posteriormente transmitirse por toda la estructura de este último.

Tomando en consideración que las aeronaves ligeras de categoría VLA son aquellas con una masa máxima al despegue (MTOM, Maximum Takeoff Weight) de 1.200 kg, y según la norma, su peso máximo debe ser de 750 kg (EASA, 2018). Para este proyecto, se eligió diseñar y construir componentes estructurales para una aeronave agrícola de este tipo, ya que es la que presenta mayor potencial de impulso para la industria aeronáutica colombiana, y es donde se ha tenido más avances, no solo en materia de tecnología sino también de regulación.

2. Diseño de partes aeronáuticas basadas en la DOA y su alternativa ADOA

El Reglamento (UE) No 748/2012 en su Anexo I (Parte 21), establece los lineamientos para certificación de aeronaves, productos, componentes y equipos relacionados, así como de las organizaciones de diseño y producción. La Parte 21 contiene 16 subpartes, nombradas de la A hasta la Q, que establecen los lineamientos para certificados tipo (Parte 21.A.11 a Parte 21.A.61) y sus cambios (Parte 21.90A a Parte 21.A.109), entre otros. La Subparte J (Parte 21.A.231 a Parte 21.A.265) establece los lineamientos para una DOA. Para que un diseño se base en esta, debe estar centrado en un Sistema de Garantía de Diseño (SGD) (Comisión Europea, 2012, Anexo I, Parte 21.A.239).

La creación de un SGD permite asegurar y controlar los diseños de productos, componentes, equipos de aeronaves o los cambios de estos, así como las responsabilidades, y la conformidad e idoneidad con los procedimientos documentados del sistema. Adicionalmente, también permite funciones o métodos de verificación independiente de las demostraciones de cumplimiento, para integrar al diseño soluciones de socios o subcontratistas.

En un SGD, el proceso de diseño de un componente de una aeronave comienza por aportar las especificaciones del producto (Figura 1) (Comisión Europea, 2012, Anexo I, Parte 21.A.239). Después, se crean los documentos de diseño, los cuales deben contener información sobre usuarios, características del producto, programa de desarrollo, decisiones de diseño y planos de ingeniería. Posteriormente, ese diseño es analizado y ensayado para asegurar su correcto desempeño. Finalmente, una DOA, y en general un certificado tipo, debe mostrar, verificar y declarar los medios de cumplimiento o conformidades de las especificaciones de certificación contenidos en la norma ante la EASA, la cual finalmente otorga el certificado tipo.

Ya que en este caso son presentados los elementos del SGD que involucran las etapas de iniciación, manejo, dibujos y especificación de materiales, hasta la etapa de análisis y ensayo, pero sin medios de control o supervisión, entonces al diseñar una DOA sin controles o supervisiones, se dice que este diseño está basado en una ADOA.

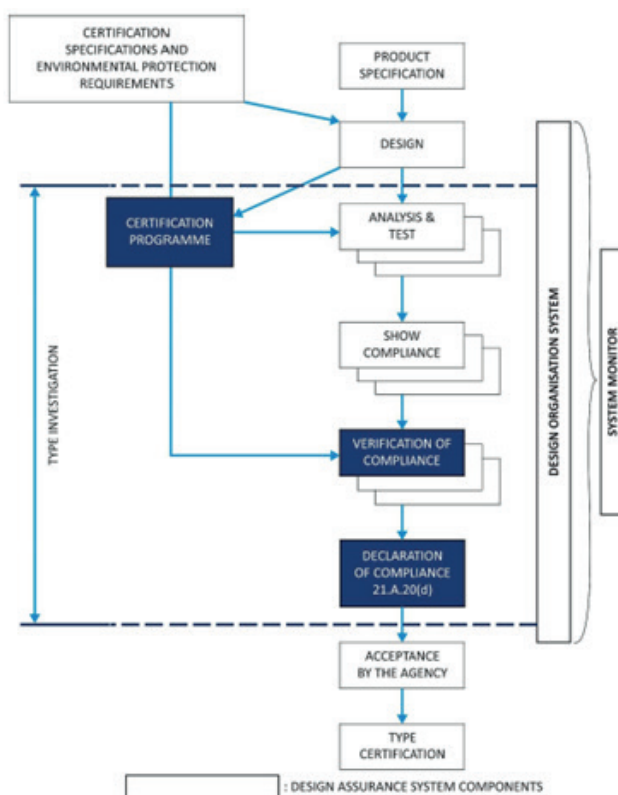


Figura 1. Sistema de garantía del diseño

Fuente: tomado de EASA (2020).

3. Especificaciones técnicas de los componentes estructurales

3.1. Selección de los componentes estructurales

Para la selección de los componentes estructurales de la aeronave, y el análisis realizado por el equipo técnico, conformado por los ingenieros del CRTM del Pacífico, los gerentes, ingenieros y técnicos de las empresas vinculados al proyecto, se tomó como base la normatividad vigente RAC 21-Certificación de tipo y fabricación de productos aeronáuticos contenidas en el Capítulo B numeral 21.143 (Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, 2013). Para la selección se tuvo en cuenta criterios como la conveniencia técnica desde el punto de vista de la posibilidad de fabricación local, uso de nuevos procesos de fabricación, componentes que impliquen innovación en su fabricación y el impacto positivo que puedan tener para el fortalecimiento de la ADOA. A cada criterio se le asignó un puntaje máximo, para un total de 100 puntos (Tabla 1).

Como resultado de este proceso, se seleccionaron los principales cinco componentes que podrían ser diseñados, fabricados y probados en el prototipo de aeronave para aspersión aérea, de acuerdo con la ADOA (Tabla 2).

Tabla 1. Criterios de selección de los componentes estructurales

Criterio de selección	Puntaje máximo	Observaciones
1. Innovación en fabricación	25	Que se innove en el proceso de fabricación de aeronaves, comparado con lo que se produce actualmente en el mercado colombiano. Calificar de 1 a 25, donde 25 es muy innovador.
2. Posibilidad de fabricación local	20	Que se pueda fabricar en alguna de las empresas involucradas en el proyecto. Calificar de 1 a 20, donde 20 es muy factible de fabricar en alguna de las empresas.
3. Nuevo proceso de fabricación	15	Que implique usar nuevas tecnologías de fabricación, o procesos que actualmente no se utilizan en los productos actuales. Calificar de 1 a 15, donde 15 es un nuevo proceso de fabricación.
4. Ingeniería avanzada en diseño	20	Que el componente implique o contenga criterios avanzados de diseño o utilización avanzada de materiales. Calificar de 1 a 20, donde 20 significa que hay un alto componente de ing. avanzada.
5. Impacto positivo para la ADOA	10	Que se pueda evidenciar fácilmente que el componente desarrollado implica conocimientos avanzados y muestren una buena capacidad técnica. Calificar de 1 a 10, donde 10 es un impacto muy positivo desde el punto de vista aeronáutico.
6. Nivel de criticidad para la aeronave	10	Según la normatividad vigente y la clase de producto tipo I, II o III. Calificar de 1 a 10, donde 10 corresponde al menor nivel de criticidad.

Fuente: elaboración propia.

Tabla 2. Criterios de selección de los componentes estructurales

Componente	Puntaje
Cuaderna del área de carga	95
Costilla del ala	90
Trim del estabilizador horizontal	85
Silla piloto	70
Tren de aterrizaje delantero	65

Fuente: elaboración propia.

Con base en los puntajes obtenidos, se seleccionaron dos (2) componentes estructurales críticos para ser desarrollados en la ADOA: la cuaderna del área de carga y la costilla del ala.

3.2. Materiales y procesos de fabricación

La cuaderna del área de carga y la costilla del ala, ubicadas respectivamente en el compartimiento de carga y en las alas de la aeronave, se fabricarán mediante procesos de corte y deformación mecánica, los cuales trabajarán de manera acoplada con los otros componentes estructurales del fuselaje y de las alas, respectivamente. Ambos componentes deben ser resistentes y livianos, para lograr las especificaciones establecidas en el diseño conceptual. Los dos componentes serán construidos en aluminio aeronáutico 6061-T6. En las Tablas 3 y 4 se presentan, respectivamente, la composición (Sung-Wook; Beom-Seon, 2014) y las propiedades físicas (Nedal Aluminium, 2016) del aluminio 6061-T6.

