

**LATAM Revista Latinoamericana de Ciencias Sociales y  
Humanidades, Asunción, Paraguay.**

ISSN en línea: 2789-3855, marzo, 2025, Volumen VI

## **Reducción de bending en las alas de la aeronave su - 27 (sukhoi) mediante material compuesto**

Reducing bending on the wings of the Su-27 aircraft  
(Sukhoi) using composite material

**Andrés Miguel Trauco Campos Walji**

wandres.trauco@gmail.com

<https://orcid.org/0009-0001-7417-9643>

Universidad Católica Santo Toribio de  
Mogrovejo

Chiclayo – Lambayeque – Perú

DOI: <https://doi.org/10.56712/latam.v6i2.3728>

**Artículo recibido:** 22 de marzo de 2025.

**Aceptado para publicación:** 05 de abril de  
2025.

**Conflictos de Interés:** Ninguno que declarar.

  
**Redilat**  
Red de Investigadores  
Latinoamericanos

**NÚMERO**

DOI: <https://doi.org/10.56712/latam.v6i2.3728>

## Reducción de *bending* en las alas de la aeronave su - 27 (sukhoi) mediante material compuesto

Reducing bending on the wings of the Su-27 aircraft (Sukhoi) using composite material

**Andrés Miguel Trauco Campos Walji**

wandres.trauco@gmail.com

<https://orcid.org/0009-0001-7417-9643>

Universidad Católica Santo Toribio de Mogrovejo

Chiclayo – Lambayeque – Perú

Artículo recibido: 22 de marzo de 2025. Aceptado para publicación: 05 de abril de 2025.

Conflictos de Interés: Ninguno que declarar.

### Resumen

Los aviones de combate o de servicio militar efectúan maniobras que requieren el menor riesgo posible de accidentes debido a las cargas poco convencionales que existen a gran altura sobre el nivel del mar, las cuales generan el fenómeno de *bending*. La presente investigación tiene por objetivo analizar el comportamiento de las alas del avión Su – 27 (Sukhoi) frente al fenómeno de *bending* mediante el cambio del material en su fuselaje de aleación titanio con fibra de carbono. Para ello se utilizó el software Ansys Fluent. Mediante el cual se determinó una reducción de un 11.73% para el análisis no lineal de *bending* consecuente de las cargas debido a la presión y fricción a la altura de vuelo máxima de la aeronave, 19000 m.

*Palabras clave:* *bending*, alas, fibra de carbono, servicio militar

### Abstract

Nowadays, it is common for flight companies to want to reduce the risk of accidents due to unconventional loads that exist at high altitudes above sea level, which generate the buckling phenomenon. The present research aims to compare and analyze the behavior of the wings of the Su – 27 (Sukhoi) aircraft against the buckling phenomenon by exchanging material in their titanium alloy – composite material, carbon fiber connections. For this purpose, the Ansys Fluent software will be used. Through which it will show a reduction of 11.73% for the non-linear analysis of buckling resulting from the loads due to pressure and friction at the maximum flight height of the aircraft, 19,000 m.

*Keywords:* *bending*, wings, carbon fiber, military service

Todo el contenido de LATAM Revista Latinoamericana de Ciencias Sociales y Humanidades, publicado en este sitio está disponibles bajo Licencia Creative Commons.



Cómo citar: Trauco Campos Walji, A. M. (2025). Reducción de bending en las alas de la aeronave su - 27 (sukhoi) mediante material compuesto. *LATAM Revista Latinoamericana de Ciencias Sociales y Humanidades* 6 (2), 1753 – 1776. <https://doi.org/10.56712/latam.v6i2.3728>

## INTRODUCCIÓN

El diseño estructural de las aeronaves ha experimentado una evolución significativa a lo largo de los años, impulsada por la necesidad de mejorar la seguridad y reducir el peso de los componentes, los cuales son relevantes debido a las características aerodinámicas. Sin embargo, como muchas aeronaves de alto rendimiento, las alas del Su-27 están sometidas a fuerzas extremas durante el vuelo, lo que puede provocar problemas de bending estructural, comprometiendo la eficiencia y la integridad del avión.

La estabilidad se ve afectada debido a la deformación de las superficies sometidas a tensiones excesivas. En las aeronaves, este fenómeno puede presentarse en diversas situaciones, especialmente durante maniobras a altas velocidades, giros bruscos o bajo cargas aerodinámicas intensas. [2] Para apaciguar estos efectos, es necesario investigar nuevas soluciones estructurales que aumenten la resistencia al bending sin incrementar significativamente el peso de la aeronave.

Los materiales compuestos han surgido como una alternativa prometedora en el campo de la ingeniería aeronáutica debido a su alta resistencia, bajo peso y la capacidad que tienen para moldearse, lo cual beneficia a la aplicación. El uso de estos materiales en componentes clave, como las alas, podría ofrecer una solución efectiva para reducir el bending, optimizando tanto el rendimiento estructural como la eficiencia aerodinámica.

## Antecedentes

Experimental and numerical study of bending-induced buckling of stiffened composite plate assemblies

R. Telford, D.M.J. Peeters, M. Rouhi, P.M. Weaver investigaron acerca de un material compuesto termoplástico en sujeciones del componente transversal del ala de un avión para reducir las gradientes de estrés en el fenómeno de pandeo generado en los perfiles de este.

Utilizaron tres puntos de flexión en donde se muestra que el enfoque propuesto captura de manera confiable el comportamiento de pandeo de una prueba a gran escala utilizando una configuración más simple y rentable que los métodos convencionales.

Los investigadores concluyeron que el material termoplástico aumenta las gradientes de estrés en un 7.37 % conforme a escalas no lineales sin irrumpir en la deformación.

Effects of fiber properties on aerodynamic performance and structural sizing of composite aircraft wings

S. Date, Y. Abe y T. Okabe en su trabajo de investigación presentaron como primer segmento de objetivo: "Se espera que una fibra de carbono avanzada reduzca el peso estructural de una aeronave compuesta."

Con la cual, lo primero que realizaron es un análisis de densidad y peso a nivel macroestructural para demostrar que las propiedades aerodinámicas debidas al material se mantienen constantes e incluso en algunos puntos la supera.

Posteriormente, probaron las fibras de carbono T700S, T800S y T1100G las cuales presentan diferentes propiedades mecánicas muy cercanas a las necesarias para poder entrar en un ámbito de riesgo reducido.

