



*Análisis y diseño de una estructura alar de materiales compuestos para una aeronave*

*Analysis and design of a wing structure of composite materials for an aircraft*

*Análise e projeto de uma estrutura de asa de materiais compósitos para uma aeronave*

Rogelio Paul Arcos Castillo I

[rparcos@espe.edu.ec](mailto:rparcos@espe.edu.ec)

<https://orcid.org/0000-0001-9055-9462>

Alex Santiago Villarreal Prado II

[avillarreal.istt@gmail.com](mailto:avillarreal.istt@gmail.com)

<https://orcid.org/0000-0002-9051-8561>

Franklin Patricio Fonseca Paredes III

[ffonseca@institutos.gob.ec](mailto:ffonseca@institutos.gob.ec)

<https://orcid.org/0000-0002-4493-8450>

Stefanía Matilde Amaya Sandoval IV

[smamaya@espe.edu.ec](mailto:smamaya@espe.edu.ec)

<https://orcid.org/0000-0002-8066-2914>

Julieta Mishell Bassante Barberán V

[jbassante@institutos.gob.ec](mailto:jbassante@institutos.gob.ec)

<https://orcid.org/0000-0002-7430-941X>

Jonathan Raphael Zurita Caisaguano VI

[jrzurita1@espe.edu.ec](mailto:jrzurita1@espe.edu.ec)

<https://orcid.org/0000-0003-4286-7596>

**Correspondencia:** [rparcos@espe.edu.ec](mailto:rparcos@espe.edu.ec)

Ciencias Técnicas y Aplicadas  
Artículo de Investigación

\* **Recibido:** 14 de septiembre de 2022 \* **Aceptado:** 03 de septiembre de 2022 \* **Publicado:** 24 de octubre de 2022

- I. Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica mención Motores, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Latacunga, Ecuador.
- II. Ingeniero Automotriz, Instituto Superior Tecnológico Tungurahua, Facultad de Mecánica Automotriz, Ambato, Ecuador.
- III. Magíster en Manufactura y Diseño Asistidos por Computador, Ingeniero Automotriz, Instituto Superior Tecnológico Tungurahua, Facultad de Mecánica Automotriz, Ambato, Ecuador.
- IV. Ingeniera Automotriz, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Latacunga, Ecuador.
- V. Máster en Sistemas Integrados de Gestión, Ingeniera Automotriz, Instituto Superior Tecnológico Tungurahua, Facultad de Mecánica Automotriz, Ambato, Ecuador.
- VI. Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica mención Motores, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Latacunga, Ecuador.



## Resumen

El siguiente artículo tiene como objetivo presentar el análisis y diseño de una estructura alar de materiales compuestos para una aeronave que cumpla con restricciones específicas. El procedimiento consistió en proponer un diseño base, en función de los datos proporcionados, para luego del cálculo de los esfuerzos presentes en la estructura, determinar un laminado que cumpla con todos los requerimientos en los diferentes casos de estudio a los cuales estará expuesta la aeronave. Además, se realizó varios análisis para proponer el diseño final, considerando la definición de los laminados, cálculo de tensiones y la verificación de cada uno de los laminados. Se pudo evidenciar como mínimo cuatro condiciones o puntos básicos en el diagrama de la envolvente de vuelo, en donde se produjo las máximas cargas por maniobra de la aeronave y uno o más puntos donde se produjeron las máximas cargas por ráfagas de viento; dichos puntos fueron críticos para diferentes componentes que conforman el ala, por ende, se evaluó todos ellos y se estableció cuál sería el más crítico para diseñar un determinado componente de la estructura.

**Palabras Clave:** materiales compuestos; aeronave; estructura alar; esfuerzos; laminados.

## Abstract

The following article aims to present the analysis and design of a wing structure of composite materials for an aircraft that meets specific restrictions. The procedure consisted of proposing a base design, based on the data provided, and after calculating the forces present in the structure, determine a laminate that meets all the requirements in the different case studies to which the aircraft will be exposed. In addition, several analyzes were carried out to propose the final design, considering the definition of the laminates, calculation of tensions and the verification of each of the laminates. It was possible to evidence at least four conditions or basic points in the flight envelope diagram, where the maximum loads were produced by aircraft maneuver and one or more points where the maximum loads were produced by gusts of wind; these points were critical for different components that make up the wing, therefore, all of them were evaluated and it was established which would be the most critical to design a certain component of the structure.

**Keywords:** composite materials; aircraft; wing structure; efforts; laminates.

## Resumo

O artigo a seguir tem como objetivo apresentar a análise e projeto de uma estrutura de asa de materiais compósitos para uma aeronave que atenda a restrições específicas. O procedimento consistiu em propor um projeto base, com base nos dados fornecidos, e após calcular as forças presentes na estrutura, determinar um laminado que atendesse a todos os requisitos nos diferentes estudos de caso aos quais a aeronave será exposta. Além disso, foram realizadas diversas análises para propor o projeto final, considerando a definição dos laminados, cálculo das tensões e a verificação de cada um dos laminados. Foi possível evidenciar pelo menos quatro condições ou pontos básicos no diagrama de envelope de voo, onde as cargas máximas foram produzidas por manobra da aeronave e um ou mais pontos onde as cargas máximas foram produzidas por rajadas de vento; Esses pontos foram críticos para os diferentes componentes que compõem a asa, portanto, todos eles foram avaliados e foi estabelecido qual seria o mais crítico para projetar um determinado componente da estrutura.

**Palavras-chave:** materiais compósitos; aeronaves; estrutura da asa; esforços; laminados.

## **Introducción**

### **Materiales compuestos**

Se denomina material compuesto a la unión de dos o más materiales, de diferente composición química y completamente insolubles, que se combinan entre sí con el objetivo de conseguir unas propiedades que no poseen los materiales originales (Dávila, 2011). Un material compuesto se obtiene por la mezcla física de dos o más diferentes tipos de materiales con el fin de conseguir una combinación de propiedades que no es posible obtener en los materiales originales. Entonces, se generan materiales con propiedades poco usuales en rigidez, resistencia a la tracción, resistencia a la termofluencia, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad eléctrica (Chawla y Askeland, 2013). Asimismo, la composición de los materiales compuestos es una combinación de refuerzo, como una fibra, rodeada y mantenida en su lugar por una resina, formando una estructura. Por separado, el refuerzo y la resina son muy diferentes de su estado combinado. Incluso en su estado combinado, aún pueden identificarse individualmente y separarse mecánicamente (Bercero, 2010).

Por ende, un material compuesto consiste en dos o más fases en una escala macroscópica, cuyo desempeño y propiedades mecánicas están diseñadas para superar a las de los constituyentes por separado como se observa en la Figura 1. En aplicaciones estructurales, generalmente se tiene una fase más rígida y resistente denominada REFUERZO (fibras), y una fase menos rígida y resistente denominada MATRIZ (resinas) que se encarga de contener los refuerzos, protegerlos de daños químicos y mecánicos, además distribuye las cargas para equilibrar el conjunto (Zurita, 2022).