Tabla 3. Composición del aluminio aeronáutico 6061-T6

Composición	Al	Mg	Si	Fe	Cu	Zn	Ti	Mn	Cr	Otro
Contenido (%)	95,8-98,6	0,8-1,2	0,4-0,8	Máx 0,7	0,15-0,40	Máx 0,25	Máx. 0,15	Máx. 0,15	0,04-0,35	0,05

Fuente: elaboración propia.

Tabla 4. Propiedades del aluminio aeronáutico 6061-T6

Densidad	Punto fusión	Coefficiente de expansión térmica	Conductividad térmica	Módulo elástico	Coefficiente Poisson
2,77 x 10 ³ kg/m ³	582 - 652 °C	22,8 (10 ⁻⁶ /°C)	167 (W/mK)	68,9 (GPa)	0,33

Fuente: elaboración propia.

3.3. Especificaciones técnicas del prototipo CVAC-001

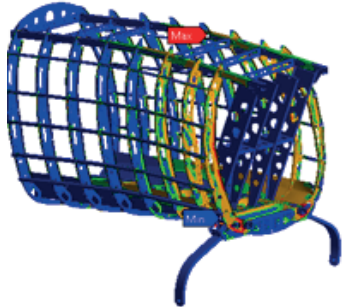
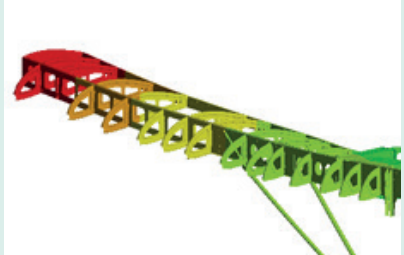
Teniendo en cuenta la normatividad EASA-OASI como base para los procesos de certificación de las aeronaves livianas categoría VLA, y que en el proyecto se definió como modelo de gestión para la organización de diseño la reglamentación establecida por la EASA-ADOA, se procedió a determinar las especificaciones técnicas generales del prototipo CVAC-001 (Cauca Valley Aeronautical Clúster-001), objeto del presente diseño, así como de los componentes seleccionados para la ADOA (Tablas 5 y 6).

Tabla 5. Especificaciones técnicas generales del prototipo CVAC-001

Peso máximo de despegue	750 kg
Peso vacío	250-300 kg
Peso útil	≥ 250 kg
Velocidad de crucero	110 mph-177 km/h
Velocidad de pérdida (con flaps)	45 mph
Capacidad combustible	25 Gal -95 L, peso 64,3 kg
Autonomía (16 L/h)	4 h
Tipo de vuelo	Diurno
Asientos	(1-2)
Factor de carga	+4 g / -2 g
Motor	100-120 HP
Material	Aluminio 6061-T6

Fuente: elaboración propia.

Tabla 6. Especificaciones técnicas de los componentes para la ADOA

Componente	Especificaciones	Imagen prediseño
Cuaderna del área de carga	• Material: aluminio aeronáutico 6160-T6 • Proceso de fabricación: corte y conformado en frío, deformación mecánica. • Factor de seguridad ≥ 1. • Sin tratamiento térmico. • Peso menor a 1 kg	
Costilla del ala	• Material: aluminio aeronáutico 6160-T6. • Proceso de fabricación: corte y conformado en frío, deformación mecánica. • Factor de seguridad ≥ 1. • Sin tratamiento térmico. • Peso menor a 1 kg	

Fuente: elaboración propia.

4. Cálculo y análisis de cargas

Definidas las especificaciones técnicas del prototipo de la aeronave y los procesos de fabricación que se adoptarán para la construcción de los componentes estructurales del sistema para la ADOAS, se pasó a realizar los cálculos y los análisis para determinar las cargas y fuerzas que actúan sobre los diferentes componentes de la aeronave.

Para esto (Figura 2), primero se crearon los modelos CAD de la aeronave en el software SolidWorks, teniendo en cuenta si estos modelos se requerían para un análisis de dinámica de fluidos computacional (CFD) o para un análisis por elementos finitos (FEM). Seguidamente, se llevó a cabo un análisis por CFD, para caracterizar completamente la aerodinámica de la aeronave, para lo cual se usó el software de código libre Salome-Meca. Del análisis CFD, y usando el software de código libre OpenFOAM, se extrajeron las cargas que se generan en el cuerpo de la aeronave durante la operación de vuelo. Estas cargas fueron aplicadas al modelo de elementos finitos creado en el módulo de simulación de SolidWorks, donde se evaluó estructuralmente el comportamiento de las diferentes partes. Finalmente, se analizaron los resultados del análisis por elementos finitos.

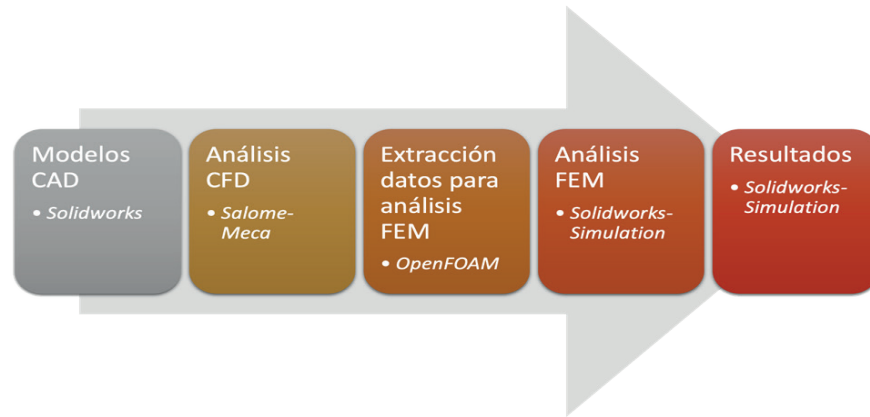


Figura 2. Metodología para el análisis de las pases
Fuente: elaboración propia.

A continuación, se deben identificar los centros de masa y gravedad de la aeronave, para lo cual fue necesario tener los valores de los pesos establecidos para los componentes del prototipo que se muestran en la Tabla 7 (EASA, 2020).

Tabla 7. Pesos de los componentes del prototipo CVAC-001

Componente	Peso (kg)
MTOW (peso máximo de despegue)	750
Ocupante (x1)	86
Carga de transporte	300
Combustible	36
Ala	58
Cola horizontal	21
Cola vertical	20
Tren principal derecho	14
Tren principal izquierdo	14
Tren de nariz	9,35
Motor	100
Botalón de cola derecho	5
Botalón de cola izquierdo	5
Fuselaje	69,17

Fuente: elaboración propia.

A partir de los valores consignados en la Tabla 7, se calculan los otros parámetros involucrados en el diseño de la aeronave. Inicialmente se calcula el peso vacío (W_e), como Raymer (2006) (Ecuación 1):

$$W_e = W_o - W_c - W_f - W_p \quad (1)$$

Donde: $W_o = 7348 \text{ N}$ (peso máximo de despegue), $W_c = 819,6 \text{ N}$ (peso de un ocupante), $W_f = 362,4 \text{ N}$ (peso del combustible) y $W_p = 3230 \text{ N}$ (carga de aspersión o de transporte).

Conocido el valor del peso vacío, se puede calcular el peso o carga útil (W_u) como (Ecuación 2):

$$W_u = W_o - W_e \quad (2)$$

Con estos valores se calcula la relación de peso de combustible (W_{fr}) [13] (Ecuación 3):

$$W_{fr} = \frac{W_f}{W_o} \quad (3)$$

y la relación de peso vacío (W_{er}) (Raymer, 2006) (Ecuación 4):

$$W_{er} = \frac{W_e}{W_o} \quad (4)$$

Los pesos iniciales (W_{ic}) y finales de crucero (W_{fc}) se determinan respectivamente a partir de la misión de vuelo, con valores típicos como los mostrados en Sadraey (2013) (Ecuación 5 y 6):

$$W_{ic} = 0,97 W_o \quad (5)$$

$$W_{fc} = 0,87 W_o \quad (6)$$

El peso promedio de la aeronave sería (Ecuación 7):

$$W_a = 0,5 (W_{ic} + W_{fc}) \quad (7)$$

Finalmente, se obtienen los parámetros de trabajo del prototipo (Tabla 8).

Tabla 8. Parámetros de trabajo del prototipo CVAC-001

W_e (kg)	W_u (kg)	W_{fr}	W_{er}	W_{ic} (kg)	W_{fc} (kg)	W_a (kg)
274,81	475,23	0,05	0,36	727,5	652,5	690

Fuente: elaboración propia.