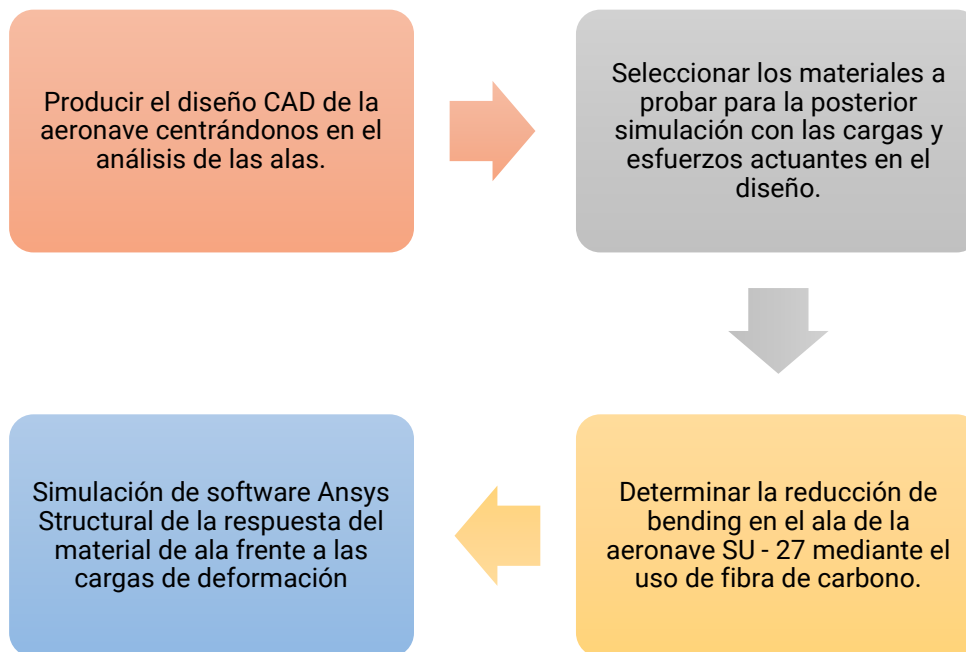
Los resultados del primer caso indican que la elección de la fibra no afectó significativamente toda la forma del polar de arrastre, mientras que el más alto coeficiente de elevación se obtuvo con la fibra

más rígida, T1100G, bajo el mismo ángulo de ataque. Los resultados de este último caso indican que el uso de T1100G puede reducir el bending estructural en un 9,9% y 11.3% en la misma elevación en comparación con T800S y T700S, respectivamente, debido a su alta resistencia al pandeo y alta resistencia a la tracción.

## METODOLOGÍA

### Figura 1

Diagrama de flujo



En el siguiente esquema se expone el problema, la concentración del problema, la herramienta a utilizar para la solución de dicho problema y la solución propiamente dicha.

### Análisis de bending

En el contexto de las alas de los aviones, el bending, o más conocido como flexión, se refiere a la deformación o curvatura que experimentan las alas debido a las fuerzas aerodinámicas y la carga estructural durante el vuelo. Cuando un avión vuela, las fuerzas de sustentación que actúan sobre las alas generan una presión hacia arriba, mientras que el peso del avión y otras cargas tienden a ejercer presión hacia abajo. Esta combinación de fuerzas provoca que las alas se doblen o flexionen, especialmente hacia arriba.

El bending de las alas es una consideración clave en el diseño aeronáutico porque afecta tanto la eficiencia como la resistencia estructural del avión. Para prevenir que las alas se deformen excesivamente o incluso se rompan, se utilizan materiales fuertes y ligeros, y se diseñan con formas y estructuras que soporten adecuadamente las cargas.

Para lograr realizar esto correctamente es necesario traer en este apartado a algunas de las fórmulas fundamentales para un análisis de flexión (bending):

### Momento flector

El momento flector o momento de flexión es una medida de la tendencia de una fuerza aplicada a hacer que una estructura se doble, y es causada por un esfuerzo cortante con respecto a una distancia.

#### Ecuación 1

$$M_{(x)} = \int_0^x v_{(x)} dx$$

$x$ : Distancia medida desde el punto de referencia hasta el lugar de la fuerza aplicada

$v_{(x)}$ : Ecuación de la fuerza distribuida o puntual [N]

$M_{(x)}$ : Ecuación de momento [ $N.m^2$ ]

El momento flector máximo generalmente ocurre cerca de la raíz del ala (donde se une al fuselaje), ya que aquí se soportan la mayor parte de las cargas.

### Fuerza cortante

La fuerza cortante describe la variación de las fuerzas verticales a lo largo del ala debido a la sustentación y otras cargas.

#### Ecuación 2

$$V_{(x)} = \frac{dM_{(x)}}{dx}$$

$V_{(x)}$ : Fuerza cortante [N]

$M_{(x)}$ : Momento [ $N.m^2$ ]

Tensión de flexión:

La tensión generada en una fibra a lo largo del ala suele determinar la muestra para generalizar en la cantidad total de fibras dentro de un ala hasta la distancia del eje neutro.

#### Ecuación 3

$$\sigma = \frac{M * y}{I}$$

$M$ : Momento flector [ $N.m^2$ ]

$y$ : Es la tensión de flexión en una fibra a una distancia "y" del eje neutro. [m]

$I$ : Es el momento de inercia de la sección transversal del ala. [ $kg. m^2$ ]

### Deflexión

La deflexión es la medida de cuánto se dobla el ala bajo las fuerzas aplicadas.

#### Ecuación 4

$$\delta = E * I * \frac{d^2y}{dx^2}$$

$\left[\frac{d^2y}{dx^2}\right]$ : Es la segunda derivada del ángulo diferencial en la gráfica de esfuerzo vs deformación.

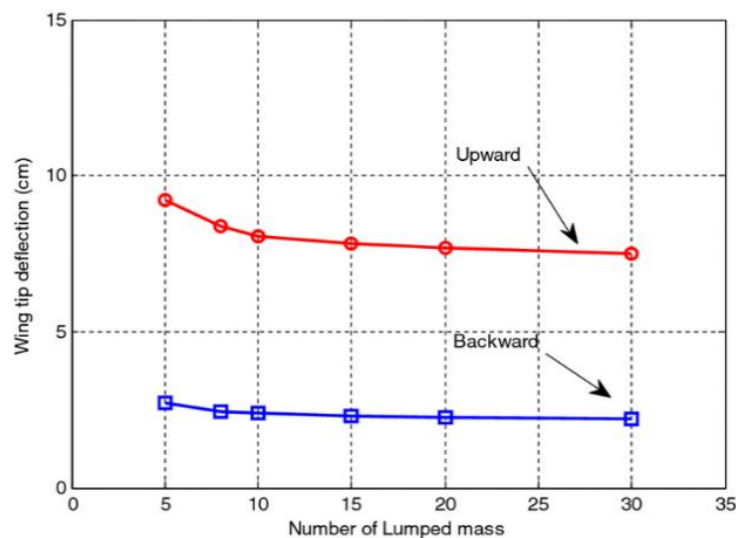
E: Es el módulo de elasticidad del material del ala. [Pa]

I: Es el momento de inercia de la sección transversal del ala. [kg. m<sup>2</sup>]

Sobre la deflexión en las alas de los aviones, el siguiente gráfico muestra un ejemplo de su comportamiento:

#### Gráfico 1

*Deflexión aplicada en masa concentrada*



En este gráfico observamos que la deflexión del ala de las aeronaves en la zona superior es notablemente superior al de la parte inferior.