**Figura 1.** Definición de un material compuesto.

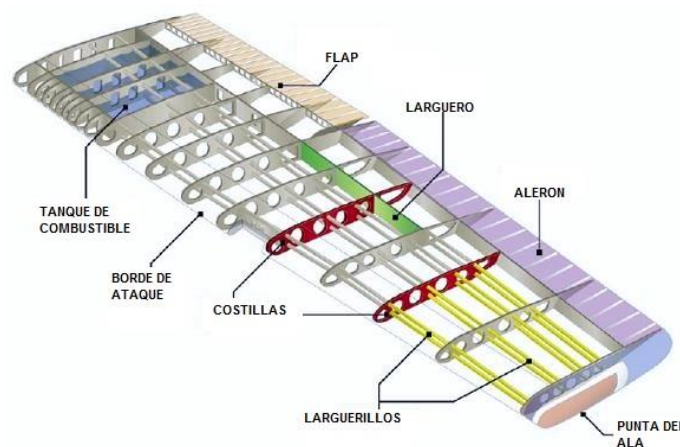
Las aeronaves modernas tienden a utilizar materiales más ligeros y resistentes en toda la estructura del avión y en el ala; por ejemplo, existen alas hechas completamente de fibra de carbono u otro material compuesto, así como también de una combinación de éstos para obtener una máxima relación resistencia/peso (Askeland, 2011). Las aeronaves de nueva generación están diseñadas en un 80% con materiales compuestos, brindándoles ventajas importantes como alta resistencia, peso relativamente bajo y alta protección a la corrosión (Santiago, 2003). La Figura 2 muestra los componentes de la aeronave Airbus A380 que son fabricados con materiales compuestos (Herakovich, 1998).



**Figura 2.** Materiales compuestos aeronave A380.

## Estructura alar

Uno de los propósitos es brindar sustentación durante el vuelo, así como también facilitar el control de la aeronave durante sus fases de vuelo. Además de servir como soporte para motores, alojamiento de combustible y soporte para diferentes componentes de la aeronave. Esto se logra gracias a la composición de los materiales de la estructura alar que deben ser lo más aerodinámicos posibles y a la vez resistentes para soportar grandes pesos que se colocan en la misma (Presa, 2022). A continuación, se mencionan los componentes principales que conforman la estructura de un ala genérica (Chun, 1988) como se observa en la Figura 3.



**Figura 3.** Estructura interior de las alas de una aeronave

**Costillas:** La función de estas estructuras es mantener la forma del perfil, separar los largueros y proveer resistencia a la torsión, además de actuar como barrera de retención de los tanques de combustible. Las costillas se ubican perpendiculares a la envergadura.

**Largueros:** Su función es otorgar resistencia a la flexión, su forma varía en cada ala según el material del que estén constituidos o la forma. Se ubican a lo largo de la envergadura.

**Larguerillos:** Cumplen la función igual que los largueros, pero de un tamaño menor. Su principal función es la transferencia entre las fuerzas producidas en el revestimiento y la estructura interna.

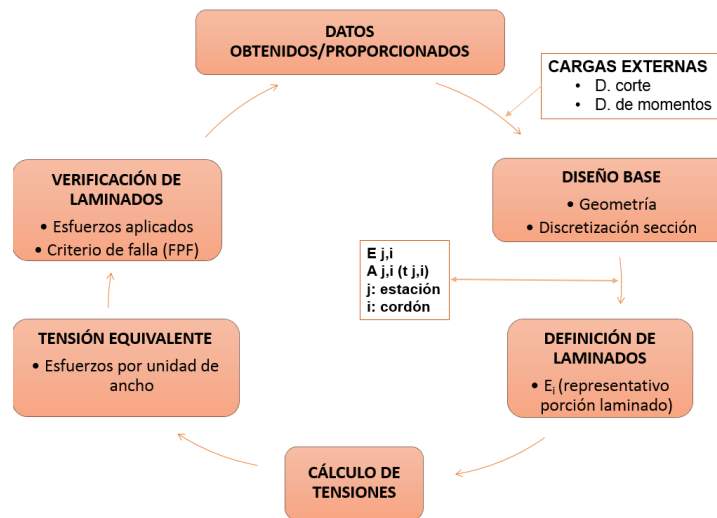
**Piel o revestimiento:** Su función principal es aportar soporte a los esfuerzos soportados por el ala, de tracción, compresión, torsión, flexión y cortante, ya que es la parte externa del ala. Las cargas soportadas por el revestimiento son transferidas a la estructura interna por medio de los larguerillos.



## Metodología

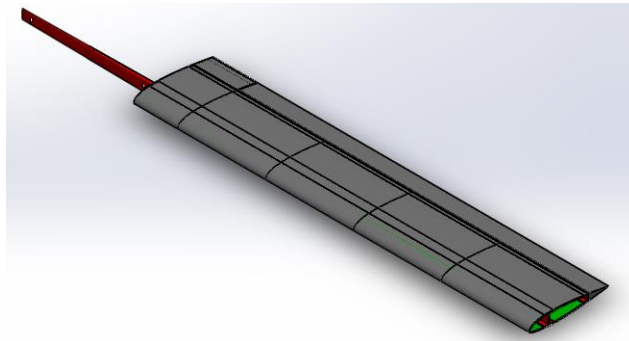
### Ciclo de diseño

De acuerdo al esquema detallado en la Figura 4, será necesario interactuar varias veces con el ciclo indicado, para obtener un diseño óptimo y poder reducir pesos y costos de la estructura alar de la aeronave, partiendo desde los datos proporcionados, cálculo de cargas, definición de laminados hasta la verificación de los mismos.



**Figura 4.** Ciclo de diseño

Para tener una guía visual de las secciones, colocación de largueros, espesores de láminas, espesores de núcleos (core), etc., se modeló la estructura de la semi-ala (mitad del ala) en un software de diseño paramétrico como se observa en la Figura 5.



**Figura 5.** Modelado de la estructura alar.

### Análisis

A partir del diagrama de ráfaga y maniobra de la aeronave, existen como mínimo cuatro condiciones o puntos básicos en el diagrama de la envolvente de vuelo en donde se puede esperar que se produzcan las máximas cargas por maniobra y uno o más puntos donde se produzcan las máximas cargas por ráfagas. Estos puntos serán críticos para diferentes componentes que conforman el ala, es una condición evaluar todos ellos y establecer cuál será el más crítico para diseñar un determinado componente. Básicamente estas condiciones o posiciones son llamadas de alto ángulo de ataque positivo (+) HAA, de bajo ángulo de ataque positivo (+) LAA, alto ángulo de ataque negativo (-) HAA y de bajo ángulo de ataque negativo (-) LAA, todas estas condiciones representan maniobras de vuelo simétricos como se ilustra en la Figura 6, esto quiere decir que no existen movimientos en el plano normal al plano de simetría de la aeronave (Cárdenas, 2014).