Establecidos los pesos de los componentes y los parámetros de trabajo del prototipo, se procede a evaluar la estabilidad de la aeronave a partir de los momentos generados por las cargas (Tabla 8) y sus centros de gravedad, cuya ubicación se muestra en la vista de diseño lateral, y la superior desde el punto cero de la aeronave (Figura 3). En aeronáutica, las direcciones con respecto a cada uno de los ejes se denominan estación de fuselaje (FS-fuselage stations), línea de agua (WL-waterline) y línea de tope (BL-butt line) con respecto a los ejes x, y y z, respectivamente.

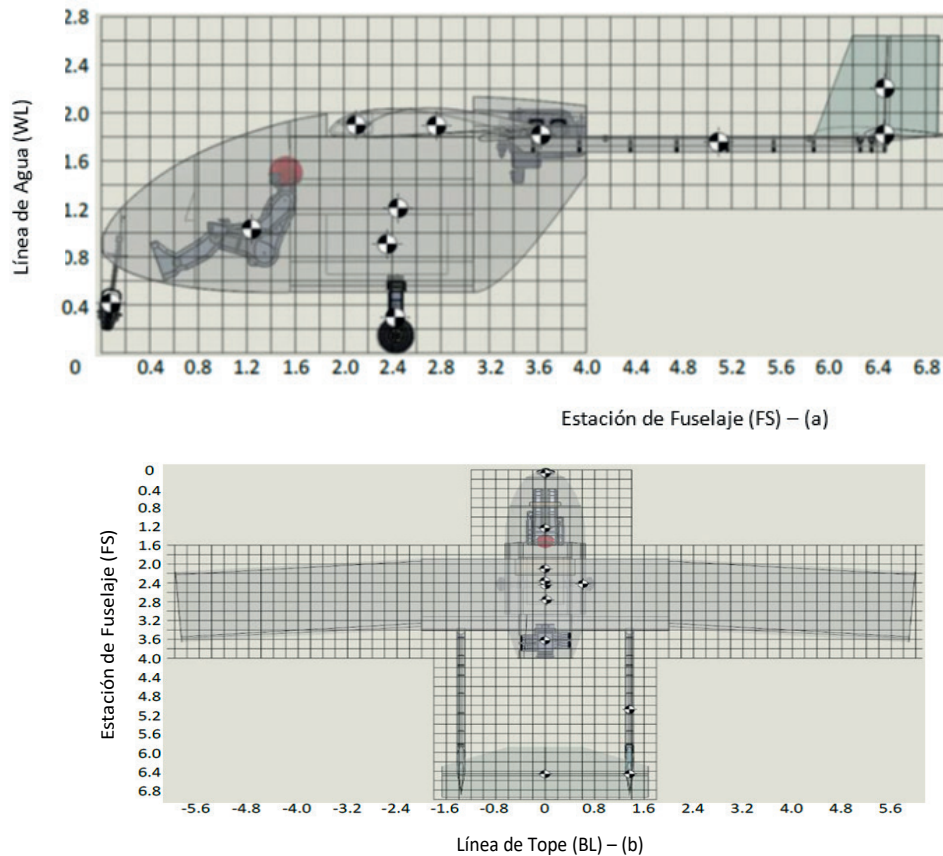


Figura 3. Ubicación de los centros de gravedad de las cargas del prototipo CVAC-001: a) vista lateral, b) vista superior (dimensiones en m)
Fuente: elaboración propia.

La ubicación exacta de los centros de gravedad de las cargas en el prototipo de la aeronave CVAC-001 se resumen en la Tabla 9.

Tabla 9. Coordenadas de los componentes del prototipo CVAC-001

Componente	x (m)	y (m)	z (m)
Ala	2,761	1,892	0
Sustentador horizontal	6,461	1,820	0
Sustentador vertical	6,378	2,000	0
Tren principal derecho	2,455	0,268	0,813
Tren principal izquierdo	2,455	0,268	-0,813
Tren de nariz	0,075	0,268	0
Motor	3,646	1,813	0
Combustible	1,898	2,080	0
Botalón derecho de cola	4,961	2,223	1,365
Botalón izquierdo de cola	4,961	2,223	-1,365
Ocupante	1,195	1,259	0
Carga	2,357	0,900	0
Fuselaje	1,928	1,191	0

Fuente: elaboración propia.

5. Cálculo de los componentes estructurales y configuración óptima

Con las cargas, su distribución y los momentos se diseñan y calculan cada uno de los componentes críticos estructurales seleccionados. Este proceso es dinámico, o sea, se van realizando ajustes y modificaciones hasta llegar a la configuración adecuada, es decir, que cumpla con las especificaciones establecidas por las normas y los parámetros de diseño que se han definido.

5.1. Componentes de cuaderna

La cuaderna de la aeronave CVAC-001 es un componente estructural que pertenece al fuselaje, y constituye una estructura rígida cuando se une a los demás componentes que la conforman. Aunque todos ellos resisten la fuerza producida por las alas cuando el aire incide, esa fuerza que se genera trata de arrancar la unión entre las alas y el fuselaje, para posteriormente transmitirse por toda la estructura de este último. Es por lo que la cuaderna y sus componentes se escogieron para ser estudiados, por ser algunas de las partes más críticas de la aeronave.

Con el objeto de llevar a cabo los análisis, la cuaderna del área de carga se divide en tres componentes o elementos que llamamos: lado A, lado B y lado C (Tabla 6). Dado que los componentes de los lados A y B son idénticos y simétricos, la simulación se realizó para los componentes del lado a, el lado C y la cuaderna completa.

El material usado para la cuaderna es aluminio aeronáutico 6160-T6, y se asume en la simulación un modelo isotrópico lineal elástico. La Tabla 10 resume las características generales del modelo de elementos finitos. La carga aplicada a la cuaderna se determinó a partir de un diagrama de cuerpo libre de todo el conjunto de la aeronave, teniendo en cuenta las cargas establecidas para cada uno de los componentes del prototipo CVAC-001 (Tabla 7).

5.1.1. Análisis del lado A de la cuaderna

Las dimensiones generales de este lado de la cuaderna se muestran en la Figura 4. La carga que actúa sobre este elemento es de 50 kg o 490 N, y se aplicó en la parte superior (Figura 5), en dirección vertical.

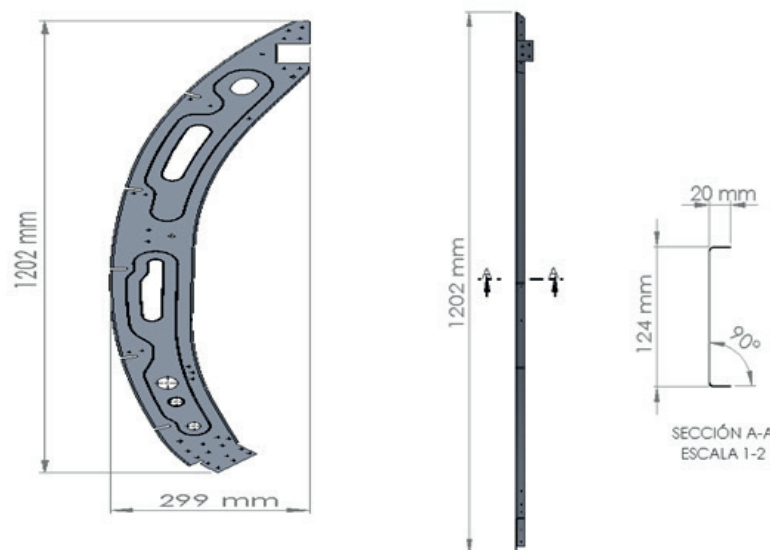


Figura 4. Dimensiones (mm) del lado A de la cuaderna: izquierda, vista frontal; derecha, vista lateral
Fuente: elaboración propia.

En la simulación se usó una malla sólida tridimensional, con elementos cuadriláteros de alto orden, para un total de 772.629 elementos (Tabla 10).

Tabla 10. *Parámetros de cálculo para la malla del lado A de la cuaderna*

Tipo de malla	Malla sólida
Tamaño máximo de elemento	2,0 mm
Tamaño mínimo del elemento	0,4 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Número total de nodos	1.329.089
Número total de elementos	772.629
Cociente máximo de aspecto	~187
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	~75,6
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	~0,3

Fuente: elaboración propia.