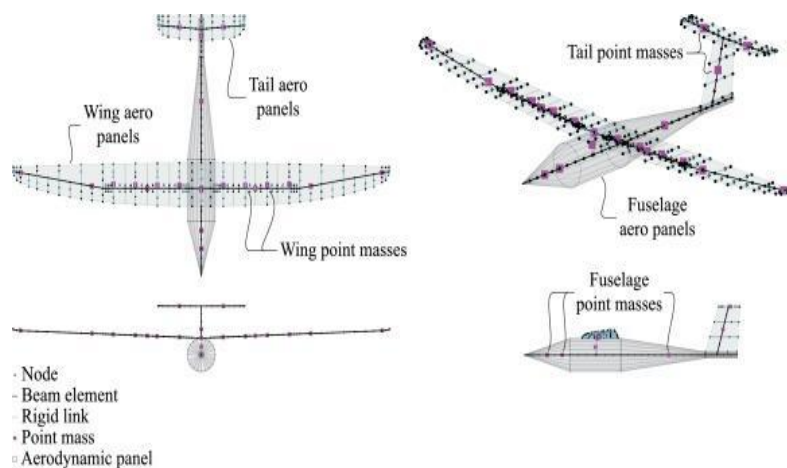
#### Sustentación aerodinámica

Cuando un avión vuela, las alas soportan el peso del avión a través de la sustentación. La distribución de esta fuerza a lo largo de las alas causa una carga distribuida que varía a lo largo de la envergadura. Como consecuencia, las alas tienden a doblarse hacia arriba, especialmente cerca de la raíz del ala, donde la carga es mayor. Este fenómeno se conoce como bending debido a la sustentación.

Las alas deben estar diseñadas para soportar esta flexión inducida por la sustentación sin deformarse excesivamente o fallar. Se utilizan materiales ligeros y resistentes que optimizan la forma de las alas para minimizar la flexión excesiva, manteniendo un equilibrio entre flexibilidad y rigidez.

## Gráfico 2

### Sustentación aerodinámica



En el gráfico anterior se visualiza la estructura de la envergadura de una aeronave cualquiera, la cual se aplica también en aviones caza de combate. Esto es clave para establecer relaciones entre la envergadura y su diseño aerodinámico.

### Distribución de la carga aerodinámica

La carga aerodinámica por unidad de longitud en una sección del ala está relacionada con la sustentación generada en esa sección. Esta carga se puede modelar como una función de la posición "x" a lo largo de la envergadura del ala. Sin embargo, esa expresión sería de forma ideal asumiendo que no existe variación alguna de la envergadura. Por ende, se utiliza otra forma de modelado la cual también explica la variación existente del ala. [5]

### Expresión ideal

#### Ecuación 5

$$q_{(0)} = \frac{L}{b}$$

L: Sustentación total aerodinámica [N]

b: Envergadura [ $m^2$ ]

$q_{(0)}$ : Distribución de la carga aerodinámica [ $\frac{N^2}{m^2}$ ]

Expresión de forma elíptica, basada en deformaciones:

#### Ecuación 6

$$q_{(x)} = q_0 \left( 1 - \frac{x^2}{b^2} \right)$$

$q_{(x)}$ : Distribución de la carga aerodinámica en forma elíptica

$q_{(0)}$ : Distribución de la carga aerodinámica [ $\frac{N^2}{m^2}$ ]

x: Posición a lo largo de la envergadura

### Fuerza de sustentación

La fuerza aerodinámica total que genera el ala, la cual distribuye sus efectos a lo largo de la envergadura y contribuye al bending.

#### Ecuación 7

$$L = \frac{\rho * V^2 * S * C_L}{2}$$

$\rho$ : Densidad del aire [ $\frac{kg}{m^3}$ ]

$V$ : Velocidad del flujo [ $\frac{m}{s}$ ]

$S$ : Área de contacto o superficie del ala [ $m^2$ ]

$C_L$ : Coeficiente de sustentación [ad]

### Distribución de la sustentación aerodinámica

Este tipo de distribución es crucial para el análisis del bending, ya que la variación de la sustentación a lo largo del ala afecta directamente al momento flector y a la deflexión.

#### Ecuación 8

$$L(x) = L_{total} * \frac{4}{\pi * b} * \sqrt{1 - \left(\frac{2x}{b}\right)^2}$$

$x$ : Posición a lo largo de la envergadura

$L$ : Sustentación total aerodinámica [N]

$b$ : Envergadura [ $m^2$ ]

### Coeficiente de presión

Describe cómo la presión varía alrededor del perfil del ala, lo que a su vez determina la sustentación y la distribución de cargas sobre el ala.

#### Ecuación 9

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} * \rho * (v_\infty)^2}$$

$P$ : Presión en un punto específico [Pa]

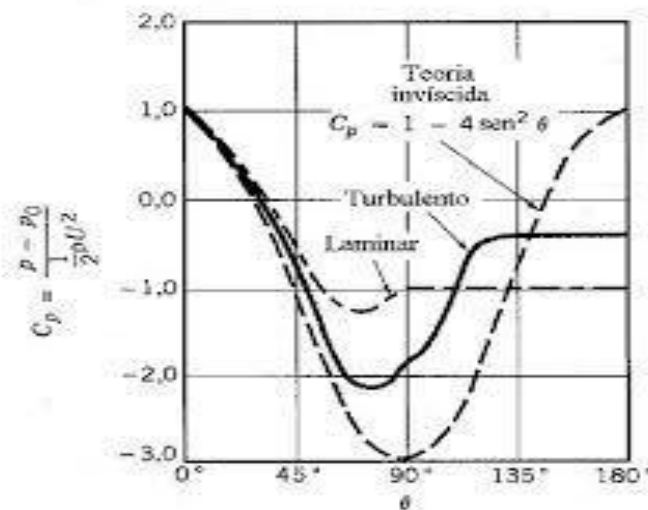
$P_\infty$ : Presión atmosférica de flujo libre [Pa]

$v_\infty$ : Velocidad del aire en flujo libre [ $\frac{m}{s}$ ]

$\rho$ : Densidad del aire [ $\frac{kg}{m^3}$ ]

### Gráfico 3

Coefficiente de presión respecto al ángulo de ataque



En el gráfico mostrado el coeficiente de presión depende directamente del ángulo de ataque del fluido frente a la estructura del ala. Por ende, un ángulo entre 0 y 90 grados generará una zona de descenso en el coeficiente de presión. Mientras que, un ángulo de 90 a 180 grados generará una zona de ascenso del coeficiente de presión.

### Drag o arrastre inducidos

La resistencia inducida es un componente del arrastre aerodinámico que se genera debido a la sustentación y afecta a las cargas distribuidas sobre el ala. Está relacionada con el coeficiente de sustentación  $C_L$ .

### Ecuación 10

$$D_i = \frac{L^2}{\pi * e * b^2 * \rho * V^2}$$

$e$ : Eficiencia del ala (datos del diseñador)

$b$ : Envergadura [ $m^2$ ]

$\rho$ : Densidad del aire [ $\frac{kg}{m^3}$ ]

$V$ : Velocidad del flujo [ $\frac{m}{s}$ ]

$L$ : Sustentación total aerodinámica [N]

### Relación ángulo de ataque – coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación  $C_L$  varía con el ángulo de ataque “ $\alpha$ ”, lo que afecta directamente la sustentación y las cargas distribuidas que generan bending. Para perfiles aerodinámicos en el régimen lineal, en la entrada del componente se suele tender la siguiente forma.

