



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECANICO

“Reparación de los daños en los componentes wing tip leading edge y wing center leading edge de la aeronave A- 29B súper Tucano aplicando el método de laminación de materiales compuestos”.

AUTORES: Avila Castrillón Karla Alejandra
Vásquez Morales Julio Roberto

DIRECTOR: Ing. Sánchez Sánchez, Xavier Rolando





ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Objetivo general

Reparar los componentes del A-29B Super Tucano mediante el método escalonado, garantizando la fiabilidad y el correcto funcionamiento del equipo a largo plazo.

Objetivos Específicos

Realizar ensayos destructivos

Tracción

Flexión

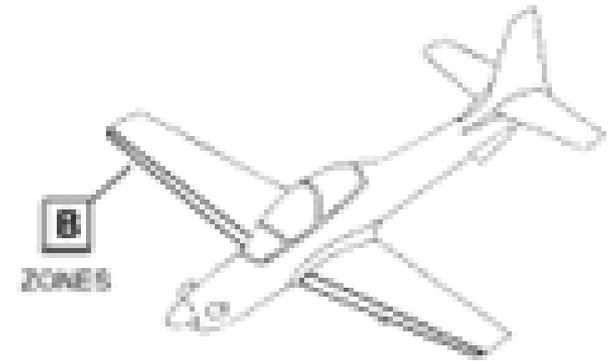
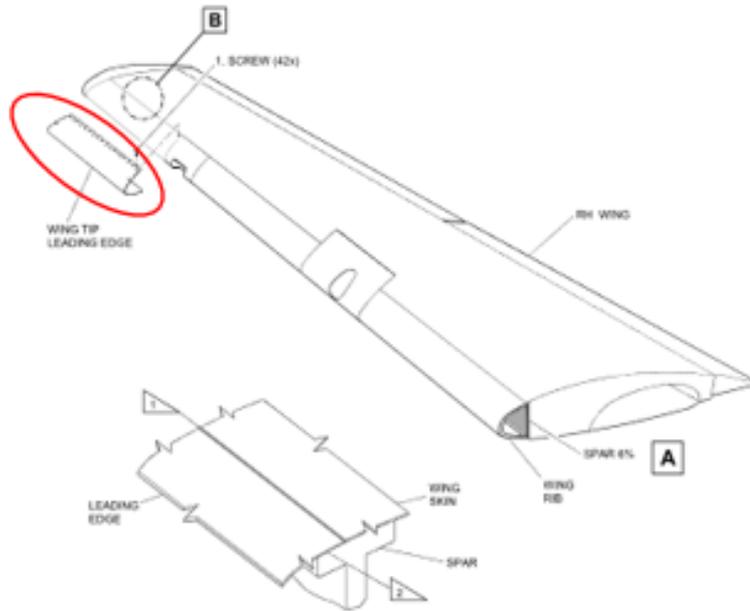
Fatiga

Determinar el modo de falla del componente



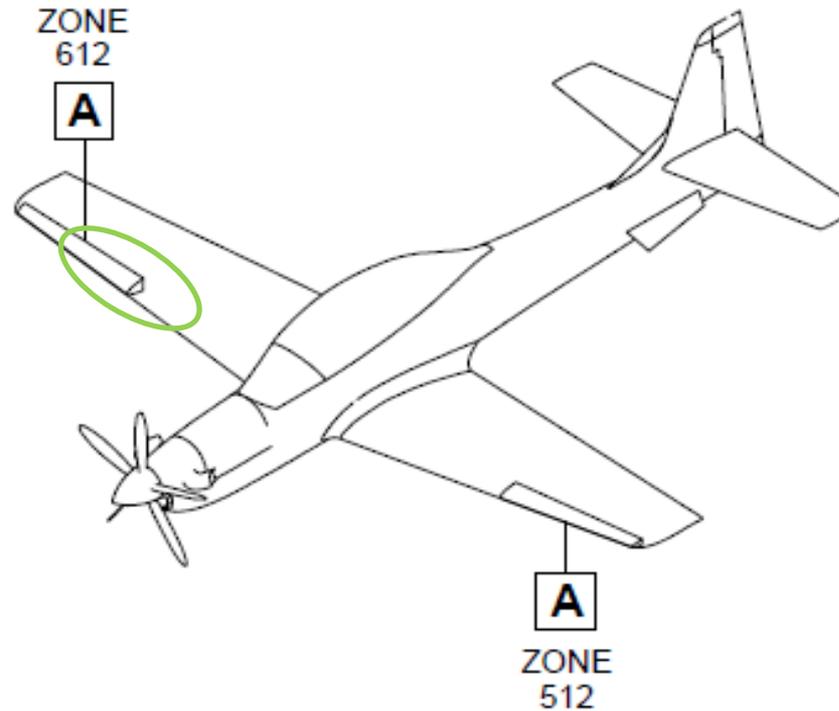


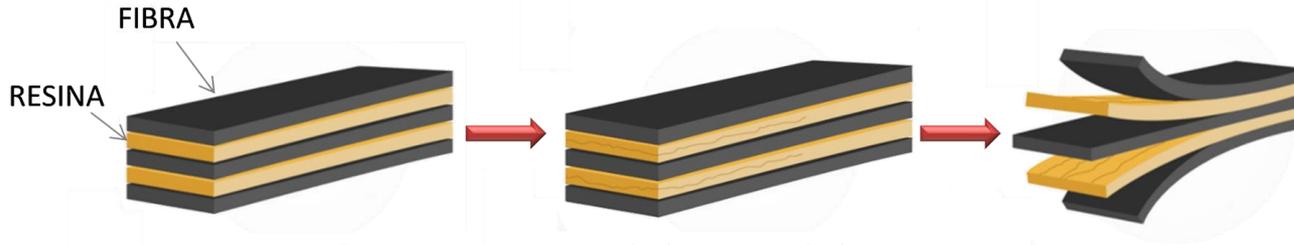
Wing Tip Leading Edge



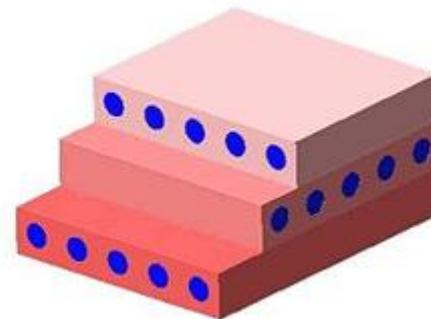
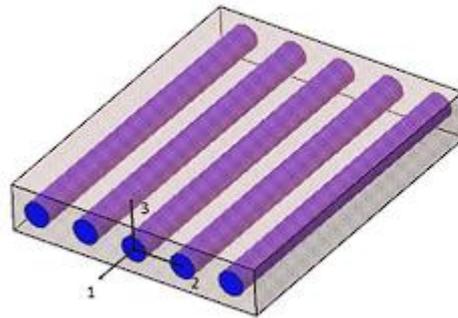


Wing Center Leading Edge





Componentes del material compuesto.
Vallecillos (2015)



Dirección de las fibras en un material compuesto.
Vallecillos (2015)





