

# **ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

## **FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

### **“DESARROLLO DE LA METODOLOGÍA PARA EL DISEÑO Y FABRICACIÓN DE PARTES ESTRUCTURALES DE LA CARROCERÍA DE UN AUTO INDY EN MATERIALES COMPUESTOS EN BASE DE FIBRA DE CARBONO”**

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO**

**MARCO XAVIER MEDINA PILATAXI**

**DIRECTOR: ING. VÍCTOR ANDRADE**

**CODIRECTOR: ING. JOSÉ PÉREZ**

**Sangolquí, 2004-12**

## **CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO**

**El proyecto “DESARROLLO DE LA METODOLOGÍA PARA EL DISEÑO Y FABRICACIÓN DE PARTES ESTRUCTURALES DE LA CARROCERÍA DE UN AUTO INDY EN MATERIALES COMPUESTOS EN BASE DE FIBRA DE CARBONO” fue realizado en su totalidad por Marco Xavier Medina Pilataxi, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.**

---

**Ing. Víctor Andrade**  
**DIRECTOR**

---

**Ing. José Pérez**  
**CODIRECTOR**

**Sangolquí, 2004-12-13**

## **LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO**

**“DESARROLLO DE LA METODOLOGÍA PARA EL DISEÑO Y  
FABRICACIÓN DE PARTES ESTRUCTURALES DE LA  
CARROCERÍA DE UN AUTO INDY EN MATERIALES  
COMPUESTOS EN BASE DE FIBRA DE CARBONO”**

**ELABORADO POR:**

---

**Marco Xavier Medina Pilataxi**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

---

**Mayo. C.B., Ing. Hugo Ruiz  
DECANO**

**Sangolquí, 2004-12**

## DEDICATORIA

A Dios por acompañarme día a día en toda actividad que emprendo, y por que sé que en Él puedo confiar

A mis padres Marcelo y Aída que nos han dedicado gran parte de sus vidas, inculcándonos siempre la sencillez y honradez. Para ti papá y mamá todo mi cariño, respeto y admiración

A mis hermanos, Cristina y Marcelo quienes con su ejemplo de ardua dedicación y constante superación, reflejaron este proyecto

A mi primo Christian con quien compartí muchos momentos gratos y alegres...Siempre te recordaremos

A mis abuelitos, personas muy importantes

Marco

## **AGRADECIMIENTO**

A Dios

A mis padres y hermanos por su constante y siempre incondicional apoyo

A la ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO, a la FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA, a los directores de tesis, los Ings. José Pérez y Víctor Andrade y al Tcg. Francisco Navas quienes aportaron con sus conocimientos técnicos para avanzar en el proyecto

De igual manera a los Ings. Cristina, Marcelo Medina y Diego Pilataxi quienes desinteresadamente compartieron y respaldaron con sus conocimientos profesionales para desarrollar de mejor manera este estudio

Además estoy en la obligación de agradecer a todas las personas, familiares y amigos que influyeron para la conclusión del presente estudio

A todos, sinceramente a TODOS

Gracias

# INDICE DE CONTENIDOS

<b>CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO</b>	<b>ii</b>
<b>LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO</b>	<b>iii</b>
<b>DEDICATORIA</b>	<b>iv</b>
<b>AGRADECIMIENTO</b>	<b>v</b>
<b>INDICE DE CONTENIDOS</b>	<b>vi</b>
<b>INDICE DE ANEXOS</b>	<b>xxii</b>
<b>NOMENCLATURA</b>	<b>xxiii</b>
<b>RESUMEN</b>	<b>xxv</b>

## **CAPÍTULO 1 DESCRIPCIÓN GENERAL DEL PROYECTO**

1.1. ANTECEDENTES	1
1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA	3
1.3. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA	4
1.4. ALCANCE	4
1.5. OBJETIVOS	5
1.5.1. GENERAL	5
1.5.2. ESPECÍFICOS	5

## **CAPÍTULO 2 MARCO TEÓRICO DE MATERIALES COMPUESTOS**

2.1. MATERIAS PRIMAS	10
2.1.1. FIBRA DE CARBONO	10
2.1.1.1. Generalidades	10
2.1.1.2. Tipos	12
2.1.1.3. Propiedades	13
2.1.1.4. Fabricación	13
2.1.1.5. Presentaciones Industriales	14
2.1.1.6. Condiciones de Almacenamiento	16

2.1.2. MATRICES	16
2.1.2.1. Termoestables	18
2.1.2.2. Termoplásticas	23
2.1.3. ELASTÓMEROS	28
2.1.4. INTERFASE FIBRA MATRIZ	28
2.1.5. CARGAS Y ADITIVOS	30
2.1.6. CRITERIOS DE ELECCIÓN DE LOS CONSTITUYENTES	32
2.1.7. MATERIALES PARA NÚCLEOS DE SANDWICH	32
2.1.7.1. Nido de abeja	33
2.1.7.2. Madera de balsa	34
2.1.7.3. Espumas	34
2.1.8. ADHESIVOS	35
2.1.8.1. Estructurales	36
2.1.8.2. Preparación de superficies	37
2.1.8.3. Elección del adhesivo	37
2.1.9. RECUBRIMIENTOS	37
2.1.9.1. Gel coat	38
2.1.9.2. Aplicación	39
2.1.9.3. Recubrimientos anti-abrasión y adherencia	39
2.2. TEORÍA DE DISEÑO	
2.2.1. ANÁLISIS EN LA INTERFASE DE LA FIBRA	41
2.2.1.1. Medida de la resistencia de la unión	43
2.2.2. ASPECTOS GEOMÉTRICOS	44
2.2.2.1. Láminas unidireccionales: fibras continuas	45
2.2.2.2. Fracción de volumen y fracción de peso	46
2.2.3. PROPIEDADES ELÁSTICAS	47
2.2.3.1. Propiedades elásticas de las láminas unidireccionales	47
2.2.3.2. Propiedades elásticas de láminas de fibras largas en distribución planar aleatoria	50
2.2.3.3. Propiedades elásticas de los materiales compuestos en fibra corta	50
2.2.4. RESISTENCIA DE LAS LÁMINAS UNIDIRECCIONALES	51
2.2.4.1. Resistencia a tracción longitudinal	51

2.2.4.2.	Resistencia a tracción transversal	52
2.2.4.3.	Resistencia a compresión longitudinal	53
2.2.4.4.	Variación de la resistencia con la orientación de las fibras y criterios de rotura	54
2.3.	PROCESOS DE FABRICACIÓN	
PARTE A:	PROCESOS EN MOLDE ABIERTO	55
2.3.1.	MOLDEO POR VACÍO DE PREIMPREGNADOS CON AUTOCLAVE	55
2.3.2.	PROCESADO DE PREIMPREGNADOS SIN AUTOCLAVE	61
2.3.3.	ENROLLAMIENTO FILAMENTARIO	65
2.3.4.	MOLDEO POR CONTACTO A MANO	68
2.3.5.	MOLDEO POR PROYECCIÓN SIMULTÁNEA	76
2.3.6.	CENTRIFUGACIÓN	78
PARTE B:	PROCESOS EN MOLDE CERRADO	80
2.3.7.	PULTRUSIÓN	80
2.3.8.	PRENSA	82
2.3.8.1.	En frío	82
2.3.8.2.	En caliente	84
2.3.9.	SISTEMAS DE MOLDEO DE COMPOUNDS	85
2.3.9.1.	Moldeo por compresión de preimpregnados (SMC)	85
2.3.9.2.	BMC (Bulk Molding Compounds)	87
2.3.10.	MOLDEO POR INYECCIÓN DE TERMOESTABLES	88
2.3.11.	RIM: MOLDEO POR INYECCIÓN A REACCIÓN	89
2.3.12.	RRIM: MOLDEO POR INYECCIÓN A REACCIÓN REFORZADO	91
2.3.13.	SRIM: MOLDEO POR INYECCIÓN A REACCIÓN	
<b>ESTRUCTURAL</b>		<b>91</b>
2.3.14.	RTM: MOLDEO POR TRANSFERENCIA DE RESINA LÍQUIDA	93
2.3.15.	MOLDEO POR INYECCIÓN DE TERMOPLÁSTICOS REFORZADOS	99
2.3.16.	MOLDEO POR ESTAMPACIÓN DE TERMOPLÁSTICOS REFORZADOS	102

2.4. ENSAYOS	
2.4.1. ENSAYOS EN MATERIAS PRIMAS O PRODUCTOS SEMIACABADOS	103
2.4.2. CONTROL DEL MATERIAL COMPUESTO	105
2.4.3. MECÁNICOS	108
2.4.3.1. Tracción	108
2.4.3.2. Flexión	110
2.4.3.3. Compresión	112
2.4.3.4. Cortadura Plana	112
2.4.3.5. Cortadura Interlaminar	114
2.4.3.6. Fatiga	115
2.4.3.7. De Impacto	116
2.4.3.8. Paneles Sandwich	118
2.4.4. NO DESTRUCTIVOS	120
2.4.4.1. Técnicas de Inspección Visual	120
2.4.4.2. Ultrasonidos	121
2.4.4.3. Radiografía	121
2.4.4.4. Termografía	122
2.4.4.5. Holografía Óptica	122
2.4.4.6. Holografía Acústica	123
2.4.4.7. Sistema de Fibras Ópticas	123
2.4.4.8. Emisión Acústica	123
2.4.5. OTROS ENSAYOS	124
2.4.5.1. Fluencia	124
2.4.5.2. Relajación	124
2.4.5.3. Dureza Barcol	124
2.4.5.4. Determinación de la pérdida al fuego	124

## **CAPÍTULO 3 ANÁLISIS Y DISEÑO**

3.1. CONDICIONES DE CARGA	125
3.1.1. PORTARADIADOR	125
3.1.2. DEFLECTOR	129
3.2. GEOMETRÍA DE PARTES ESTRUCTURALES	132

3.3.	PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS	132
3.3.1.	ECUACIONES DE CONVERSIÓN	134
3.4.	ANÁLISIS ESTRUCTURAL UTILIZANDO SOFTWARE ADECUADO	
3.4.1.	PROCEDIMIENTO DE ANÁLISIS	135
3.5.	RESULTADOS Y DISEÑO	150
3.5.1.	PORTARADIADOR	150
3.5.2.	DEFLECTOR	157

## **CAPÍTULO 4 CONSTRUCCIÓN DEL PORTARADIADOR**

4.1.	MATERIALES	163
4.1.1.	FIBRA DE CARBONO	163
4.1.2.	RESINA EPOXI	164
4.1.3.	ENDURECEDOR PARA RESINA EPOXI	165
4.1.4.	GEL COAT	166
4.1.5.	DESMOLDANTE	166
4.1.6.	CERA	167
4.2.	MOLDE	168
4.2.1.	PREPARACIÓN	170
4.3.	EQUIPOS	175
4.3.1.	HERRAMIENTAS	175
4.4.	PROCESOS DE FABRICACIÓN	175
4.4.1.	PROCEDIMIENTO	175
4.5.	DIAGRAMA DE PROCESOS	191

## **CAPÍTULO 5 PRUEBAS**

5.1.	CARGAS	193
5.1.1.	ESQUEMA	193
5.1.2.	OBTENCIÓN DE LAS PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS MEDIANTE PRUEBAS	196
5.1.3.	MÉTODOS ALTERNATIVOS PARA OBTENER EL MÓDULO DE ELASTICIDAD REAL DE LA PIEZA CONSTRUIDA	207
5.1.4.	CÁLCULO DE LOS MÓDULOS DE ELASTICIDAD (E y E <sub>t</sub> ) A PARTIR DEL VOLUMEN DE FIBRA DE CARBONO	212

5.1.5. CÁLCULO DE LOS MÓDULOS DE ELASTICIDAD ( $E$ , $E_{//}$ y $E_{\perp}$ ) A PARTIR DEL VOLUMEN DE FIBRA DE VIDRIO	214
5.2. ANÁLISIS DE ESFUERZOS UTILIZANDO ROSETA DE DEFORMACIONES	216
5.2.1. DATOS TOMADOS	216
5.2.2. FÓRMULAS Y CRITERIOS PARA OBTENER LAS DEFORMACIONES UNITARIAS Y ESFUERZOS PRÁCTICOS	217
5.2.3. TABULACIÓN DE RESULTADOS	218
5.2.4. CÁLCULO DE ESFUERZOS	218
5.3. ANÁLISIS DE DEFLEXIONES	219
5.4. ANÁLISIS EN COSMOS DESIGN STAR	220
5.4.1. PORTARADIADOR EN FIBRA DE CARBONO	220
5.4.2. PORTARADIADOR EN FIBRA DE VIDRIO	233
5.5. ANÁLISIS DE RESULTADOS	239
5.5.1. CÁLCULO DEL ERROR DE RESULTADOS PRÁCTICOS Y TEÓRICOS PARA FIBRA DE CARBONO	239
5.5.2. CÁLCULO DEL ERROR ENTRE RESULTADOS TEÓRICOS PARA FIBRAS DE CARBONO Y VIDRIO (COSMOS DESIGN STAR)	240
5.5.3. RESULTADOS GRÁFICOS DE RESISTENCIAS A TRACCIÓN, Y MÓDULOS DE ELASTICIDAD EN PROBETAS	240
5.5.4. RESULTADOS GRÁFICOS DE ESFUERZOS NORMALES, CORTANTE Y DEFLEXIONES EN PORTARADIADOR	241

## **CAPÍTULO 6 METODOLOGÍA DE FABRICACIÓN**

6.1. MATERIAS PRIMAS	249
6.1.1. RESINA	249
6.1.2. FIBRA DE CARBONO	249
6.1.3. OTROS	249
6.2. EQUIPO	249
6.3. DIAGRAMA DE PROCESOS	250
6.3.1. PREPARACIÓN DEL MOLDE	251
6.3.2. TRAZADO Y CORTE DE LA FIBRA	251
6.3.3. CONFORMADO DE LAS CAPAS	252

6.3.4. APLICACIÓN DEL GEL COAT	252
6.3.5. LAMINADO	253
6.3.6. CURADO: AUTOCLAVE + GENERADOR DE VACÍO	253
6.3.7. DESBARBADO	254
6.3.8. DESMOLDE	255
6.3.9. CONTROL DE CALIDAD	255

## **CAPÍTULO 7 EVALUACIÓN ECONÓMICA Y FINANCIERA**

7.1. EVALUACIÓN ECONÓMICA	257
7.1.1. COSTOS DE INVERSIÓN	257
7.1.2. COSTOS OPERATIVO-ADMINISTRATIVOS	263
7.1.3. INGRESOS TOTALES	266
7.1.4. PUNTO DE EQUILIBRIO	266
7.2. EVALUACIÓN FINANCIERA	267
7.2.1. RELACIÓN COSTO BENEFICIO (C/B)	267
7.2.2. CÁLCULO DEL VALOR ACTUAL NETO (VAN)	268
7.2.3. CÁLCULO DE LA TASA INTERNA DE RETORNO (TIR)	268
7.2.4. CÁLCULO DE LA TASA MINIMA ACEPTABLE DE RETORNO (TMAR)	268

## **CAPÍTULO 8 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

8.1. CONCLUSIONES	269
8.2. RECOMENDACIONES	270

## INDICE DE CUADROS Y TABLAS

Cuadro 1.1: Características generales de diferentes materiales	3
Tabla 2.1: Materias primas que componen un material compuesto	8
Tabla 2.2: Clasificación de las fibras según su origen	8
Tabla 2.3: Propiedades de varias fibras	9
Tabla 2.4: Propiedades y tipos de fibra de carbono	12
Tabla 2.5: Clasificación de diferentes matrices utilizadas en materiales compuestos	17
Tabla 2.6: Clasificación de las resinas termoestables en función de la temperatura de servicio	18
<b>Tabla 2.7: Propiedades de las resinas epoxi más utilizadas</b>	<b>19</b>
<b>Tabla 2.8: Propiedades generales para resina epoxi</b>	<b>19</b>
<b>Tabla 2.9: Propiedades de las resinas de esteres cianato</b>	<b>20</b>
<b>Tabla 2.10: Propiedades de las resinas de poliéster polimerizadas</b>	<b>21</b>
<b>Tabla 2.11: Propiedades de las matrices utilizadas en altas temperaturas</b>	<b>23</b>
<b>Tabla 2.12: Valores típicos de las propiedades físicas y mecánicas de la fibra de carbono en matriz epoxi con un <math>V_f = 0.6</math></b>	<b>41</b>
<b>Tabla 2.13: Valores típicos de las constantes elásticas de las láminas unidireccionales: <math>V_f = 0.5</math></b>	<b>49</b>
<b>Tabla 2.14: Valores del factor de corrección de longitud <math>\eta_l</math> para fibra de carbono en matriz epoxi</b>	<b>51</b>

<b>Tabla 2.15: Valores típicos de las propiedades de resistencia de las láminas unidireccionales: <math>V_f = 0.5</math></b>	<b>51</b>
<b>Tabla 2.16: Diferencia de propiedades en dos direcciones opuestas <math>0^\circ</math> y <math>90^\circ</math></b>	<b>56</b>
<b>Tabla 2.17: Fibras de carbono para fabricación mediante enrollamiento filamentario</b>	<b>66</b>
<b>Tabla 2.18: Defectos en la capa de gel coat: causas y soluciones</b>	<b>72</b>
<b>Tabla 2.19: Características ideales de una resina para RTM</b>	<b>95</b>
<b>Tabla 2.20: Decisiones a tomar en RTM</b>	<b>98</b>
<b>Tabla 2.21: Parámetros típicos de moldeo de inyección de termoplásticos</b>	<b>101</b>
<b>Tabla 2.22: Dimensiones recomendadas de probetas para ensayo a tracción en función de la orientación de las fibras</b>	<b>108</b>
<b>Tabla 3.1: Propiedades de fibra de carbono utilizada</b>	<b>133</b>
<b>Tabla 3.2: Propiedades generales para resina epoxi</b>	<b>133</b>
<b>Tabla 3.3: Valores típicos de las propiedades físicas y mecánicas de la fibra de carbono en matriz epoxi con un <math>V_f = 0.6</math></b>	<b>134</b>
<b>Cuadro 5.1: Nomenclatura de probetas (1 a 7) para ensayo a tracción</b>	<b>196</b>

**Cuadro 5.2: Nomenclatura de probetas (8 a 14) para obtener  
módulo de elasticidad**

**197**

**Tabla 5.1: Dimensiones de probetas de prueba (fibra de  
carbono + resina epoxi)**

**198**

**Tabla 5.2: Dimensiones de probetas de prueba (fibra de  
carbono + resina epoxi)**

**198**

**Tabla 5.3: Resultados de pruebas en probetas sometidas a  
tracción**

**199**

**Tabla 5.4: Dimensiones de probetas de prueba (fibra de vidrio +  
resina epoxi)**

**199**

**Tabla 5.5: Resultados de pruebas en probetas sometidas a  
tracción**

**200**

**Tabla 5.6: Dimensiones de probetas de prueba (fibra de vidrio +  
resina epoxi)**

**200**

**Tabla 5.7: Resultados de pruebas en probetas sometidas a tracción**

**201**

**Tabla 5.8: Dimensiones de probetas de prueba (fibra de  
carbono en matriz epoxi)**

**202**

**Tabla 5.9: Deformaciones unitarias medidas en probeta 8**

**202**

Tabla 5.10: Deformaciones unitarias medidas en probeta 9	202
Tabla 5.11: Deformaciones unitarias medidas en probeta 10	203
Tabla 5.12: Resultados de módulo de elasticidad para probeta 8	203
Tabla 5.13: Resultados de módulo de elasticidad para probeta 9	203
Tabla 5.14: Resultados de módulo de elasticidad para probeta 10	204
Tabla 5.15: Dimensiones de probetas de prueba	204
Tabla 5.16: Deformaciones unitarias medidas en probeta 11	205
Tabla 5.17: Deformaciones unitarias medidas en probeta 12	205
Tabla 5.18: Resultados de módulo de elasticidad para probeta 11	205
Tabla 5.19: Resultados de módulo de elasticidad para probeta 12	206
Tabla 5.20: Deformaciones unitarias medidas en probeta 13	206
Tabla 5.21 Deformaciones unitarias medidas en probeta 14	206
Tabla 5.22 Resultados de módulo de elasticidad para probeta 13	207
Tabla 5.23 Resultados de módulo de elasticidad para probeta 14	207
Tabla 5.24: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 2	208
Tabla 5.25: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 3	208
<b>Tabla 5.26: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: promedios</b>	<b>208</b>
<b>Tabla 5.27: Datos de deformaciones unitarias normales y cortantes en dirección de ejes principales</b>	<b>209</b>
<b>Tabla 5.28: Datos de deflexiones (prueba A y B)</b>	<b>210</b>
<b>Tabla 5.29: Datos de deflexiones (promedio)</b>	<b>211</b>