**Ecuación 11**

$$C_L = C_{L_0} + C_{L\alpha}\alpha$$

$C_{L_0}$ : Coeficiente de sustentación con ángulo de ataque cero [ad]

$C_{L\alpha}$ : Pendiente de la curva de sustentación [ad]

**Gráfico 4**

Curva Coef. sustentación - Ángulo de ataque

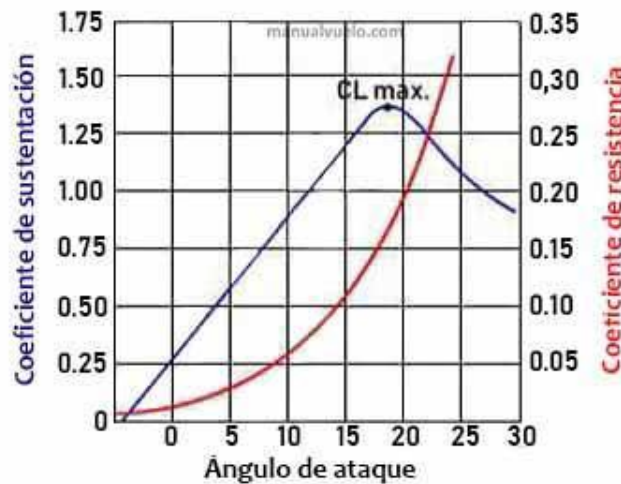


Fig.13e - Sustentación y resistencia vs ángulo de ataque.

A partir del gráfico anterior se extrajeron los dos coeficientes, el de sustentación y el de resistencia. Sin embargo, el ángulo de ataque se tendrá que asumir en base a la experimentación registrada.

## Gráfico 5

Tasa de incremento del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque

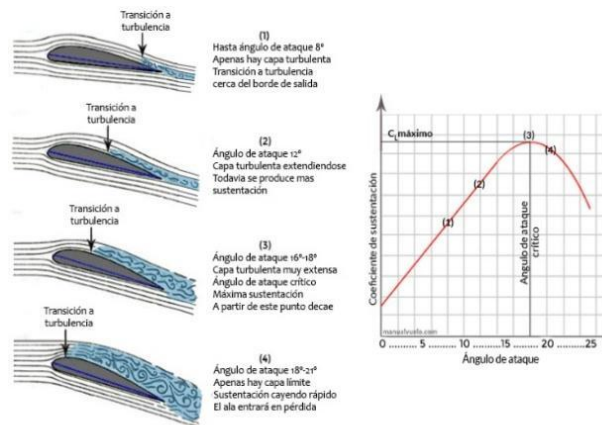


Fig.183 - Incremento del ángulo de ataque por encima del ángulo crítico y entrada en pérdida.

Del gráfico número 2 se obtendrá el valor del coeficiente de sustentación, mientras que el gráfico número 3 se reconocerá qué tan rápido llega a ese valor.

## Roll Load o carga de alabeo

Si el ala experimenta un alabeo, movimiento rotacional alrededor del eje longitudinal del avión, las cargas adicionales pueden inducir flexión y torsión generando un momento.

## Ecuación 12

$$M_{alabeo} = L * d$$

L: Sustentación total aerodinámica [N]

d: distancia desde la carga de alabeo hasta el origen definido

## Efectos de compresibilidad

A medida que el número de Mach aumenta, los efectos de compresibilidad comienzan a afectar la distribución de las presiones sobre el ala y, por lo tanto, las cargas que generan bending.

$$M = \frac{V}{a}$$

a: Velocidad del sonido sujeta a condiciones. [ $\frac{m}{s}$ ]

## SU – 27 Sukhoi

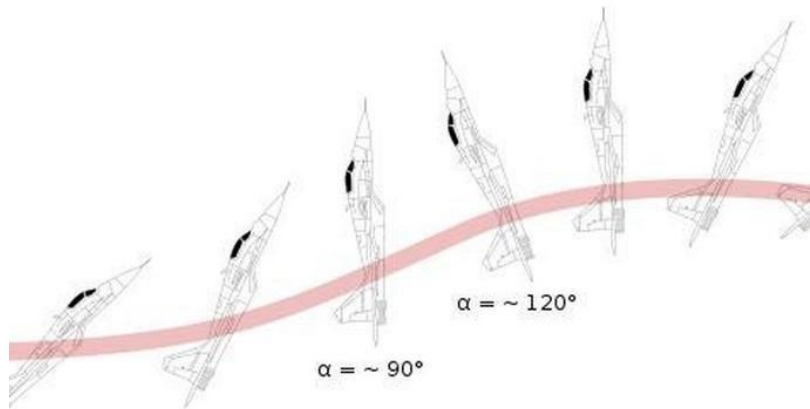
El Sukhoi Su-27 es un avión caza de reacción de superioridad aérea desarrollado por la Unión Soviética en la década de 1980 y fabricado por la empresa rusa Sukhoi. Esta aeronave fue diseñada para competir con los cazas estadounidenses como el F-15 Eagle y se destaca por su maniobrabilidad, alcance y capacidad para operar en misiones de largo alcance.

Entre sus principales características están su alta velocidad, que puede superar los Mach 2.35 y su avanzada aviónica, que ha sido modernizada a lo largo del tiempo. Además, el Su-27 cuenta con un diseño aerodinámico que le permite realizar maniobras complejas, como la famosa maniobra "Cobra de Pugachev", que demuestra su agilidad.

El Su-27 ha sido exportado a varios países como Corea del Norte y China, por mencionar algunos. Su versatilidad y rendimiento han asegurado su lugar como una de las aeronaves más formidables en el arsenal de la aviación militar rusa.

**Figura 1**

*Maniobra de Pugachev*



La maniobra de Pugachev es utilizada estratégicamente en combate para ganar tiempo al lanzar bengalas y posicionarse en la parte posterior del enemigo y atacar a discreción. Empero, al realizar esta maniobra y llegar a un ángulo de  $90^\circ$  el área de contacto del fluido, aire, es el máximo alcanzable y, por eso, los esfuerzos se elevan valores rondando casi el límite de fluencia.

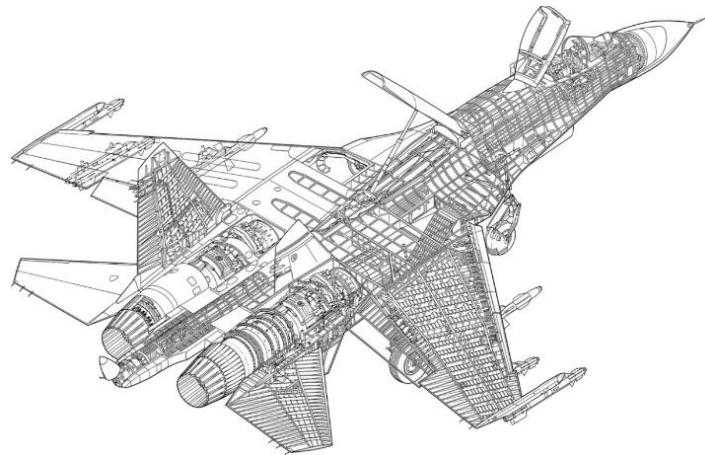
**Figura 2**

*Estructura interna de la aeronave SU - 27*



### Figura 3

Ilustración 7 Aeronave SU - 27 Flanker



#### Material utilizado en la aeronave

El avión de combate SU -27 Flanker Sukhoi utiliza una variedad de materiales a lo largo de su estructura, en la zona armamentística utiliza materiales con alta resistencia y preventivos contra temperaturas altas tales como el Titanio, capas cerámicas, aisladores térmicos, etc.