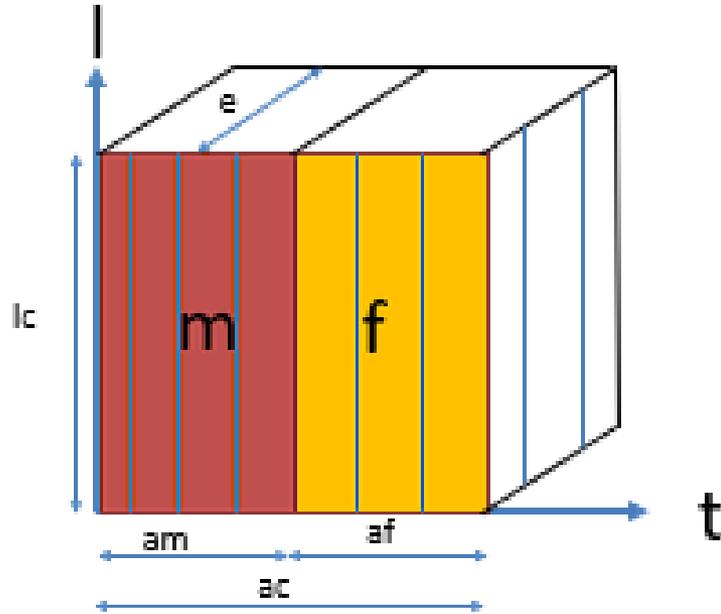
Propiedades mecánicas

Ley de mezclas

$$v_c = l_c * a_c * e$$

$$v_m = l_c * a_m * e$$

$$v_f = l_c * a_f * e$$



Fracciones volumétricas

$$V_m = \frac{v_m}{v_c}$$

$$V_f = \frac{v_f}{v_c}$$

$$V_m = \frac{l_c * a_m * e}{l_c * a_c * e}$$

$$V_m = \frac{l_c * a_f * e}{l_c * a_c * e}$$

$$V_m = \frac{a_m}{a_c}$$

$$V_m = \frac{a_f}{a_c}$$



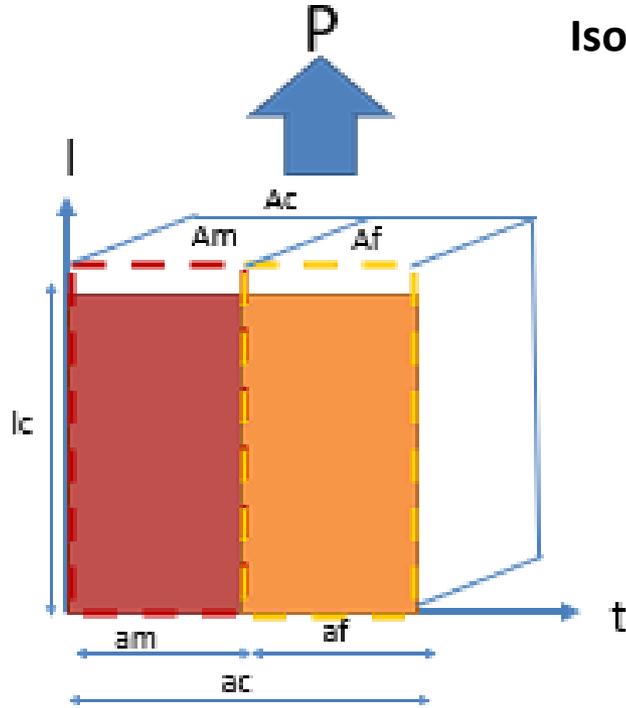


Propiedades mecánicas

Módulo de elasticidad longitudinal

Isodeformación $\sum F_l = 0$

$$P_c - P_m - P_f = 0$$



Esfuerzos

$$\sigma_c = \frac{P_c}{A_c} \quad \sigma_m = \frac{P_m}{A_m} \quad \sigma_f = \frac{P_f}{A_f}$$

Ley de Hooke

$$\sigma_c = E_c * \varepsilon_c \quad \sigma_m = E_m * \varepsilon_m$$
$$\sigma_f = E_f * \varepsilon_f$$

Deformaciones

$$\varepsilon_c = \frac{\delta}{l_{oc}} \quad \varepsilon_m = \frac{\delta}{l_{om}} \quad \varepsilon_f = \frac{\delta}{l_{of}}$$

$$E_{lc} = E_m V_m + E_f V_f$$





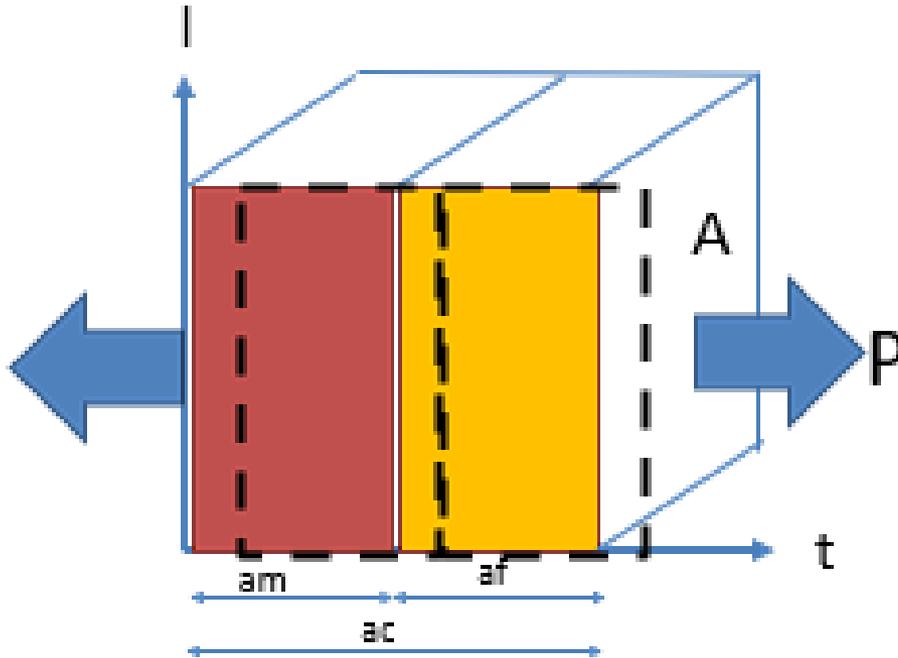
Propiedades mecánicas

Módulo de elasticidad transversal

$$\sigma_c = \sigma_m = \sigma_f$$

$$\delta_c = \delta_f + \delta_m$$

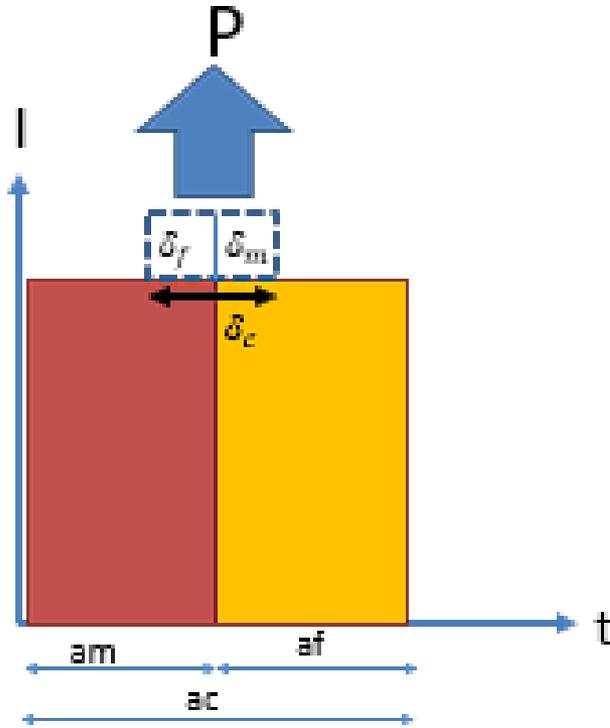
$$E_{ct} = \frac{1}{\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}}$$





Propiedades mecánicas

Módulo de Poisson



$$v_{ltc} = -\frac{\epsilon_{tc}}{\epsilon_{lc}}$$

$$v_m = -\frac{\epsilon_{tm}}{\epsilon_{lm}}$$

$$v_f = -\frac{\epsilon_{tf}}{\epsilon_{lf}}$$

$$\epsilon_{tc} = \frac{\delta_{tc}}{a_c}$$

$$\epsilon_{tm} = \frac{\delta_{tm}}{a_m}$$

$$\epsilon_{tc} = \frac{\delta_{tf}}{a_f}$$

$$\delta_{tc} = \delta_{tf} + \delta_{tm}$$

$$v_{ltc} = v_m * V_m + v_f * V_f$$

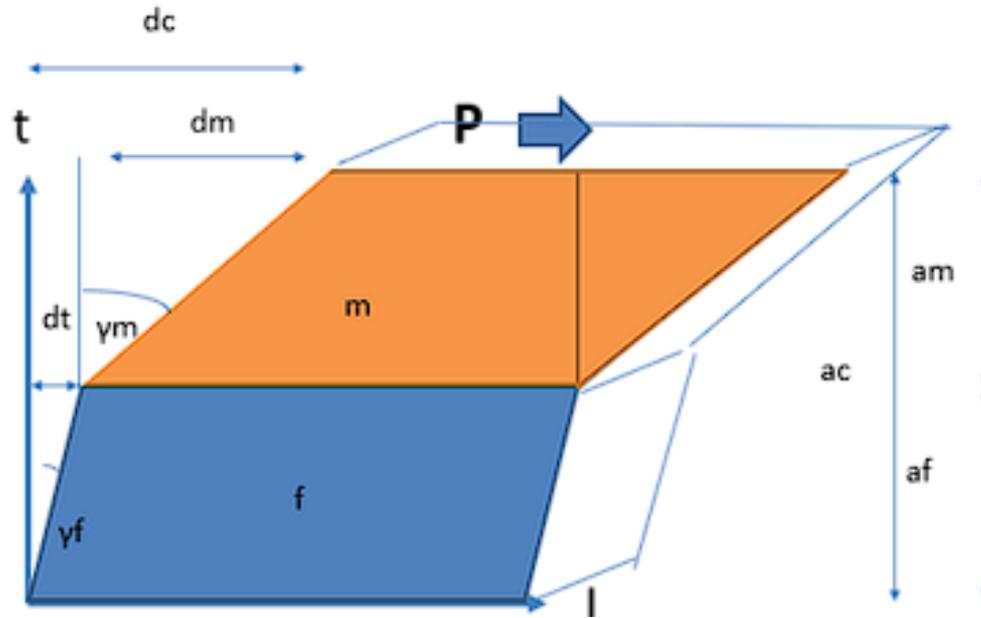




ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Propiedades mecánicas Módulo Cortante



$$\gamma_c = \tan\left(\frac{\delta_c}{a_c}\right) \quad \gamma_c = \frac{\delta_c}{a_c}$$

$$\gamma_m = \tan\left(\frac{\delta_m}{a_m}\right) \quad \gamma_m = \frac{\delta_m}{a_m}$$

$$\gamma_f = \tan\left(\frac{\delta_f}{a_f}\right) \quad \gamma_f = \frac{\delta_f}{a_f}$$

$$T = G\gamma \left\{ \begin{array}{l} T_{lt} = G_{lt} * \gamma_{lt} \\ T_m = G_m * \gamma_m \\ T_f = G_f * \gamma_f \end{array} \right.$$

$$\delta_c = \frac{T_{lt}}{G_{lt}} * a_c \quad \delta_f = \frac{T_f}{G_f} * a_f \quad \delta_m = \frac{T_m}{G_m} * a_m$$