<b>Tabla 5.30: Resultados de módulos de elasticidad reales</b>	<b>212</b>
<b>Tabla 5.31: Propiedades de fibra de carbono y resina epoxi: patrones</b>	<b>213</b>
<b>Tabla 5.32: Propiedades de fibra de carbono y resina epoxi: patrones</b>	<b>215</b>
Tabla 5.33: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta:	
ensayo 1	216
Tabla 5.34: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta:	
ensayo 2	216
Tabla 5.35: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta:	
ensayo 3	216
<b>Tabla 5.36: Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: promedios</b>	<b>217</b>
<b>Tabla 5.37: Datos de deformaciones unitarias normales y cortantes en dirección de ejes principales</b>	<b>218</b>
<b>Tabla 5.38: Esfuerzos normales y cortantes obtenidos experimentalmente</b>	<b>218</b>
<b>Tabla 5.39: Datos de deflexiones (prueba 1)</b>	<b>219</b>
<b>Tabla 5.40: Datos de deflexiones (prueba2)</b>	<b>219</b>
<b>Tabla 5.41: Datos de deflexiones (prueba3)</b>	<b>219</b>
<b>Tabla 5.42: Datos de deflexiones (promedio)</b>	<b>219</b>
<b>Tabla 5.43: Módulos de elasticidad para análisis en formato ortotrópico en Cosmos Design Star</b>	<b>220</b>
<b>Tabla 5.44: Resultados prácticos (roseta de deformaciones)</b>	<b>239</b>
<b>Tabla 5.45: Resultados teóricos: cosmos design star (fibra de carbono)</b>	<b>239</b>
<b>Tabla 5.46: Resultados teóricos: cosmos design star (fibra de vidrio)</b>	<b>239</b>

<b>Tabla 5.47: Nomenclatura de probetas (1 a 7)</b>	
	<b>240</b>
<b>Tabla 5.48: Nomenclatura de probetas (8 a 14)</b>	
	<b>241</b>
<b>Tabla 7.1: Nomenclatura y valores para portaradiador (fibra de carbono)</b>	<b>257</b>
<b>Tabla 7.2: Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador en fibra de carbono</b>	
	<b>258</b>
<b>Tabla 7.3: Resultados por pieza en fibra de carbono</b>	
	<b>258</b>
<b>Tabla 7.4: Nomenclatura y valores para portaradiador (resina)</b>	
	<b>258</b>
<b>Tabla 7.5: Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (resina epoxi 2000)</b>	
	<b>259</b>
<b>Tabla 7.6: Costo por pieza de resina</b>	
	<b>259</b>
<b>Tabla 7.7: Nomenclatura y valores para portaradiador (endurecedor)</b>	<b>260</b>
<b>Tabla 7.8: Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (endurecedor 2020)</b>	
	<b>260</b>
<b>Tabla 7.9: Costo por pieza de endurecedor</b>	
	<b>260</b>
<b>Tabla 7.10: Nomenclatura y valores para portaradiador (desmoldante)</b>	<b>261</b>
<b>Tabla 7.11: Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (desmoldante)</b>	<b>261</b>

<b>Tabla 7.12: Costo por pieza de desmoldante PVA</b>	
	<b>261</b>
<b>Tabla 7.13: Nomenclatura y valores para portaradiador (cera para molde)</b>	<b>262</b>
<b>Tabla 7.14: Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (cera)</b>	<b>262</b>
<b>Tabla 7.15: Costo por pieza de cera 1016-A</b>	
	<b>262</b>
<b>Tabla 7.16: Costo de accesorios utilizados</b>	
	<b>263</b>
<b>Tabla 7.17: Costo de otros activos</b>	
	<b>263</b>
<b>Tabla 7.18: Costos de mano de obra directa</b>	
	<b>264</b>
<b>Tabla 7.19: Ecuación de costo unitario de mano de obra directa</b>	
	<b>264</b>
<b>Tabla 7.20: Resumen de costos de mano de obra directa</b>	
	<b>264</b>
<b>Tabla 7.21: Valores del costo total unitario de producción</b>	
	<b>265</b>
<b>Tabla 7.22: Valores de gastos administrativos</b>	
	<b>265</b>

## **INDICE DE FIGURAS**

Figura 2.1: Roving de carbono	15
Figura 2.2: Tejidos de carbono con diferentes ppi (punzadas por pulgada) y diferente tamaño de mecha	15
Figura 2.3: Tejido de carbono híbrido carbono-aramida	16
Figura 2.4: Angulo de contacto en un equilibrio líquido-sólido	29
Figura 2.5: Representación esquemática de la resistencia de la unión. Se supone que la rotura se presenta en la interfase	43
Figura 2.6: Lámina unidireccional	45
Figura 2.7: Empaquetamiento hexagonal y cuadrado de las fibras unidireccionales	45
Figura 2.8: Proceso de fabricación de una banda unidireccional	56
Figura 2.9: Mesa de marcado y corte de preimpregnados	58
Figura 2.10: Autoclave	61
Figura 2.11: Enrollado de tubos	63
Figura 2.12: Esquema de polimerización de resinas para materiales compuestos	69
Figura 2.13: Aplicación del gel coat a pistola sobre el molde	71
Figura 2.14: Esquema de fabricación de tubos de gran diámetro a partir de hilos cortados, resinas y eventualmente cargas	79
Figura 2.15: Probeta para ensayo a tracción	104
Figura 2.16: Esquema de una probeta para determinar la resistencia a cortadura en la interfase de una fibra	105
Figura 2.17: Ensayo de tracción	109
Figura 2.18: Curva tensión-deformación a tracción para un material compuesto grafito con resina epoxi (unidireccional)	109
Figura 2.19: Ensayo de flexión a tres puntos	110
Figura 2.20: Ensayo de flexión a cuatro puntos	110
Figura 2.21: Curva tensión-deformación a flexión para un material compuesto grafito con resina epoxi (unidireccional)	111
<b>Figura 2.22: Curva tensión-deformación a compresión para un material compuesto grafito con resina epoxi (unidireccional)</b>	<b>112</b>
<b>Figura 2.23: Curva tensión-deformación a cortadura plana para un material compuesto grafito con resina epoxi (unidireccional)</b>	<b>113</b>
<b>Figura 2.24: Probeta con doble entalle para ensayo a cortadura</b>	

Interlaminar	115
Figura 2.25: Fotografía de una máquina de impacto pendular “Izod”	
117	
Figura 3.1: Diagrama de cuerpo libre del portaradiador	
126	
Figura 3.2: Area lateral del portaradiador obtenida en Autocad	129
Figura 3.3: Area del deflector obtenida en Autocad	
131	
Figura 3.4: Diagrama de cuerpo libre sobre el deflector	132
Figura 3.5: Portaradiador y cargas ingresadas en programa Cosmos Design Star	
136	
Figura 3.6: Ingreso de datos en formato ortotrópico	
137	
Figura 3.7: Ingreso del espesor de la pieza	138
Figura 3.8: Ingreso de restricciones	139
Figura 3.9: Ingreso de cargas debido a la fuerza de sujeción de los 6 pernos	140
Figura 3.10: Ingreso de carga lateral	141
Figura 3.11: Mallado del portaradiador y ejecución del programa	
142	
Figura 3.12: Reporte de soluciones gráficas	
143	
Figura 3.13: Deflector y cargas en programa Cosmos Design Star	144
Figura 3.14: Ingreso de datos	145
Figura 3.15: Ingreso del espesor de la pieza	
146	
Figura 3.16: Ingreso de carga frontal	147
Figura 3.17: Mallado del deflector y ejecución del programa	
148	
Figura 3.18: Reporte de soluciones gráficas	
149	
Figura 3.19: Gráfico de esfuerzos	150
Figura 3.20: Gráfico de desplazamientos	151
Figura 3.21: Gráfico de deformaciones unitarias	152
Figura 3.22: Gráfico de deformación	153
Figura 3.23: Gráfico de factor de seguridad	154
Figura 3.24: Paso 1 para obtener FOS	
155	
Figura 3.25: Paso 2 para obtener FOS	
156	
Figura 3.26: Paso 3 para obtener FOS	
157	
Figura 3.27: Gráfico de esfuerzos	158
Figura 3.28: Gráfico de desplazamiento	
159	
Figura 3.29: Gráfico static strain (desplazamiento unitario estático)	
160	
Figura 3.30: Gráfico de deformación	161

<b>Figura 4.1: Fibra de carbono 3K, 2 x 2 Twill Weave Graphite Fabric (tejido doble fabricado en grafito)</b>	
<b>163</b>	
<b>Figura 4.2: Sistema de resina epoxi 2000</b>	<b>165</b>
<b>Figura 4.3: White Gel Coat (gel de recubrimiento)</b>	<b>166</b>
<b>Figura 4.4: Desmoldante PVA Release Film (película desmoldante)</b>	<b>167</b>
<b>Figura 4.5: Cera Parting Wax (cera desmoldante)</b>	<b>168</b>
<b>Figura 4.6: Fotografías del molde del portaradiador en madera</b>	
<b>169</b>	
<b>Figura 4.7: Fotografías del molde del portaradiador sellado y barnizado</b>	
<b>171</b>	
<b>Figura 4.8: Fotografías del proceso de encerado del molde del portaradiador</b>	<b>172</b>
<b>Figura 4.9: Fotografías del molde del portaradiador encerado y lustrado</b>	
<b>173</b>	
<b>Figura 4.10: Fotografía del molde del portaradiador con el desmoldante</b>	
<b>174</b>	
<b>Figura 4.11: Plancha de fibra de carbono</b>	<b>176</b>
<b>Figura 4.12: Plantilla del portaradiador</b>	
<b>177</b>	
<b>Figura 4.13: Fotografías de la capa de fibra de carbono</b>	<b>179</b>
<b>Figura 4.14: Catalización de la resina</b>	<b>181</b>
<b>Figura 4.15: Colocación de yelco en el molde del portaradiador</b>	
<b>182</b>	
<b>Figura 4.16: Fotografías del proceso de laminado</b>	<b>183</b>
<b>Figura 4.17: Fotografías del proceso de curado</b>	<b>185</b>
<b>Figura 4.18: Fotografía de la etapa de mecanizado</b>	
<b>186</b>	
<b>Figura 4.19: Fotografías de la etapa de desmolde</b>	<b>187</b>
<b>Figura 4.20: Fotografía de la pieza desmoldada totalmente</b>	
<b>189</b>	
<b>Figura 4.21: Fotografía de la etapa de control de calidad</b>	<b>190</b>
<b>Figura 5.1: Esquema general del sistema de carga y medición del portaradiador</b>	<b>193</b>
<b>Figura 5.2: Fotografía del sistema de carga y medición del portaradiador</b>	
<b>194</b>	
<b>Figura 5.3: Fotografía de los comparadores de reloj encerados</b>	<b>195</b>
<b>Figura 5.4: Probeta para ensayo de tracción: fibra de carbono en resina epoxi</b>	
<b>196</b>	
<b>Figura 5.5: Fotografía del proceso de punzonado para obtener las probetas para ensayo de tracción: fibra de carbono en resina epoxi</b>	<b>197</b>
<b>Figura 5.6: Fotografía de las probetas obtenidas para ensayo de tracción: fibra de carbono en resina epoxi</b>	
<b>198</b>	

<b>Figura 5.7: Esquema de la sección donde se encuentra roseta de deformación</b>	
<b>210</b>	
<b>Figura 5.8: Esquema de la sección donde se produce la máxima deflexión</b>	<b>211</b>
Figura 5.9: Portaradiador simulado con empotramiento y carga en el lado izquierdo (visto desde atrás)	221
<b>Figura 5.10: Ingreso de propiedades físicas y mecánicas en formato Ortotrópico</b>	
<b>222</b>	
<b>Figura 5.11: Ingreso del espesor de la pieza</b>	
<b>223</b>	
<b>Figura 5.12: Ingreso de la fuerza</b>	
<b>224</b>	
<b>Figura 5.13: Mallado del portaradiador y ejecución</b>	
<b>224</b>	
<b>Figura 5.14: Escala gráfica de esfuerzos</b>	
<b>225</b>	
Figura 5.15: Escala de esfuerzos $\sigma_z$	225
Figura 5.16: Escala de esfuerzos $\tau_{xz}$	226
Figura 5.17: Escala de esfuerzos $\sigma_x$	226
<b>Figura 5.18: Escala de deflexiones</b>	
<b>227</b>	
<b>Figura 5.19: Localización de nodo en el extremo derecho</b>	<b>228</b>
<b>Figura 5.20: Valor de deflexión para nodo lado derecho</b>	
<b>228</b>	
<b>Figura 5.21: Localización de nodo en el extremo izquierdo</b>	<b>229</b>
<b>Figura 5.22: Valor de deflexión para nodo lado izquierdo</b>	<b>229</b>
Figura 5.23: Gráfico factor de seguridad (FOS)	230
<b>Figura 5.24: Ubicación del nodo en el gráfico FOS</b>	
<b>231</b>	
Figura 5.25: Gráfico $\sigma_z$ focalizado	232

Figura 5.26: Gráfico $\sigma_x$ focalizado	232
Figura 5.27: Gráfico $\tau_{xz}$ focalizado	233
<b>Figura 5.28: Portaradiador simulado en fibra de vidrio con empotramiento y carga en el lado izquierdo (visto desde atrás)</b>	
<b>233</b>	
<b>Figura 5.29: Ingreso de propiedades físicas y mecánicas en formato ortotrópico</b>	
<b>234</b>	
Figura 5.30: Ingreso del espesor de la pieza	235
<b>Figura 5.31: Ingreso de la fuerza</b>	
<b>235</b>	
<b>Figura 5.32: Escala de deflexiones</b>	
<b>236</b>	
<b>Figura 5.33: Valor de deflexión para nodo lado derecho</b>	
<b>236</b>	
<b>Figura 5.34: Valor de deflexión para nodo lado izquierdo</b>	
<b>237</b>	
Figura 5.35: Gráfico factor de seguridad (FOS)	237
<b>Figura 5.36: Ubicación del nodo en el gráfico FOS</b>	
<b>238</b>	
Figura 5.37: Gráfico $\sigma_z$ focalizado	238
<b>Figura 5.38: Gráfico de resultados de ensayos a tracción en probetas</b>	<b>240</b>
Figura 5.39: Gráfico de resultados de módulos de elasticidad en probetas	241
Figura 5.40: Gráfico de resultados de esfuerzo normal $\sigma_z$ en portaradiador	241
Figura 5.41: Gráfico de resultados de esfuerzo normal $\sigma_x$ en portaradiador	241
Figura 5.42: Gráfico de resultados de esfuerzo cortante $\tau_{xz}$ en portaradiado	242
<b>Figura 5.43: Gráfico de resultados de deflexiones (L.D.) en portaradiador</b>	<b>242</b>
Figura 5.44: Gráfico de resultados de deflexiones (L.I.) en portaradiador	242
<b>Figura 6.1: Desmontaje del portaradiador del auto Indy</b>	<b>243</b>
<b>Figura 6.2: Fotografías del portaradiador en operaciones de medición</b>	<b>244</b>
<b>Figura 6.3: Portaradiador dibujado en Autocad</b>	<b>246</b>
<b>Figura 6.4: Portaradiador simulado en Cosmos Design Star</b>	<b>247</b>

**Figura 6.5: Aplicación del gel coat a pistola sobre el molde**  
252

**Figura 6.6: Autoclave**

254

## **INDICE DE ANEXOS**

**ANEXO A: CALIFICACIONES DE LAS PROPIEDADES DE  
DISEÑO, MANUFACTURABILIDAD Y CALIDAD DEL  
PRODUCTO PARA LA SELECCIÓN DE LA RESINA  
MAS APROPIADA PARA PORTARADIADOR DE AUTO  
INDY** **273**

**ANEXO B: PLANOS DE DISEÑO DEL PORTARADIADOR Y DEFLECTOR**  
**274**

**ANEXO C: CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DE LOS  
MATERIALES** **275**

**ANEXO D: COLOCACIÓN DE ROSETA DE DEFORMACIONES  
EN PORTARADIADOR**  
**291**

<b>ANEXO E: GRÁFICOS FUERZA vs. DESPLAZAMIENTO PARA PROBETAS DE FIBRA DE CARBONO EN MATRIZ EPOXI Y HEBRAS DE FIBRA DE CARBONO</b>	294
<b>ANEXO F: GRÁFICOS FUERZA vs. DESPLAZAMIENTO PARA PROBETAS DE FIBRA DE VIDRIO EN MATRIZ EPOXI (1 CAPA)</b>	<b>295</b>
<b>ANEXO G: GRÁFICOS FUERZA vs. DESPLAZAMIENTO PARA PROBETAS DE FIBRA DE VIDRIO EN MATRIZ EPOXI (2 CAPAS)</b>	<b>296</b>
<b>ANEXO H: REPORTE DEL ANÁLISIS DEL PORTARADIADOR EN FIBRA DE CARBONO Y FIBRA DE VIDRIO EN COSMOS DESIGN STAR</b>	<b>297</b>
<b>ANEXO I: ANÁLISIS DE FLUJOS DE CAJA E ÍNDICES FINANCIEROS DEL PROYECTO</b>	316
<b>ANEXO J: COTIZACIÓN Y ANÁLISIS DE COSTOS: IMPORTACIÓN vs. PRODUCCIÓN LOCAL DEL PORTARADIADOR</b>	320
<b>ANEXO K: CARTA DE SATISFACCIÓN DE LA EMPRESA FORMEX</b>	321

## **NOMENCATURA**

- E<sub>F</sub>**: Módulo de elasticidad de algunas fibras
- $\sigma_{T-F}$** : Resistencia a tracción de algunas fibras
- $\sigma_{C-F}$** : Resistencia a compresión de algunas fibras
- $\rho_F$** : Densidad de algunas fibras
- R<sub>e-F</sub>**: Resistividad eléctrica de algunas fibras
- G<sub>F</sub>**: Módulo de torsión de algunas fibras
- D<sub>R-F</sub>**: Deformación a rotura de algunas fibras
- T<sub>g</sub>**: Temperatura de transición vítrea
- $\sigma_{F-P}$** : resistencia a la flexión (resina poliéster)
- $\sigma_{T-P}$** : resistencia a la tracción (resina poliéster)

**$E_P$** : módulo a tracción (resina poliéster)  
 **$\%e_{e-P}$** : porcentaje de elongación (resina poliéster)  
**HDT**: temperatura de deflexión bajo carga  
 **$\gamma_{SL}$** : Tensión superficial sólido-líquido  
 **$\gamma_{SG}$** : Tensión superficial sólido-gas  
 **$\gamma_{LG}$** : Tensión superficial líquido-gas  
 **$\rho$** : Densidad  
**E**: Módulo de elasticidad  
 **$\sigma_t$** : Resistencia a la tracción  
 **$A_R$** : Alargamiento de rotura  
 **$\alpha$** : Coeficiente de dilatación térmica  
 **$\alpha_{//}$** : Coeficiente de dilatación térmica paralela a las fibras  
 **$\alpha_{\perp}$** : Coeficiente de dilatación térmica perpendicular a las fibras  
 **$E_e$** : Módulo de elasticidad específico  
 **$\sigma_{te}$** : Resistencia a la tracción específica  
 **$e_t$** : Estabilidad térmica  
 **$W_A$** : Trabajo termodinámico  
 **$\theta$** : Angulo de contacto entre superficies líquido-sólido  
 **$\varepsilon$** : deformación unitaria  
 **$\varepsilon_f$** : deformación unitaria en la fibra  
 **$\varepsilon_m$** : deformación unitaria en la matriz  
 **$\tau_{SI}$** : Esfuerzo cortante en la interfase  
 **$\sigma_{CI}$** : Esfuerzo a compresión en la interfase  
 **$\nu_m$** : coeficiente de Poisson de la matriz  
 **$\nu_f$** : coeficiente de Poisson de la fibra  
 **$E_f$** : Módulo de elasticidad de la fibra  
 **$E_m$** : Módulo de elasticidad de la matriz  
 **$V_f$** : Volumen de fibra  
 **$E_1=E_{//}$** : Módulo de elasticidad paralelo a la dirección de las fibras  
 **$E_2=E_{\perp}$** : Módulo de elasticidad perpendicular a la dirección de las fibras  
 **$\nu_{12}=\nu_{//}$** : coeficiente de Poisson de un material compuesto  
 **$G_{12}$   $G_{//}$** : Módulo a cortante de un material compuesto

$\eta_l$ : Factor de corrección de longitud  
 $\sigma_{//T}$ : Resistencia a tracción longitudinal  
 $\sigma_{//C}$ : Resistencia a compresión longitudinal  
 $\sigma_{\perp T}$ : Resistencia a tracción transversal  
 $\sigma_{\perp C}$ : Resistencia a compresión transversal  
 $\tau$ : Resistencia a cortante  
 $\sigma_\theta$ : Esfuerzo a un ángulo  $\theta$  de la dirección de las fibras  
**T**: Torque aplicado al elemento de sujeción  
 $d_m$ : diámetro medio del perno  
 $d$ : diámetro nominal del perno  
 $\lambda$ : Angulo de avance  
 $\mu$ : coeficiente de fricción  
 $\alpha_R$ : Angulo de rosca =  $30^\circ$   
**F<sub>i</sub>**: Fuerza de sujeción o precarga  
**K**: Coeficiente de torsión  
**A<sub>R</sub>**: Area del radiador  
**A<sub>LPR</sub>**: Area lateral del portaradiador  
**F<sub>PR</sub>**: Fuerza aplicada al portaradiador  
**P<sub>CLPR</sub>**: Presión en la cara lateral del portaradiador  
**A<sub>D</sub>**: Area del deflector  
**P<sub>CFD</sub>**: Presión en la cara frontal del deflector

## RESUMEN

Hoy en día gracias a avances científicos y tecnológicos se han desarrollado muchos materiales compuestos que se utilizan para la fabricación de piezas y elementos tanto en los campos de ingenierías mecánica, civil, automotriz, aeronáutica y aeroespacial, además también en otros como en deportes, medicina, industria militar, energía, industria del petróleo, electrónica, maquinaria agrícola, comunicaciones, etc., llegando a sustituir en muchas aplicaciones a los materiales convencionales llamados isotrópicos como los metales: acero, hierro, aluminio, etc.