Para el lado A de la cuaderna, se restringe todo movimiento en la parte inferior, donde está la conexión pernada de este lado de la cuaderna con el lado C. Todo el borde izquierdo conecta con el fuselaje, contra el movimiento en el plano. En las placas de conexión con las vigas principales y los largueros, se restringe el movimiento en el plano (Figura 6).

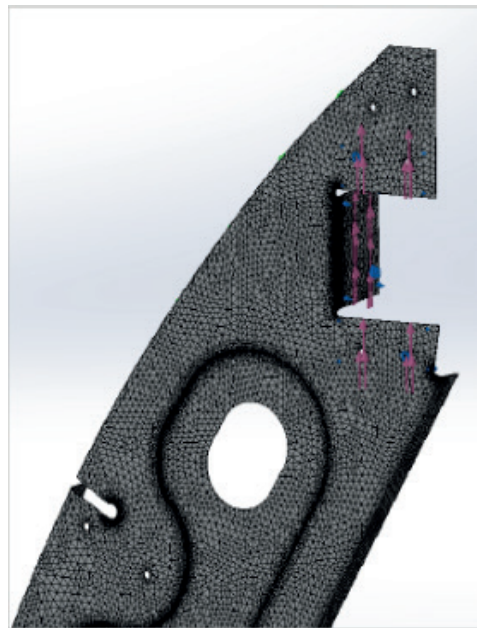


Figura 5. *Zona de aplicación de la carga*
Fuente: elaboración propia.

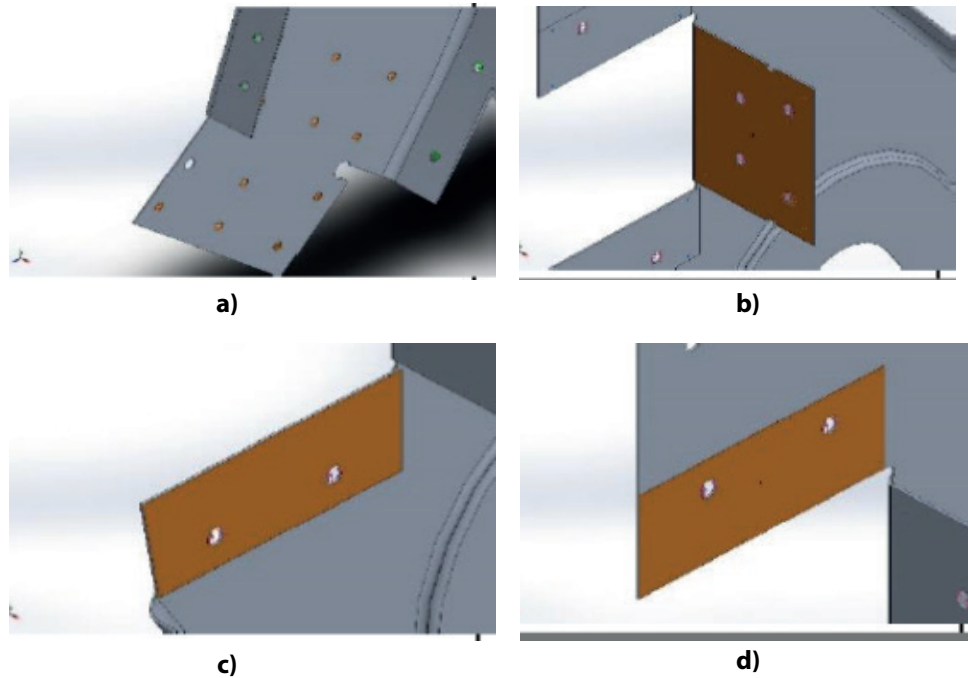


Figura 6. Sujeciones del lado A de la cuaderna: a) conexión fija, b) conexión de cara plana con viga principal, c) y d) conexión de cara plana con largueros
Fuente: elaboración propia.

Verificadas las cargas y las restricciones, se procede a realizar el análisis por elementos finitos. Para cada modelo se realizó un estudio estático de esfuerzos y un estudio de pandeo. Para materiales metálicos y dúctiles, como el aluminio, se considera el criterio de Von Mises, el cual define que la falla ocurre cuando la energía de distorsión elástica supera la energía de distorsión de una probeta cargada axialmente al punto de fluencia (Jaramillo, 2016; Hill, 1950). Es decir, el factor de seguridad se calcula como (Ecuación 8):

$$f_s = \frac{\text{Esfuerzo de fluencia}}{\text{Esfuerzo de von Mises}} = \frac{S_y}{\sigma'} \quad (8)$$

Donde, el esfuerzo de Von Mises es el resultado de los esfuerzos principales (Ecuación 9):

$$\sigma' = \left[\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2}{2} \right]^{1/2} \quad (9)$$

En la simulación para el estudio estático, los valores de las tensiones de Von Mises en el lado A de la cuaderna van desde $3,297 \times 10^3$ a $4,898 \times 10^8$ N/m² y, el factor de seguridad varía entre 0,561 y 10 (Figuras 7a y 7b).

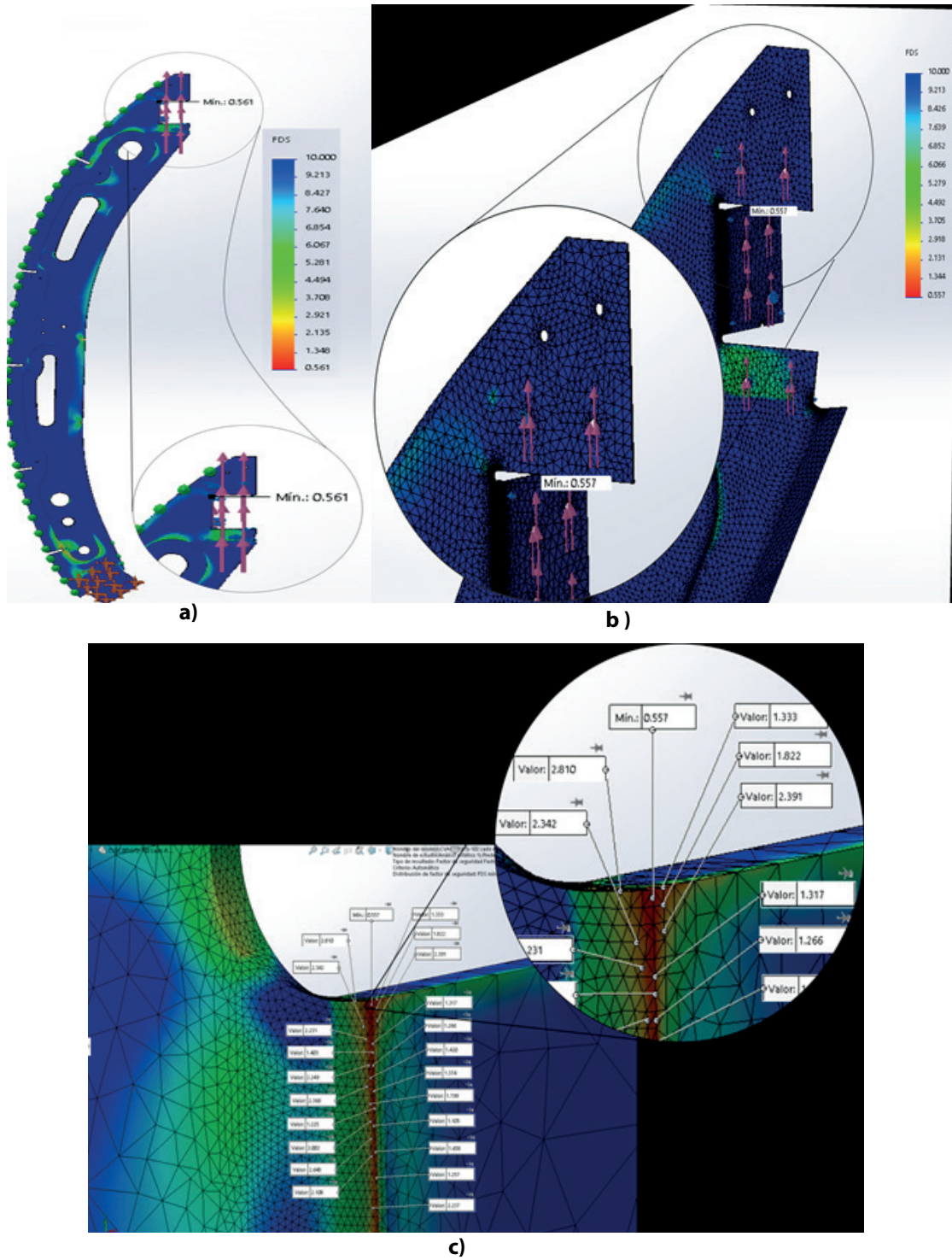


Figura 7. Factores de seguridad del lado A de la cadena: a) distribución del factor de seguridad en todo el lado A de la cadena, b) zona localizada de mínimo factor de seguridad, c) factor de seguridad en el área de mayores esfuerzos. En la parte superior de las figuras 6a y 6c se presentan ampliaciones de esas zonas

Fuente: elaboración propia.