$$\delta_{tc} = \delta_{tf} + \delta_{tm}$$

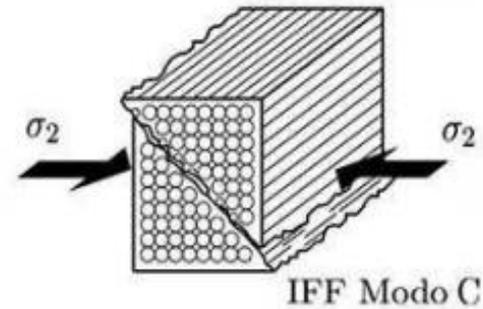
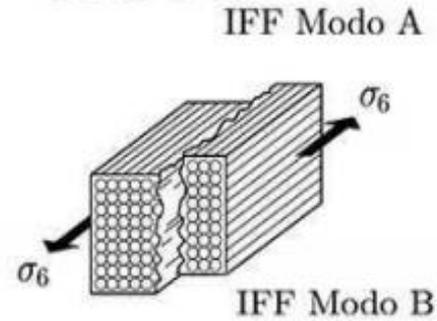
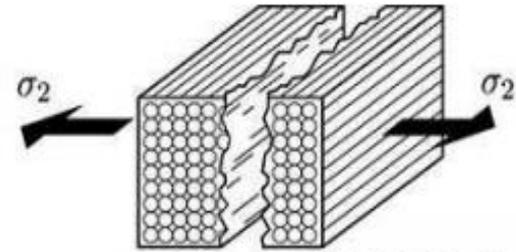
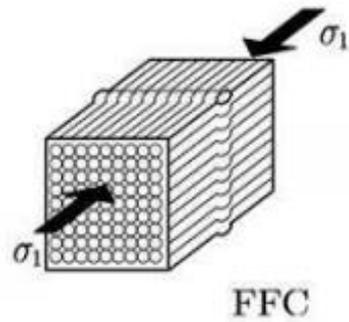
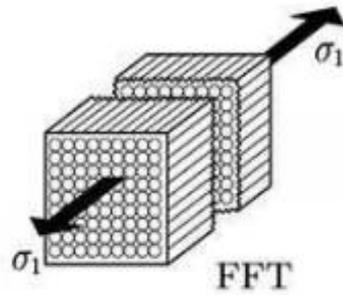
$$T_c = T_m = T_f$$

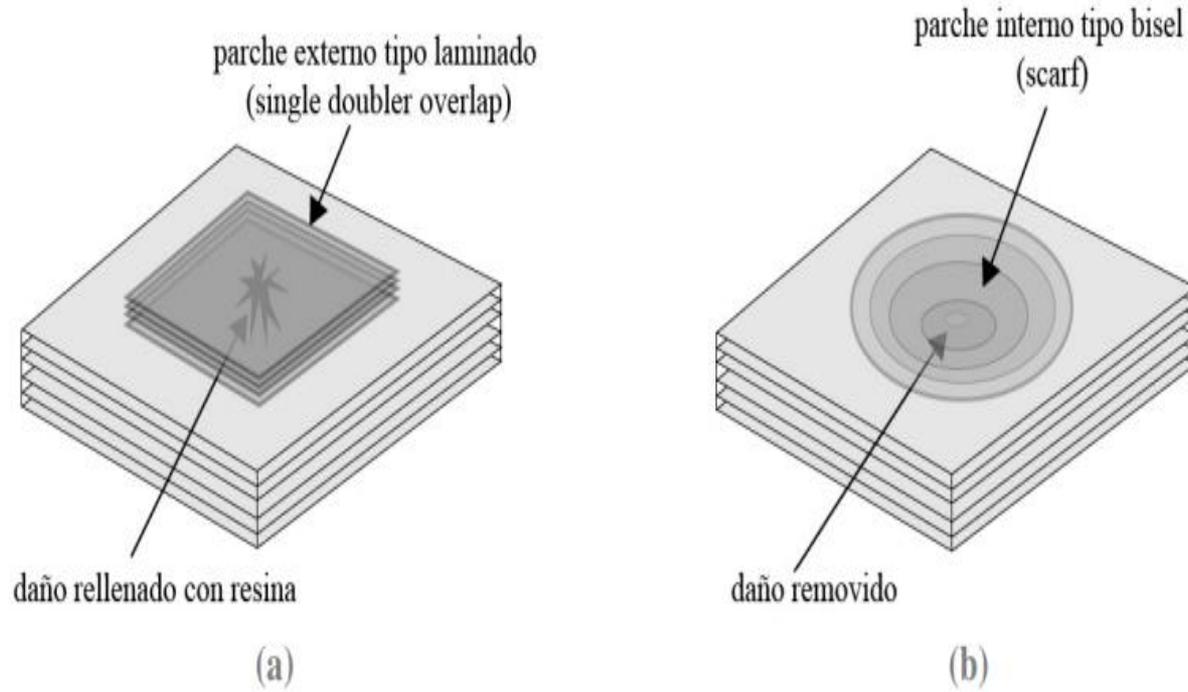
$$G_{lt} = \frac{1}{\frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}}$$





Modos de falla. Castillo (2016)





Tipos de reparaciones adhesivas para materiales compuestos. Castillo (2016).

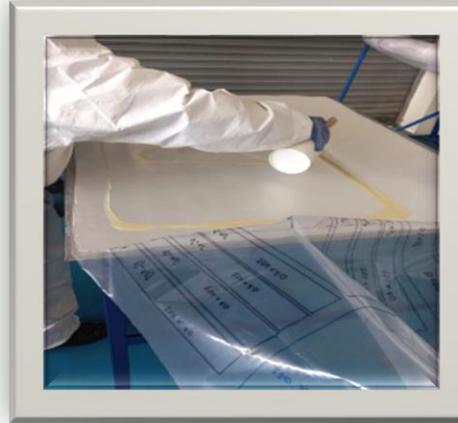
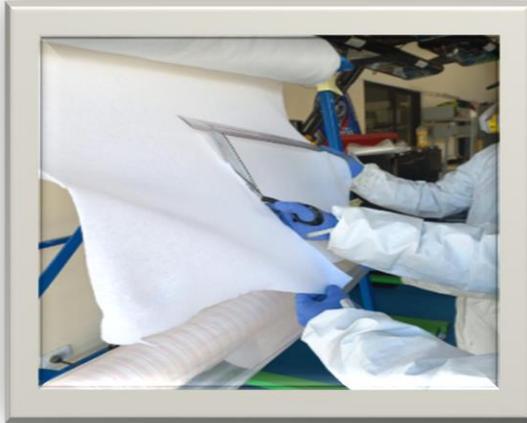




ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Proceso de fabricación de probetas

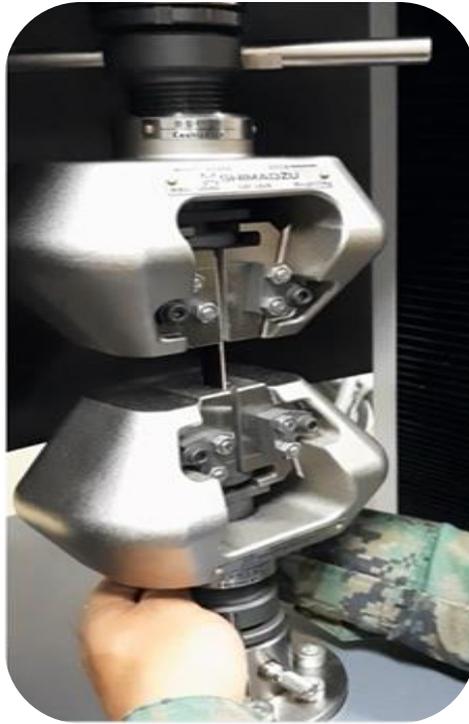




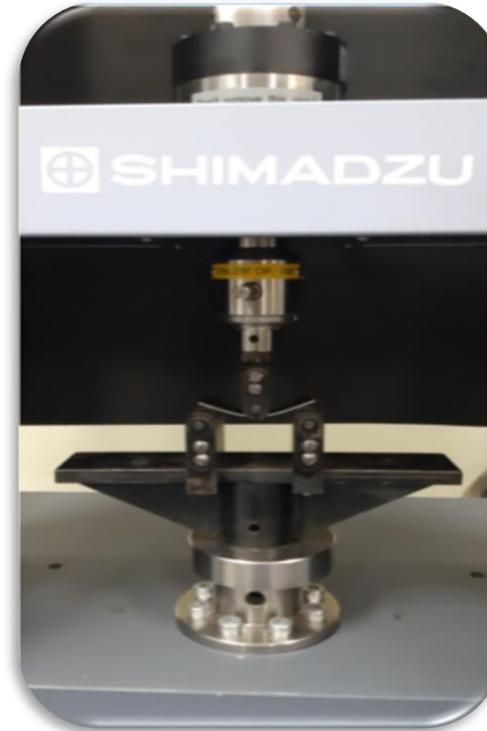
ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Ensayos destructivos Ensayos estáticos



TRACCIÓN



FLEXIÓN





ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Ensayos destructivos Ensayo Dinámico



FATIGA





Resultados Pruebas de tracción

La prueba de tracción se aplicó para 3 grupos de probetas diferentes: Lote A de probetas sin reparación, Lote F de probetas reparadas a $\frac{1}{2}'$ y Lote K con probetas reparadas a $\frac{3}{4}'$.