En países industrializados, el estudio estructural de materiales anisotrópicos ya no es un tema desconocido, ya que éstos no solo tienen la posibilidad de

fabricar materias primas de alta calidad, sino también involucrar procesos de manufactura y maquinaria muy sofisticada.

La finalidad del presente estudio es la de empezar en nuestro país a investigar los criterios de diseño estructural en materiales compuestos y dejar como base éste análisis para futuras investigaciones del tema para quienes se interesen en él.

Además el área de influencia es muy grande en nuestro medio, ya que a futuro se puede implantar una empresa que fabrique algunas piezas como alerones, spoilers, frentes, etc, ya que el mercado de autos para tuning esta creciendo.

El capítulo uno enfoca el alcance general del proyecto, es decir, describe los antecedentes, la definición del problema, la importancia y lo objetivos a alcanzar.

El capítulo dos es un extracto de conocimientos teóricos que servirán como punto de partida para los siguientes capítulos que son de carácter práctico, y describe con claridad temas en cuanto a los materiales utilizados para la construcción de una pieza en materiales compuestos, teoría de análisis estructural, procesos de manufactura con molde abierto y cerrado y los tipos de ensayos destructivos, no destructivos y otros que se pueden hacer en materias primas, productos semiacabados y productos terminados.

El capítulo tres contiene el análisis y diseño estructural de dos piezas de la carrocería del auto Indy llamados Portaradiador y Deflector, incluyendo sus respectivos resultados.

El capítulo cuatro describe a fondo el proceso de construcción del portaradiador, es decir, explica con claridad los materiales utilizados y la técnica de manufactura seleccionada para fabricar la pieza, respaldando toda ésta información con fotografías, las cuales indican paso a paso todo el proceso.

El capítulo cinco comprende una serie de pruebas mecánicas, las cuales van a ser ensayadas a la pieza construida, a fin de obtener los esfuerzos admisibles y las deflexiones máximas permitidas con la ayuda de un sensor de galgas extensométricas: roseta de deformaciones, y cuyos resultados se comprobarán con la ayuda del software gráfico de diseño: Cosmos Design Star.

El capítulo seis constituye la metodología de trabajo recomendada cuando se trabaja con materiales compuestos a nivel industrial, es decir, describe

objetivamente las etapas de diseño y fabricación desde el uso de materiales hasta la obtención del producto terminado, además se incluye en ésta sección el diagrama de procesos respectivo para la construcción de una pieza.

El capítulo siete contiene el análisis económico del proyecto, es decir, en esta sección se incluye los costos directos e indirectos como materia prima, costos de mano de obra, gastos administrativos, ventas, además se presenta índices financieros como el VAN, TIR y el C/B, valores que permiten tener una idea para implantar a mediano plazo una planta de producción de piezas en base de materiales compuestos.

Finalmente el capítulo ocho presenta las conclusiones y recomendaciones que se obtuvieron de todo el proceso teórico y práctico que involucró el proyecto.

**Las páginas de anexos contienen información relevante que respaldan el proyecto y constituyen las calificaciones de las propiedades de diseño para la selección de la resina epoxi, los planos de diseño del portaradiador y deflector, catálogos técnicos de las materiales utilizados, el proceso de instalación de la roseta de deformaciones en el portaradiador, los gráficos de fuerza vs. desplazamiento en probetas y hebras de fibra de carbono y fibra de vidrio, el reporte del análisis del portaradiador en el software, el análisis de flujos e índices financiero, la cotización y análisis de costos: importación vs. producción local del portaradiador y la carta de satisfacción de la empresa auspiciante.**

## **RESUMEN**

Hoy en día gracias a avances científicos y tecnológicos se han desarrollado muchos materiales compuestos que se utilizan para la fabricación de piezas y elementos tanto en los campos de ingenierías mecánica, civil, automotriz, aeronáutica y aeroespacial, además también en otros como en deportes, en medicina, etc., llegando a sustituir en muchas aplicaciones a los materiales convencionales llamados isotrópicos como los metales: acero, hierro, aluminio, etc.

En países industrializados, el estudio estructural de materiales anisotrópicos ya no es un tema desconocido, ya que éstos no solo tienen la posibilidad de fabricar materias primas de alta calidad, sino también involucran procesos de manufactura y maquinaria muy sofisticada.

La finalidad del presente estudio es la de empezar en nuestro país a investigar los criterios de diseño estructural en materiales compuestos y dejar como base este análisis para futuras investigaciones del tema para quienes se interesen en él.

Con la realización de éste proyecto, se beneficiarán directamente las empresas FORMEX y 2K ENGINEERING Co, auspiciantes de la misma, ya que los ingenieros de dicha empresa desean implantar junto con otras empresas el campeonato nacional de autos de carrera FÓRMULA INDY, que es otro proyecto de la empresa y consiste en la puesta a punto de 10 de estos autos.

**En caso de daño en las partes y piezas en la carrocería se podrán sustituir tales piezas averiadas por buenas en fibra de carbono, que se fabricarían en el país, y no se tendrían que importarlas.**

Además el área de influencia es muy grande en nuestro medio, ya que en un futuro se puede implantar una empresa que fabrique algunas piezas como alerones, spoilers, frentes, etc, ya que el mercado de autos para TUNNING esta creciendo.

El capítulo uno enfoca el alcance general del proyecto, es decir, describe los antecedentes, la definición del problema, la importancia y lo objetivos a alcanzar.

El capítulo dos es un extracto de conocimientos teóricos que servirán como punto de partida para los siguientes capítulos que son de carácter práctico, y describe con claridad temas en cuanto a las materias primas utilizadas para la construcción de una pieza en materiales compuestos, teoría de análisis estructural, procesos de manufactura con molde abierto y cerrado y los tipos de ensayos destructivos y no destructivos que se pueden hacer en materias primas, productos semiacabados y productos terminados.

El capítulo tres contiene el análisis y diseño estructural de dos piezas de la carrocería del auto Indy llamados portaradiador y deflector, incluyendo sus respectivos resultados.

El capítulo cuatro describe a fondo el proceso de construcción del portaradiador, es decir, explica con claridad las materias primas utilizadas y la técnica de manufactura seleccionada para fabricar la pieza, respaldando toda ésta información con fotografías, las cuales indican paso a paso todo el proceso.

El capítulo cinco comprende una serie de pruebas, las cuales van a ser ensayadas a la pieza construida, a fin de obtener los esfuerzos admisibles y las

deflexiones permitidas con la ayuda de un sensor de cargas extensiométricas: strain gage, y cuyos resultados se comprobarán con la ayuda del software gráfico de diseño: cosmos design.

El capítulo seis constituye la metodología de trabajo recomendada cuando se trabaja con materiales compuestos, es decir, se describe con claridad las etapas y fases de diseño y fabricación desde el uso de materiales hasta la obtención del producto terminado, además se incluye en ésta sección el diagrama de procesos respectivo para la construcción de una pieza.

El capítulo siete contiene el análisis económico del proyecto, es decir, en esta sección se incluye los costos directos e indirectos como materia prima, costos de mano de obra, gastos administrativos, ventas, además se presenta índices financieros como el VAN, TIR y el C/B, valores que permiten tener una idea para implantar a mediano plazo una planta de producción de piezas en base de materiales compuestos.

Finalmente el capítulo ocho presenta las conclusiones y recomendaciones que se obtuvieron de todo el proceso teórico y práctico que involucró el proyecto.

Las páginas de anexos contienen información relevante que respaldan el proyecto y constituye los planos de diseño del portaradiador y deflector, catálogos técnicos de las materias primas utilizadas, el resumen de los resultados de esfuerzos, deflexiones y deformaciones unitarias que arroja el programa cosmos design, diagrama de procesos para la construcción del portaradiador, los cuadros que contienen los análisis económico y financiero, y la carta de satisfacción de la empresa que auspició el proyecto.

## **CAPÍTULO 1**

# **DESCRIPCIÓN GENERAL DEL PROYECTO**

### **1.1. ANTECEDENTES**

**La fibra de carbono es un polímero de una cierta forma de grafito cuya composición química es carbono puro. En el grafito los átomos de carbono están dispuestos en grandes láminas de anillos aromáticos hexagonales. En la fibra de carbono éstas láminas son largas y delgadas, los manojos de**

**éstas cintas se empaquetan entre sí para formar fibras, de allí su nombre. Estas fibras no son utilizadas como tales, sino que se emplean para reforzar materiales como las resinas epóxicas y otros materiales termorrígidos, a éstos materiales reforzados se los llama compósitos porque tienen más de un componente.**

Los compósitos reforzados con fibras de carbono son muy resistentes para su peso. Son a menudo más fuertes que el acero, pero mucho más livianos. Debido a esto, pueden ser utilizados para sustituir los metales en muchas aplicaciones, desde piezas para aviones y transbordadores espaciales hasta raquetas de tenis y palos de golf.

La fibra de carbono se fabrica a partir de otro polímero llamado poliacrilonitrilo (PAN), a través de procesos de calentamiento: cuando se calienta por primera vez al (PAN) el calor hace que las unidades repetitivas ciano formen anillos.

**Luego se calienta por segunda vez aumentando el calor a una temperatura de 700 °C, los átomos de carbono se deshacen de sus hidrógenos y los anillos se vuelven aromáticos. Este polímero constituye una serie de anillos piridínicos fusionados.**

Después se calienta por tercera vez, logrando que las cadenas adyacentes se unan entre sí, esto libera hidrógeno dando un polímero de anillos fusionados en forma de cinta.

Se retoma el calentamiento y se aumenta desde 600 °C hasta 1300 °C, cuando esto sucede nuevas cintas se unirán para formar cintas más anchas, de este modo se libera nitrógeno.

En el polímero que se obtiene existen átomos de nitrógeno en los extremos y éstas nuevas cintas pueden unirse para formar cintas aún más anchas. A medida que esto ocurre, se libera más y más nitrógeno. Cuando el proceso térmico termina, las cintas son extremadamente anchas y la mayor parte del nitrógeno se liberó, quedando una estructura que es casi carbono puro en su forma de grafito, por eso a estos materiales se los denomina fibras de carbono.

**Más específicamente en el sector automotor grandes compañías especialmente las europeas como BMW, AUDI, MERCEDES BENZ, VOLVO, FERRARI, RENAULT, PEUGEOT,**

**VOLKSWAGEN, en la actualidad están diseñando y construyendo sus modelos con fibra de carbono y la utilizan tanto para el chasis y piezas aerodinámicas de la carrocería como para las piezas del motor, suspensión y frenos, por ejemplo con fibra de carbono se fabrican en la actualidad partes externas de los automóviles como alerones, spoilers delanteros y traseros, faldones laterales, frentes y deflectores para dar mayor resistencia, livianez, durabilidad, estabilidad y elegancia al auto, así como menorar pesos, alcanzando por consiguiente una mejor performance no solo en la aerodinámica sino también un mejor desempeño del motor debido a la menor inercia que tiene que vencer consumiendo menos cantidades de gasolina y por lo tanto contaminando menos.**

**Debido a que en el país todavía ninguna industria o ensambladora de automóviles se dedica al diseño y a la construcción de piezas y partes para carrocería de autos en fibra de carbono, sino únicamente trabajan dichas piezas en fibra de vidrio y otros materiales, por lo tanto es importante un estudio de la fibra de carbono para dar a conocer la fabricación de partes y el gran campo de aplicación de este material.**

La empresa la cual patrocina este estudio por el hecho de que una vez iniciado el campeonato de autos FÓRMULA INDY puedan ocurrir accidentes en los cuales las piezas de la carrocería son las primeras en fracturarse, por lo tanto necesitan a como de lugar reemplazar las piezas dañadas por nuevas, por tal razón se necesita de un estudio para diseñar y fabricar tales piezas.

La fibra de carbono es un material que presenta características y propiedades que la hacen más liviana y resistente con respecto a otros materiales que también son utilizados para aplicaciones automotrices y sus diferencias se presentan en el siguiente cuadro:

**Cuadro 1.1:** Características generales de diferentes materiales

MATERIAL	GRAVEDAD ESPECIFICA	MODULO DE ELASTICIDAD (psi)
Aircraft-quality spruce	0.50	1'900.000
Magnesio	1.70	10'000.000
Fibra de carbono	2.30	110'000.000
Fibra de boro	2.30	60'000.000
Aluminio	2.70	10'500.000
Acero	7.80	30'000.000

MATERIAL	DENSIDAD (kg/m <sup>3</sup> )	MODULO DE ELASTICIDAD (Mpa)
Fibra de carbono	2.300	775.000
Aluminio	2.700	211.300
Acero	7.800	74.000

**Fuente:** *Engineer to Win*

**Como la densidad de una sustancia es directamente proporcional a su masa entonces la fibra de carbono es menos densa que el aluminio y acero y por lo tanto pesa menos.**

El módulo de elasticidad o de Young es un parámetro que permite determinar si un material es más o menos rígido que otro.

De éstos datos podemos decir que la fibra de carbono es aproximadamente 10 veces más rígido que el Aluminio; 3,5 veces más que el acero y 3 veces más liviano que éste, por lo que siendo más liviano que el Al es más fuerte que el acero.

**Hoy en día la tendencia es fabricar toda clase de elementos mecánicos en base de fibra de carbono.**

## 1.2. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Debido a que a mediano plazo se implantará en el país un campeonato de autos fórmula Indy y éstos autos deportivos están constituidos en un 80% de fibra de carbono, por lo tanto es necesario disponer de un estudio tanto de diseño como de fabricación de algunas partes de la carrocería de éstos autos, ya que en un impacto a una velocidad que alcanza un FÓRMULA INDY de 350 (km/h), además de deformarse las piezas aerodinámicas de la carrocería,

también sufren efectos negativos dependiendo del choque piezas involucradas al motor, suspensión, sistema de refrigeración, frenos, etc.

Por tal razón el propósito de la empresa es que en caso de algún accidente, se importarían piezas lo menos posible para su sustitución y las que se pueda hacerlas en el país implantarlas directamente en los autos averiados, con lo cual se ahorraría recursos económicos por costos en la compra del repuesto, costos de importación, gastos de envío y tiempo de espera.

### **1.3. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA**

Es importante que exista un estudio a fondo de cómo se fabrican piezas y partes de carrocería para autos en fibra de carbono, ya que en el país no existe ninguna industria y ensambladora de autos que elaboren sus carrocerías en este material, por lo tanto con éste estudio se fomentaría la producción nacional.

La empresa Formex tiene la intención de calibrar los FÓRMULA INDY y desarrollar un proyecto de fabricar partes de la carrocería y piezas aerodinámicas en fibra de carbono para tener un stock de repuestos de este tipo para los autos, por lo que necesitan un estudio a fondo de lo que es la fibra de carbono y todos sus procesos de diseño y fabricación.

**Este proyecto es importante ya que el gusto por el auto tuning de muchas personas está creciendo y a futuro se puede implantar una empresa que diseñe y fabrique tales piezas para tuning en fibra de carbono, puesto que las empresas que existen solo fabrican piezas para tuning en fibra de vidrio.**

El estudio de la fibra de carbono es importante no solo para la empresa FORMEX que se beneficiará directamente con el análisis de este material para la fabricación de elementos automotrices, sino también servirá como punto de partida para estudios posteriores del mismo material para diseñar elementos y piezas mecánicas de maquinaria y equipos industriales para quienes se interesen en él.

### **1.4. ALCANCE**

**La idea de este proyecto es realizar un estudio de los materiales compuestos en base de fibra de carbono, es decir, adquirir conocimientos teóricos y prácticos respecto de las fases de análisis, diseño y procesos de manufactura, para obtener el producto final, proyecto que cuenta con el auspicio de la empresa privada FORMEX.**

Además construir un portaradiador y realizar pruebas mecánicas en él.

## **1.5. OBJETIVOS**

### **1.5.1. GENERAL**

- Desarrollar una metodología de diseño y fabricación de partes estructurales para carrocería de autos Indy en materiales compuestos en base de fibra de carbono

### **1.5.2. ESPECÍFICOS**

- **Identificar las materias primas que se requieren para fabricar piezas en materiales compuestos en base de fibra de carbono**
- Estudiar la teoría de análisis estructural para diseñar piezas en materiales compuestos
- Conocer los procesos de manufactura para fabricar piezas en materiales compuestos
- Identificar los métodos de ensayos destructivos y no destructivos de materias primas, piezas semiacabadas y productos terminados
- Aplicar un software de diseño gráfico para realizar el análisis y diseño de dos partes estructurales de un auto Indy
- Construir una parte estructural de la carrocería de un auto Indy en fibra de carbono
- Fabricar probetas en fibra de carbono y vidrio en matriz epoxi y comparar las características mecánicas obtenidas

- Realizar pruebas mecánicas a la pieza construida y comparar los diferentes esfuerzos y deflexiones que se producen en la pieza fabricada a través de un software y galgas extensométricas
- Desarrollar una metodología técnica de diseño y fabricación de las partes estructurales de la carrocería de autos Indy en fibra de carbono.
- Realizar el análisis económico y financiero del proyecto

## **CAPITULO 3**

### **ANÁLISIS Y DISEÑO**

#### **3.1. CONDICIONES DE CARGA**

##### **3.1.1. PORTARADIADOR**

El portaradiador es una parte estructural de la carrocería de un auto INDY que se encuentra ubicado en la parte superior del radiador sujeto al chasis del auto por medio de 6 pernos y que cumple con las funciones de sujetar al radiador y permitir su adecuada ventilación refrigerando las partes del motor por acción de la presión del aire cuando el vehículo se encuentra en movimiento.

Por tanto esta parte estructural está sometida a un estado biaxial de fuerzas:

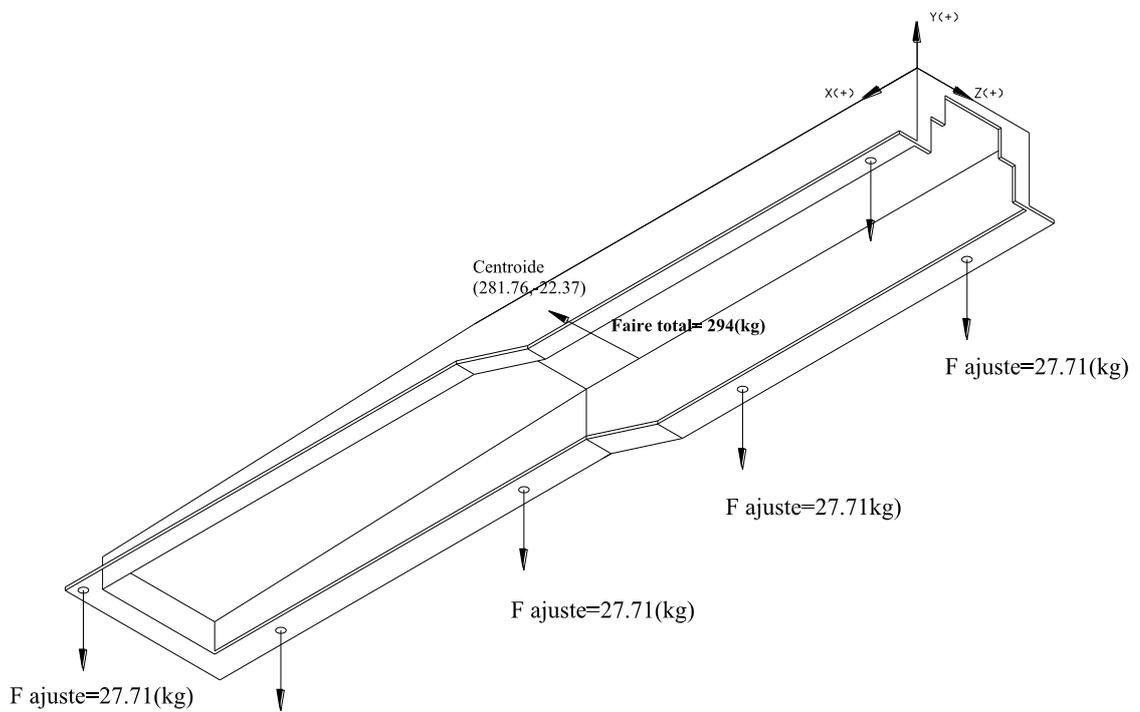
1. La fuerza de ajuste o precarga la cual es aplicada a cada perno y transmitida al portaradiador, con la finalidad de empotrar la pieza al chasis, las cuales actúan en la dirección del eje “Y” negativo.
2. La presión del aire de entrada al radiador, que actúa de forma transversal en la dirección “X” negativa.

Estas cargas actúan sobre los 6 puntos de contacto con el chasis: pernos.

La siguiente figura es el diagrama de cuerpo libre (DLC) del portaradiador, la cual ilustra las cargas externas provocadas por la precarga en los pernos, así como la presión del aire en la cara lateral del portaradiador.

La presión del aire aplicada en la cara lateral puede verse que está actuando en el centro de gravedad de la superficie.