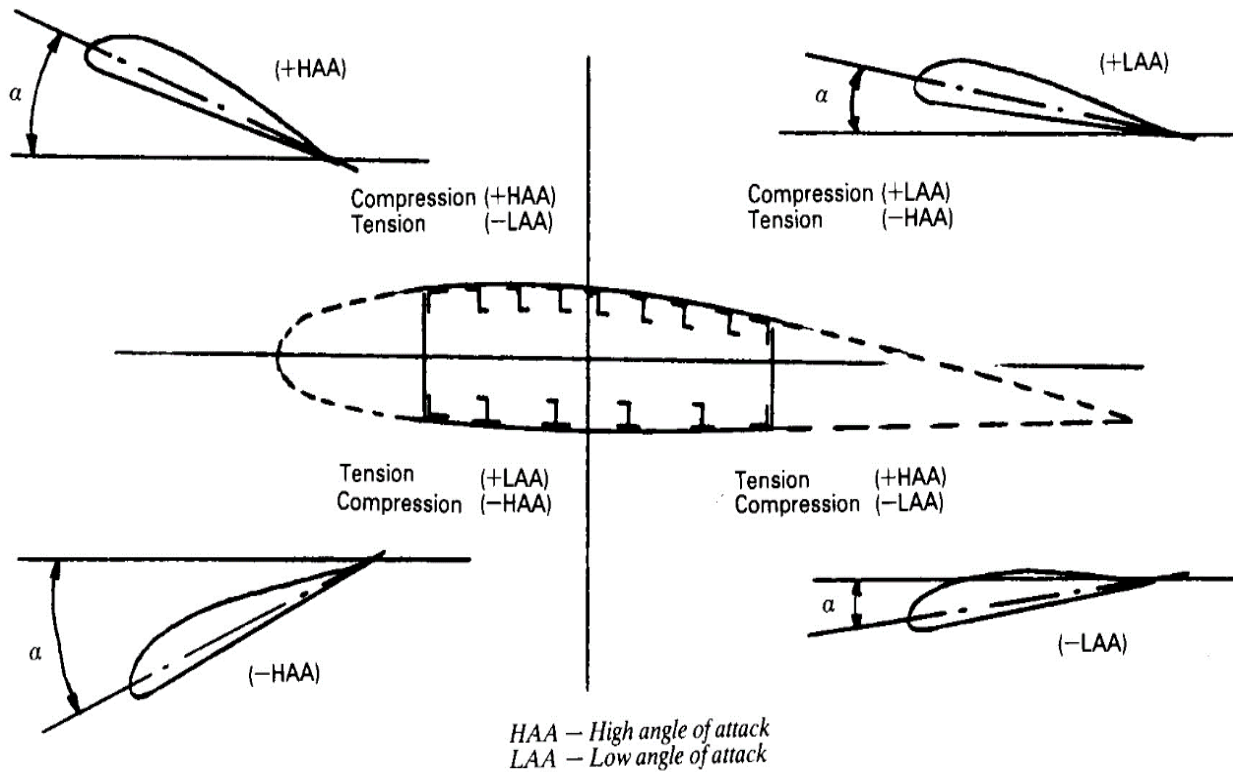


Figura 6. Condiciones críticas de la estructura alar.



### **Casos de análisis**

Para la condición de (+) HAA, con el máximo ángulo de ataque, se tendrá una fuerza resultante máxima (sustentación y resistencia) que irán hacia delante, hacia la dirección de avance. Debido a la acción de las fuerzas resultantes generadas por la sustentación y la resistencia, se tiene componentes que producirán estados de cargas diferentes en el ala. Las componentes actúan en dirección normal y tangencial respecto de la cuerda del ala, produciendo momentos flectores. El borde de ataque estará sometido a una condición crítica a la compresión y el intradós estará sometido a tensiones de tracción. Bajo la condición de (+) LAA los momentos generados hacen que las tensiones que se generan provoquen estados de compresión (máximos) en la zona superior posterior del ala, comprometiendo a la estructura, por otro lado, se tendrán tensiones máximas de tracción en la zona delantera inferior del ala.

En el caso de (-) HAA, las cargas generadas son menores a las logradas con cargas positivas y, en algunos casos, no son tan críticas porque, por ejemplo, en vuelo nivelado y ante una ráfaga descendente, las fuerzas de inercia se restan con las debidas a las masas del avión. Para el análisis de las tensiones debidas a los momentos flectores, se ve que la zona delantera del intradós estará sometida a las máximas tensiones de compresión y las más altas tensiones de tracción se tendrán en la zona trasera del extradós. Por último, para (-) LAA se tendrá un estado de tensiones de compresión en la zona posterior inferior del ala mientras que las máximas tensiones de tracción estarán en la zona superior delantera.

### **Cargas distribuidas**

En base a la distribución de coeficientes de sustentación normalizados en la semi-ala, se distribuyeron las resultantes de las cargas a lo largo de la semienvergadura. Para las fuerzas resultantes perpendiculares a la cuerda se tomó una distribución igual a la de los coeficientes en base a un estudio aerodinámico (ver Figura 7), mientras que para las fuerzas resultantes tangentes a la cuerda se tomó una distribución rectangular a lo largo de la semienvergadura, es así que las cargas distribuidas fueron calculadas para los casos de análisis obteniendo resultados como el de la Figura 8.