Lote	Módulo de Young	Esfuerzo Máximo
A (sin reparación)	21623,52	351,72
F (reparación a $\frac{1}{2}'$)	21798,65	352,51
K (reparación a $\frac{3}{4}'$)	19196,39	300,42





Resultados Prueba de tracción

Pruebas sin reparación

Módulo de Young	21490,2429	MPa
Fuerza Máxima	3274,84	N
Esfuerzo de cedencia	44,4028	Mpa
Esfuerzo máximo	310.33	Mpa

Pruebas con reparación

YOUNG	23601.4662	MPa
Fuerza Máxima	12971.287	N
Esfuerzo de cedencia	44.650	MPa
Esfuerzo máximo	320.27	MPa





Resultados Prueba de flexión

Pruebas sin reparación

El módulo de elasticidad en flexión obtenido fue de 8686.79 [MPa] con una fuerza máxima de 277.9 [N]

Pruebas con reparación

El módulo de elasticidad en flexión obtenido fue de 4600.23 [MPa] con una fuerza máxima de 189.00 [N]





Propiedades mecánicas del componente sin reparación

Módulo de elasticidad longitudinal (E_l)	2.14×10^4 [MPa]
Módulo de elasticidad transversal (E_t)	2.14×10^4 [MPa]
Coefficiente de Poisson (ν_t)	0.26
Coefficiente de Poisson (ν_l)	0.26
Módulo de Cizallamiento (G_{lt})	3.945×10^3 [MPa]
Resistencia a la tracción (S)	310.33 [MPa]
Resistencia a la tracción en dirección transversal (Y_t)	47.402 [MPa]
Resistencia a la compresión en dirección transversal (Y_c)	285.50 [MPa]





Propiedades mecánicas del componente con reparación

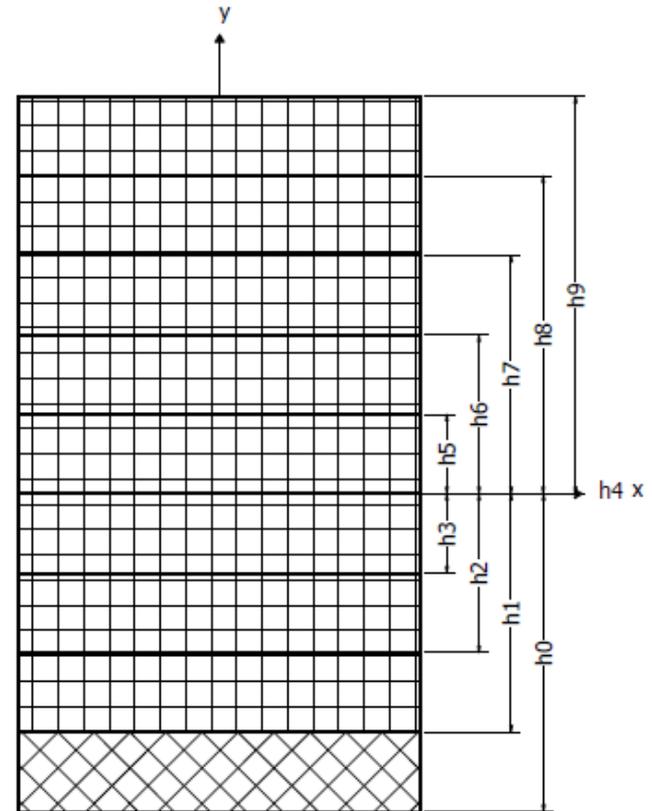
Módulo de elasticidad longitudinal (E_l)	2.36×10^4 [MPa]
Módulo de elasticidad transversal (E_t)	2.36×10^4 [MPa]
Coefficiente de Poisson (ν)	0.26
Coefficiente de Poisson (ν)	0.26
Módulo de Cizallamiento (G_{lt})	3.945×10^3 [MPa]
Resistencia a la tracción (S)	320 [MPa]
Resistencia a la tracción en dirección transversal (Y_t)	47.081 [MPa]
Resistencia a la compresión en dirección transversal (Y_c)	294.4 [MPa]





Configuración del laminado

Nº	Orientación
9	$0^\circ, 90^\circ$
8	$0^\circ, 90^\circ$
7	$0^\circ, 90^\circ$
6	$0^\circ, 90^\circ$
5	$0^\circ, 90^\circ$
4	$0^\circ, 90^\circ$
3	$0^\circ, 90^\circ$
2	$0^\circ, 90^\circ$
1	$\pm 45^\circ$





Fuerza de arrastre y Fuerza distribuida

En operaciones de vuelo recto-nivelado se utiliza un coeficiente de arrastre de 0.0078, y un factor de seguridad de 1,5

$$F_D = 146.953 [N]$$

Utilizando un ancho de la reparación para el componente Wing Tip Leading Edge de 100 mm

$$N_x = \frac{F_D}{A_r} = 2.204 \times 10^3 \frac{N}{m}$$

Utilizando un ancho de la reparación para el componente Wing Center Leading Edge de 150 mm

$$N_x = \frac{F_D}{A_r} = 1.47 \times 10^3 \frac{N}{m}$$





$$V_f = 0.68$$

$$V_m = 0.32$$

$$E_t = 23601.5 \times 10^4 \text{ MPa}$$

$$E_l = 23601.5 \times 10^4 \text{ MPa}$$

$$v_{lt} = v_m * V_m + v_f * V_f$$

$$v_{lt} = 0.24$$

$$G_{lt} = \frac{1}{\frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}}$$

$$G_{lt} = 3.945 \times 10^3 \text{ MPa}$$

$$Y_t = X_{tm} * [1 - (\sqrt{V_f} - V_f) * \left(1 - \frac{E_m}{E_f}\right)]$$

$$Y_t = 47.402 \text{ MPa}$$

Relación volumétrica





Matriz de flexibilidad para ejes locales

$$[S]_{lt} = \begin{bmatrix} 4.237 \times 10^{-5} & -1.104 \times 10^{-5} & 0 \\ -1.104 \times 10^{-5} & 4.237 \times 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 2.535 \times 10^{-4} \end{bmatrix} \left(\frac{1}{MPa} \right)$$

$$[Q]_{lt} = \begin{bmatrix} 2.532 \times 10^4 & 6.595 \times 10^3 & 0 \\ 6.595 \times 10^3 & 2.532 \times 10^4 & 0 \\ 0 & 0 & 3.945 \times 10^3 \end{bmatrix} (MPa)$$





Matriz de transformación de deformaciones

$$[D] = \begin{bmatrix} \cos(\theta)^2 & \sin(\theta)^2 & \sin(\theta) * \cos(\theta) \\ \sin(\theta)^2 & \cos(\theta)^2 & -\sin(\theta) * \cos(\theta) \\ -2 * \sin(\theta) * \cos(\theta) & 2 * \sin(\theta) * \cos(\theta) & \cos(\theta)^2 - \sin(\theta)^2 \end{bmatrix}$$

$$[D]_{0^\circ} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$[D]_{45^\circ} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & 0.5 \\ 0.5 & 0.5 & -0.5 \\ -1 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$





Matriz de transformación de esfuerzos

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos(\theta)^2 & \sin(\theta)^2 & -2 * \sin(\theta) * \cos(\theta) \\ \sin(\theta)^2 & \cos(\theta)^2 & 2 * \sin(\theta) * \cos(\theta) \\ \sin(\theta) * \cos(\theta) & -\sin(\theta) * \cos(\theta) & \cos(\theta)^2 - \sin(\theta)^2 \end{bmatrix}$$

$$[T]_{0^\circ} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$[T]_{45^\circ} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & -1 \\ 0.5 & 0.5 & 1 \\ 0.5 & -0.5 & 0 \end{bmatrix}$$





Matriz de rigidez para ejes globales xy

$$[Q]_{xy} = [T] * [Q]_{lt} * [D]^{-1}$$

$$[Q]_{xy \ 0^\circ} = \begin{bmatrix} 2.532 \times 10^4 & 6.595 \times 10^3 & 0 \\ 6.595 \times 10^3 & 2.532 \times 10^4 & 0 \\ 0 & 0 & 3.945 \times 10^3 \end{bmatrix} (MPa)$$

$$[Q]_{xy \ +45^\circ} = \begin{bmatrix} 1.201 \times 10^4 & 1.99 \times 10^4 & -8.759 \times 10^{-13} \\ 1.99 \times 10^4 & 1.201 \times 10^4 & 2.783 \times 10^{-12} \\ 8.759 \times 10^{-13} & -4.691 \times 10^3 & -9.362 \times 10^4 \end{bmatrix} ($$





ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Resultados Matriz ABD

$$\begin{bmatrix} 6.437 \times 10^7 & 2.18 \times 10^7 & 0 & 1.445 \times 10^4 & -1.521 \times 10^3 & 0 \\ 2.18 \times 10^7 & 1.268 \times 10^7 & 0 & -1.521 \times 10^3 & 1.445 \times 10^4 & 0 \\ 0 & 0 & 6.659 \times 10^6 & 0 & 0 & 5.789 \times 10^3 \\ 1.445 \times 10^4 & -1.521 \times 10^3 & 0 & 38.637 & 15.65 & 0 \\ -1.521 \times 10^3 & 1.445 \times 10^4 & 0 & 15.65 & 38.637 & 0 \\ 0 & 0 & 5.789 \times 10^3 & 0 & 0 & -8.704 \end{bmatrix}$$





Deformaciones y curvatura en el plano medio

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \\ k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{pmatrix} = ABD^{-1} * \begin{pmatrix} 2.204 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