**Figura 3.1:** Diagrama de cuerpo libre del portaradiador



### 3.1.1.1. Magnitudes de cargas

Las magnitudes de las cargas son:

1. Torque de ajuste en cada perno: 0.2 (lb.ft)<sup>32</sup>

---

<sup>32</sup> Fuente: Empresa FORMEX

La fuerza de precarga o sujeción en cada uno de los 6 pernos se transmitirá a la estructura, la cual se determina de la siguiente manera:

$$T = \left[ \left( \frac{d_m}{2d} \right) \left( \frac{\operatorname{tg} \lambda + \mu \operatorname{sec} \alpha}{1 - \mu \operatorname{tg} \lambda \operatorname{sec} \alpha} \right) + 0.625\mu \right] F_i d$$

$$K = \left( \frac{d_m}{2d} \right) \left( \frac{\operatorname{tg} \lambda + \mu \operatorname{sec} \alpha}{1 - \mu \operatorname{tg} \lambda \operatorname{sec} \alpha} \right) + 0.625\mu \quad \text{(Ec 3.1)}$$

$$\Rightarrow T = K F_i d$$

donde:

**T:** torque aplicado al elemento de sujeción

**d<sub>m</sub>:** diámetro medio del perno

**d:** diámetro nominal del perno

**λ:** ángulo de avance

**μ:** coeficiente de fricción

**α:** ángulo de rosca = 30°

**F<sub>i</sub>:** fuerza de sujeción o precarga

**K:** coeficiente de torsión

“El coeficiente de fricción  $\mu$  depende de la lisura de la superficie, de la exactitud y del grado de lubricación del perno. En promedio  $\mu$  es aproximadamente igual a 0.15. Lo más interesante de la ecuación 3.1 es que  $K=0.20$  para  $\mu=0.15$ , no importa el tamaño de los pernos que se empleen ni si las roscas son bastas o finas”.<sup>33</sup>

Tomando en cuenta que el coeficiente de torsión  $K$  toma un valor promedio 0.20, se determina la fuerza de precarga equivalente:

$$F_i = \frac{T}{k.d} = \frac{\frac{0.2}{2.2} * 0.3048(kg.m)}{0.2 * 0.005(m)} = 27.71(kg) = 271.6(N)$$

<sup>33</sup> “DISEÑO EN INGENIERÍA MECÁNICA”, Shigley, 5ta. Edición, pág: 391

2. Presión del aire:  $0.75 \text{ (Kg/cm}^2\text{)}^{34}$

La presión del aire golpea al radiador para su refrigeración con una presión de  $0.75 \text{ (Kg/cm}^2\text{)}$ ; por lo tanto se debe medir las dimensiones del radiador para obtener su área y obtener la fuerza total del aire:

$$L_r = 56 \text{ (cm)}$$

$$a_r = 28 \text{ (cm)}$$

Donde:

$L_r$ : longitud del radiador

$a_r$ : ancho del radiador

Por lo tanto el radiador tiene un área útil de:

$$A_R = 56(\text{cm}) * 28(\text{cm}) = 1568 \text{ (cm}^2\text{)}$$

La fuerza total provocada por la presión del aire en la superficie del radiador es:

$$F_{aire} = 0.75 \left( \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2} \right) * 1568 \text{ (cm}^2\text{)} = 1176 \text{ (kg)}$$

Esta fuerza de 1176 (kg) ejercida por el aire cuando el auto INDY está en movimiento es soportada por 4 partes estructurales, las cuales se encuentran empotradas al chasis del automóvil; las caras laterales de éstas piezas soportan al radiador y por lo tanto la presión total ejercida por el aire, las cuales tienen áreas laterales semejantes. Entre estas partes se encuentra el portaradiador superior, objeto de nuestro análisis y diseño.

Por lo tanto, la fuerza correspondiente cargada al portaradiador por acción de la presión del aire será:

$$F_{PR} = \frac{F_{aire}}{4} = \frac{1176}{4} = 294(\text{kg})$$

---

<sup>34</sup> Fuente: empresa FORMEX

Esta fuerza total es aplicada a una de las caras del portaradiador, por tanto es necesario obtener su área y centroide con la ayuda del programa de dibujo *Autocad*:

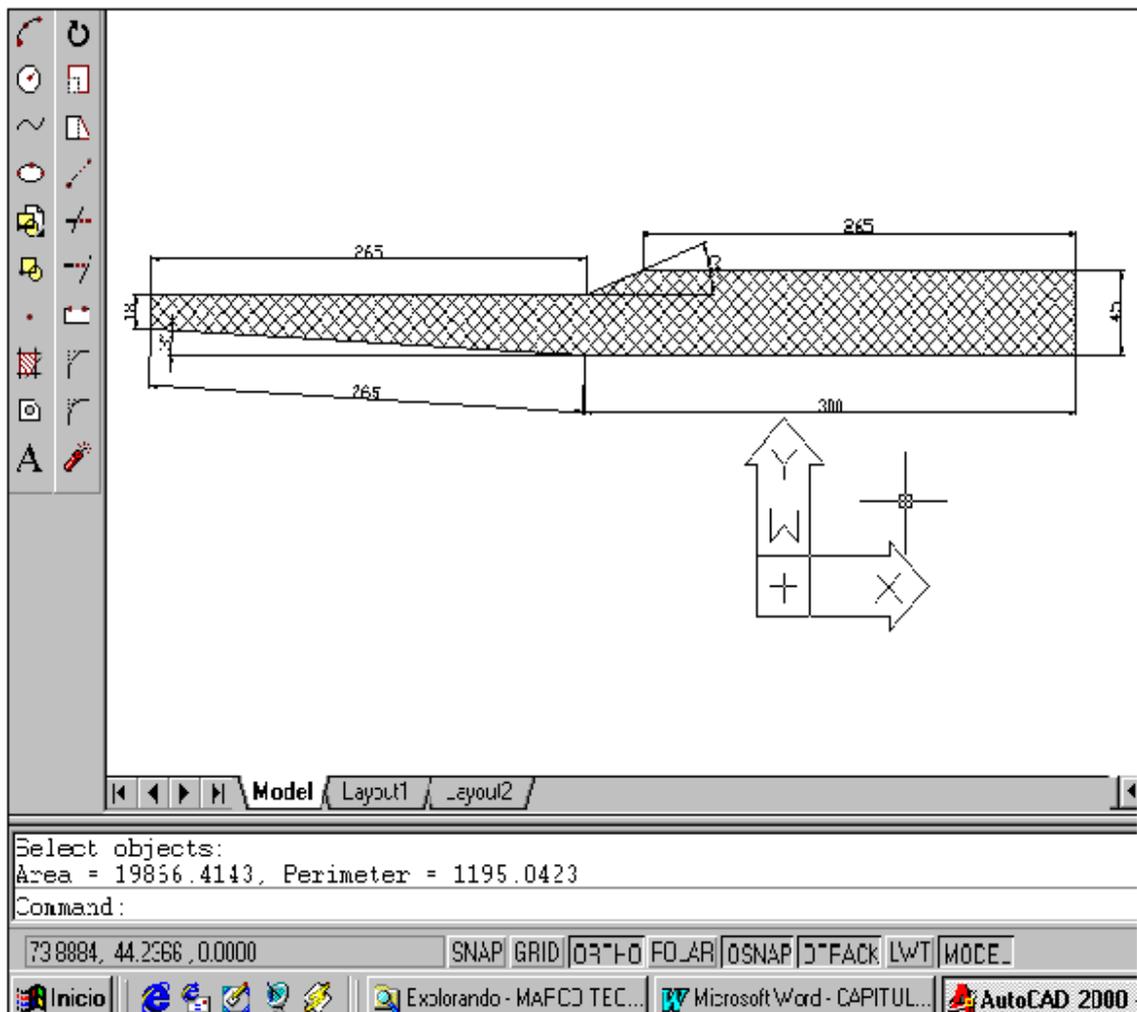
$$A_{LPR} = 198.66 \text{ (cm}^2\text{)}$$

La presión que se ejerce sobre la cara lateral del portaradiador debido a la fuerza del radiador sobre éste se calcula como:

$$P_{CLPR} = \frac{F_{PR}}{A_{LPR}} = \frac{294(\text{Kg}) * 9.8 \left( \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right)}{198.66(\text{cm}^2) * \frac{1(\text{m}^2)}{100^2(\text{cm}^2)}} = 145031.71 \left( \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \right)$$

La siguiente figura muestra el área lateral del portaradiador sobre la cual se aplica la presión indicada:

**Figura 3.2:** Area lateral del portaradiador obtenida en Autocad



### 3.1.2. DEFLECTOR

Los deflectores constituyen partes estructurales y aerodinámicas de la carrocería no solo de autos deportivos para competencias, sino también hoy en la actualidad los deflectores y alerones se diseñan para automóviles de ciudad, otorgando más estabilidad y en muchos casos aprovechando más eficientemente la potencia.

En nuestro análisis los deflectores tanto izquierdo como el derecho sirven para resistir la fuerte presión del aire cuando el auto INDY ingresa a curvas, de esta forma la presión del aire no penetra en la aerodinámica del automóvil desplazándolo lateralmente, y por lo tanto el INDY puede salir con mayor velocidad en las curvas.

#### 3.1.2.1. Magnitudes de carga

Los deflectores están sometidos a una presión distribuida ejercida por la fuerza del aire que golpea su superficie perpendicularmente.

La magnitud de la fuerza del aire será de:  $200 \text{ (kg)}^{35}$ , la cual actuará en el centroide del deflector, cuyas coordenadas son:

$$\bar{X} = 189.15(mm)$$

$$\bar{Y} = 129.95(mm)$$

Esta parte está sujeta al chasis del auto por medio de 4 pernos.

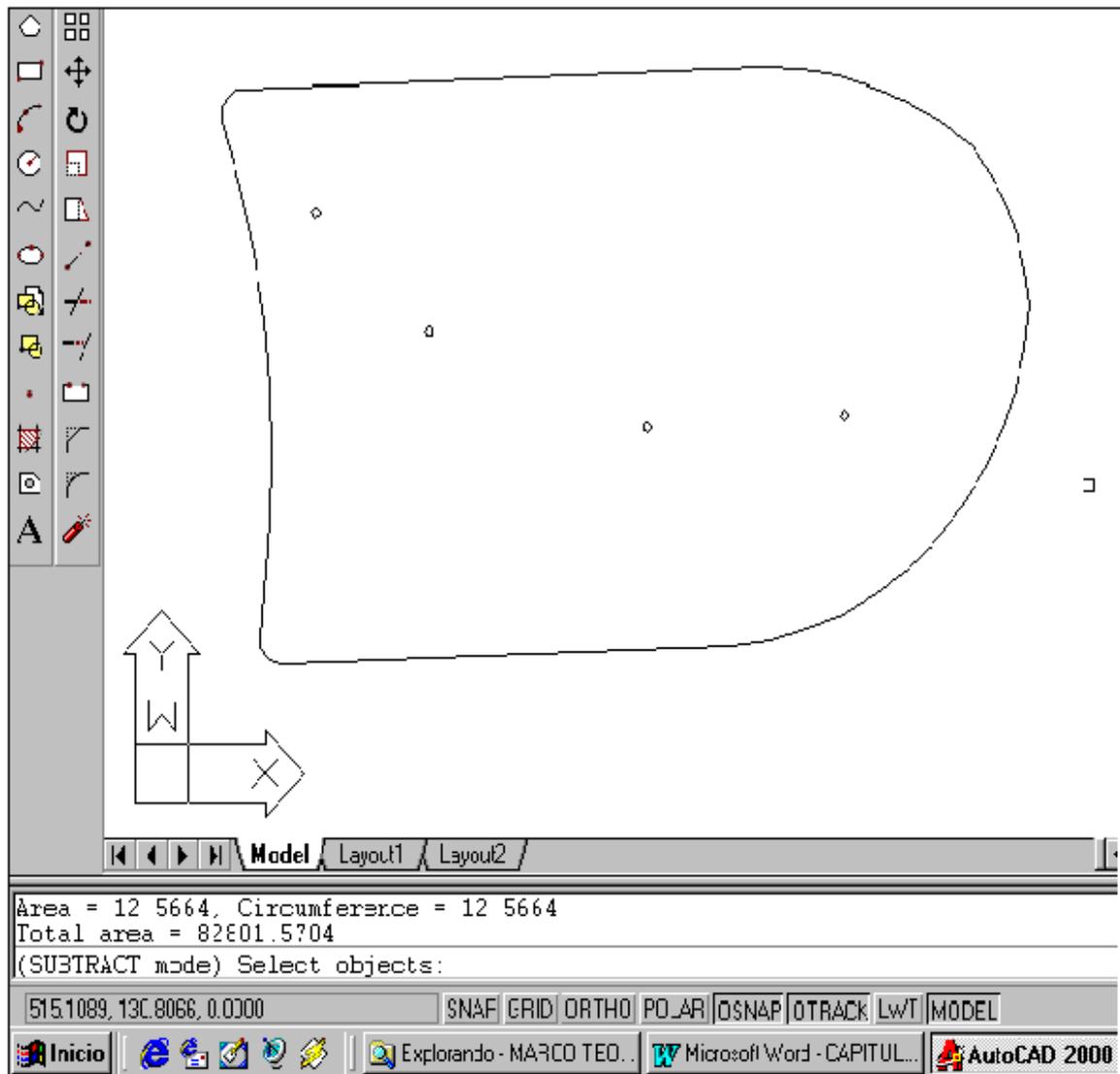
La presión del aire se calcula determinando el área útil del deflector, la cual fue calculada directamente en *Autocad*.

La siguiente figura indica al deflector en el programa autocad, la cual debe estar hecha región para aplicar el comando "Inquiry" y obtener las propiedades como su área, perímetro, centroide, momentos de inercia con respecto a sus ejes, etc.

---

<sup>35</sup> Fuente: empresa FORMEX

**Figura 3.3:** Area del deflector obtenida en Autocad

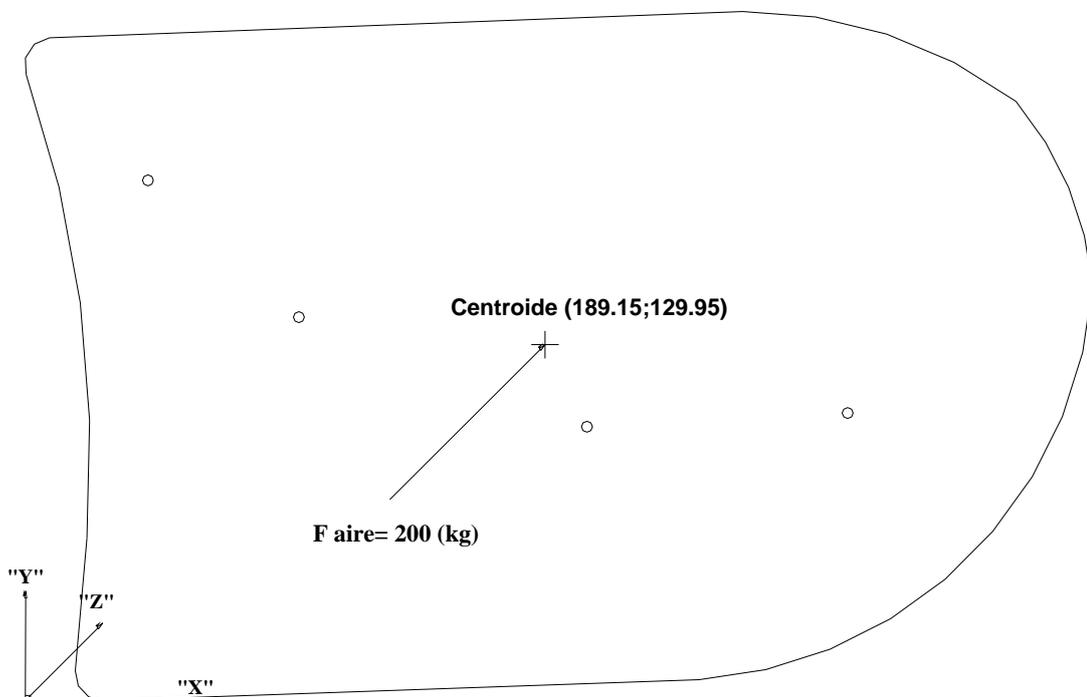


$$A_D = 828.02(\text{cm}^2)$$

$$P_{CFD} = \frac{200(\text{kg})}{828.02(\text{cm}^2)} = 0.242 \left( \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2} \right) * 100^2 \left( \frac{\text{cm}^2}{1\text{m}^2} \right) * 9.8 \left( \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right) = 23670.93 \left( \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \right)$$

La carga y los puntos de apoyo se muestran en la siguiente figura:

**Figura 3.4:** Diagrama de cuerpo libre sobre el deflector



### 3.2. GEOMETRÍA DE PARTES ESTRUCTURALES (ver anexos de planos)

### 3.3. PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS

Para el análisis y diseño de las partes de la carrocería del auto INDY expuestas, se partirá de la fibra de carbono y resina epoxi que son las materias primas principales para la fabricación del portaradiador.

Por tanto las propiedades físicas y mecánicas de éstos materiales compuestos involucradas directamente con el análisis son:

- Densidad:  $\rho$
- Módulo de Elasticidad o de Young (paralela a las fuerzas):  $E_{//}$
- Módulo de Elasticidad o de Young (perpendicular a las fuerzas):  $E_{\perp}$
- Resistencia a la tracción:  $\sigma_t$
- Resistencia a compresión:  $\sigma_c$
- Coeficiente de Poisson:  $\nu_{12}$
- Alargamiento de rotura:  $A_R$
- Conductividad térmica:  $C_t$
- Módulo a cortante:  $G_{12}$
- Coeficiente de dilatación térmica (perpendicular a las fuerzas):  $\alpha_{\perp}$
- Coeficiente de dilatación térmica (paralela a las fuerzas):  $\alpha_{//}$

En las siguientes tablas se resumen los valores de los parámetros mencionados para cada uno de los materiales compuestos principales utilizados: fibra y matriz.

**Tabla 3.1:** *Propiedades de fibra de carbono utilizada*

<b>Fibra</b>	<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	<b>Resistencia a Tracción (MPa)</b>	<b>Coeficiente de expansión térmica (<math>10^{-6} / ^\circ\text{C}</math>)</b>
Nippon NT-60	595000	3000	2.56

**Fuente:** *Materiales Compuestos I*

**Tabla 3.2:** *Propiedades generales para resina epoxi*

<b>PROPIEDAD</b>	<b>UNIDADES</b>	<b>RESINAS EPOXI</b>
<b>Módulo de Young</b>	<b>MPa</b>	3800-6000
<b>Relación de Poisson</b>		0.38-0.4
<b>Resistencia a tracción</b>	<b>MPa</b>	35-100

Resistencia a compresión	MPa	100-200
Coefficiente de dilatación térmica	$\times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$	60

*Fuente: Materiales Compuestos I*

La siguiente tabla resume todos los valores de los parámetros para el análisis y diseño de las partes trabajando como material compuesto:

**Tabla 3.3: Valores típicos de las propiedades físicas y mecánicas de la fibra de carbono en matriz epoxi con un  $V_f=0.60$ <sup>36</sup>**

Material	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	E (MPa)	$\sigma_t$ (MPa)	$\sigma_c$ (MPa)	$C_t$ (W/m.°C)	$\nu_{//}$	$\tau$ (MPa)
Fibra de carbono tipo I en matriz epoxi	1620	220000	1400	700-900	0.1	0.26	60-75

*Fuente: Introducción a materiales compuestos*

### 3.3.1. ECUACIONES DE CONVERSIÓN

Para la realización del diseño del portaradiador como del deflector se van a utilizar las siguientes relaciones:

$$E_1 = E_{//} = E_f \cdot V_f + E_m(1 - V_f) \quad (\text{Ec 2.29})$$

$$E_1 = 595000(\text{MPa}) * 0.6 + 3800(\text{MPa}) * (1 - 0.6)$$

$$E_1 = 358520(\text{MPa})$$

$$E_2 = E_{\perp} = \frac{E_f \cdot E_m}{E_f(1 - V_f) + E_m V_f} \quad (\text{Ec 2.35})$$

Incluyendo los coeficientes de Poisson, el módulo elástico perpendicular a la dirección de las fibras, viene dado por:

$$E_2 = E_{\perp} = \frac{E_f \cdot E_m \cdot \nu_f}{E_f(1 - V_f) + E_m V_f} \quad (\text{Ec 2.36})$$

donde:

<sup>36</sup>  $V_f$ : fracción de volumen de fibra en un material compuesto

$$E_{m'} = \frac{E_m}{1 - \nu_m^2} \quad (\text{Ec 2.37})$$

$$E_{m'} = \frac{3800 (MPa)}{1 - 0.4^2} = 4523.81 (MPa)$$

$$E_2 = \frac{595000 (MPa) * 4523.81 (MPa)}{595000 (MPa) * (1 - 0.6) + 4523.81 (MPa) * 0.6} = 11182 (MPa)$$

$$\bar{E} = \frac{3}{8} E_{//} + \frac{5}{8} E_{\perp} \quad (\text{Ec 2.38})$$

$$\bar{G} = \frac{1}{8} E_{//} + \frac{1}{4} E_{\perp} \quad (\text{Ec 2.39})$$

$$\bar{E} = \frac{3}{8} * 358520 (MPa) + \frac{5}{8} * 11182 (MPa) = 141433.75 (MPa)$$

$$\bar{G} = \frac{1}{8} * 358520 (MPa) + \frac{1}{4} * 11182 (MPa) = 47610.5 (MPa)$$

$$\alpha_{//} = \frac{E_f \cdot \alpha_f \cdot V_f + E_m \cdot \alpha_m (1 - V_f)}{E_f \cdot V_f + E_m (1 - V_f)}$$

$$\alpha_{\perp} = (1 + \nu_m) \alpha_m (1 - V_f) + (1 + \nu_f) \alpha_f \cdot V_f - \alpha_{//} [ \nu_f \cdot V_f + \nu_m \cdot (1 - V_f) ]$$

$$\bar{\alpha} = \frac{1}{2} (\alpha_{//} + \alpha_{\perp}) + \frac{\frac{1}{2} (E_{//} - E_{\perp})}{E_{//} + (1 + 2 \cdot \nu_{//}) E_{\perp}} * (\alpha_{//} - \alpha_{\perp})$$

$$\alpha_{//} = \frac{595000 (MPa) \cdot 2.56 * 10^{-6} (^\circ C^{-1}) \cdot 0.6 + 3800 (MPa) \cdot 60 * 10^{-6} (^\circ C^{-1}) \cdot (1 - 0.6)}{595000 (MPa) \cdot (0.6) + 3800 (MPa) \cdot (1 - 0.6)} =$$

$$2.804 * 10^{-6} (^\circ C^{-1})$$

$$\alpha_{\perp} = (1 + 0.4) \cdot 60 * 10^{-6} (^\circ C^{-1}) \cdot (1 - 0.6) + (1 + 0.26) \cdot 2.56 * 10^{-6} (^\circ C^{-1}) \cdot 0.6 - 2.804 * 10^{-6} (^\circ C^{-1}) * [0.26 \cdot 0.6 + 0.4 \cdot (1 - 0.6)] = 1.9 * 10^{-6} (^\circ C^{-1}) = 3.465 * 10^{-5} (^\circ C^{-1})$$

$$\bar{\alpha} = \frac{1}{2} (2.804 * 10^{-6} + 3.465 * 10^{-5}) (^\circ C^{-1}) + \frac{\frac{1}{2} (358520 - 11182) (MPa)}{358520 + (1 + 2 * 0.26) 11182 (MPa)}$$

$$* (2.804 * 10^{-6} - 3.465 * 10^{-5}) (^\circ C^{-1}) = 4 * 10^{-6} (^\circ C^{-1})$$

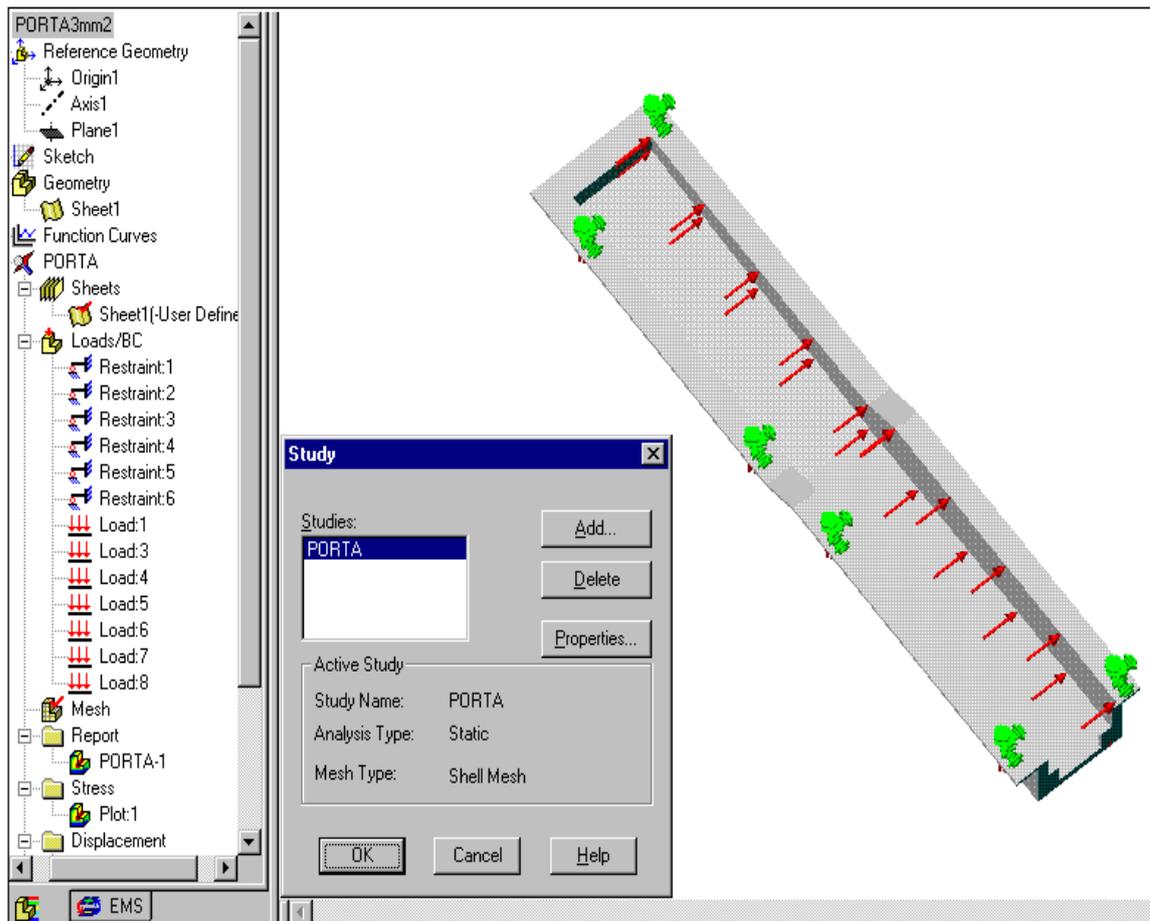
## 3.4. ANÁLISIS ESTRUCTURAL UTILIZANDO SOFTWARE ADECUADO

### 3.4.1. PROCEDIMIENTO DE ANÁLISIS

#### 3.4.1.1. Portaradiador

La siguiente figura ilustra al portaradiador como sólido exportado desde el programa *Autocad* al software *Cosmos Design Star*, además se puede observar el ingreso gráfico de las cargas en la cara lateral y en los puntos de apoyo.

**Figura 3.5:** Portaradiador y cargas ingresadas en programa *Cosmos Design Star*

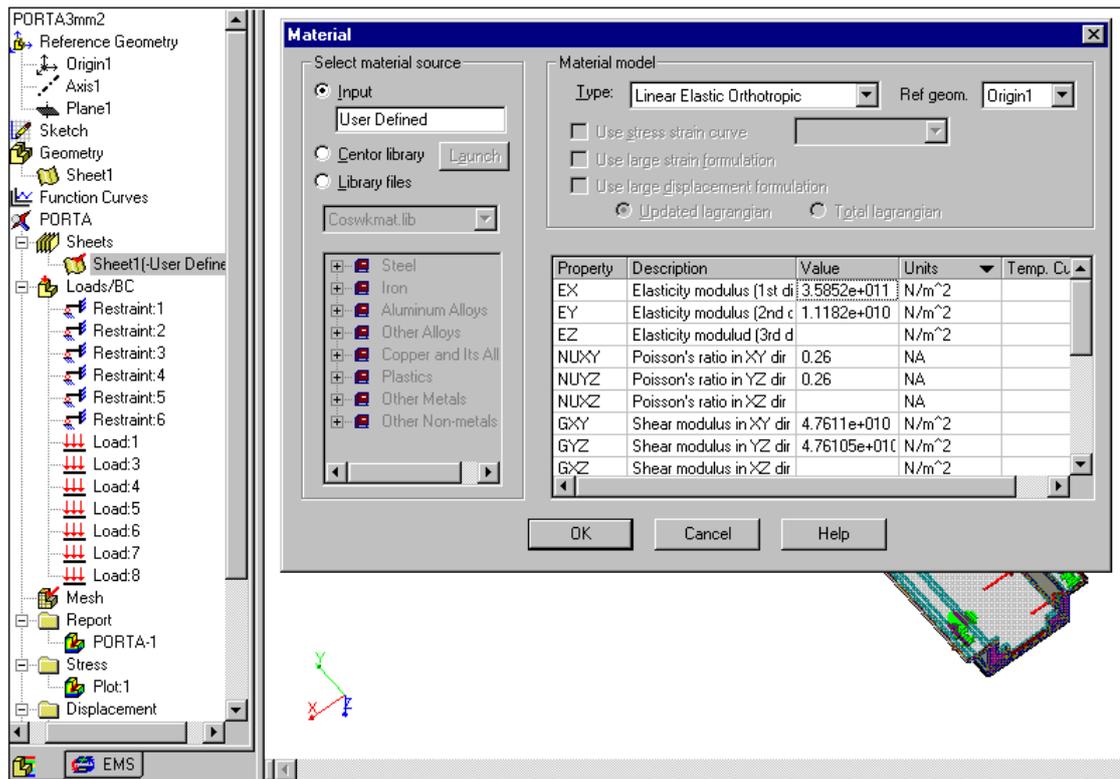


Este constituye el primer paso para obtener el análisis estructural mediante este software, como se puede ver en la figura en el lado izquierdo consta el nombre de la pieza "PORTA3mm2" el cual a su vez tiene el estudio "PORTA" que tiene las siguientes características:

- Nombre del estudio: PORTA
- Tipo de análisis: ESTATICO

- Tipo de malla: SHELL

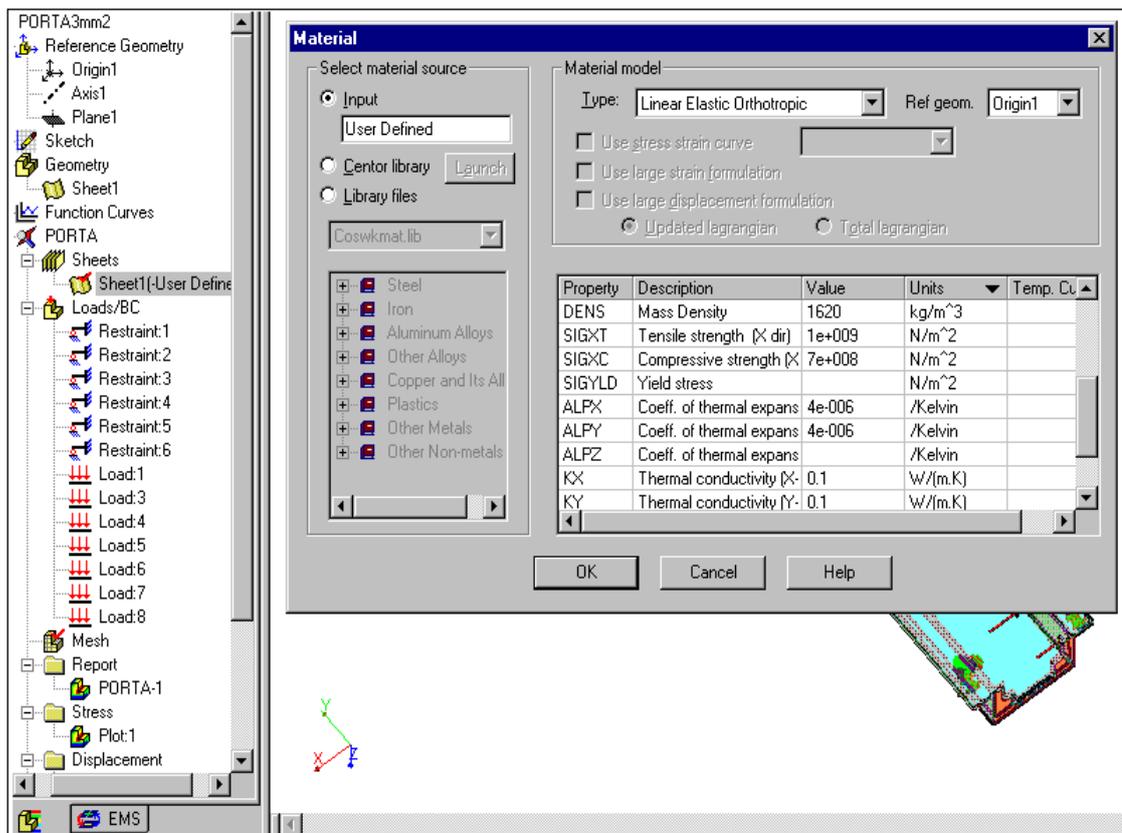
A continuación se ingresan los valores de las propiedades físicas y mecánicas con las cuales el programa analizará la pieza:



**Figura 3.6:** Ingreso de datos en formato ortotrópico

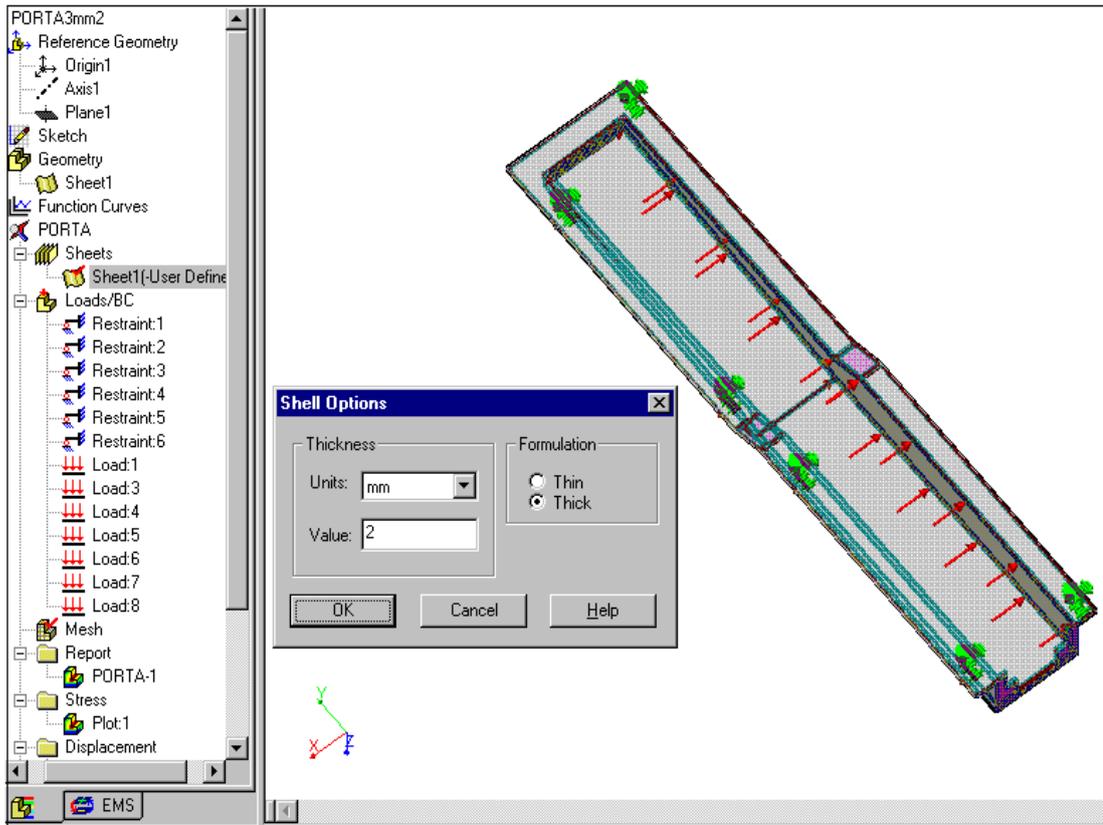
Como se puede observar el programa pide el ingreso de 20 propiedades físicas y mecánicas como: módulos de elasticidad en las tres direcciones:  $E_x$ ,  $E_y$  y  $E_z$  relaciones de Poisson en tres direcciones:  $\nu_{xy}$ ,  $\nu_{yz}$ ,  $\nu_{xz}$ , módulos a cortante:  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$ ,  $G_{xz}$ , densidad:  $DENS$ , resistencia a tracción:  $SIGXT$ , resistencia a compresión:  $SIGXC$ , esfuerzo a fluencia:  $SIGYLD$ , coeficientes de expansión térmica en tres direcciones:  $ALPX$ ,  $ALPY$ ,  $ALPZ$ , conductividad térmica en tres direcciones:  $KX$ ,  $KY$ ,  $KZ$  y calor específico:  $C$ . Además se puede ver que todas las unidades están en el sistema S.I. Como otra observación importante se puede mencionar que algunos casilleros están vacíos, ya que como material ortotrópico tiene valores en las dos direcciones principales, además el casillero para el valor del esfuerzo a fluencia está vacío ya que éstos materiales no presentan este tipo de propiedad mecánica.

El siguiente gráfico indica el ingreso del espesor de la pieza, que para este



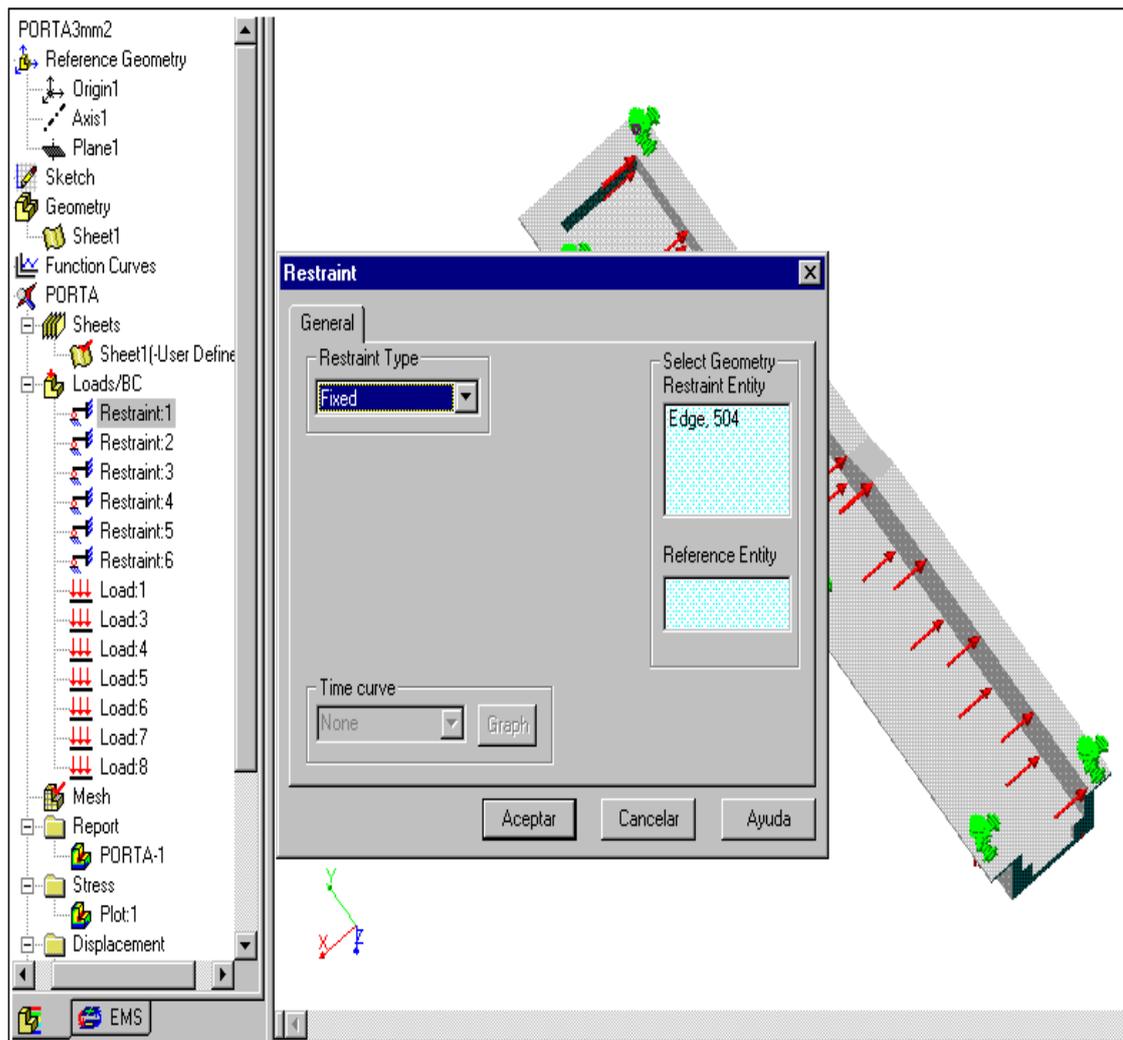
caso es de 2 (mm). Para esto se hace clic derecho en la opción “SHEET1” y elegimos “OPTIONS” en la cual se despliega un sub-menú donde podemos poner el valor del espesor deseado.

**Figura 3.7:** Ingreso del espesor de la pieza



El siguiente paso en el análisis del portaradiador, consiste en seleccionar los puntos de apoyo y crear las restricciones respectivas, las cuales simulan el tipo de empotramiento, es decir, si la pieza trabajará con un apoyo simple, rodillo, etc.