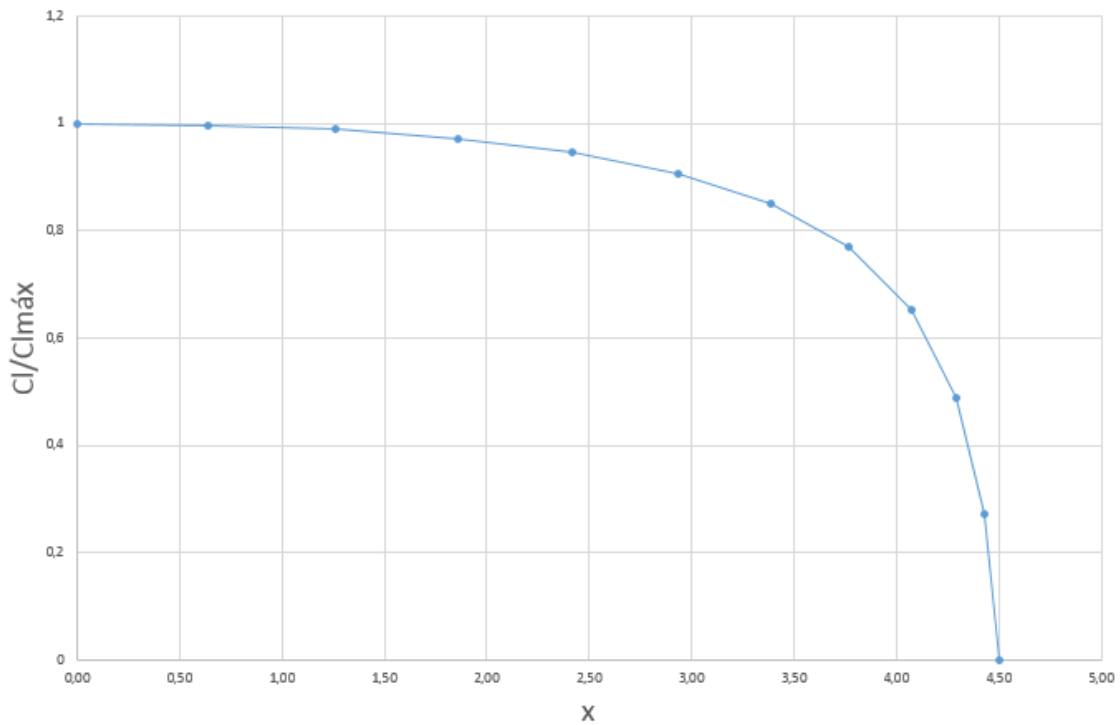


Figura 7. Distribución de los coeficientes de sustentación normalizados.

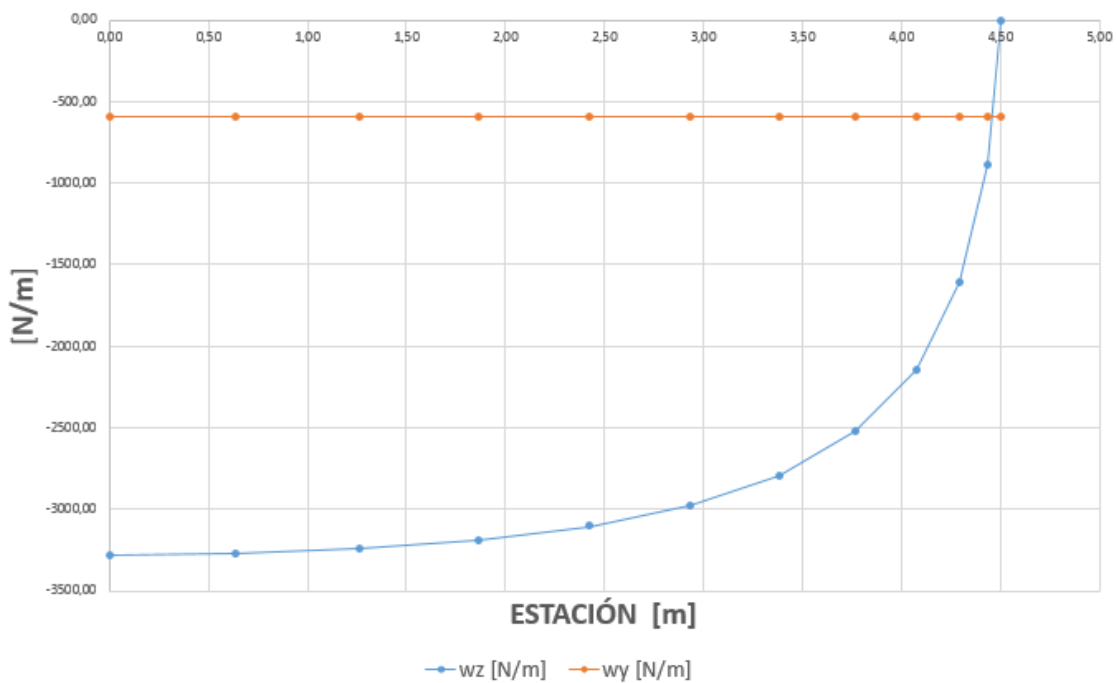


Figura 8. Cargas distribuidas para condición de alto ángulo de ataque positivo (+) HAA.

Diagramas de corte y momento

Una vez obtenidas las cargas distribuidas a lo largo de la semienvigadura del ala, se calcularon los diagramas de corte y momento para verificar los puntos donde la estructura alar está más solicitada, se pueden observar los resultados más críticos en la Figura 9 y 10.

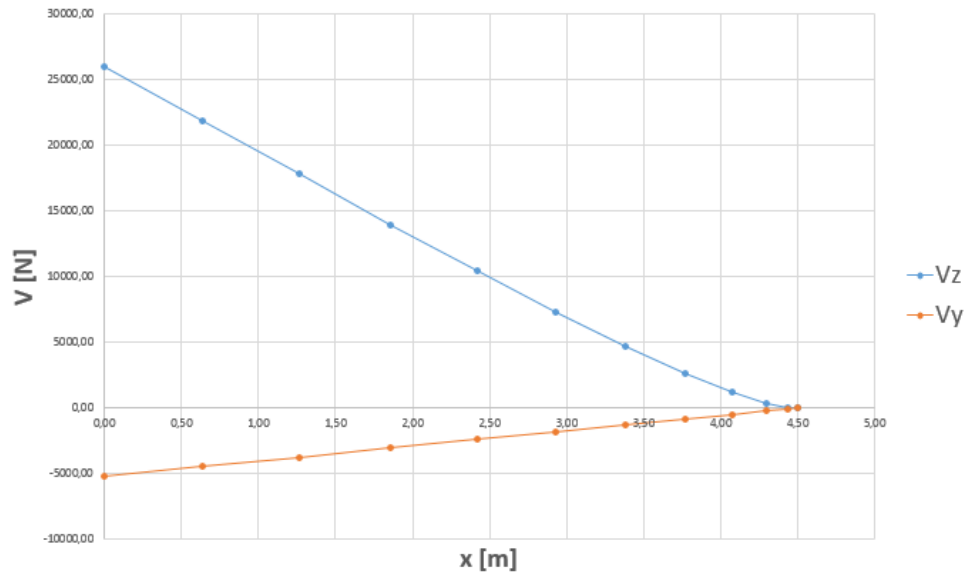


Figura 9. Diagrama de corte para la condición de bajo ángulo de ataque negativo (-) LAA.