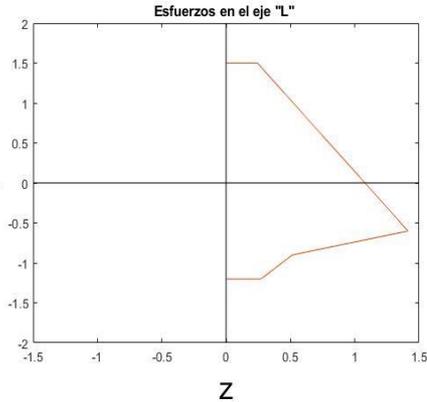
$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{x0} + k_{x0} \\ \varepsilon_{y0} + k_{y0} \\ \gamma_{xy0} + k_{xy0} \end{pmatrix}$$

$$\sigma_{h \ 0^\circ} = [Q]_{xy \ 0^\circ} * \begin{pmatrix} k_{x0} * \frac{h9}{1000} + \varepsilon_{x0} \\ k_{y0} * \frac{h9}{1000} + \varepsilon_{y0} \\ k_{xy0} * \frac{h9}{1000} + \gamma_{xy0} \end{pmatrix}$$

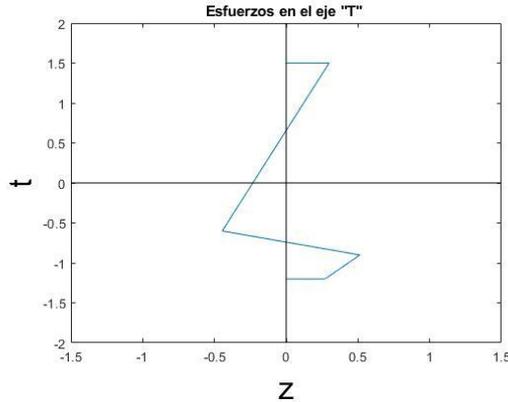




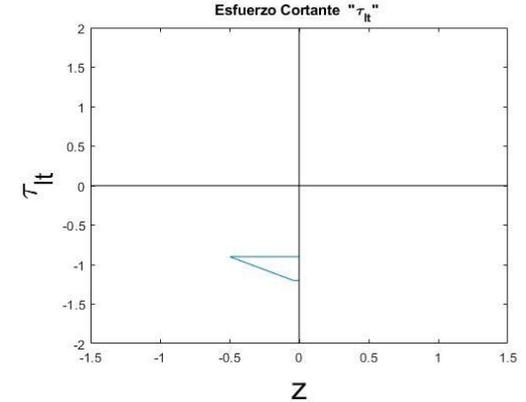
Esfuerzos del componente sin reparación



Pico de 0.244[MPa] hasta 1.413[MPa] y finalizando con 0.038[MPa].].



Mayor esfuerzo en la fibra 1 con 1.051[MPa] y el menor es en la fibra 9 con 0.3[MPa].

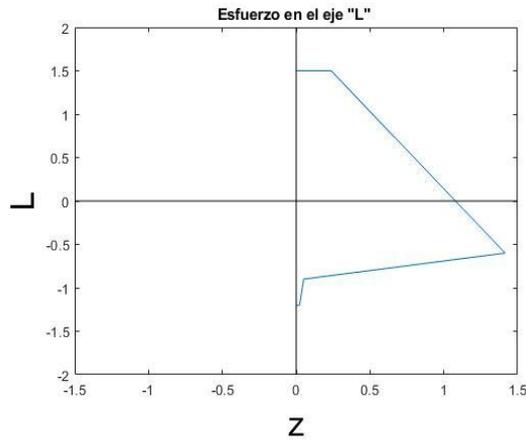


Pico en la fibra 1 formado por esfuerzos cortantes que va de -0.498 [MPa] a -0.043 [MPa].

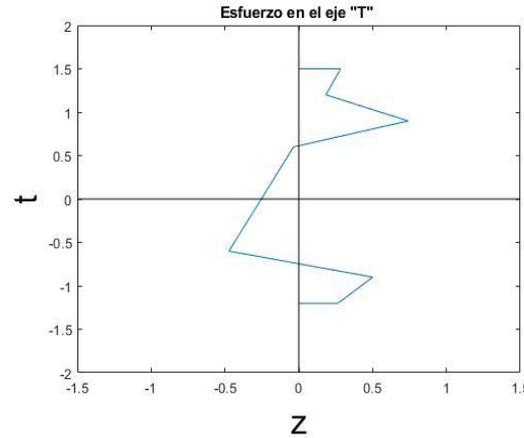




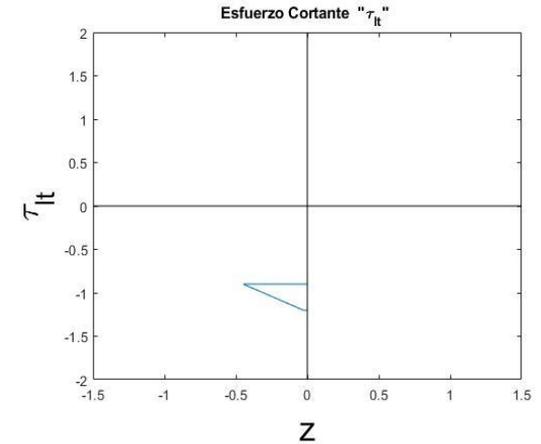
Esfuerzos del componente con reparación



Pico de 0.237[MPa] hasta 1.415[MPa] y finalizando con 0.023[MPa].



Mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 1.036[MPa] y el menor es en la fibra 9 con 0.237[MPa].



Pico de 0.237[MPa] hasta 1.415[MPa] y finalizando con 0.265[MPa].

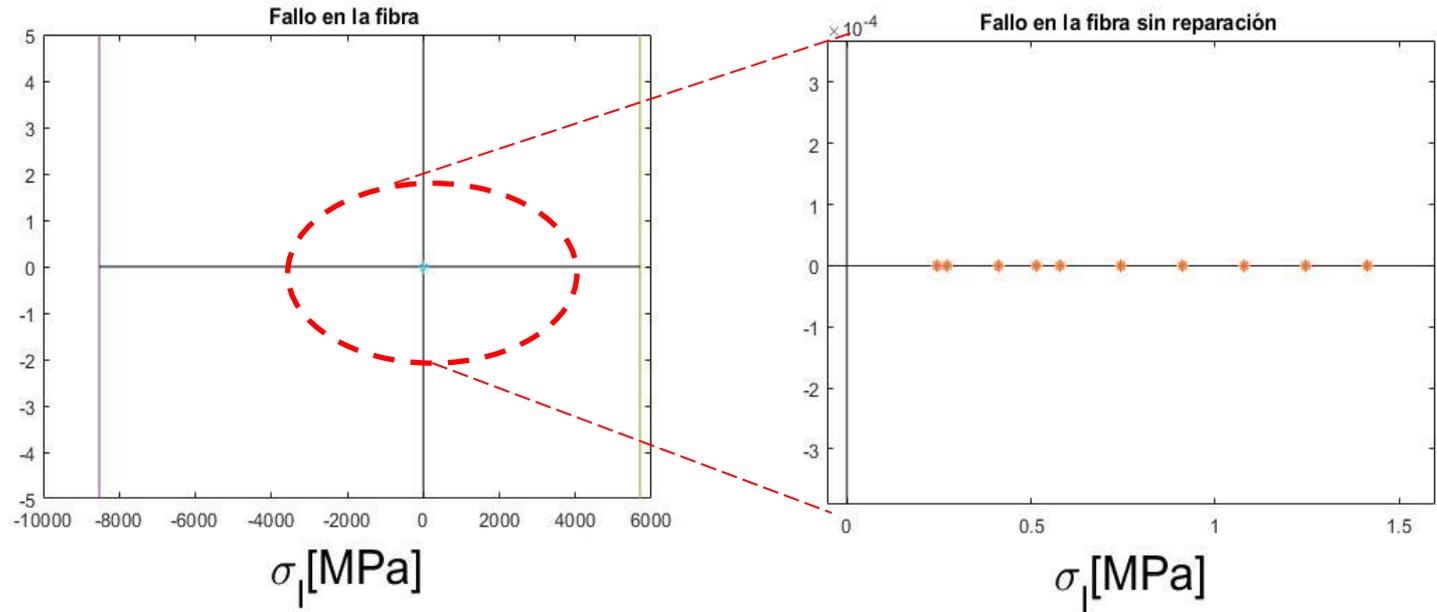




Resultados

Wing tip leading Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla FF para el componente sin reparación