Si bien es cierto que utiliza dichos materiales en zonas diversas, a lo largo del ala, hablese del larguero primario, largueros secundarios, sujeción ala – cuerpo e incluso remaches y pernos, suele utilizarse la aleación Ti6-V4-Al2 (principalmente de estos 3 elementos: Titanio, Vanadio y Aluminio). Lo cual le da una excelente resistencia a fallas mecánicas sin perder de vista la elasticidad del compuesto. Sin embargo, hoy en día, con aviones avanzados de quinta generación y próximamente de sexta generación como el B2 – Spirit, F22 – Raptor, F35 Lightning II, entre otros; esta aeronave deberá ponerse a la par para igualar o superar la maniobrabilidad que tienen estos aviones.

Debido a esto, uno de los componentes en batalla que suele evaluarse para la maniobrabilidad, es el ala, para que pueda ser más escurridizo en contra de misiles aire – aire o ametralladoras del mismo estilo.

Hay algo común en los aviones de quinta generación, utilizan materiales compuestos en sus alas a lo largo de su perfil aerodinámico como la fibra de carbono T700, fibra M40J y fibra de carbono F46J. Cada una para la necesidad que requiera la aeronave.

#### Método de los volúmenes finitos

El método de volúmenes finitos es una técnica numérica utilizada para la resolución de ecuaciones diferenciales parciales, especialmente en problemas de dinámica de fluidos. Se basa en la discretización del dominio físico en un conjunto de volúmenes finitos o celdas, donde las ecuaciones de conservación, como la de masa, cantidad de movimiento o energía, se integran sobre cada volumen.

El método de los volúmenes finitos asegura la conservación de las cantidades físicas dentro de cada volumen mediante la evaluación de los flujos a través de las fronteras de las celdas adyacentes. Esta metodología resulta útil debido a que incluso cuando se utilizan mallas no estructuradas arroja resultados precisos. Además, al integrarse directamente las ecuaciones en su forma conservativa, el método garantiza que las leyes de conservación se mantengan en todo el dominio computacional. [7]

## Software Ansys Fluent

Ansys Fluent es un software dedicado a varios tipos de estudios, desde estructurales y vibraciones hasta análisis térmicos y energéticos. Dentro de las ramas de estudio que nos brinda, nos centraremos en el estudio de la dinámica de fluidos computacional o con sus siglas en inglés CFD. El software utiliza el método de los volúmenes finitos por medio de una malla que puede ajustarse y refinarse en uno de sus apartados para conseguir los resultados más precisos posibles. Además, Ansys permite importar diseños de otros softwares como Solidworks lo cual permite separar la parte del diseño con la parte del cálculo.

## METODOLOGÍA

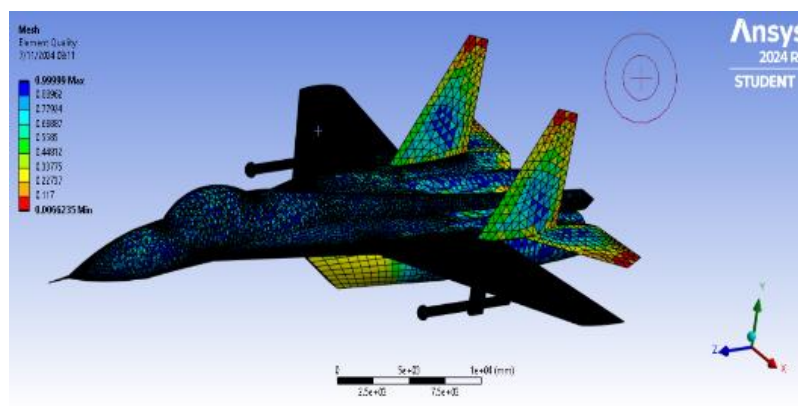
### Mallado

El mallado en el método de elementos finitos se refiere a la subdivisión de una geometría compleja en una colección de elementos más pequeños, generalmente triángulos o cuadriláteros en 2D, y tetraedros o hexaedros en 3D. Este conjunto de elementos, denominado "malla", permite realizar aproximaciones numéricas de ecuaciones diferenciales al dividir el dominio en regiones finitas donde las ecuaciones se resuelven localmente y luego se ensamblan para obtener una solución aproximada en todo el dominio.

El proceso de mallado es esencial para la precisión y eficiencia del análisis en elementos finitos, ya que el tamaño y la forma de los elementos influyen en la exactitud de la simulación. A mallas más finas, es decir, con elementos más pequeños y numerosos, suelen corresponder soluciones más precisas, aunque también implican un mayor costo computacional.

### Figura 4

Mallado general del avión SU 27



En la figura 4 se aprecia el mallado utilizado de forma general considerando "sizing" y "refinement" de nivel 4.

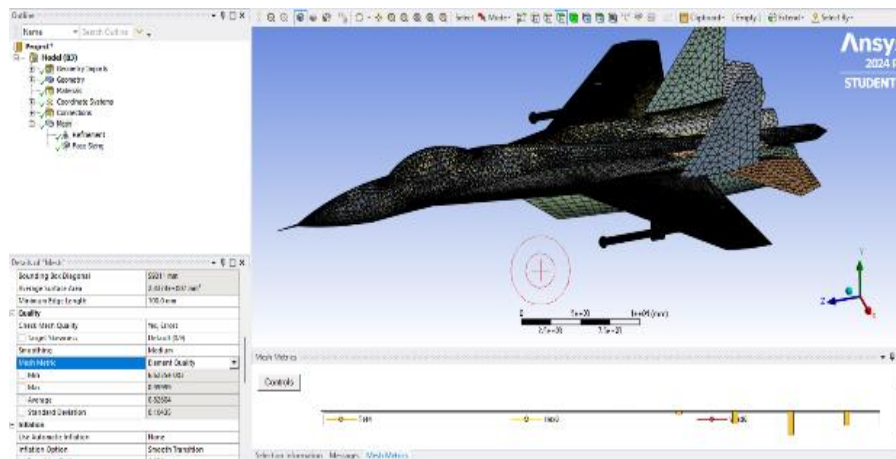
### Element quality

El concepto de element quality en el mallado de elementos finitos se refiere a la evaluación de la calidad de cada elemento en la malla según ciertos criterios geométricos y numéricos que impactan en la precisión y estabilidad de los resultados. Estos criterios incluyen aspectos como la forma, el tamaño uniforme y el ángulo de los vértices. La calidad de los elementos afecta la convergencia de la solución numérica y la exactitud del análisis. Un element quality alto indica una malla con elementos bien

formados, lo cual es esencial para obtener resultados fiables y reducir errores numéricos en el análisis de elementos finitos.