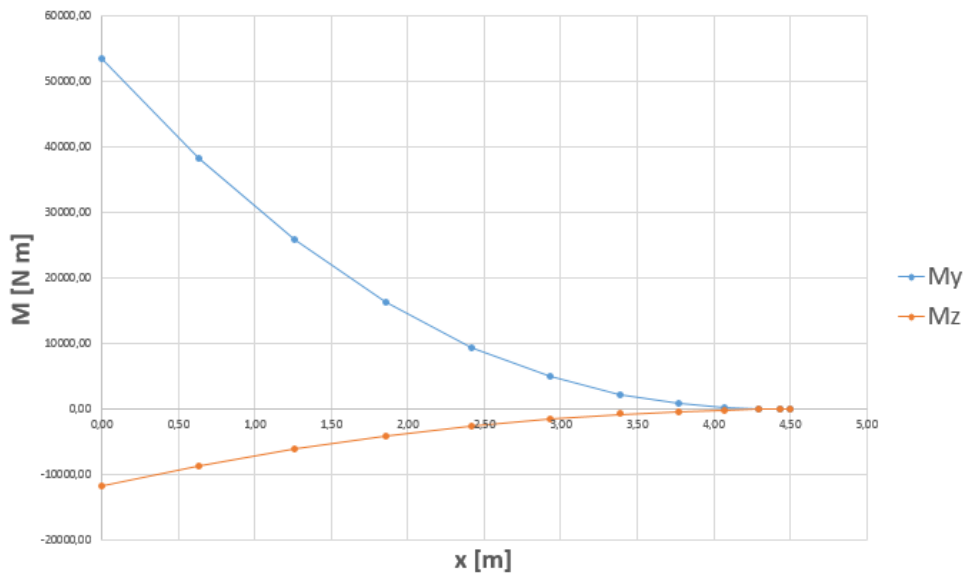
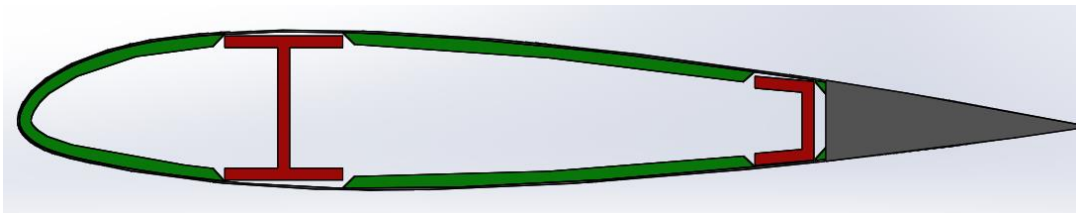


Figura 10. Diagrama de momento para la condición de bajo ángulo de ataque negativo (-) LAA.

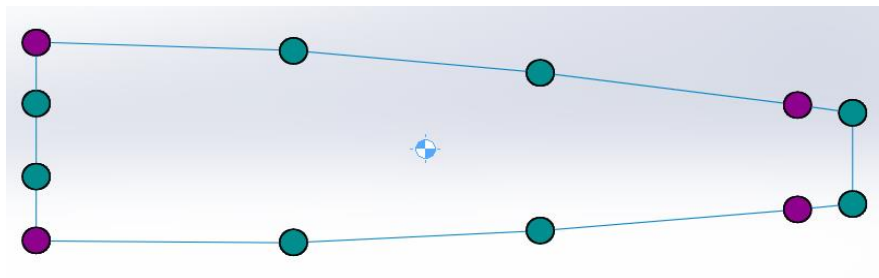
## Diseño base

En la definición del diseño base de la estructura alar se tomaron diferentes consideraciones a tener en cuenta, ya que la ideología de diseño en materiales compuestos no cumple el mismo patrón que un diseño en materiales metálicos, es así que la estructura alar no contó con costillas, para aprovechar mejor el material compuesto, el extradós y el intradós fueron de placas sándwich para transferir la distribución de presiones a las vigas por el hecho de no contar con costillas., y los espesores de las láminas de las placas sándwich fueron de 1 mm, para evitar sensibilidad a impactos. Se definió un ala rectangular con una cuerda constante de  $c = 900 \text{ mm}$ , la viga principal al 25% de  $c$  porque comúnmente el centro de presiones se encuentra en dicha ubicación y tomaría gran parte de la carga, y por último se colocó la viga secundaria al 75% de  $c$ , como se observa en la Figura 11.



**Figura 11.** Diseño sección alar.

Luego se procedió a idealizar la sección determinando las partes características, donde se considera el aporte de las placas sándwich a tomar cargas de tracción, compresión como así también tensiones de corte como se identifica en la Figura 12. Los cordones violetas en la figura indican las platabandas de las vigas principal y secundaria respectivamente, mientras que los cordones verdes son característicos de porciones de placas que contribuyen a tomar las cargas.



**Figura 12.** Idealización de la sección.

Las ecuaciones utilizadas para el cálculo de tensiones debidas a los momentos flectores fueron las propuestas por el método de los coeficientes  $k$ , para independizar el análisis de los ejes principales de inercia, esto en base al sistema de coordenadas indicado en la Figura 13, donde las cargas y momentos tienen signo positivo.

$$\sigma_i = E_i \varepsilon_i$$

$$\varepsilon_i = k_0 + k_1 y_i + k_2 z_i$$

$$N = \sum \sigma_i A_i = \sum E_i \varepsilon_i A_i = \sum E_i A_i (k_0 + k_1 y_i + k_2 z_i)$$

$$M_y = \sum \sigma_i A_i z_i = \sum E_i \varepsilon_i A_i z_i = \sum E_i A_i (k_0 z_i + k_1 y_i z_i + k_2 z_i^2)$$

$$M_z = \sum \sigma_i A_i y_i = \sum E_i \varepsilon_i A_i y_i = \sum E_i A_i (k_0 y_i + k_1 y_i^2 + k_2 y_i z_i)$$

$$\begin{bmatrix} \sum E_i A_i & \sum E_i A_i y_i & \sum E_i A_i z_i \\ \sum E_i A_i z_i & \sum E_i A_i y_i z_i & \sum E_i A_i z_i^2 \\ \sum E_i A_i y_i & \sum E_i A_i y_i^2 & \sum E_i A_i y_i z_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_0 \\ k_1 \\ k_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}$$

$$q_{i+1} = q_i + \frac{\Delta S_i}{\Delta x}$$

$$\sum M_{10}^{F ext} = \sum M_{10}^{F int}$$

Figura 13. Método de los coeficientes  $k$ .

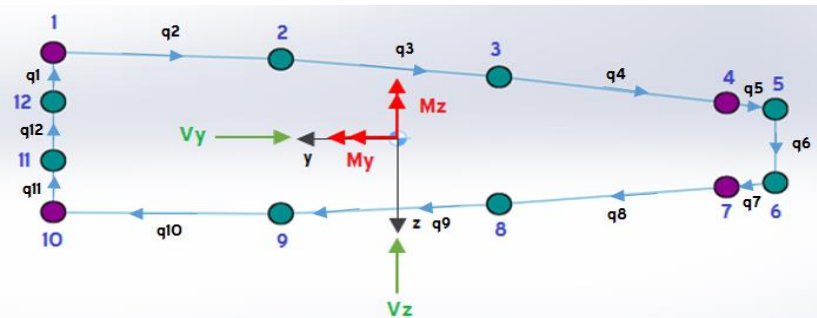


Figura 14. Sistema de coordenadas para el análisis.