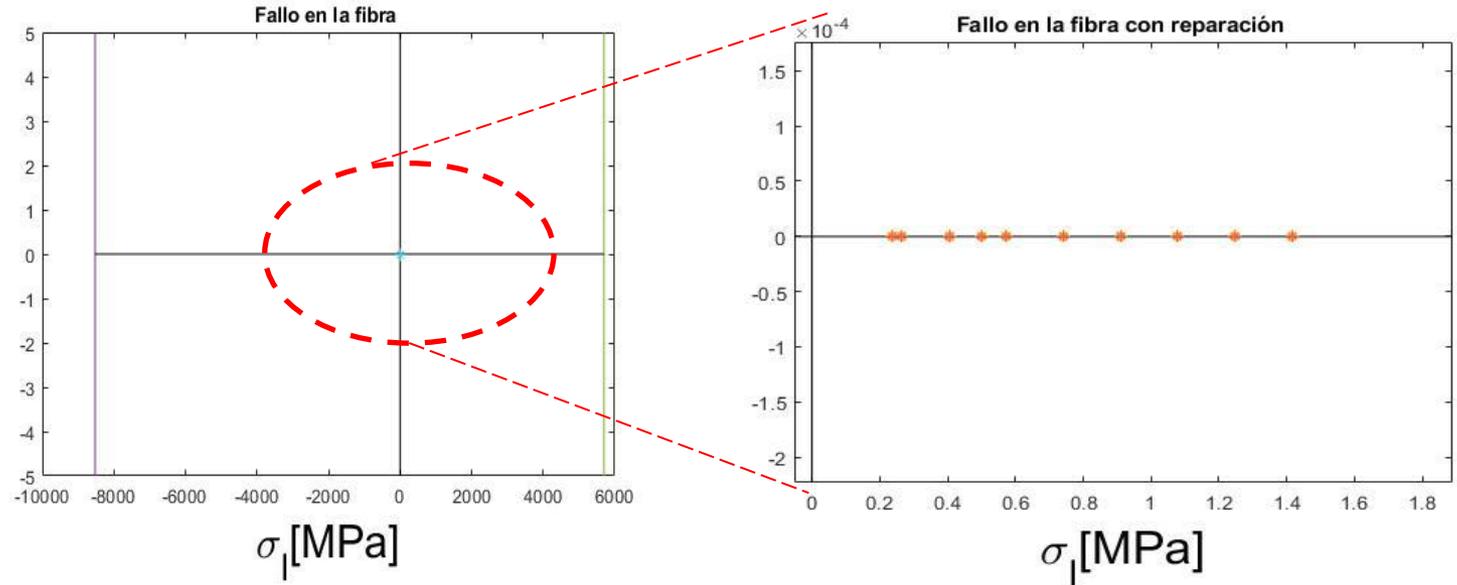




Resultados

Wing tip leading Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla FF para el componente con reparación

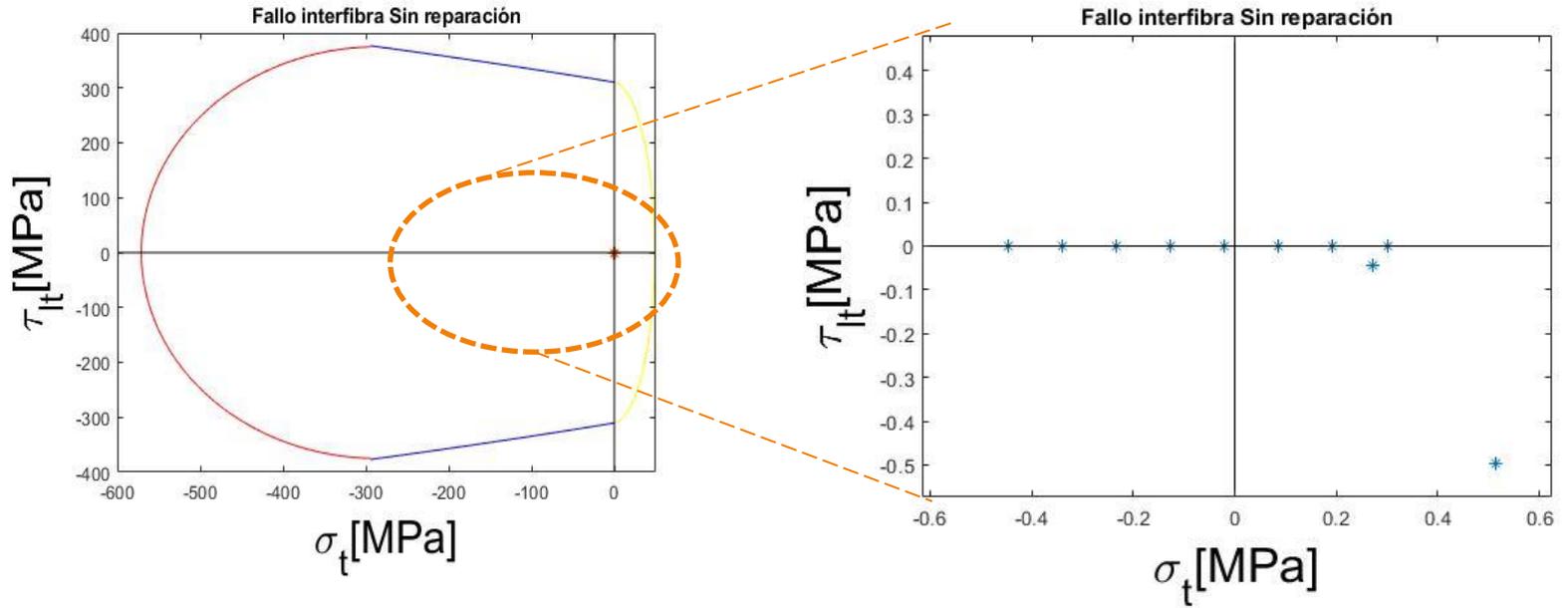




Resultados

Wing tip leading Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla IFF para el componente sin reparación

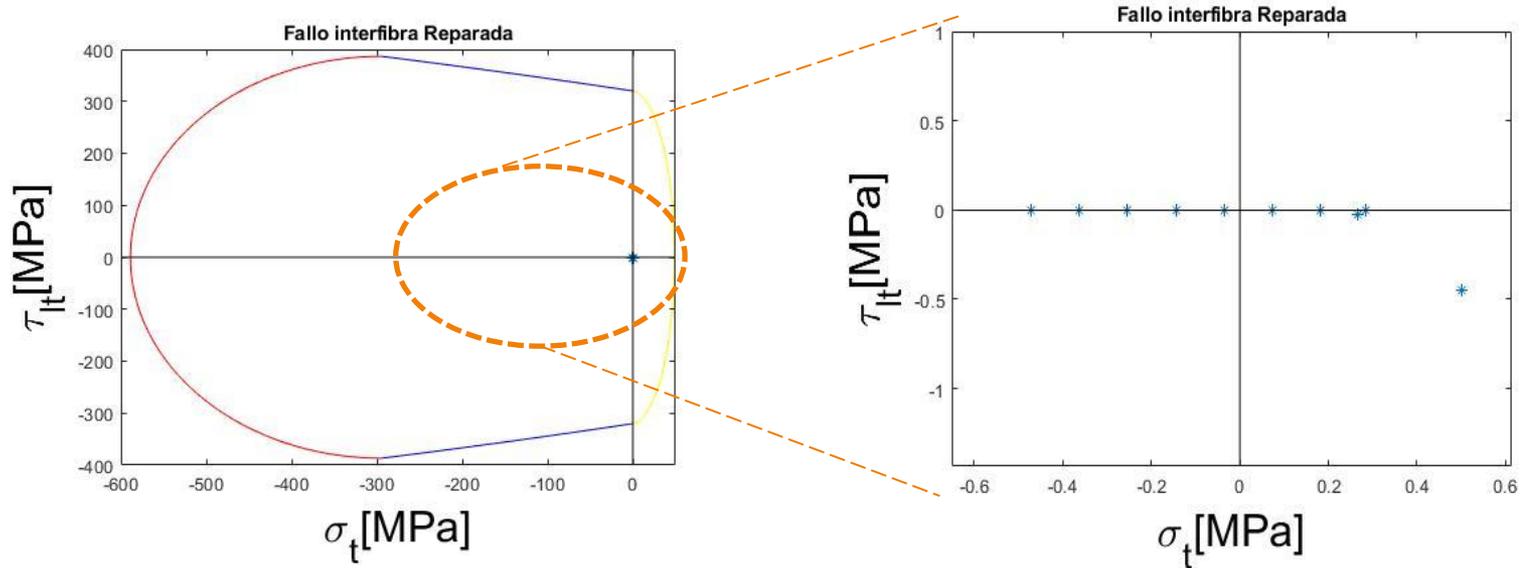




Resultados

Wing tip leading Edge

Teoría de falla de Puck

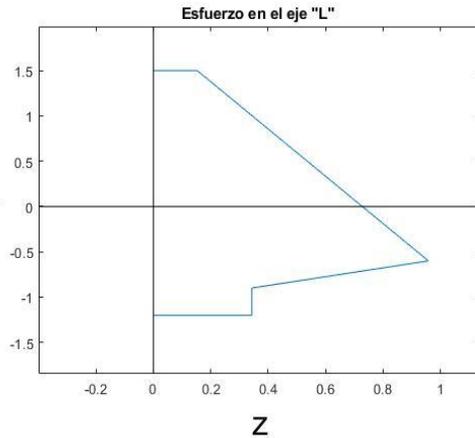


Modo de Falla IFF para el componente con reparación

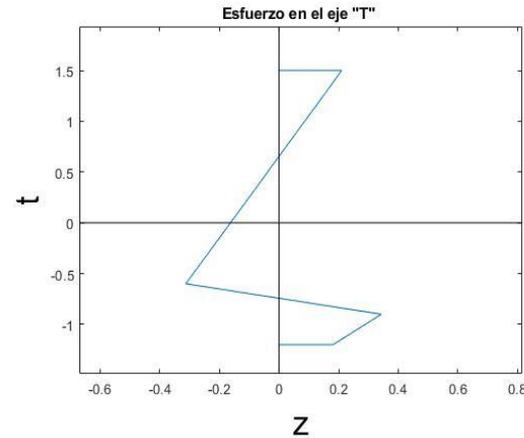




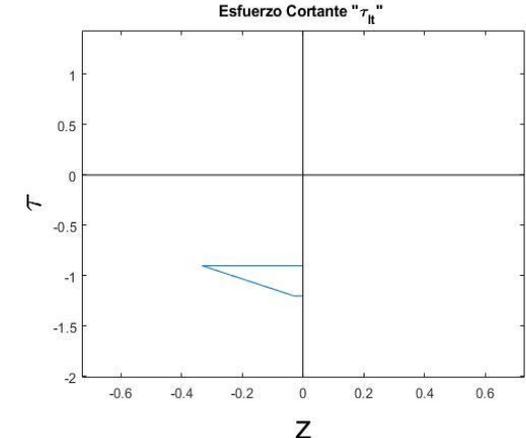
Esfuerzos del componente sin reparación



Pico de 0.958 [MPa] hasta 0.343 [MPa] y finalizando con 0.181 [MPa].