Los máximos esfuerzos se presentan en la parte superior del vértice (Figura 6c), debido, posiblemente, a elementos de malla que no conectaron correctamente, lo cual se evidencia por la concentración tan localizada de las tensiones de Von Mises. Sin embargo, indagando en las demás zonas de la parte, el factor de seguridad es mayor a 1,0 (Jaramillo, 2016; Hill, 1950). Por tanto, se puede concluir que el lado A de la cuaderna de carga cumple en lo que respecta a las tensiones de Von Mises.

Por otro lado, en la simulación de pandeo, es importante determinar el valor de la carga crítica de pandeo del elemento estructural, que se define como la carga que corresponde a un esfuerzo axial a compresión por encima de cualquier pequeña imperfección que impide que exista un equilibrio estable. La carga crítica o carga crítica de Euler se calcula así (Jaramillo, 2016; Hill, 1950; Höpfl *et al.*, 2001) (Ecuación 10):

$$F_{crit} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{L^2} \quad (10)$$

Donde E es el módulo de elasticidad, I el momento de inercia de la sección transversal y L es la longitud del elemento. En ese sentido, se define el factor de pandeo (f_p) como la relación de la carga crítica de pandeo (carga donde se produce el pandeo del componente) y la carga de trabajo de la parte o estructura (Höpfl *et al.*, 2001; Timoshenko, 1983) (Ecuación 11):

$$f_p = \frac{\text{Carga crítica de pandeo}}{\text{Carga de trabajo}} \quad (11)$$

Por lo tanto, el factor de pandeo (f_p) se puede asumir como un factor de seguridad al pandeo. Lo anterior implica que si el $f_p > 1,0$, entonces se considera que la condición de diseño se cumple, es decir, no se genera pandeo en la parte. La amplitud resultante de los desplazamientos (AMPRES) varía entre 0 y $1,453 \times 10^{-2}$ m, y el factor de pandeo de 1,21 (Figura 8), lo que indica que la carga crítica es mayor que la carga aplicada. Entonces se concluye que el lado A de la cuaderna de carga chequea por pandeo.

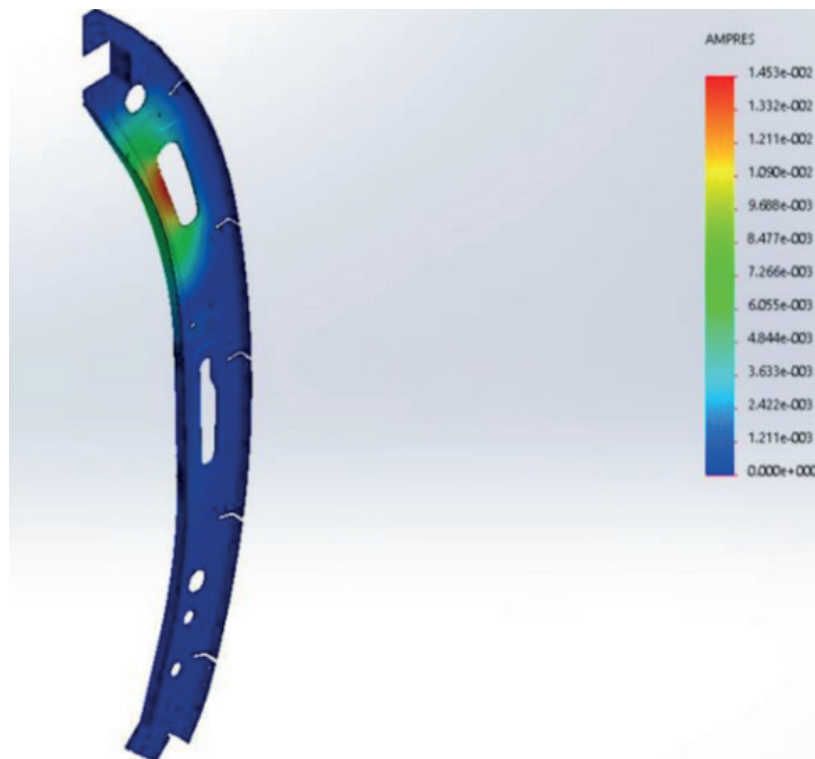


Figura 8. Resultados de la simulación de pandeo para el lado A de la cuaderna de carga
Fuente: elaboración propia.

5.1.2. Análisis del elemento del lado C de la cuaderna

Para el lado C de la cuaderna también se aplicó una carga de 50 kg (490 N) en todo el borde superior de la misma. Se definió una malla sólida tridimensional, con 534.808 elementos cuadriláteros de alto de orden, y con un tamaño entre 0,4 mm y 2 mm (Tabla 11). Las dimensiones de lado C de la cuaderna se muestran en Figura 9.

Tabla 11. Parámetros la malla del lado C de la cuaderna

Tipo de malla	Malla sólida
Tamaño máximo de elemento	2,0 mm
Tamaño mínimo del elemento	0,4 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Número total de nodos	1.020.774
Número total de elementos	534.808
Cociente máximo de aspecto	~110
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	~58,3
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	~0,2

Fuente: elaboración propia.

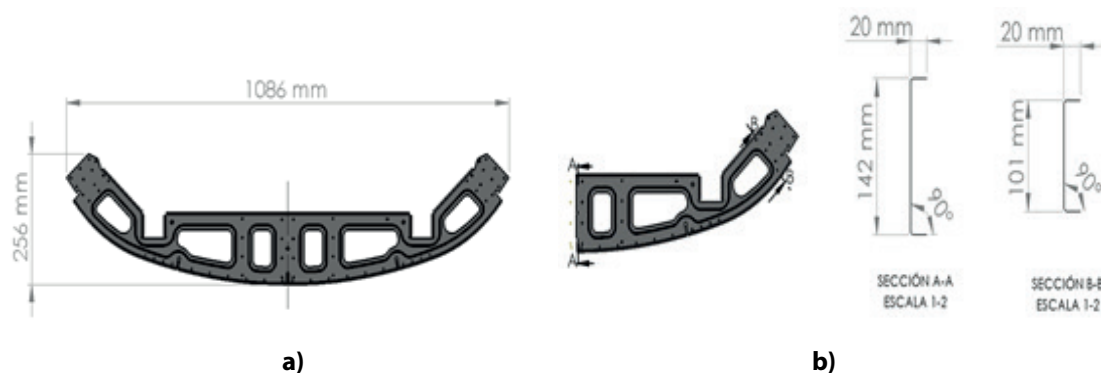


Figura 9. Dimensiones (mm) del lado C de la cuaderna: a) vista frontal, b) vista lateral
Fuente: elaboración propia.

Para el lado izquierdo de la cuaderna se restringieron completamente los desplazamientos, y para el lado derecho quedaron restringidos en la dirección vertical y frontal (Figura 10).



Figura 10. Sujeciones del lado C de la cuaderna
Fuente: elaboración propia.

Para el lado C de la cuaderna, los esfuerzos de Von Mises van desde $5,498 \times 10^2$ a $1,854 \times 10^8$ N/m² (Figura 11), valores que se encuentran por debajo del esfuerzo de fluencia ($\sim 2,8 \times 10^8$ N/m²). El factor de seguridad (FS) varía entre 1,483 y 10 en las áreas de mayores esfuerzos (Figura 12). Debido a que el factor de seguridad es superior a 1,0 en todas las regiones de la cuaderna, el diseño del lado C cumple con los requerimientos.