Cabe destacar que, para el cálculo de las tensiones debidas al corte  $q$ , se utilizó el criterio de flujos de corte por medio de la variación de esfuerzos axiales a lo largo de la semienvergadura.

## Definición de laminados

Se definieron los laminados teniendo en consideración la resistencia a tracción, así como la estabilidad, se propusieron varias opciones hasta llegar a una opción aceptable que cumpla con todos los requisitos de diseño, como se indica en la Figura 15.

LAMINADO	VIGA PRINCIPAL		VIGA SECUNDARIA		Piel
	Platabanda	Alma	Platabanda	Alma	
	$[0_{20}]_S$	$[\pm 45_3, \text{CORE}]_S$	$[\pm 45_3, 0_{17}]_S$	$[\pm 45_3, \text{CORE}]_S$	$[0, 90, \pm 45_3, \text{CORE}]_S$
ESPESOR TOTAL (mm)	8	12,4	9,2	12,4	8,2
ESPESOR CORE (mm)	(-)	10	(-)	10	5
TIPO DE CORE	(-)	A400	(-)	A400	A1200
$\bar{E}_x$ (Gpa)	100,00	2,47	77,89	2,47	10,58
$\bar{E}_y$ (Gpa)	7,00	2,47	12,65	2,47	10,58
$\bar{G}_{xy}$ (Gpa)	3,50	5,02	9,33	5,02	7,95

Figura 15. Definición de laminados.

## Cálculo de tensiones, cargas y flujos de corte

Como se mencionó anteriormente se utilizó el criterio de los coeficientes  $k$ , y de los flujos de corte  $q$ . Una vez determinadas las tensiones debidas a los momentos flectores tanto como las tensiones de corte, se utilizó la definición de tensión equivalente, donde se calcularon los esfuerzos por unidad de ancho para la verificación de cada uno de los laminados.

## Verificación de laminados

En base al análisis de la sección más solicitada del ala, que en este caso es la sección de raíz, se verificó los estados de carga a lo largo de toda la semienvergadura hasta la punta, con diferentes criterios a tener en consideración como son: cambio de espesores, cambios de laminados, etc. Para las solicitaciones a tracción y corte de laminados monolíticos se utilizó el criterio de Falla de Primera Lamina - FPF (Tsai-Wu), y para laminados sándwich el criterio de FPF (Tensión-Máxima). Para compresión se analizó pandeo considerando como una sola placa tanto el intradós, extradós y almas de las vigas, tomando como criterio un promedio de los esfuerzos  $N_x$  y el mayor de los  $N_{xy}$ . En base a las dimensiones de cada placa sándwich se calculó la carga crítica a través del factor de multiplicación y por último se corrigió por deformación por corte. A continuación, se presentan los resultados obtenidos en la sección de raíz para los casos analizados.



	Aplicado				Admisible N (N/mm)	VERIFICA SI(1)/NO(0)
	$\sigma_i$ (MPa)	$\sigma_{i\_av}$ (MPa)	h (mm)	Ni (N/mm)		
CORDÓN (1) +	189,00		8,00	1512,00	12800,00	1
CORDÓN (2) +	20,34	19,00	8,20	155,80	287,00	1
CORDÓN (3) +	17,66					
CORDÓN (4) +	94,88		9,20	872,90	8750,00	1
CORDÓN (5) +	2,72		12,40	33,73	369,40	1
CORDÓN (6) -	1,79		12,40	22,20	219,95	1
CORDÓN (7) -	68,51		9,20	630,29	357753,74	1
CORDÓN (8) -	15,87	18,13	8,20	148,63	193,40	1
CORDÓN (9) -	20,38					
CORDÓN (10) -	208,27		8,00	1666,16	3149,04	1
CORDÓN (11) -	1,97		12,40	24,43	219,36	1
CORDÓN (12) +	1,65		12,40	20,46	369,40	1
LAMINADO CORTE (q1)	7,37		12,40	91,39	758,70	1
LAMINADO CORTE (q2)	2,85		8,20	23,37	795,00	1
LAMINADO CORTE (q3)	0,95		8,20	7,79	795,00	1
LAMINADO CORTE (q4)	0,68		8,20	5,58	795,00	1
LAMINADO CORTE (q5)	2,70		9,20	24,84	756,10	1
LAMINADO CORTE (q6)	2,03		12,40	25,17	758,70	1
LAMINADO CORTE (q7)	2,71		9,20	24,93	756,10	1
LAMINADO CORTE (q8)	1,30		8,20	10,66	795,00	1
LAMINADO CORTE (q9)	0,17		8,20	1,39	795,00	1
LAMINADO CORTE (q10)	2,07		8,20	16,97	795,00	1
LAMINADO CORTE (q11)	7,37		12,40	91,39	758,70	1
LAMINADO CORTE (q12)	7,42		12,40	92,01	758,70	1

Figura 16. Resultados - alto ángulo de ataque positivo (+) HAA.

	Aplicado				Admisible N (N/mm)	VERIFICA SI(1)/NO(0)
	$\sigma_i$ (MPa)	$\sigma_{i\_av}$ (MPa)	h (mm)	Ni (N/mm)		
CORDÓN (1) +	210,11		8,00	1680,88	12800,00	1
CORDÓN (2) +	20,68	18,43	8,20	151,09	287,00	1
CORDÓN (3) +	16,17					
CORDÓN (4) +	69,70		9,20	641,24	8750,00	1
CORDÓN (5) +	1,83		12,40	22,69	369,40	1
CORDÓN (6) -	2,74		12,40	33,98	219,95	1
CORDÓN (7) -	95,66		9,20	880,07	355505,08	1
CORDÓN (8) -	17,76	19,17	8,20	157,15	177,52	1
CORDÓN (9) -	20,57					
CORDÓN (10) -	192,30		8,00	1538,40	3169,10	1
CORDÓN (11) -	1,53		12,40	18,97	219,37	1
CORDÓN (12) +	2,12		12,40	26,29	369,40	1
LAMINADO CORTE (q1)	3,33		12,40	41,29	758,70	1
LAMINADO CORTE (q2)	14,20		8,20	116,44	795,00	1
LAMINADO CORTE (q3)	16,13		8,20	132,27	795,00	1
LAMINADO CORTE (q4)	17,64		8,20	144,65	795,00	1
LAMINADO CORTE (q5)	17,30		9,20	159,16	756,10	1
LAMINADO CORTE (q6)	12,86		12,40	159,46	758,70	1
LAMINADO CORTE (q7)	17,29		9,20	159,07	756,10	1
LAMINADO CORTE (q8)	17,03		8,20	139,65	795,00	1
LAMINADO CORTE (q9)	15,38		8,20	126,12	795,00	1
LAMINADO CORTE (q10)	13,46		8,20	110,37	795,00	1
LAMINADO CORTE (q11)	3,32		12,40	41,17	758,70	1
LAMINADO CORTE (q12)	3,28		12,40	40,67	758,70	1

Figura 17. Resultados - bajo ángulo de ataque positivo (+) LAA.