Distribución de esfuerzos que se oponen entre ellos donde el mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 0.5 [MPa]

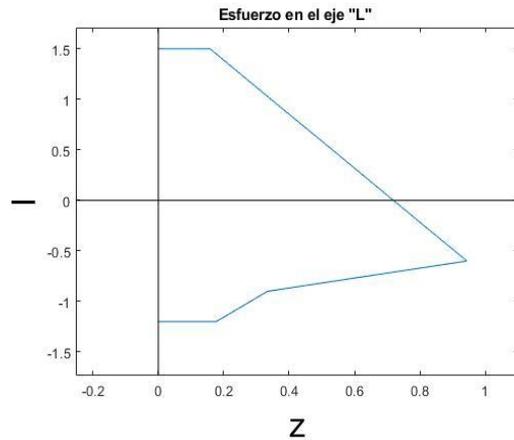


Pico en la fibra 1 formado por el intervalo entre los esfuerzos cortantes que va de -0.332 [MPa] a -0.029 [MPa].

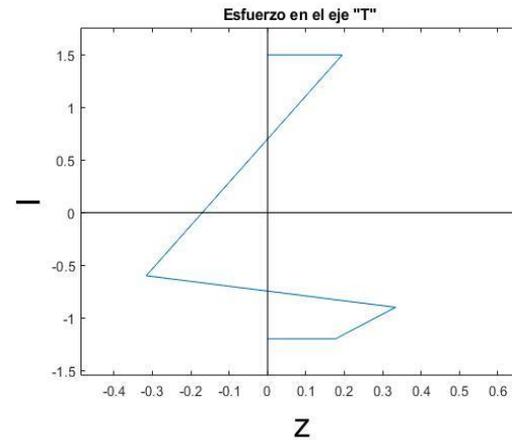




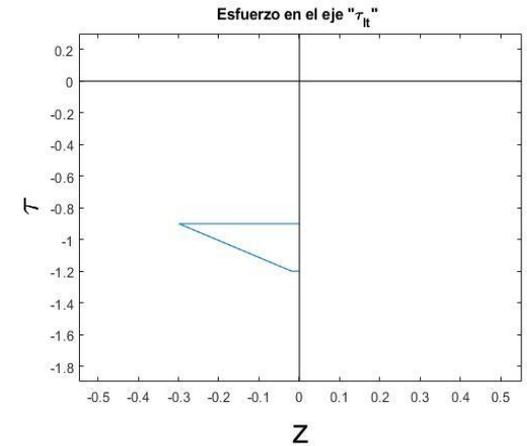
Esfuerzos del componente con reparación



Pico de 0.944[MPa] hasta 0.34[MPa] y finalizando con 0.1777[MPa].



Mayor esfuerzo es en la fibra 1 con 0.344[MPa] y el menor es en la fibra 7 con 0.049[MPa].



Pico en la fibra 1 formado por el intervalo entre los esfuerzos - 0.299[MPa] a - 0.019[MPa].

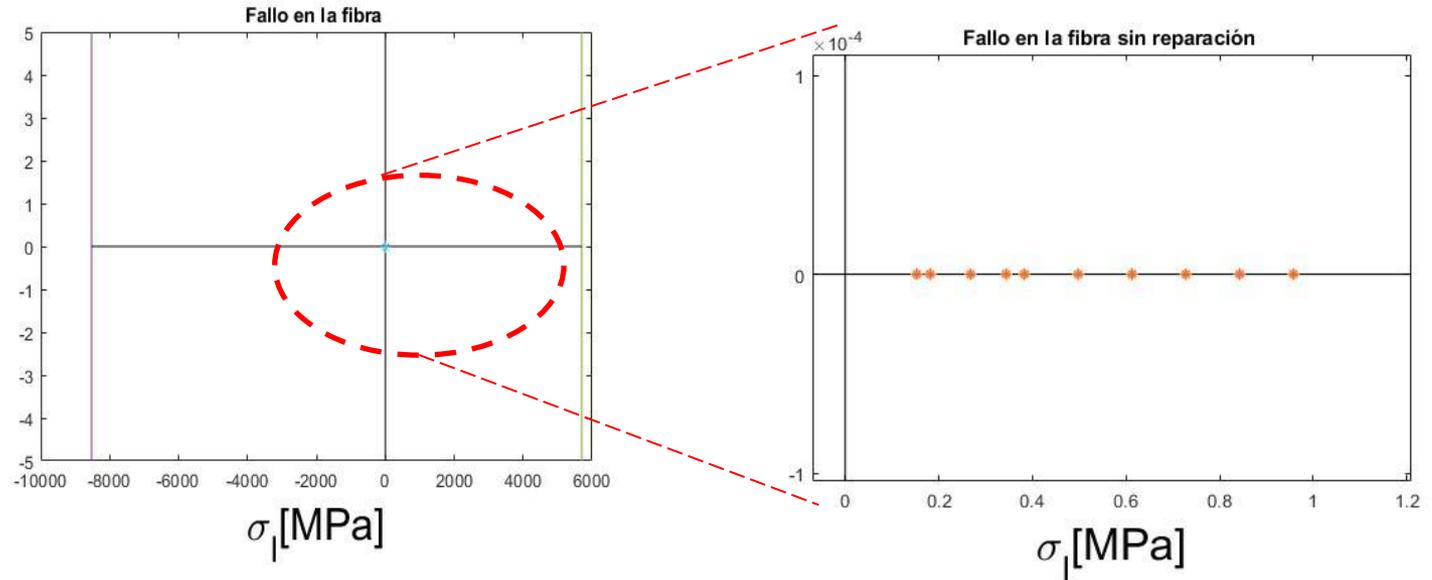




Resultados

Wing Center Leanding Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla FF para el componente sin reparación

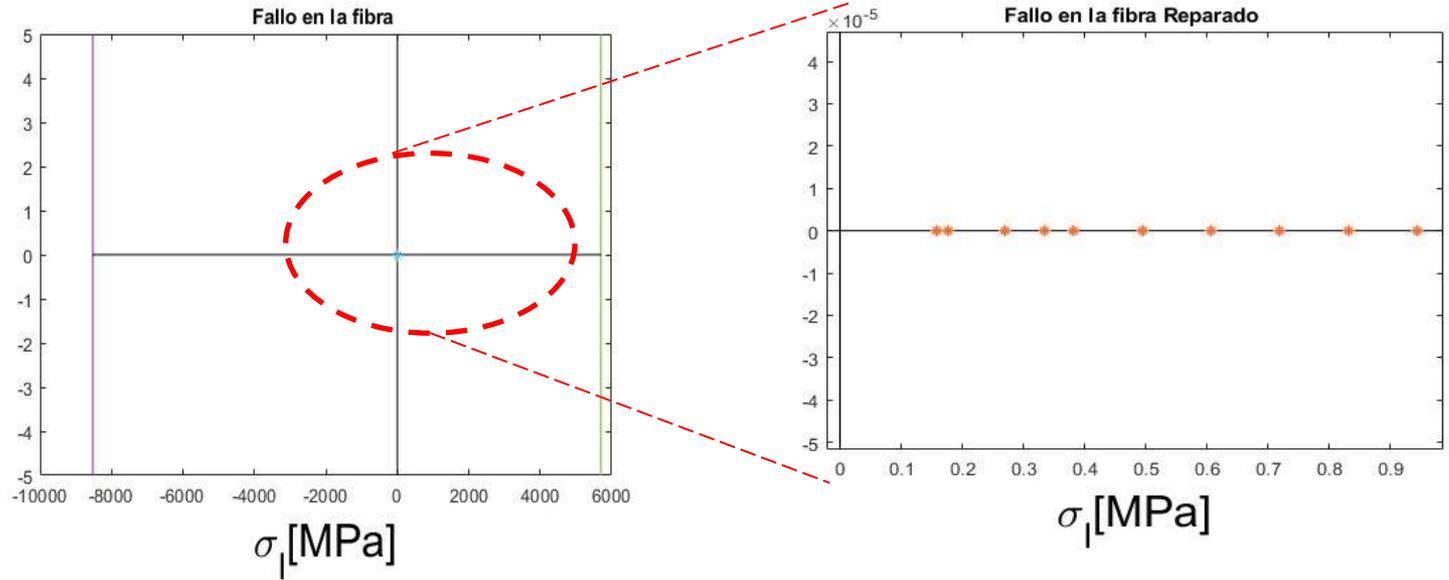




Resultados

Wing Center Leanding Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla FF para el componente con reparación