**Figura 5**

*Mallado con element quality del avión SU 27*



**Figura 6**

*Estadísticas de valor máximo, mínimo y promedio del mallado*

Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Target Skewness	Default (0.9)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Element Quality
Min	6.6235e-003
Max	0.99999
Average	0.82604
Standard Deviation	0.10435

En la figura 5 y 6 se observa que la calidad del mallado varía desde un valor mínimo de 0.10435 o 10.435% hasta un valor máximo de 0.99999 o 99.999% con un valor promedio de 0.82604 u 82.604% lo cual cumple con el estándar de un mallado de alta calidad. Debido a que el sitio de análisis de interés es el ala, se ha tomado más relevancia a ese aspecto.

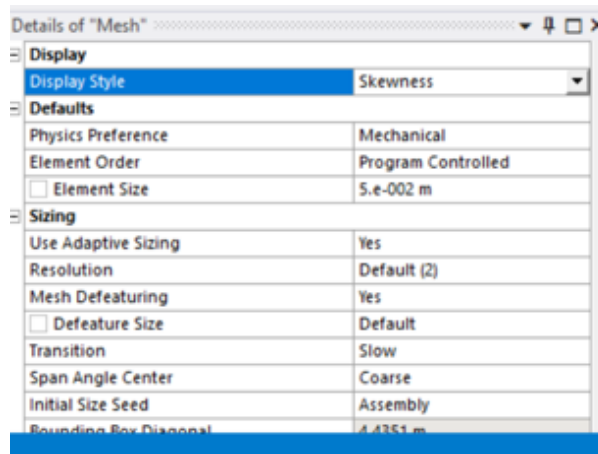
**Skewness**

En el contexto de mallado de elementos finitos, skewness es la medida de la distorsión de un elemento con relación a su forma ideal. Este tipo de mallado indica el grado en el que un elemento se desvía de su forma óptima o simétrica, como un cuadrado o un triángulo equilátero. Una skewness baja sugiere que el elemento es casi ideal, mientras que una skewness alta indica una mayor distorsión, lo que puede afectar negativamente la precisión y estabilidad de los resultados de simulación. Minimizar la

skewness es fundamental para asegurar una buena calidad de malla y obtener soluciones numéricas precisas.

**Figura 7**

*Mallado skewness*



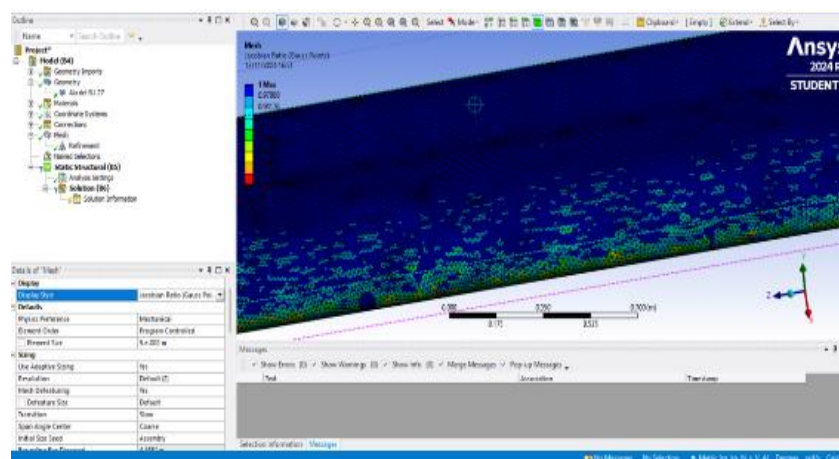
Para que la distorsión de figuras sea la mínima posible, se consideró un element size de 0.05 m en relación con el valor máximo de mallado que es de 1.2 m y con relación a la figura total de 9 m.

### Jacobian Ratio

En el mallado de elementos finitos, el Jacobian Ratio es una medida de la calidad de un elemento basada en el determinante de su matriz jacobiana, la cual describe cómo se transforma un elemento de referencia (ideal) en un elemento de la malla real. El Jacobian Ratio evalúa la deformación y la regularidad del elemento, midiendo cuánto se aleja la forma de un elemento real respecto a su forma ideal. Valores de Jacobian Ratio cercanos a 1 indican elementos con poca o ninguna distorsión, mientras que valores altos sugieren elementos altamente deformados, lo que puede afectar negativamente la precisión y estabilidad de la simulación.

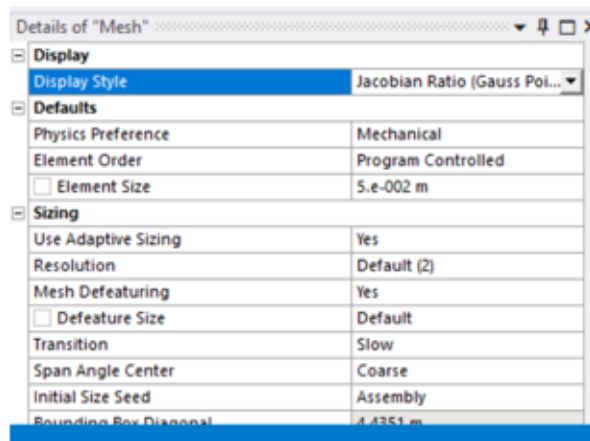
**Figura 8**

*Mallado con Jacobian Ratio*



**Figura 9**

*Acercamiento a las características del Jacobian Ratio*



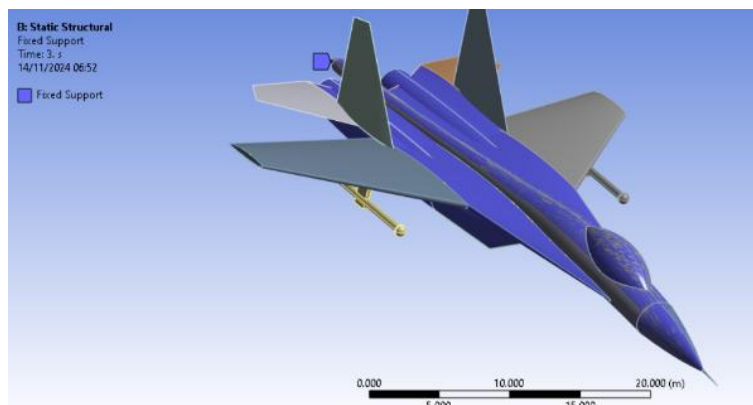
En la figura 7 y 8 se especifica el tipo de mallado utilizado, Jacobian ratio el cuál utiliza la matriz jacobiana como punto de apoyo.

### **Fijación de elementos**

Al iniciar la parte de definición de estructuras, el software Ansys solicita considerar una parte fija como punto de apoyo desde donde empezará la deformación.