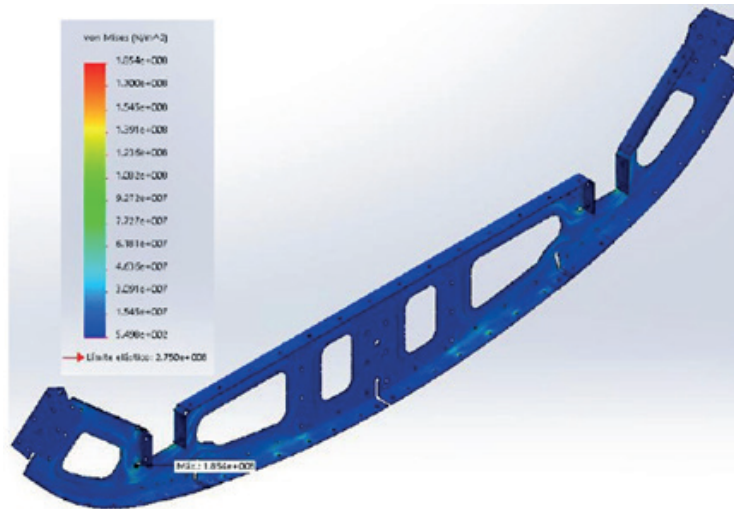


Figura 11. Esfuerzos de Von Mises para el lado C de la cuaderna
Fuente: elaboración propia.

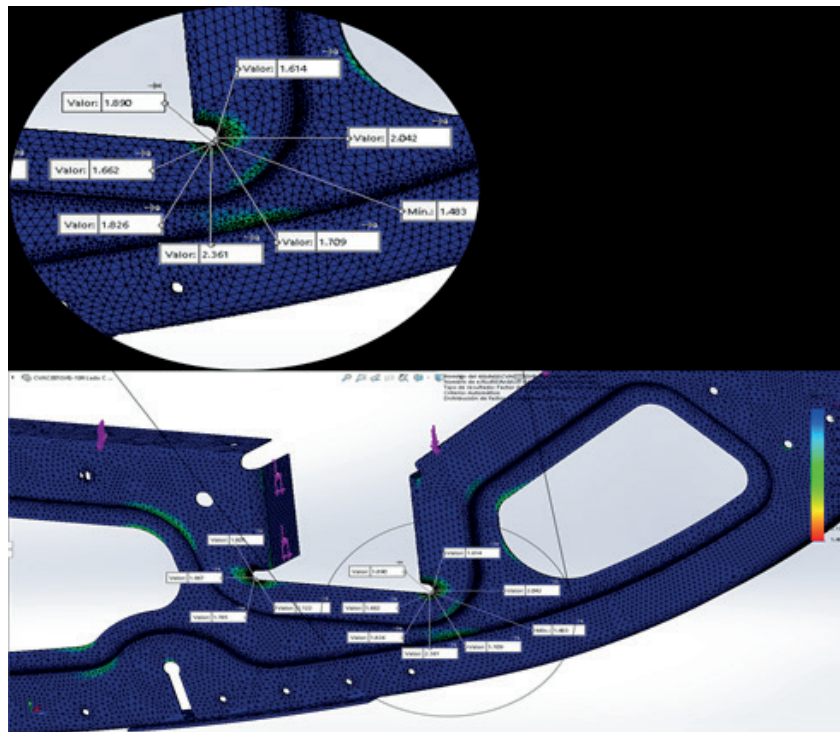


Figura 12. Tensiones de Von Mises en las regiones de mayores esfuerzos del lado C de la cuaderna. En la parte superior de la figura se presenta una ampliación de esa zona
Fuente: elaboración propia.

La simulación de pandeo dio una resultante de la amplitud de los desplazamientos (AMPRES) entre 0 y $5,98 \times 10^{-3}$ m (Figura 13). El factor de pandeo fue de -2,1, lo que indica que no ocurrirá el pandeo por efecto de la carga, y el valor negativo indica que si se invierte la dirección de la carga tampoco ocurrirá, debido a que el factor de pandeo es menor a -1.

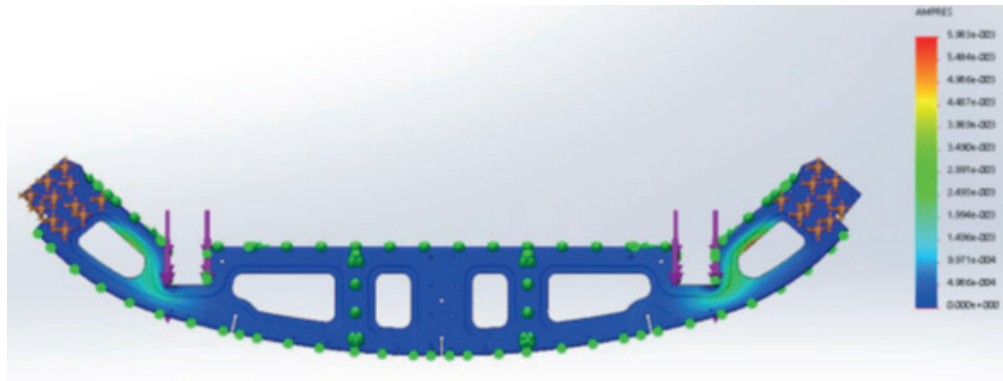


Figura 11. Esfuerzos de Von Mises para el lado C de la cuaderna
Fuente: elaboración propia.

5.1.3. Análisis de la cuaderna del área de carga

Las dimensiones de la cuaderna de carga se muestran en la Figura 14. Se aplicó una carga 60 kg (588 N) en el borde superior del lado C (Figura 15). El modelo de elementos finitos tiene una malla sólida tridimensional con 1.896.421 elementos cuadriláteros de alto orden, con un tamaño entre 0,4 y 2,0 mm (Tabla 12).

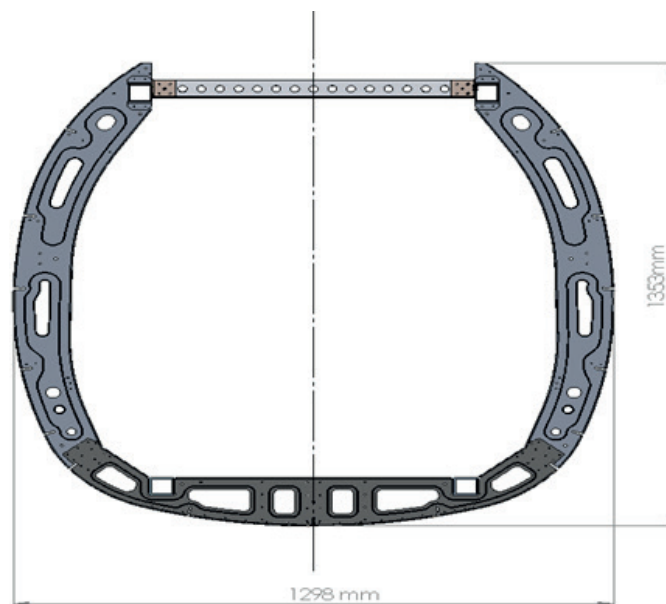


Figura 12. Dimensiones (mm) de la cuaderna de carga en vista frontal
Fuente: elaboración propia.

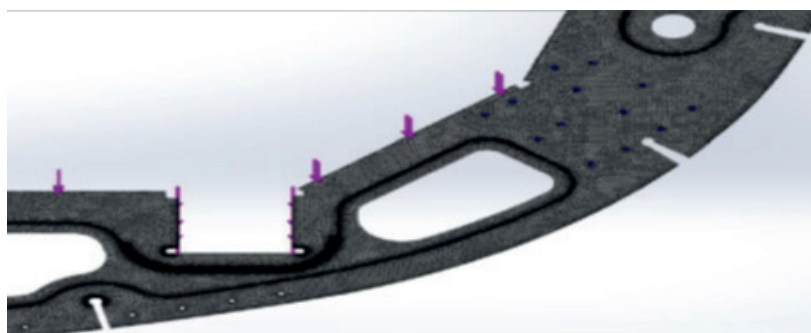


Figura 13. Zonas de aplicación de la carga
Fuente: elaboración propia.

Tabla 12. Parámetros de cálculo para la malla del conjunto de la cuaderna de carga

Tipo de malla	Malla sólida
Tamaño máximo de elemento	2,0 mm
Tamaño mínimo del elemento	0,4 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden
Número total de nodos	3.761.108
Número total de elementos	1.896.421
Cociente máximo de aspecto	~2555
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	~49,2
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	~0,2

Fuente: elaboración propia.