	Aplicado			Admisible	VERIFICA	
	$\sigma_i$ (MPa)		h (mm)	Ni (N/mm)	N (N/mm)	SI(1)/NO(0)
CORDÓN (1) -	393,20		8,00	3145,60	3171,39	1
CORDÓN (2) -	41,40	38,24	8,20	313,57	196,67	0
CORDÓN (3) -	35,08					
CORDÓN (4) -	180,52		9,20	1660,78	351139,56	1
CORDÓN (5) -	5,10		12,40	63,24	219,95	1
CORDÓN (6) +	4,07		12,40	50,47	369,40	1
CORDÓN (7) +	151,37		9,20	1392,60	8750,00	1
CORDÓN (8) +	33,02	37,19	8,20	304,92	287,00	0
CORDÓN (9) +	41,35					
CORDÓN (10) +	414,48		8,00	3315,84	12800,00	1
CORDÓN (11) +	3,79		12,40	47,00	369,40	1
CORDÓN (12) -	3,56		12,40	44,14	219,37	1
LAMINADO CORTE (q1) +	7,86		12,40	97,46	758,70	1
LAMINADO CORTE (q2) +	5,32		8,20	43,62	795,00	1
LAMINADO CORTE (q3) +	9,18		8,20	75,28	795,00	1
LAMINADO CORTE (q4) +	12,44		8,20	102,01	795,00	1
LAMINADO CORTE (q5) +	15,09		9,20	138,83	756,10	1
LAMINADO CORTE (q6) +	11,25		12,40	139,50	758,70	1
LAMINADO CORTE (q7) +	15,11		9,20	139,01	756,10	1
LAMINADO CORTE (q8) +	13,13		8,20	107,67	795,00	1
LAMINADO CORTE (q9) +	10,04		8,20	82,33	795,00	1
LAMINADO CORTE (q10) +	6,19		8,20	50,76	795,00	1
LAMINADO CORTE (q11) +	7,86		12,40	97,46	758,70	1
LAMINADO CORTE (q12) +	7,96		12,40	98,70	758,70	1

Figura 18. Resultados - alto ángulo de ataque negativo (-) HAA.

	Aplicado			Admisible	VERIFICA	
	$\sigma_i$ (MPa)		h (mm)	Ni (N/mm)	N (N/mm)	SI(1)/NO(0)
CORDÓN (1) -	412,32		8,00	3298,56	3397,52	1
CORDÓN (2) -	40,51	36,07	8,20	295,73	193,27	0
CORDÓN (3) -	31,62					
CORDÓN (4) -	135,71		9,20	1248,53	353234,67	1
CORDÓN (5) -	3,55		12,40	44,02	219,95	1
CORDÓN (6) +	5,40		12,40	66,96	369,40	1
CORDÓN (7) +	188,32		9,20	1732,54	8750,00	1
CORDÓN (8)	34,87	37,56	8,20	307,99	287,00	0
CORDÓN (9)	40,25					
CORDÓN (10) +	376,20		8,00	3009,60	12800,00	1
CORDÓN (11) +	3,00		12,40	37,20	369,40	1
CORDÓN (12) -	4,17		12,40	51,71	219,36	1
LAMINADO CORTE (q1)+	13,50		12,40	167,40	758,70	1
LAMINADO CORTE (q2)+	2,45		8,20	20,09	795,00	1
LAMINADO CORTE (q3)+	1,32		8,20	10,82	795,00	1
LAMINADO CORTE (q4)+	4,28		8,20	35,10	795,00	1
LAMINADO CORTE (q5)+	6,89		9,20	63,39	756,10	1
LAMINADO CORTE (q6)+	5,15		12,40	63,86	758,70	1
LAMINADO CORTE (q7)+	6,87		9,20	63,20	756,10	1
LAMINADO CORTE (q8)+	3,04		8,20	24,93	795,00	1
LAMINADO CORTE (q9)+	0,19		8,20	1,56	795,00	1
LAMINADO CORTE (q10)+	3,95		8,20	32,39	795,00	1
LAMINADO CORTE (q11)+	13,53		12,40	167,77	758,70	1
LAMINADO CORTE (q12)+	13,61		12,40	168,76	758,70	1

Figura 19. Resultados - bajo ángulo de ataque negativo (-) LAA.

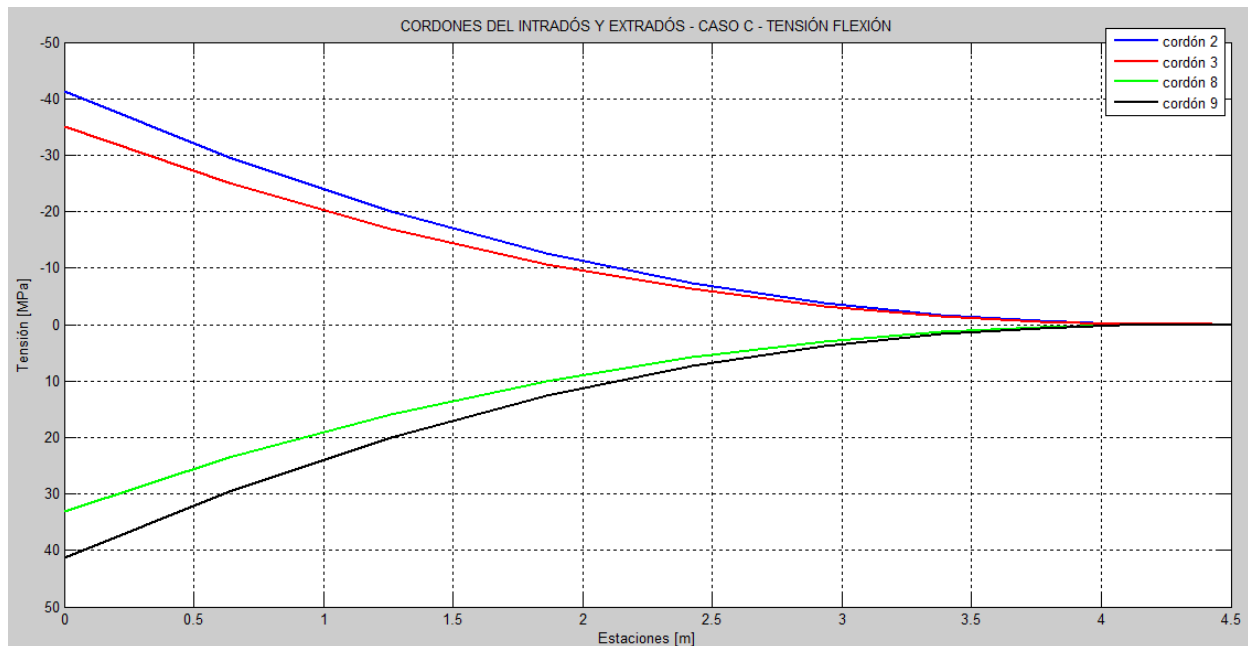


Figura 20. Variación de las tensiones por flexión en el extradós e intradós (-) HAA.