**Figura 10**

*Fixed supprot para la aeronave SU 27*

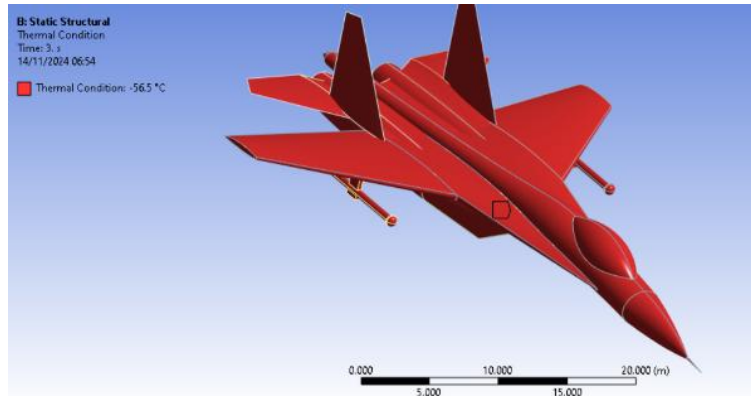


Se fija el fuselaje del avión para que se considere un sólido receptor, mientras que, más adelante, se aplicarán esfuerzos en las zonas no fijas. Además, de esta forma se entiende que el fuselaje no debe ser móvil por motivos de aerodinámica o perfil aerodinámico, Por ende, las alas del avión sí lo deben ser para que el avión tenga grados de libertad frente a las extremas condiciones a las que está sometido en todo momento del vuelo.

Condiciones de ambiente a 18000 m (máxima altura del SU 27)

### Figura 11

*Condiciones térmicas a 18000 m de altura*

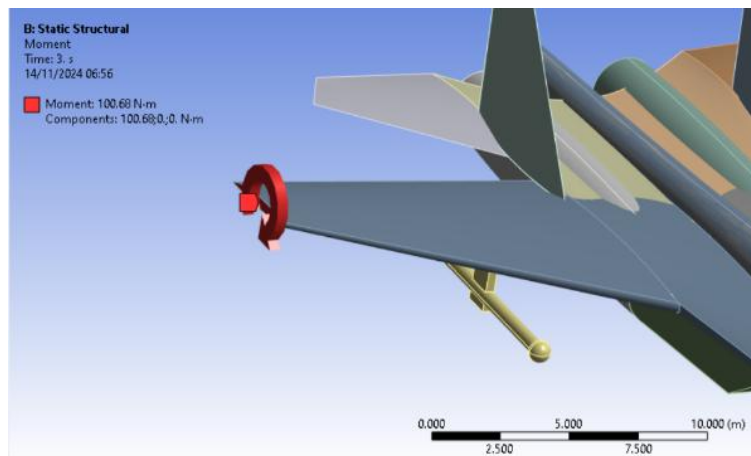


A 18000 m de altura la temperatura promedio es de  $-56.5\text{ °C}$ , con datos extraídos de la tabla 17 de Yunus Cengel.

### Aplicación de momento

### Figura 12

*Aplicación de momento en la zona externa del ala*



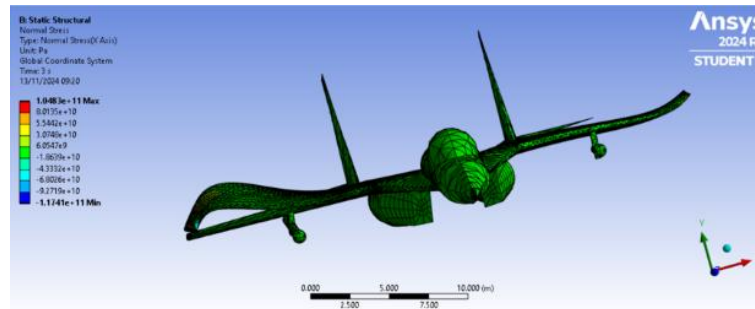
La magnitud del momento es debido a la fórmula de la fuerza de sustentación aplicada sobre la superficie externa contrarrestado con el drag inducido.

## RESULTADOS

### Análisis de Normal Stress con aleación de titanio (esfuerzo normal)

Figura 13

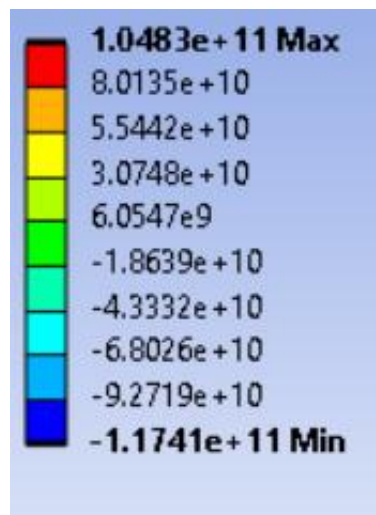
Deformación a escala 3x de la aplicación del momento a la aeronave



En la figura 13 se aprecia la deformación ejercida por el momento aplicado acercándose a la realidad.

Figura 14

Valores de esfuerzo normal

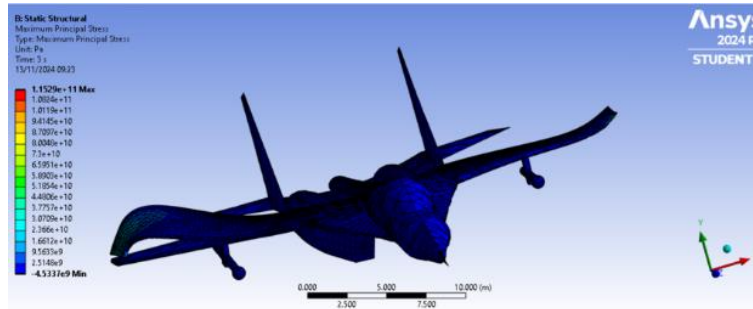


Realizando un acercamiento a la figura 13, hacia la tabla de valores, en la ilustración 19 se observa que que el esfuerzo máximo es de  $1.0483 \cdot 10^{11}$  Pa, que, a pesar de ser elevada, puede mejorarse con el intercambio de material.

**Análisis de Normal Stress con Fibra de carbono M40J (esfuerzo normal)**

**Figura 15**

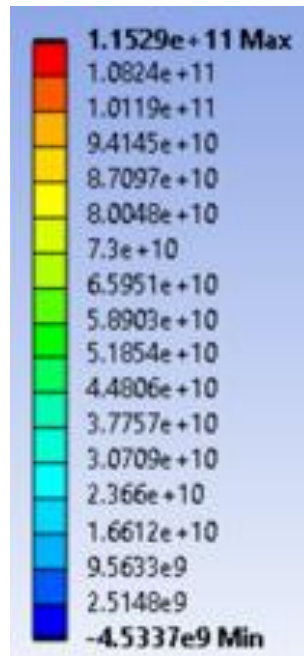
*Análisis con Fibra de carbono M40J*



Determinación de consecuencias de esfuerzos utilizando la fibra de carbono M40 J. Según las fuentes de investigación, este material se caracteriza por tener una alta rigidez lo cual beneficia a la reducción del bending, sin afectar los grados de libertad que debe presentar la propia aeronave.