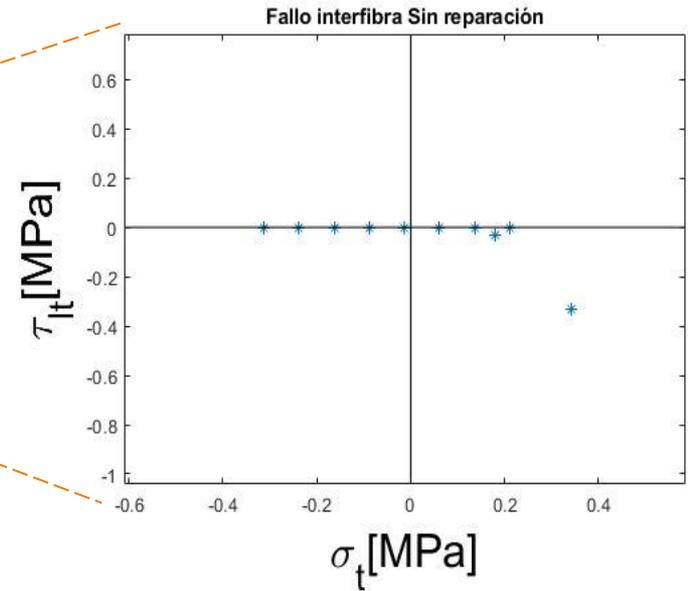
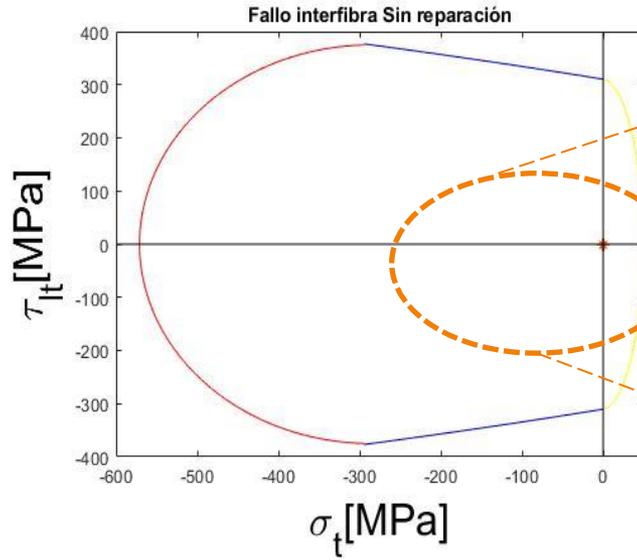




Resultados

Wing Center Leanding Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla IFF para el componente sin reparación

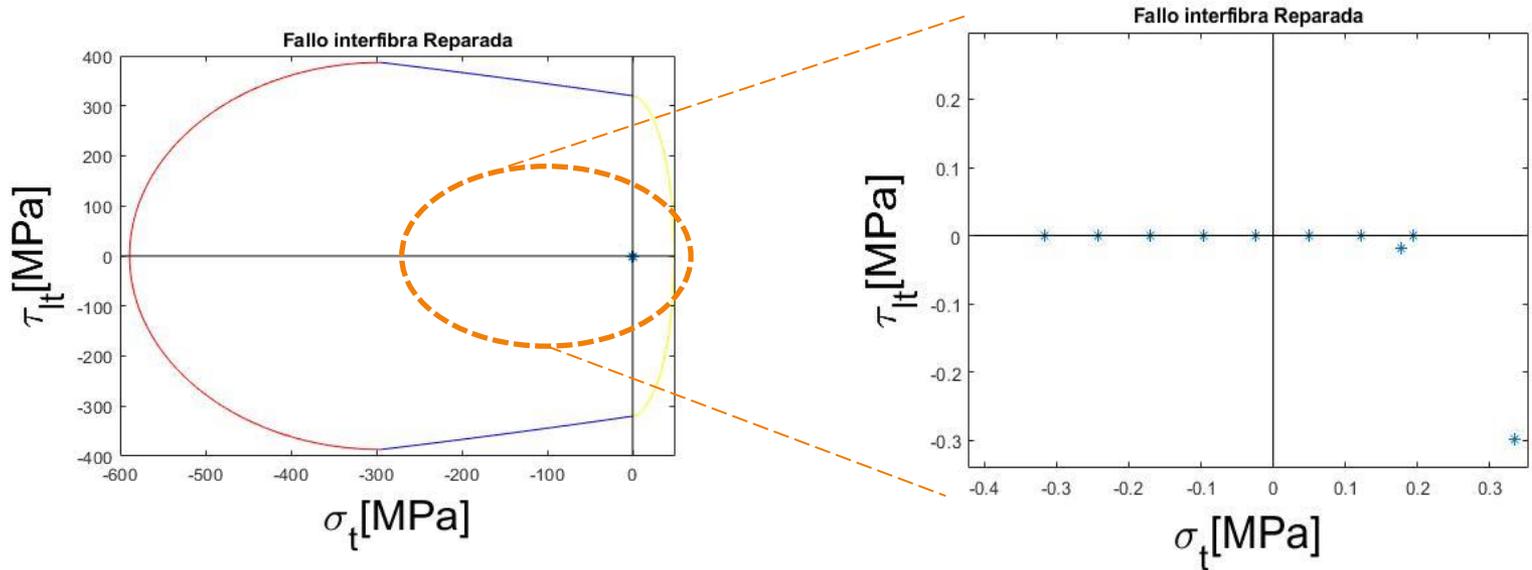




Resultados

Wing Center Leanding Edge

Teoría de falla de Puck



Modo de Falla IFF para el componente con reparación





ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Resultados

Wing Center Leading Edge

Ensayo de fatiga

Probeta sin reparar

Tiempo	50 min
Frecuencia	5Hz
Ciclos	15000
Fuerza	45 kg
Desplazamiento Máximo	-0.2 mm
Desplazamiento Mínimo	-2.5mm

Probeta reparada

Tiempo	77 min
Frecuencia	5Hz
Ciclos	23100
Fuerza	45 kg
Desplazamiento Máximo	-0.2 mm
Desplazamiento Mínimo	-2.5mm





ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Resultados

Wing Tip Leading Edge

Ensayo de fatiga

Probeta sin reparar

Tiempo	45 min
Frecuencia	5Hz
Ciclos	13500
Fuerza	45 kg 0
Desplazamiento Máximo	-0.2 mm
Desplazamiento Mínimo	-2.5mm

Probeta reparada

Tiempo	64 min
Frecuencia	5Hz
Ciclos	19200
Fuerza	45 kg
Desplazamiento Máximo	-0.2 mm
Desplazamiento Mínimo	-2.5mm





Resultados

Wing Center Leanding Edge

Ensayo de fatiga

Probeta sin reparar	
Tiempo	45 min
Frecuencia	5Hz
Ciclos	19110
Fuerza	43 Kg
Desplazamiento Máximo	-0.2 mm
Desplazamiento Mínimo	-2.5mm

Probeta reparada	
Tiempo	64 min
Frecuencia	5Hz
Ciclos	19200
Fuerza	45 Kg
Desplazamiento Máximo	-0.2 mm
Desplazamiento Mínimo	-2.5mm





- Del ensayo de tracción se obtuvo que los esfuerzos de las probetas sin reparación es de **44.4068 [MPa]** y de las probetas con reparación de **44.650 [MPa]**. El esfuerzo máximo de flexión de las probetas sin reparación es de **277.9 [MPa]** y de las probetas reparadas **189 [MPa]**. **Por tanto**, se concluye que la reparación cumple con los requerimientos, y sus propiedades mecánicas son mejores.
- El ensayo de fatiga para el componente Wing Tip Leading Edge presentó una deformación de -0.2mm a -2.5mm con una fuerza de 45kg por 45 minutos con una frecuencia de 5Hz mientras que el componente reparado soportó 64 minutos. Se concluye que debido a que el componente reparado soportó una cantidad mayor de ciclos, va a cumplir con las especificaciones planteadas.





- El ensayo de fatiga para el componente Wing Center Leading presento una deformación de -0.2mm a -2.5mm con una fuerza de 45kg por 50 minutos con una frecuencia de 5Hz mientras que el componente reparado soporto 77 . Se concluye que debido a que el componente reparado soporto una cantidad mayor de ciclos, va a cumplir con las especificaciones planteadas.
- El desarrollo de la teoría de Fractura de Puck para los componentes Wing Tip Leadin Edge y Wing Center Leading tanto sin reparación y reparados arrojo que no fallan en las fibras ni en la matriz, por lo tanto, se concluye que el componente resiste las fuerzas a las que es sometido.





- La fabricación de probetas es un eje importante dentro de la experimentación. Se recomienda tener cuidado con las condiciones y diseño del material, para evitar daños interiores que afecten la integridad de los componentes.
- Para evitar momentos interfibras, se recomienda utilizar un laminado simétrico.
- Se recomienda realizar un ensayo de impacto, el cual es más cercano a las condiciones a las que está sometido el avión durante el tiempo de vuelo,
- Si se realiza ensayos de fatiga, se recomienda diseñar un soporte que no interfiere al momento de experimentar, dado que la sujeción de las probetas a la maquina puede generar concentradores de esfuerzo que afecten el ensayo.





ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Recomendaciones

Gracias por su atención





FRACCIÓN VOLUMÉTRICA

Volumen del compuesto

$$130 \times 15 \times 2.7 = 5265 \text{ mm}^3$$

Volumen de la fibra

$$130 \times 15 \times 0.2 = 390 \text{ mm}^3$$

Fibra de vidrio

$$\frac{390 * 9}{5265} = 0,667 \approx 0.68$$

Resina

$$1 - 0.68 = 0.32$$