Las tres partes que conforman la cuaderna fueron unidas utilizando elementos conectores tipo pasador (Figura 16a). Al conjunto se le restringieron todos los desplazamientos en la parte superior izquierda, donde conecta con la viga principal, y en la dirección vertical, hacia fuera del plano para la parte superior derecha de la cuaderna (Figura 16b). Igualmente, se restringieron los desplazamientos fuera del plano del borde exterior (para simular el efecto del fuselaje), y en la parte inferior donde conecta con las vigas inferiores y largueros.



Figura 16. Conexiones y restricciones en la cuaderna: a) conector tipo pasador, b) sujeción fija

Fuente: elaboración propia.

A partir del análisis por elementos finitos del modelo, se obtuvo que los esfuerzos de Von Mises en todas las zonas estuvieron entre $9,176 \times 10^2$ a $2,532 \times 10^8$ N/m² (Figura 17), por debajo del límite de fluencia del aluminio ($\sim 2,8 \times 10^8$ N/m²).

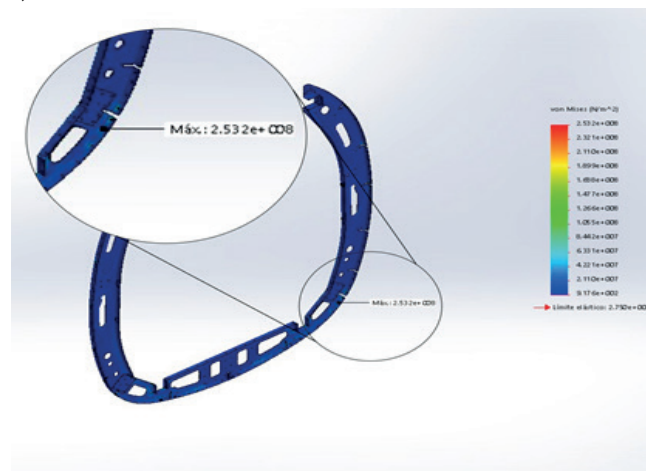


Figura 17. Esfuerzos de Von Mises del conjunto de la cuaderna de carga. En la parte superior de la figura se presenta una ampliación de esa zona

Fuente: elaboración propia.

El factor de seguridad obtenido en la cuaderna varía entre 1,09 y 2,18 (Figura 18), por lo que cumple con los requerimientos de diseño.

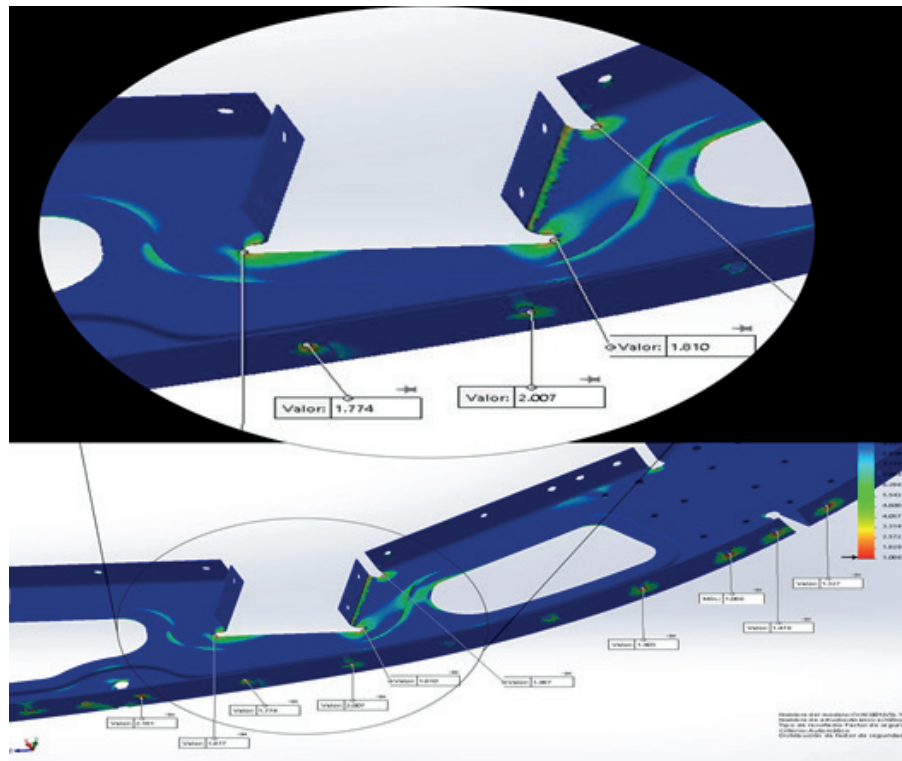


Figura 18. Factor de seguridad de la zona más crítica de la cuaderna. En la parte superior de la figura se presenta una ampliación de esa zona
Fuente: elaboración propia.

También se obtuvo que la amplitud resultante de los desplazamientos (AMPRES) está entre 0 y $9,61 \times 10^{-3}$ m (Figura 19). Igualmente, el factor de pandeo fue de -1,13, lo que indica que no ocurrirá este fenómeno, y por lo tanto se cumple el criterio de factibilidad de diseño por pandeo para la cuaderna.

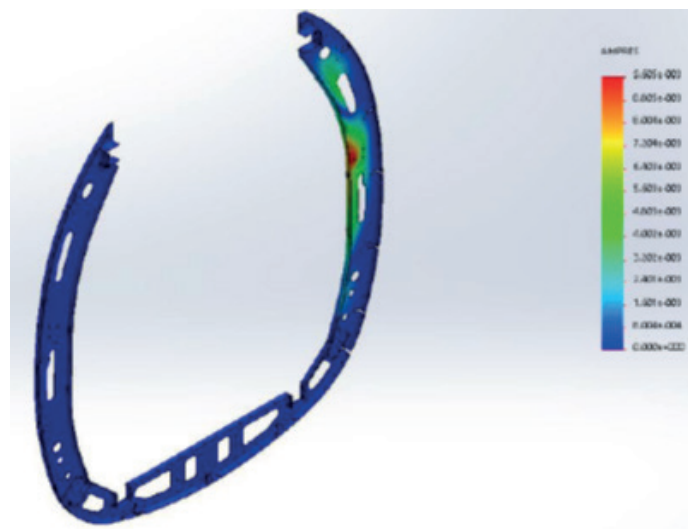


Figura 19. Amplitud resultante de los desplazamientos por pandeo por flexión para la cuaderna de carga
Fuente: elaboración propia.

6. Ensayos de validación como medio de cumplimiento

Después de llevar a cabo los cálculos, análisis de cargas y simulaciones, por el método de elementos finitos para el estudio estático de esfuerzos y por pandeo, que actúan sobre los componentes de la cuaderna de carga del prototipo CVAC-001, se procedió aplicar el método de ensayo para la cuaderna, definido por el equipo técnico del proyecto, que se encuentra especificado en el documento técnico denominado CRTM- EA1-2021. Con este objetivo, se utilizó una máquina universal, para corroborar los resultados obtenidos en los cálculos y simulaciones anteriores. Para esto, a partir del material seleccionado y de las dimensiones establecidas para los lados A, B y C, se construyó una probeta a escala real de la cuaderna de carga, a la cual se le adecuaron sujeciones en el extremo superior e inferior de la misma, mediante argollas metálicas unidas a tubos cuadrados estructurales, y por medio de un tornillo, el cual transfiere la carga de la máquina de ensayo a la cuaderna. Esta probeta corresponde con una sección del fuselaje en el área de carga (Figura 20).

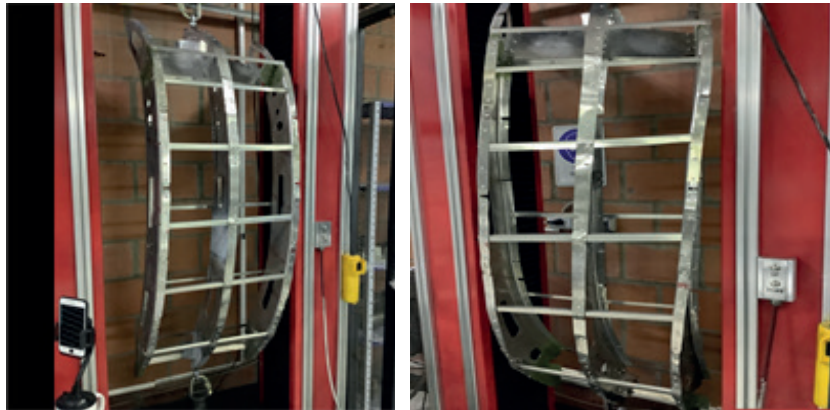


Figura 20. a) Sujeciones de la cuaderna a máquina universal de ensayos, b) deformación por torsión para la carga de 78,7 kg

Fuente: elaboración propia.