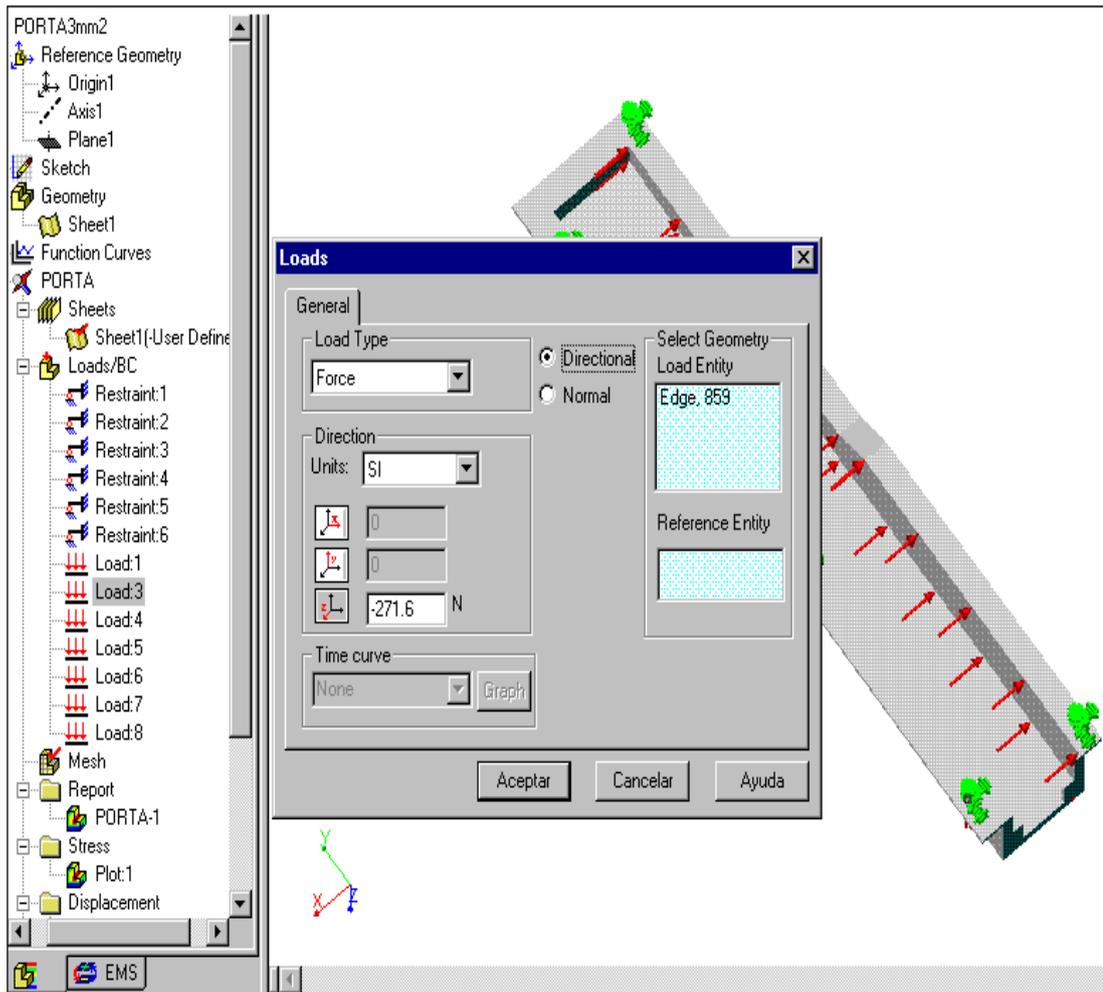
**Figura 3.8:** Ingreso de restricciones



Como se puede apreciar en la figura, las restricciones son del tipo fixed, lo cual significa que los 6 puntos de apoyo del portaradiador tendrán reacciones en los ejes “X” e “Y”, y éstas restricciones representan los 6 pernos que se anclan al chasis del Indy. Para el caso del deflector también se escogió el tipo fixed ya que éste también se ancla al chasis del automóvil, pero con la diferencia que son únicamente 4 puntos de apoyo.

Las valores de las cargas debido a la fuerza de sujeción de los pernos aplicados al elemento se muestran a continuación:

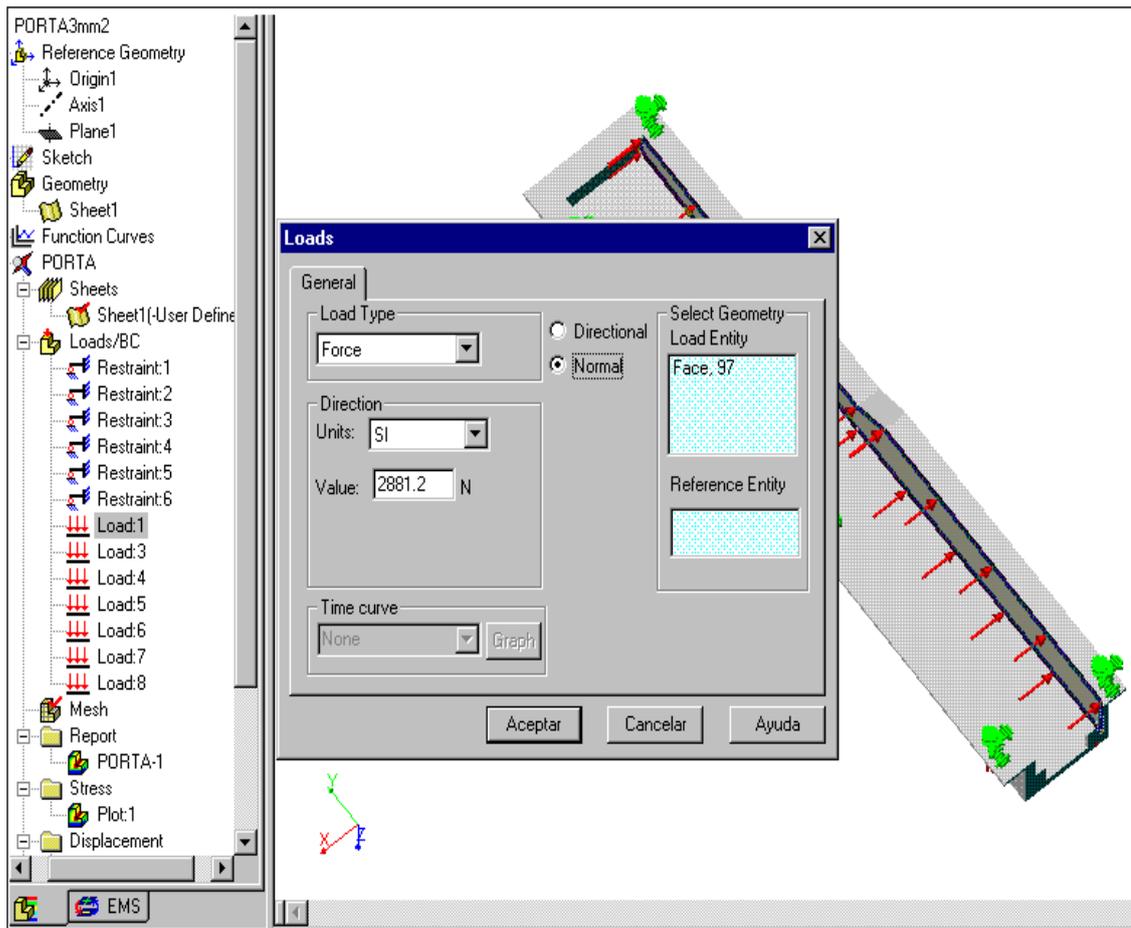
**Figura 3.9:** Ingreso de cargas debido a la fuerza de sujeción de los 6 pernos



Como se puede ver en los 6 puntos de restricciones o apoyo se aplican cargas iguales, que tienen un valor de 271.6 (N). El signo (-), representa la dirección negativa del eje “Z” aplicado.

La carga aplicada a la cara lateral del portaradiador se representa en la siguiente figura:

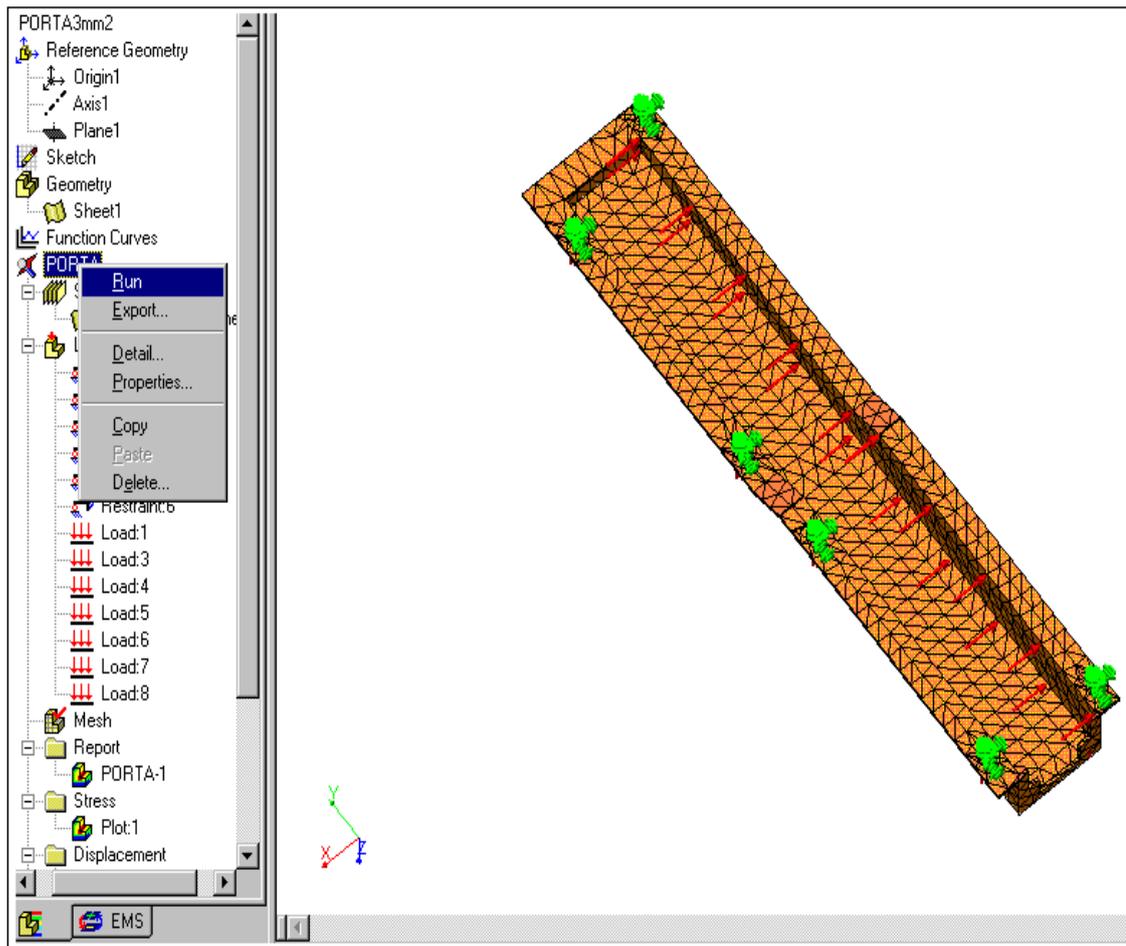
**Figura 3.10:** Ingreso de carga lateral



Para ingresar el valor de la fuerza correspondiente a la cara lateral del elemento, se debe primero seleccionar tal superficie, a continuación con la opción “LOAD”, se despliega un menú, el cual se muestra. Seleccionamos tipo “NORMAL”, unidades S.I. e ingresamos el valor de 294 (kg) por 9.8 ( $m/s^2$ ), que es 2881.2 (N).

A continuación se manda a hacer malla al elemento y de paso con la opción “RUN” el programa procederá a compilarlo:

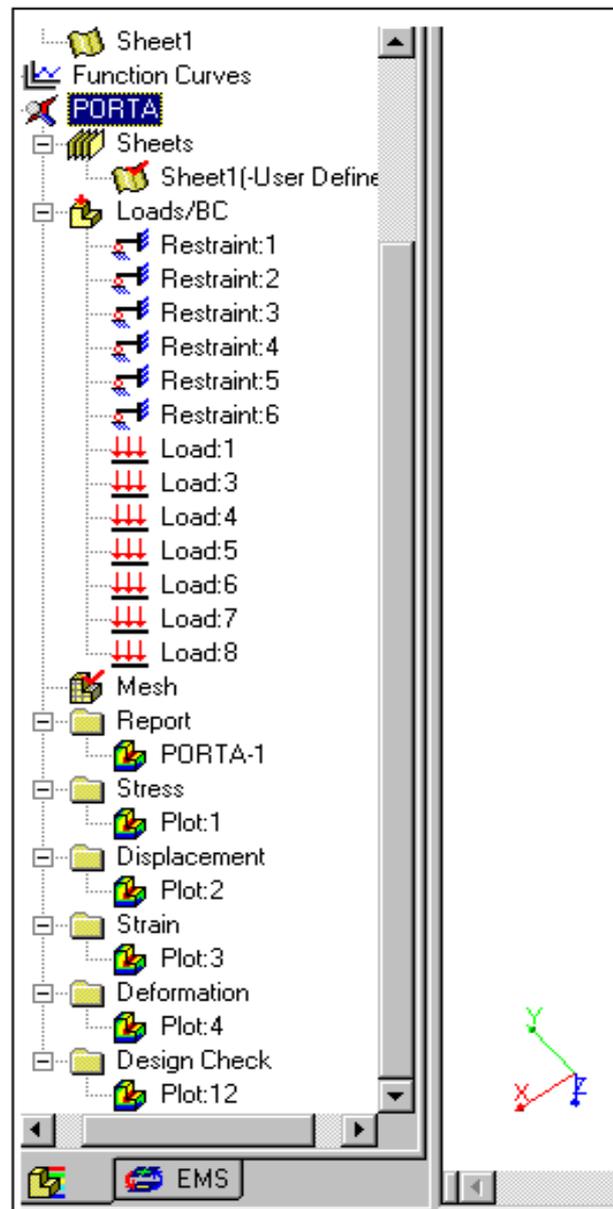
**Figura 3.11:** Mallado del portaradiador y ejecución del programa



Para hacer malla al elemento se hace clic derecho en la opción “MESH”, la cual despliega un menú con la opción “CREATE”. Para correr un programa se hace clic derecho en el estudio creado en nuestro caso “PORTA” y se selecciona la opción “RUN”.

Los resultados gráficos del análisis del programa se verifican en la siguiente pantalla:

**Figura 3.12:** Reporte de soluciones gráficas

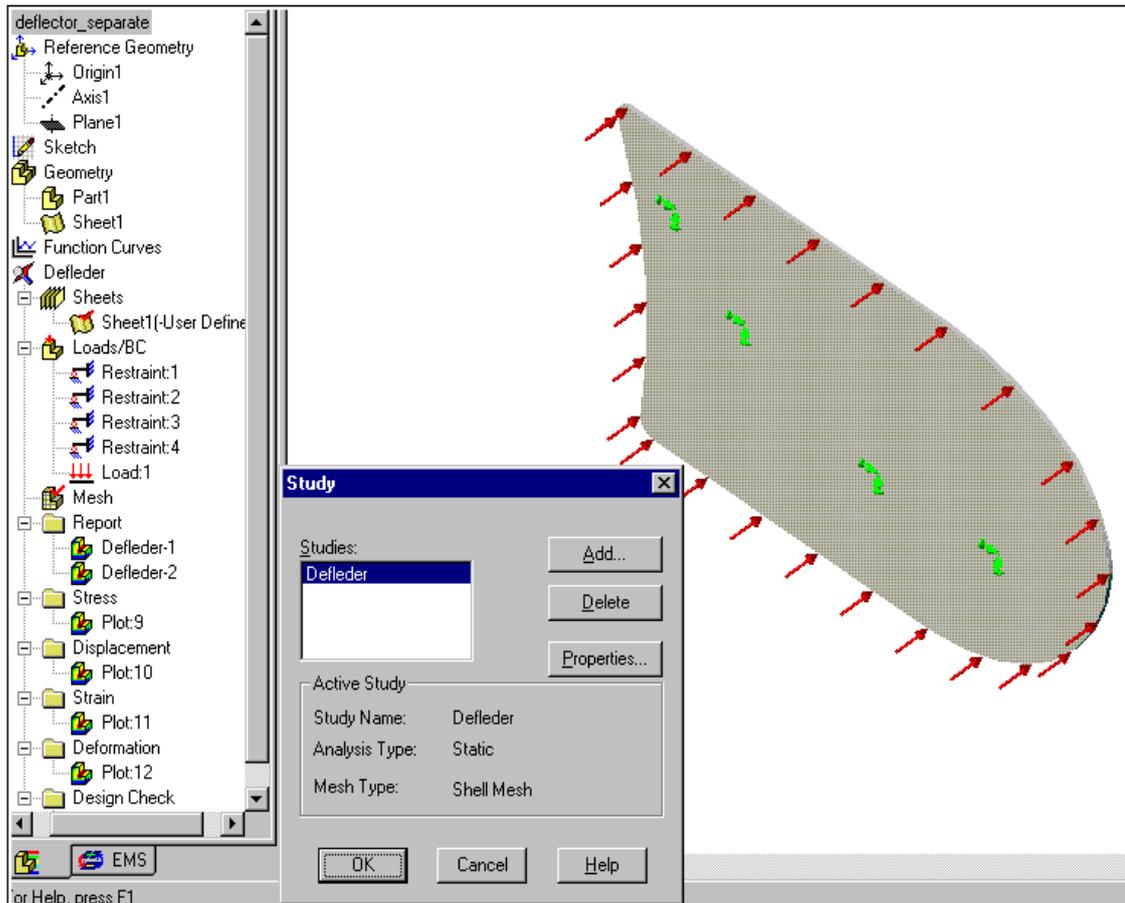


Una vez que el programa ha corrido satisfactoriamente se pueden observar los resultados obtenidos haciendo doble clic en los íconos correspondientes, así por ejemplo se consigue el análisis del esfuerzo máximo y mínimo con la opción “STRESS”, desplazamiento máximo y mínimo con la opción “DISPLACEMENT”, la distribución del factor de seguridad con la opción “DESIGN CHECK”, etc.

### 3.4.1.2. Deflector

El análisis del deflector presenta similar procedimiento de estudio al portaradiador, e iguales secuencias para exportar como sólido e ingresar las fuerzas y apoyos. La siguiente figura indica el ingreso gráfico de las cargas en la cara frontal y los puntos de apoyo.

**Figura 3.13:** Deflector y cargas ingresadas en programa Cosmos Design

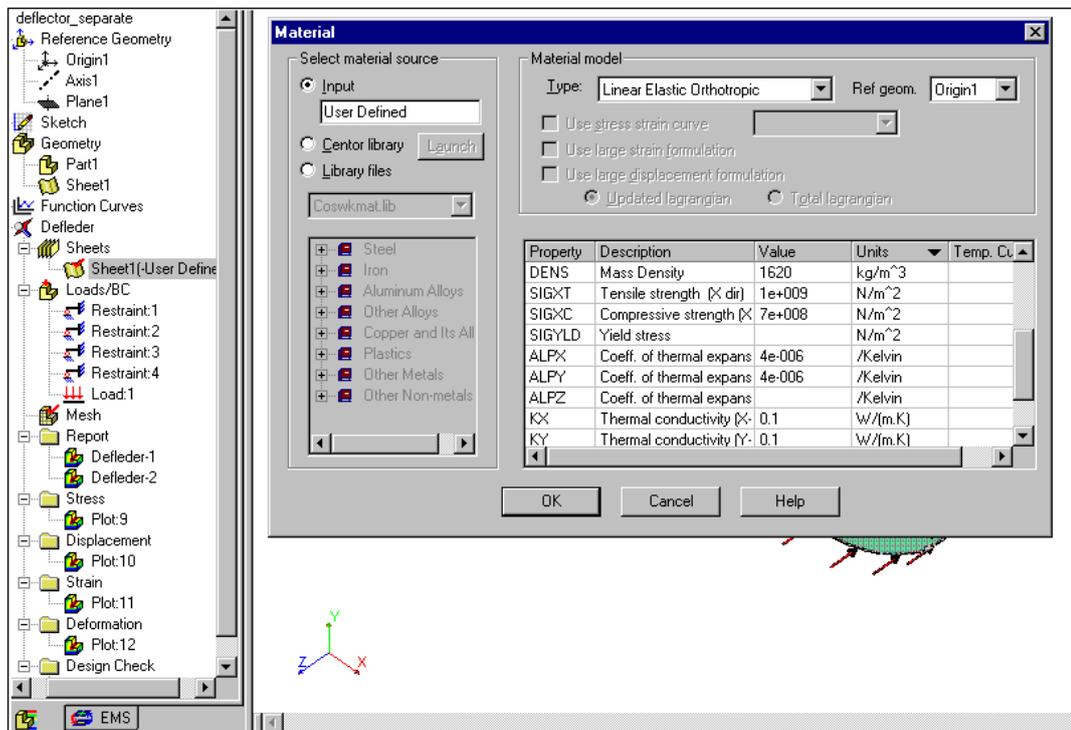
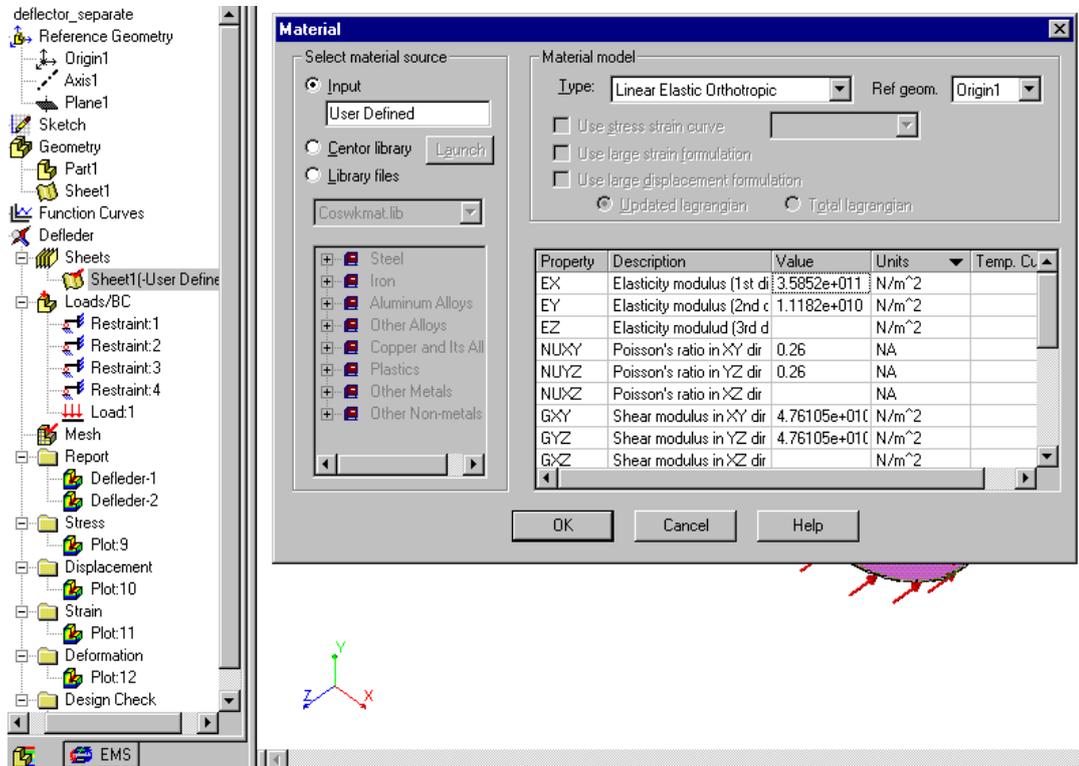