**Figura 16**

*Tabla de valores con F.C M40J*

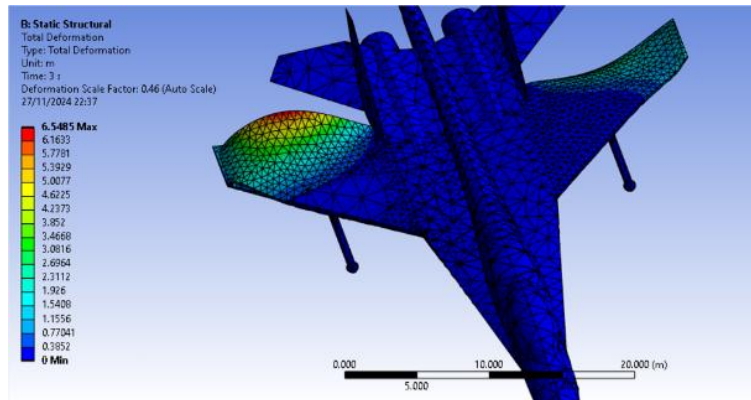


Dada la tabla de valores, es evidente el aumento de la capacidad de absorción de esfuerzos, llegando a un límite superior que el de la aleación de titanio  $1.1529 \times 10^{11}$  Pa.

## Análisis de deformaciones con aleación de titanio

Figura 17

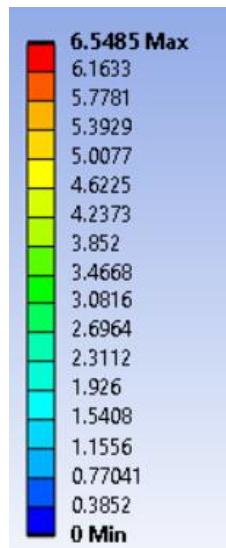
Deformación a escala 3x con aleación de titanio



En la figura 17 se considera no solo el esfuerzo máximo, sino la consecuencia de dicha aplicación; en este caso, deformación medida en metros.

Figura 18

Acercamiento a la tabla de valores de deformaciones con aleación de titanio

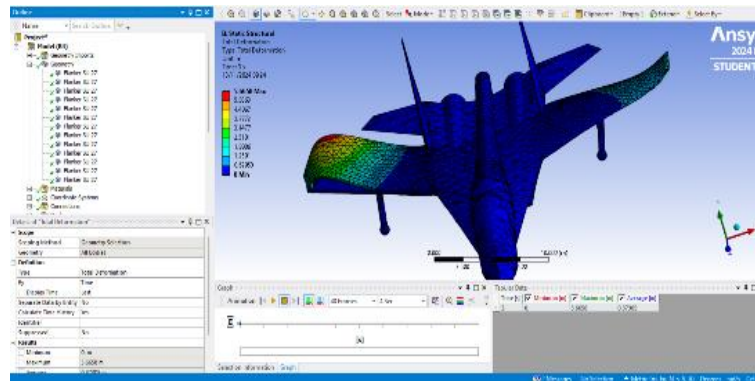


Debido a las extremas condiciones ambientales, dígame térmicas, corrosivas y dañinas para el avión, las deformaciones suelen ser extremas; se visualizan valores de 6.5485 m como máximo. Y esto no es de extrañar porque en los ensayos de bending se suele llevar este límite hasta 7.5 metros.

## Análisis de deformaciones con fibra de carbono M40J

Figura 19

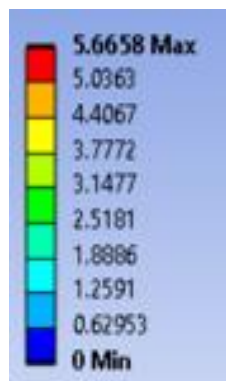
Deformaciones utilizando F.C M40 J



A diferencia del primer caso con aleación de titanio, la fibra de carbono M40J implica una diferencia estructural a la hora de conseguir deformaciones; obteniendo valores menores y reduciendo en gran medida el bending de la aeronave.

Figura 20

Deformaciones con F.C M40 J



Ahora con un acercamiento a los valores es notable la diferencia frente a la aleación de titanio.

### CONCLUSIONES

La variación de gradientes de estrés supera en 2.6% a la investigación realizada por R. Telford et al. Los cuales consiguieron el aumento de esfuerzo máximo permisible en enfoque no lineal de gradiente de estrés a 7.37% con una variante de fibra de carbono M46 J.

Asimismo, la reducción de bending total o bending estructural supera en 1.83% al 9.9% hallado por S. Date et al en su trabajo de investigación con fibra de carbono T1100 G y en 0.43% al de fibra de carbono T700 S junto al T800 S cuyos valores fueron muy cercanos.

Al finalizar el análisis de bending involucrando esfuerzos y deformaciones, se consigue una reducción de bending significativa entre los materiales comparados. La disminución resultó ser de 13.48% en

deformaciones máximas y un aumento de 9.97% en esfuerzo máximo alcanzable. Por lo tanto, el promedio de reducción total de bending fue de 11.73%.

## REFERENCIAS

- A. Trivedi, «ResearchGate,» Marzo 2023. [En línea]. Available: file:///C:/Users/Lenovo/Downloads/BendingandTorsionofaWingStructure.pdf. [Último acceso: 23 10 2024].
- Boeing, Boeing 787 Dreamliner: El uso de materiales compuestos en la industria aeronáutica, Boeing Technical Reports, 2011.
- C. T. Herakovich, Mechanics of Fibrous Composites, New York, NY: Wiley-Interscience, 1998.
- D. Sullivan, "Composites in Aircraft Structures: A Review of Applications and Benefits," Journal of Aerospace Engineering, vol. 28, no. 3, p. 04014054, 2015.
- Eagle Dynamics, Su-25: DCS Flaming Cliffs, Moscow: THE FIGHTER COLLECTION, 2013, pp. 1-84.
- Interempresas.net, "Materiales de alto rendimiento para el sector más exigente," Revista de Ingeniería de Materiales, vol. 19, no. 3, pp. 98-110, 2021.
- J. A. González y M. L. Pérez, "Análisis estructural del ala de un vehículo aéreo no tripulado fabricado con materiales compuestos," Revista de Ingeniería Mecánica, vol. 35, no. 2, pp. 45-60, 2019.
- J. L. S. H. J. C. G. W. S. L. P. D. Zhijun Yang\*, Microstructural characteristics and mechanical, Xinxiang, 2022.
- R. Eymard, T. Galloüet y R. Herbin, Finite Volume Methods, Paris: du LAPT, 2019, p. 254.
- R. M. Jones, Mechanics of Composite Materials, 2nd ed. Boca Raton, FL: CRC Press, 2018
- R. Telford, D. Peeters, M. Rouhi y P. Tejedor, Experimental and numerical study of bending-induced buckling of stiffened composite plate assemblies, Kluwerweg: Elsevier Ltd, 2022, pp. 1 - 14.
- S. Date, Y. Abe y T. Okabe, Effects of fiber properties on aerodynamic performance and structural sizing of composite aircraft wings, Tohoku: Elsevier Masson SAS, 2022.
- S. Olmar, "Materiales compuestos en la industria aeronáutica," Revista de Tecnología Aeroespacial, vol. 28, no. 4, pp. 112-125, 2020.
- TAM Management, The modernized close air support platform SU-25KM, Tbilisi, 2021, pp. 1 - 10.
- The Fighter Collection, DCS: SU - 27 Flanker flight manual, Moscow, 2008.

Todo el contenido de **LATAM Revista Latinoamericana de Ciencias Sociales y Humanidades**, publicados en este sitio está disponibles bajo Licencia [Creative Commons](#) 