La máquina universal de ensayos usada tiene un rango de medición de 0 kN a 100 kN, con una incertidumbre en la medición de la fuerza de $\pm 1,4$ N. En el ensayo, inicialmente se le aplicó a la cuaderna, una precarga de 0,343 kN (35 kg), para luego incrementarla a una velocidad de 5 cm/min hasta la carga de trabajo de 0,588 kN (60 kg) durante 5 minutos, que produjo una elongación de 10,85 mm sin aparente daño de la cuaderna ni de sus sujeciones. A continuación, se aumentó la carga hasta un valor objetivo de 0,882 kN (90 kg) para evaluar su resistencia máxima, sin embargo, cuando se alcanzaron 0,772 kN (78,7 kg), se presentó una falla por torsión, posiblemente debida a la desalineación del sistema de sujeción de la cuaderna a la máquina de ensayos. También se debe anotar que los elementos de la cuaderna no estaban recubiertos por la piel que tendrían en condiciones normales de uso.

7. Conclusiones

Se llevó a cabo el cálculo, diseño, simulación y validación de los componentes estructurales de la aeronave liviana CVAC-001 categoría VLA para uso en aspersión aérea. Como base para los procesos de certificación de la aeronave liviana categoría VLA, en este estudio se definió como modelo de diseño de la aeronave para lograr su garantía o aseguramiento, la reglamentación establecida por la EASA-ADOA (Alternative Design Organization Approval). Para el proceso de cálculo, diseño, simulación y validación de los componentes estructurales, se escogieron dos lados de la cuaderna de carga y el conjunto de los tres componentes que la conforman, debido a que son críticos en la aeronave. Las simulaciones mediante el método de elementos finitos utilizando herramientas computacionales permitieron establecer los estados de esfuerzos y la aerodinámica de la aeronave cuando vuela a velocidad de crucero, teniendo en cuenta las cargas reales que actúan sobre los componentes de la sección central de la cuaderna de la aeronave liviana. Además, se logró establecer que

la estructura central soporta las fuerzas y momentos aerodinámicos adecuadamente, pues tiene valores por debajo de los de fluencia del material. Por lo tanto, se puede concluir que estos cumplen con los requerimientos de factibilidad de diseño, tanto en lo que respecta a las tensiones de Von Mises, como por pandeo, fenómeno que jugó un papel importante en las simulaciones, debido al poco espesor de las secciones transversales. Por lo anterior, el tener en cuenta la contribución de los elementos que aportaban rigidez lateral a la cuaderna se convirtió en un factor determinante para la definición adecuada de las restricciones.

Finalmente, los ensayos de validación mostraron que la cuaderna resiste 60 kg, que corresponden a su carga de diseño. Sin embargo, para conocer cuál es la carga máxima que soporta, es necesario eliminar el pandeo que experimenta a los 78,7 kg. Por lo tanto, se puede concluir que los ensayos de validación comprueban las predicciones de las simulaciones llevadas a cabo por el método de elementos finitos. Es importante anotar que una limitación de los ensayos usados en este trabajo radicó en que la validación experimental es llevada a cabo para el comportamiento en conjunto de la cuaderna.

A futuro, sería recomendable usar galgas extensiométricas para evaluar el comportamiento mecánico local de la cuaderna, particularmente en aquellos puntos de máximos esfuerzos encontrados en el análisis por elementos finitos. Se espera que la metodología seguida en este documento sirva como base o referencia para futuras evaluaciones de este tipo, particularmente en la industria aeronáutica del país.

Agradecimientos

El presente artículo hace parte de los entregables correspondientes al proyecto de investigación aplicada titulado “Investigación y Desarrollo en el Sector Aeronáutico del Valle del Cauca”, identificado con ficha BPIN 20170010043, aprobado por el SGR de CTeI, como parte de la actividad No. 4 del Objetivo No. 2 del mismo. El proyecto contó con la financiación del Sistema General de Regalías de Ciencia Tecnología e Innovación del Valle del Cauca; la Corporación CRTM del Pacífico (Centro de Desarrollo Tecnológico Metalmecánico); la Fundación Universidad del Valle (FUV); la Academia Internacional de Aviación y el Clúster Aeroespacial del Valle del Cauca (CVAC).

Los autores agradecen a la Corporación CRTM del Pacífico, como entidad responsable del prototipo aeronáutico, y propietaria de la información técnica utilizada para la realización de este artículo, a la Fundación Universidad del Valle y su equipo de Supervisión y Coordinación del proyecto, como también a la dirección de Planeación Departamental del Valle del Cauca, dependencia desde donde se lideran los procesos de CTeI del Valle del Cauca, al Ministerio de Ciencia y Tecnología, y al Departamento Nacional de Planeación. Se da un reconocimiento especial al equipo de investigadores, ingenieros, técnicos, empresarios y personal administrativo del CRTM del Pacífico, quienes han hecho posible la realización de este artículo científico.

Referencias

- Aeronáutica Civil (2021). *Reglamentos Aeronáuticos de Colombia*. Recuperado de <https://www.aerocivil.gov.co/normatividad/RAC/RAC%20%202021%20-%20Certificaci%C3%B3n%20de%20aeronaves%20y%20componentes%20de%20aeronaves.pdf>
- Comisión Europea (21 de agosto de 2012). *Reglamento UE N° 748/2012*. *Diario Oficial de la Unión Europea*. Recuperado de <https://www.boe.es/boe/2012/224/L00001-00085.pdf>

- European Aviation Safety Agency (2021). *Certification Specifications for Very Light Airplanes: CS-VLA*. Recuperado de <https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/group/cs-vla-very-light-airplanes>
- European Aviation Safety Agency (2020). *European Aviation Safety Agency Certification Specification for Very Light Aircraft. EASA CS-VLA (Amendment 1)*. Recuperado de www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Easy%20Access%20Rules%20CS-VLA%20%28Amendment%201%29.pdf
- European Aviation Safety Agency (2018). *Easy Access Rules for Very Light Aeroplanes (CS-VLA)*. Recuperado de <https://www.easa.europa.eu/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-very-light-aeroplanes-cs-vla>
- Federal Aviation Administration (2019). *FAR Part 21 - Certification Procedures for Products and Parts*. Recuperado de <http://www.faa-aircraft-certification.com/far-21.html>
- Hill, Rodney (1950). *The Mathematical Theory of Plasticity*. Clarendon Press.
- Höpfel, Thomas; Sander, Dirk; Kirschner, Jürgen (2001). Demonstration of different bending profiles of a cantilever caused by a torque or a force. *American Journal of Physics*, 69, 1113. <https://doi.org/10.1119/1.1399045>
- Jaramillo, Héctor (2016). *Resistencia de materiales. Algunos temas especiales*. Universidad Autónoma de Occidente.
- Nedal Aluminium (2016). *Alloy data sheet en AW-6061 [AlMg1SiCu]*. Recuperado de <http://www.nedal.com/wp-content/uploads/2016/11/Nedal-alloy-Datasheet-EN-AW-6061.pdf>
- Raymer, Daniel (2006). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (4a ed). AIAA Education.
- Sadraey, Mohammad (2013). *Aircraft design: a system engineering approach*. Wiley.
- Sung-Wook, Kang; Beom-Seon, Jang (2014). Friction Stir Welding Analysis Based on Equivalent Strain Method using Neural Networks. *Journal of Ocean Engineering and Technology*, 28(5), 452-465. <https://doi.org/10.5574/KSOE.2014.28.5.452>
- Timoshenko, Stephen (1983). *History of strength of materials*. Dover Publications.
- Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (2013). *Aeronaves de Categoría Liviana (ALS): RAC VLA*. Recuperado de <https://www.aerocivil.gov.co/normatividad/RAC/RAC%20%20VLA%20-%20Est%C3%A1ndares%20de%20Aeronavegabilidad,%20Aviones%20muy%20Livianos.pdf>