Para obtener el análisis estructural del deflector mediante este software, primero se debe grabar el nombre del proyecto como: “DEFLECTOR\_SEPARATE” dentro del cual se debe crear un estudio: “DEFLEDER” que tiene las siguientes características:

- Nombre del estudio: DEFLEDER
- Tipo de análisis: ESTATICO
- Tipo de malla: Malla Shell

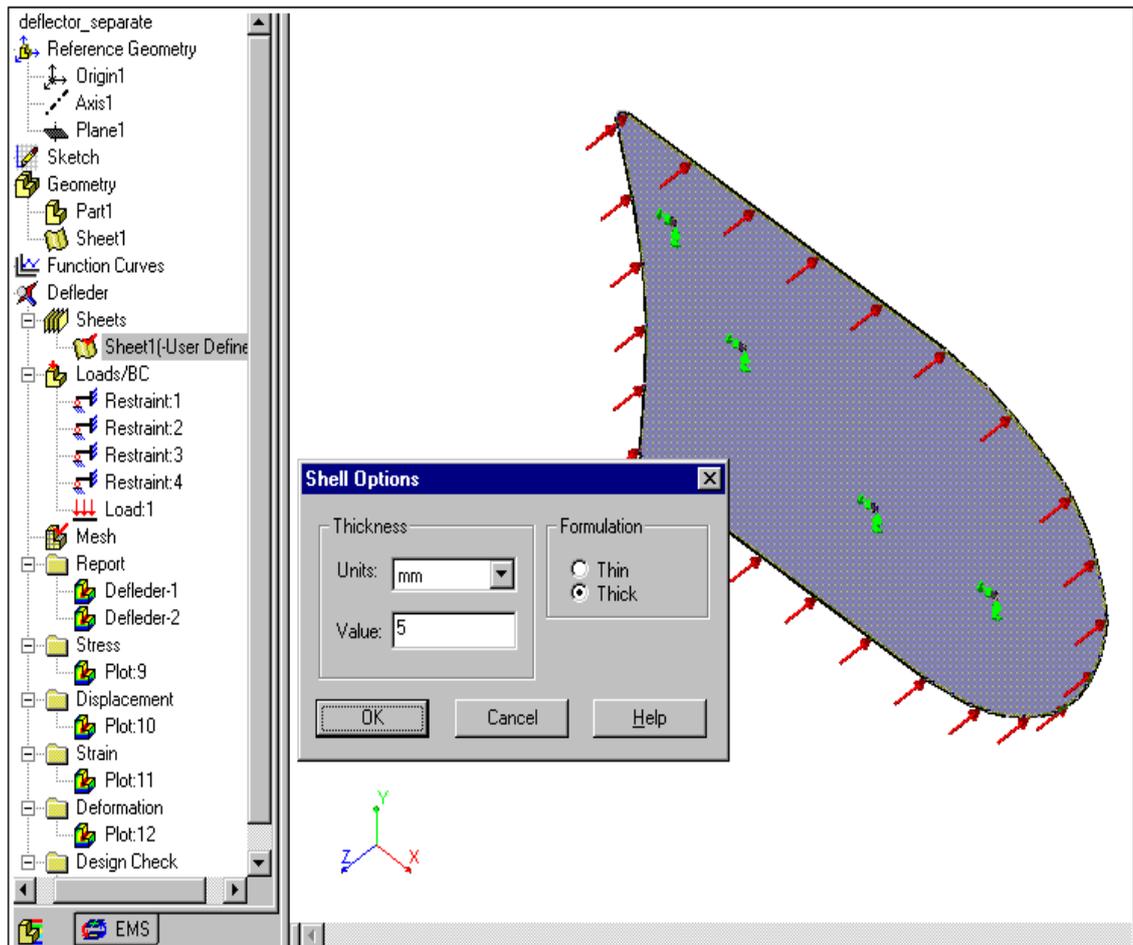
A continuación se ingresan los valores de las propiedades físicas y mecánicas con las cuales el programa analizará la pieza:

**Figura 3.14: Ingreso de datos**



Para ingresar los valores de las propiedades físicas y mecánicas se debe hacer clic derecho en “SHEET”, a continuación seleccionar “INPUT”: *user defined*. Se puede ver que todas las unidades están en el sistema S.I.

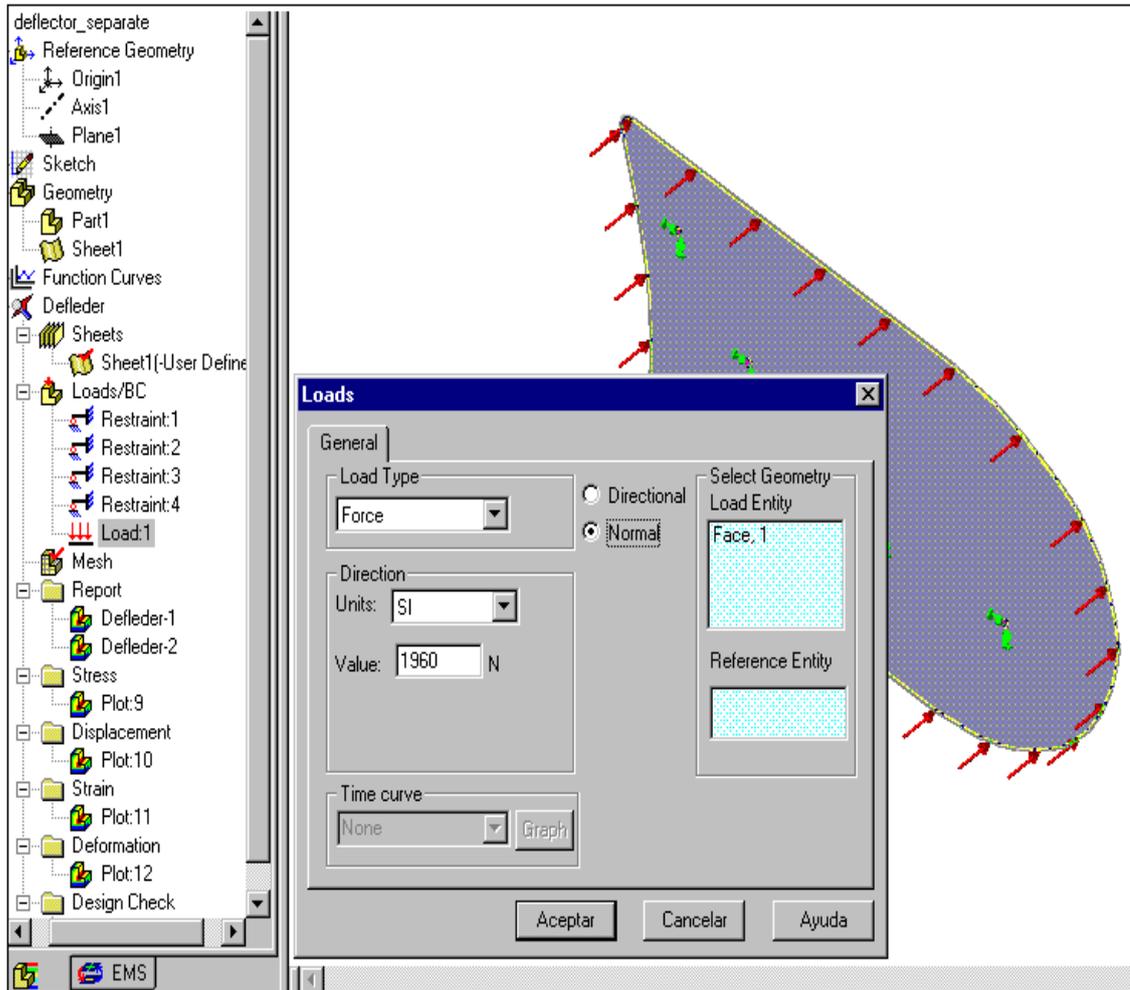
**Figura 3.15:** Ingreso del espesor de la pieza



Para ingresar el valor del espesor del deflector, se debe hacer clic derecho en la opción “SHEET 1”, dentro del cual se despliega un sub-menú con el nombre “SHELL OPTIONS”, donde se puede ingresar el valor del espesor requerido de diseño, que para el deflector será de 5 mm.

La carga aplicada a la cara frontal del deflector se representa en la siguiente figura:

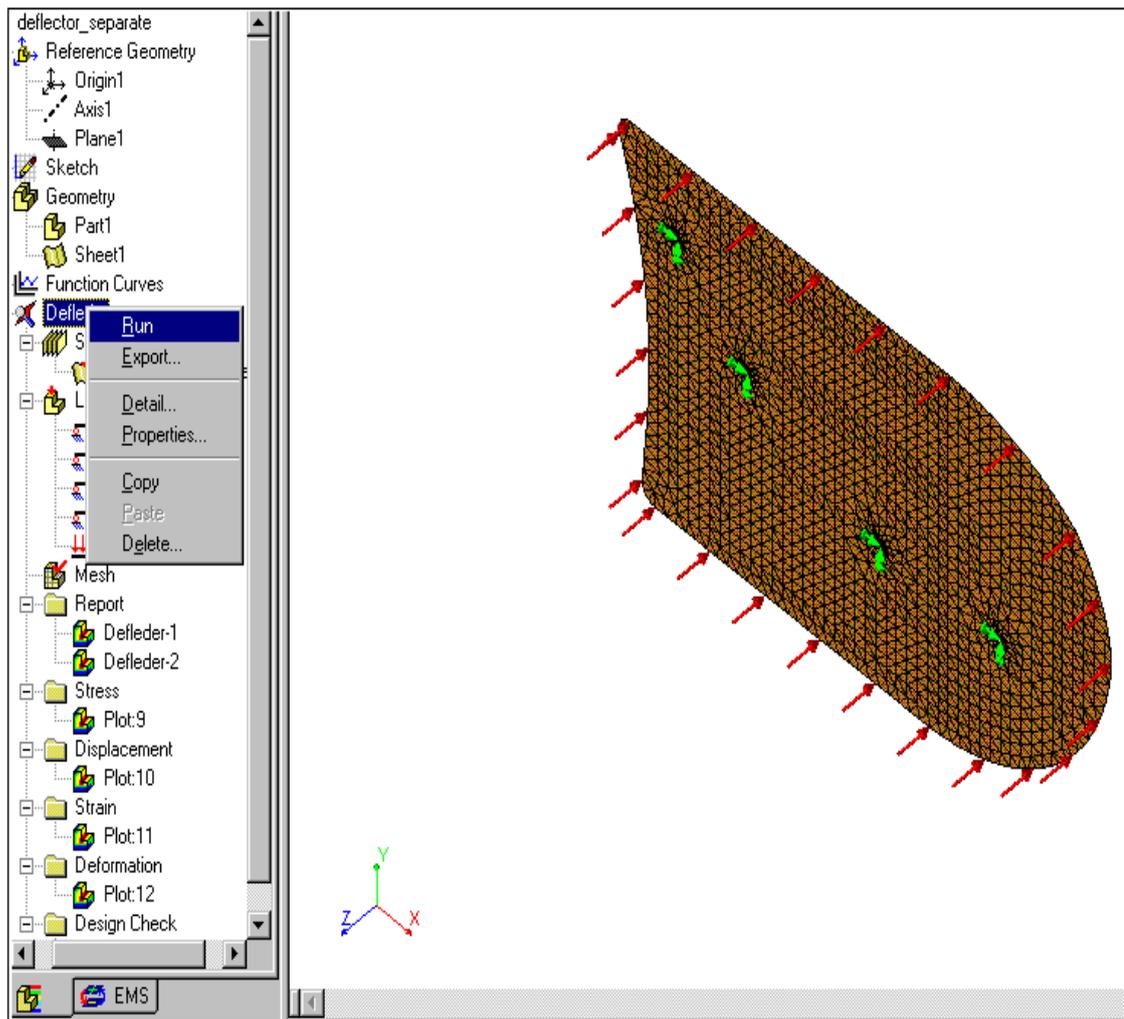
**Figura 3.16:** Ingreso de carga frontal



Para ingresar el valor de la fuerza correspondiente a la cara frontal del deflector, se debe primero seleccionar esta superficie, a continuación con la opción “LOAD”, se despliega un menú. Seleccionamos tipo “NORMAL” y tipo de carga: “FUERZA”, unidades S.I. e ingresamos el valor de 200 (kg) por 9.8 ( $m/s^2$ ), que es 1960 (N).

A continuación se manda a hacer malla al elemento y de paso con la opción “RUN” el programa procederá a compilarlo:

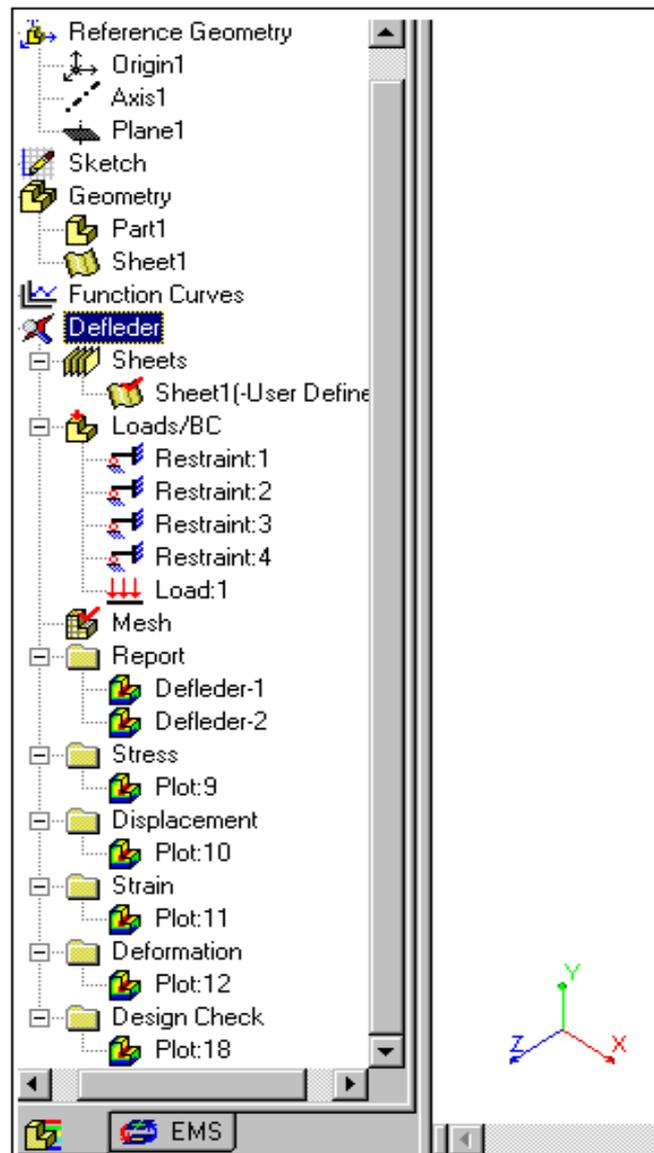
**Figura 3.17:** Mallado del deflector y ejecución del programa



Para hacer malla al elemento se hace clic derecho en la opción “MESH”, la cual despliega un menú con la opción “CREATE”. Para correr el programa se hace clic derecho en el estudio creado en nuestro caso “DEFLEDER” y se selecciona la opción “RUN”.

Los resultados gráficos del análisis del programa se verifican en la siguiente pantalla:

**Figura 3.18:** Reporte de soluciones gráficas



Cuando el programa ha finalizado de estudiar al elemento, se crean íconos gráficos de resultados que corresponden a los siguientes análisis: “STRESS”, “DISPLACEMENT”, “DEFORMATION”, “STATIC STRAIN”, “DESIGN CHECK”, en los cuales se pueden observar los valores máximos y mínimos de cada categoría haciendo doble clic izquierdo sobre cada uno de ellos.

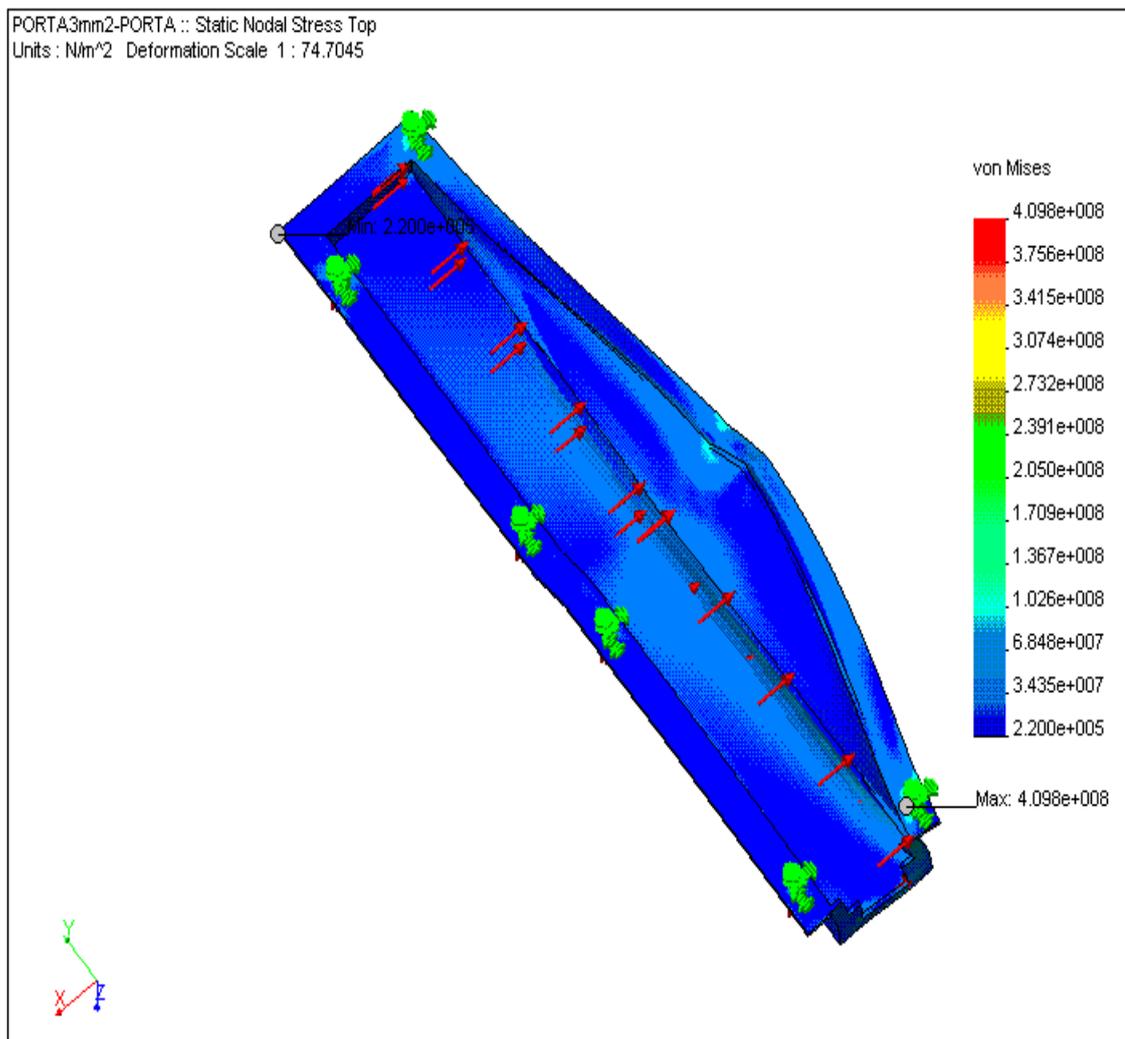
## 3.5. RESULTADOS Y DISEÑO

### 3.5.1. PORTARADIADOR

#### 3.5.1.1. Gráfico de esfuerzos

Del gráfico anexo podemos deducir que el esfuerzo máximo según la teoría de Von Mises provocado debido a las cargas aplicadas al elemento es de:  $4.098 \times 10^8$  (N/m<sup>2</sup>) o de 409.8 (MPa); el esfuerzo mínimo tiene un valor de:  $2.2 \times 10^5$  (N/m<sup>2</sup>) o de 0.22 (MPa), cuyas ubicaciones para los dos esfuerzos se indican en el gráfico.