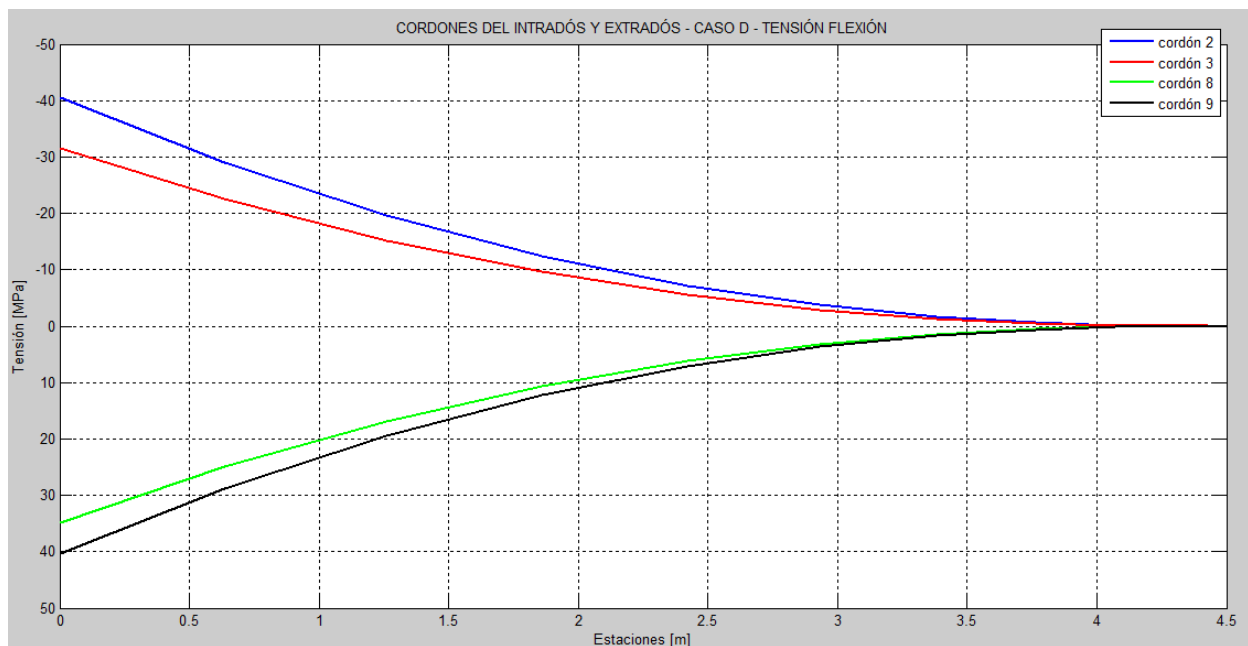


Figura 21. Variación de las tensiones por flexión en el extradós e intradós (-) LAA.

## Resultados y discusión

Como se observa en los datos obtenidos anteriormente, los casos de alto ángulo de ataque negativo (-) HAA y de bajo ángulo de ataque negativo (-) LAA son los más críticos, donde el extradós e intradós no verifican a tracción ni compresión. Esto ya que los valores aplicados están muy cerca de los valores admisibles, y teniendo en consideración que la sección de raíz es la más crítica, lo que se propone es reformar dicha sección con láminas extras en la construcción y así tener un margen de seguridad aceptable; luego las secciones que se acercan a la punta de ala estarán menos solicitadas y no será necesario reforzar. Para las cargas críticas a pandeo que no verifican, se podrá aumentar láminas unidireccionales para mejorar la estabilidad y/o aumentar los espesores de los núcleos, además elegir otro core de mayor densidad y módulo de corte para aumentar la carga (aumentaría el peso).

Además, en base al diseño propuesto, se podría considerar tener módulos de elasticidad variables por estaciones a lo largo de la envergadura del ala, variando los espesores de los laminados a lo largo de la semienvergadura y disminuir el peso mucho más, optimizando la estructura. También para un análisis más detallado se podría tener en cuentas factores adicionales tales como, evaluar el corte transversal tanto en el intradós como el extradós y en las placas sándwich verificar los fenómenos más comunes en materiales compuestos como el “wrinkling”, “crimping” y “dimpling” si fuera el caso

## Referencias

1. Askeland, D.R., Fulay, P.P., Wright, W.J. and Lanto, J.H. (2011) Ciencia e ingeniería de los materiales. 6a edn. Mexico, D.F.: Cengage Learning Editores S.A. de C.V.
2. Bercero, J. R. G., HERRERO, S. B., & López, A. M. C. (2010). Introducción al conocimiento de los materiales y sus aplicaciones. Editorial UNED.
3. Chawla K.K, Composite Materials Science and Engineering, 3<sup>a</sup> Ed. Springer (2013) London.
4. Dávila, J. L., Galeas, S., Guerrero, V. H., Pontón, P., Rosas, N. M., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2011). Nuevos materiales: aplicaciones estructurales e industriales.

5. Herakovich, C.T. (1998) *Mechanics of fibrous composites: Solutions manual*. United States: John Wiley & Sons.
6. Michael Chun Yung Niu (1988). *Airframe Structural Design*. Lockheed Aeronautical Systems Company. isbn: 962-7128-04-X.
7. Presa Álvarez, P. (2022). Análisis comparativo del comportamiento estructural de un ala de aeronave comercial fabricada con material metálico y con materiales compuestos. <https://riunet.upv.es/handle/10251/184353>.
8. Palomino Cárdenas, A. F. (2014). Evaluación analítica del comportamiento aerodinámico estructural y de estabilidad de una aeronave de diseño colombiano con propósitos de certificación bajo Norma CS-VLA (EASA).
9. Santiago, M. O., Marín, C. G., & Fernández, J. R. (2003). Los Composites. Características y aplicaciones en la edificación. *Informes de la Construcción*, 54(484), 45-62.
10. Zurita-Caisaguano, J. R., Coello-Tapia, L. A., & Jácome-Guevara, F. A. (2022). Análisis sistemático de estructuras de materiales compuestos (carbono-epoxi) tipo sándwich, utilizadas en aplicaciones aeronáuticas. *Dominio de las Ciencias*, 8(2), 886-906

© 2022 por los autores. Este artículo es de acceso abierto y distribuido según los términos y condiciones de la licencia Creative Commons Atribución-NoComercial-CompartirIgual 4.0 Internacional (CC BY-NC-SA 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/>).