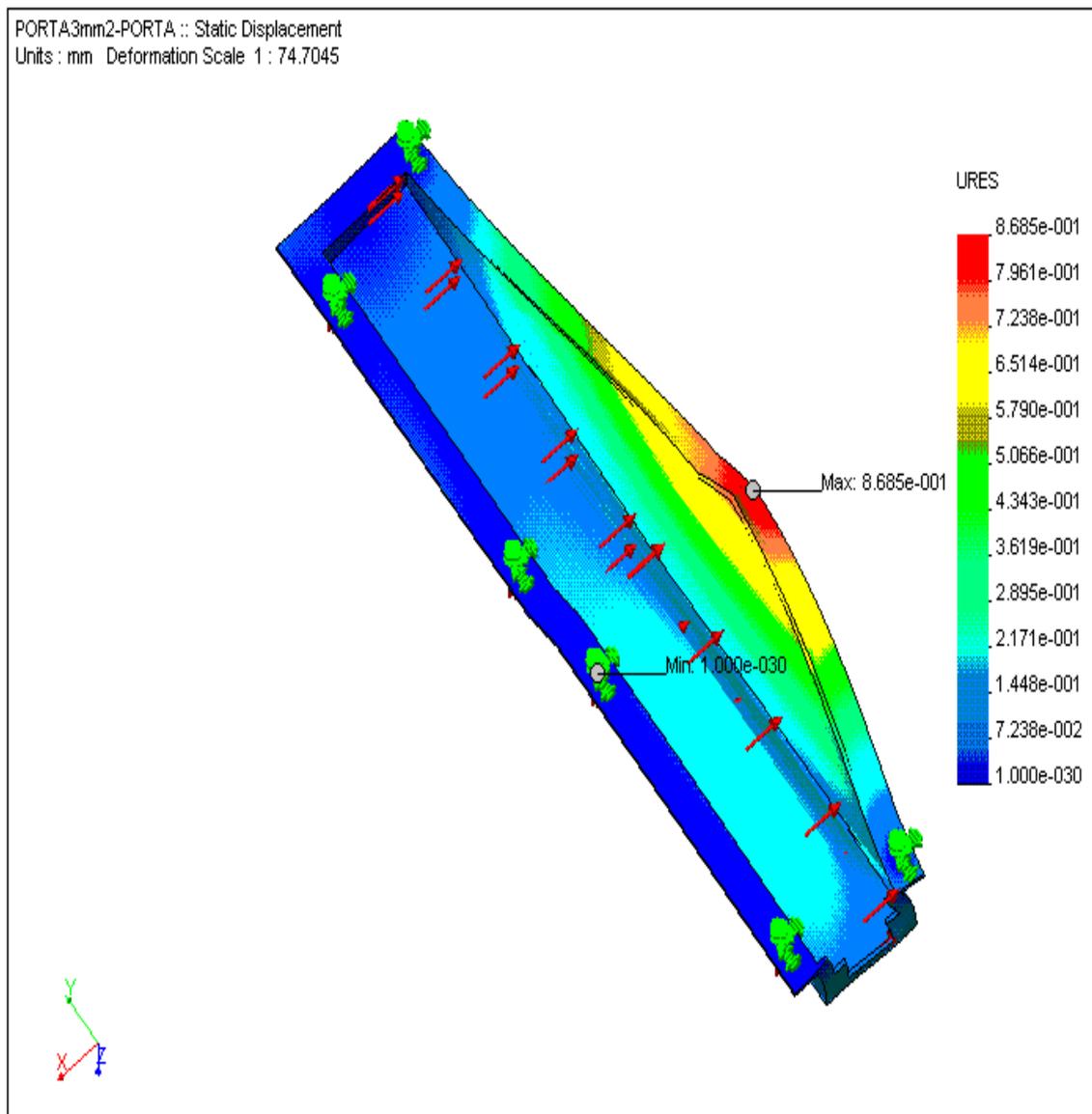
**Figura 3.19:** Gráfico de esfuerzos



### 3.5.1.2. Gráfico de desplazamientos

De este gráfico se pueden deducir que los desplazamientos máximos y mínimos tienen valores de:  $8.685 \times 10^{-1}$  (mm) o 0.87 (mm) y 0 (mm), respectivamente.

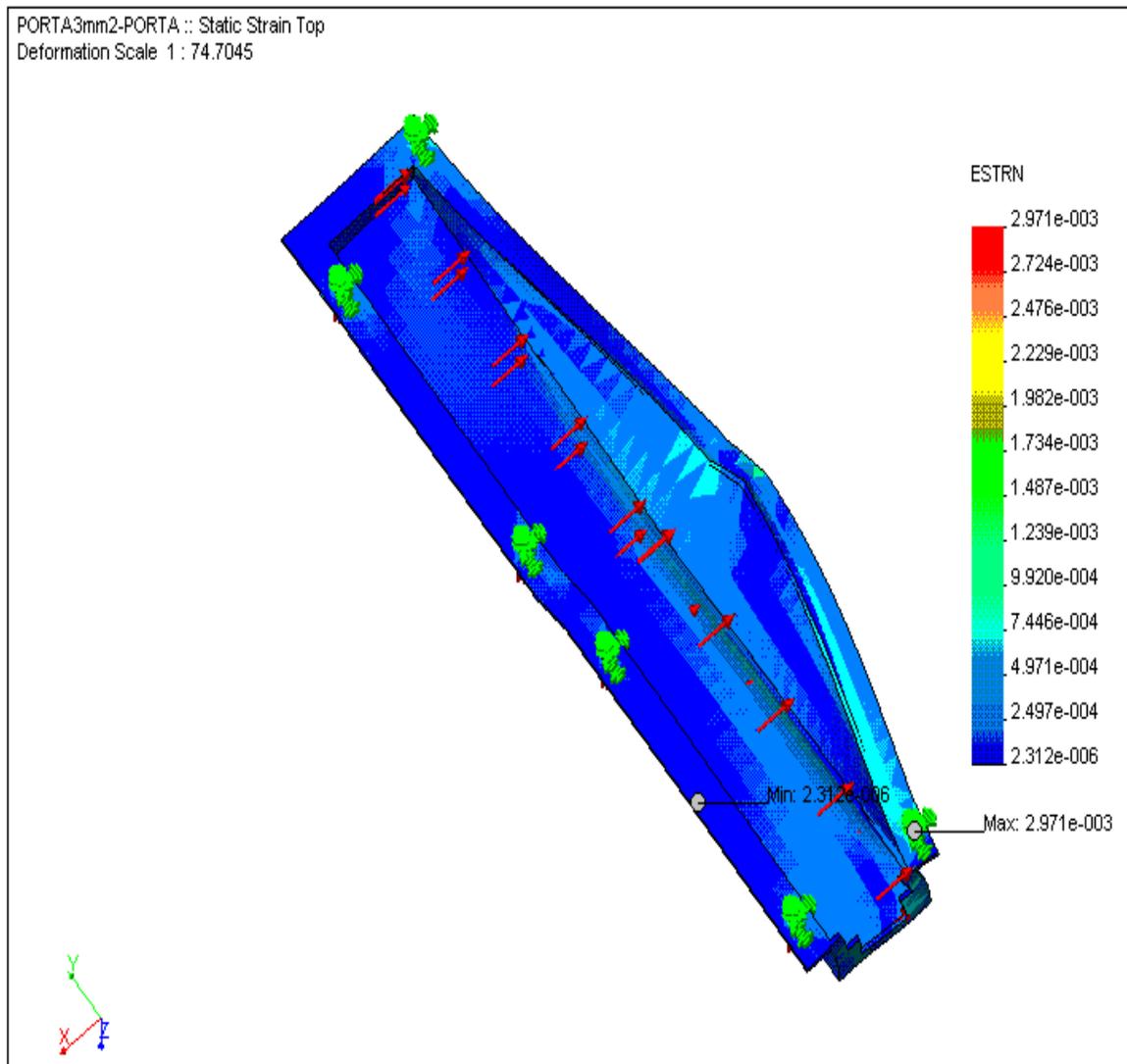
**Figura 3.20:** Gráfico de desplazamientos



### 3.5.1.3. Gráfico static strain

Este gráfico es una representación de las regiones de la pieza que tienen las máximas y mínimas deformaciones unitarias. Se debe notar que la escala de este gráfico no tiene unidades, ya que es un parámetro adimensional.

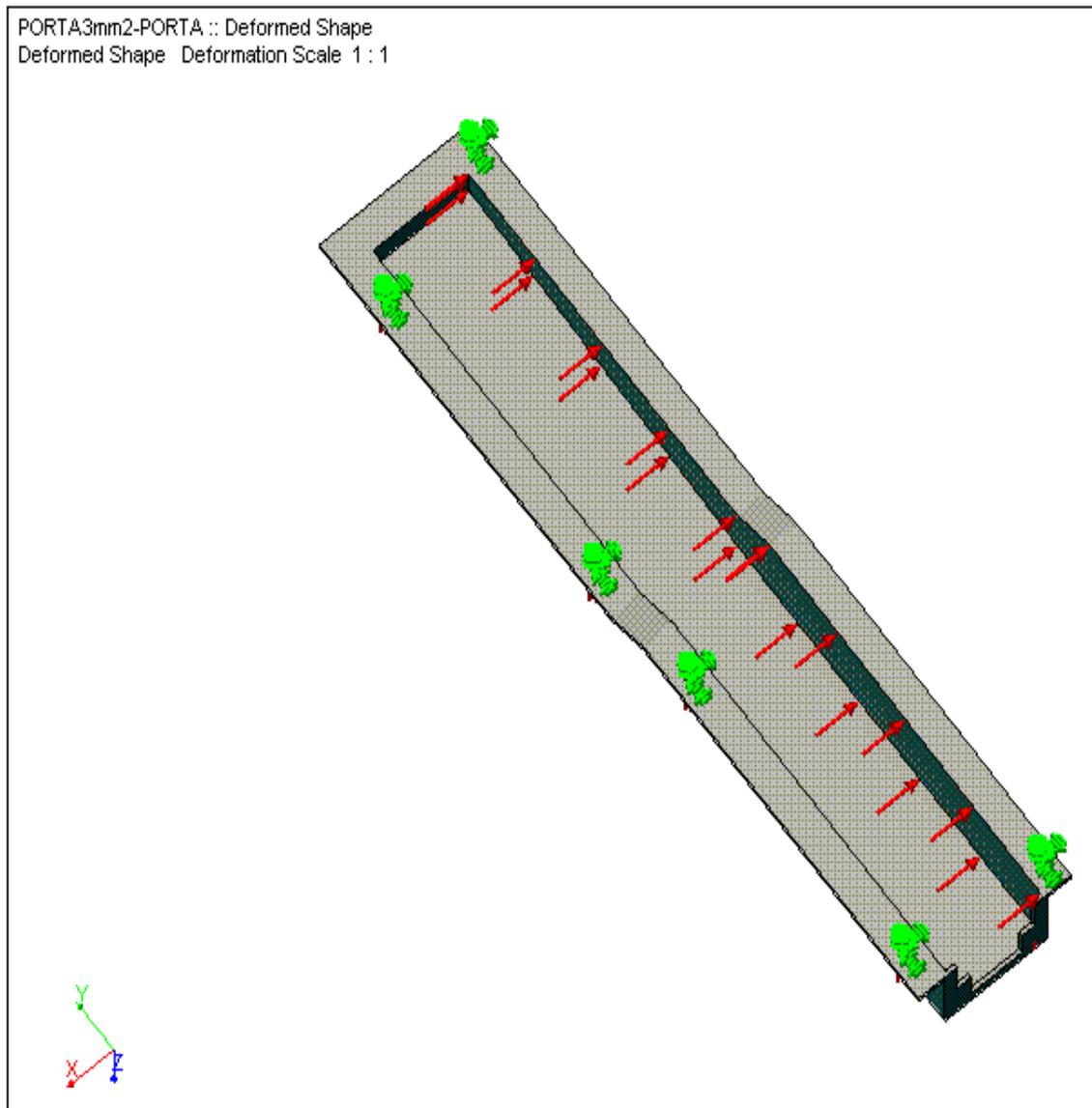
**Figura 3.21:** Gráfico de deformaciones unitarias



### 3.5.1.4. Gráfico deformación

Este gráfico representa la forma real deformada del elemento diseñado ante las condiciones mecánicas de trabajo. Como se puede observar, la escala de éste gráfico es uno.

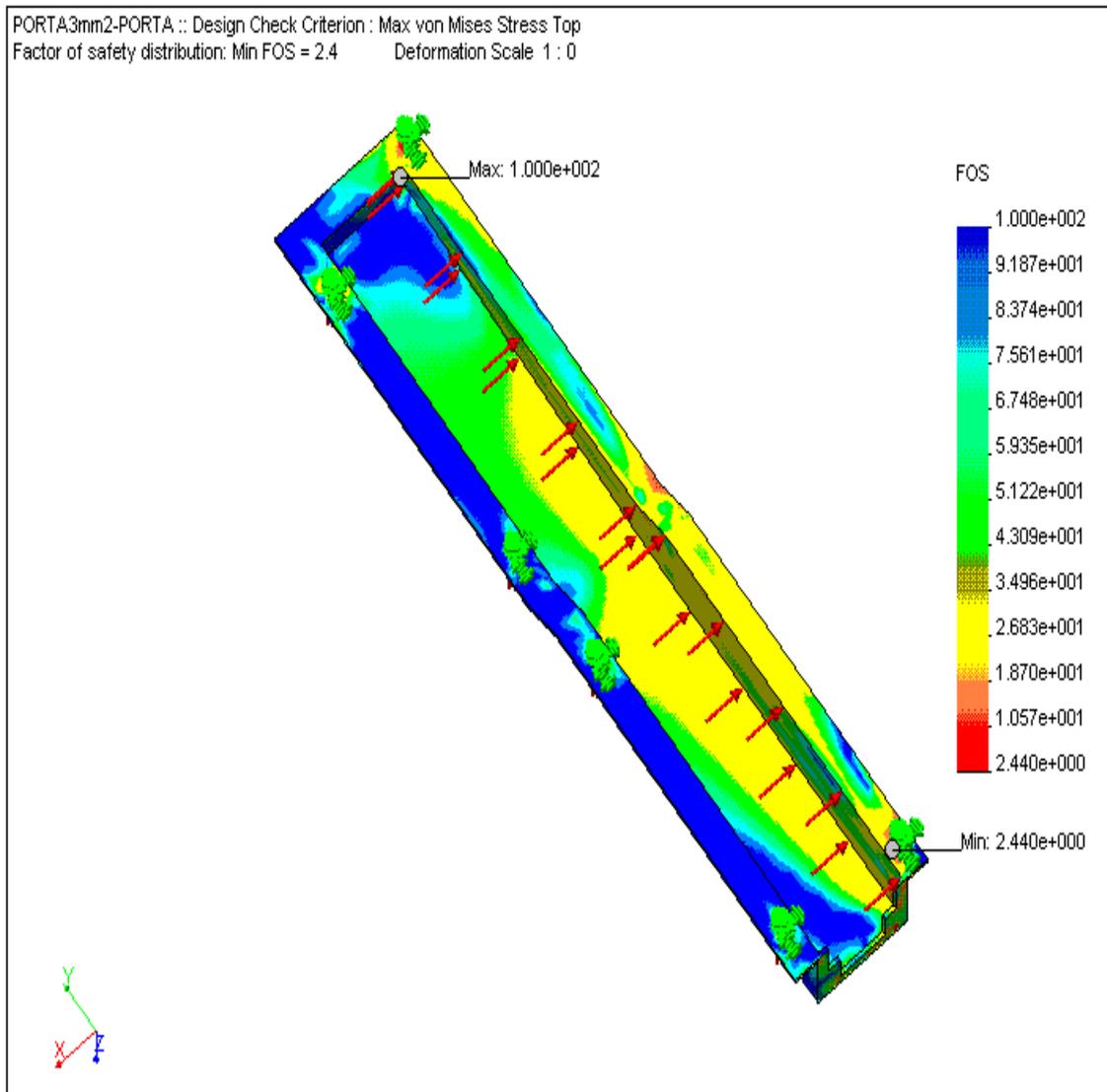
**Figura 3.22:** Gráfico de deformación



### 3.5.1.5. Gráficos de FOS (factor de seguridad)

En este gráfico se aprecia la escala de colores con los cuales la pieza diseñada está trabajando en lo que respecta a sus factores de seguridad.

**Figura 3.23:** Gráfico de factor de seguridad

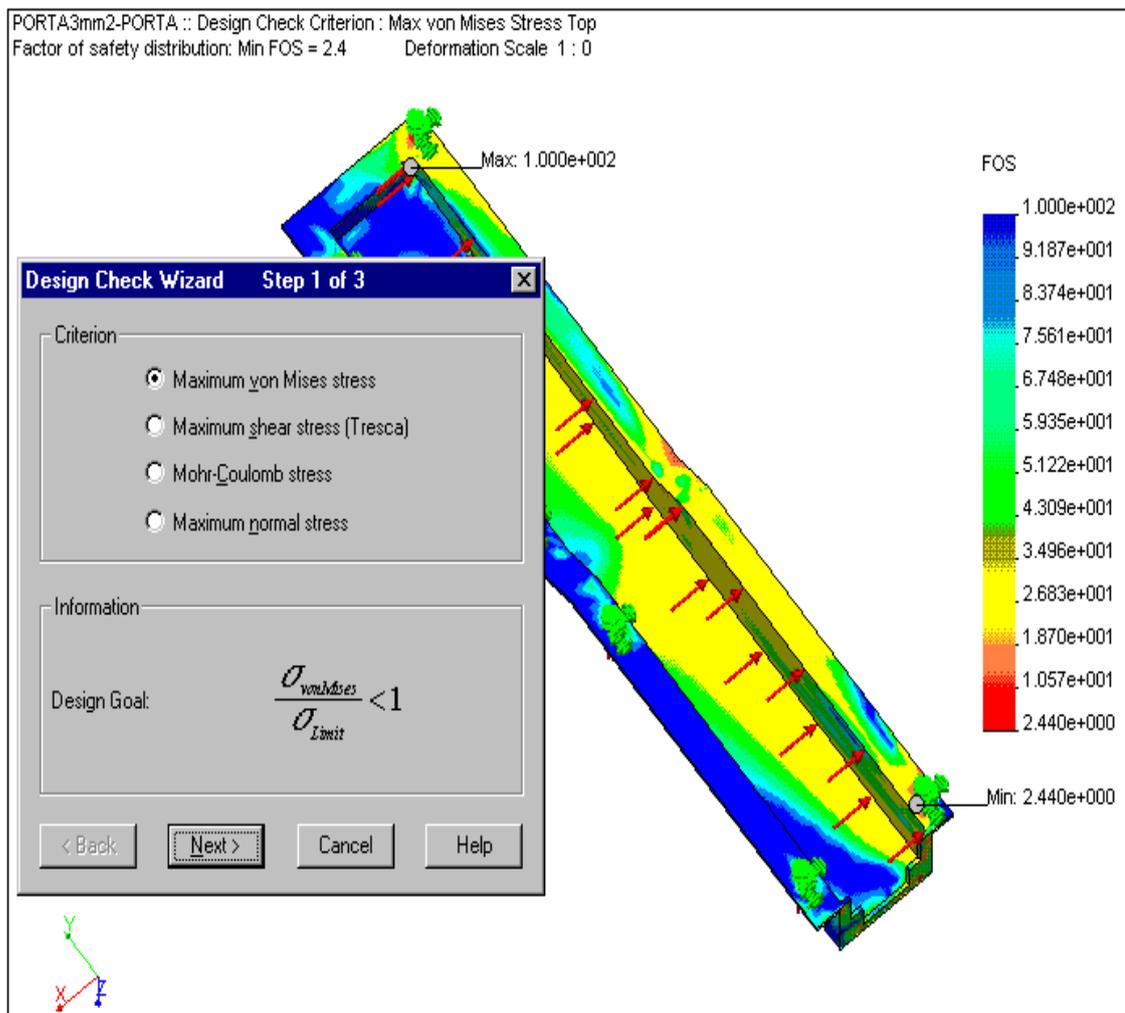


Como se puede observar en el gráfico, el portaradiador con las condiciones de trabajo ingresadas, presenta un factor de seguridad dado por la teoría de esfuerzo máximo planteada por Von Mises, que el factor de seguridad mínimo con que trabaja la pieza es de 2.44, el cual es aceptable.

Los siguientes gráficos se refieren a los pasos para obtener el factor de seguridad mencionado en este software y con el cual está trabajando el elemento diseñado.

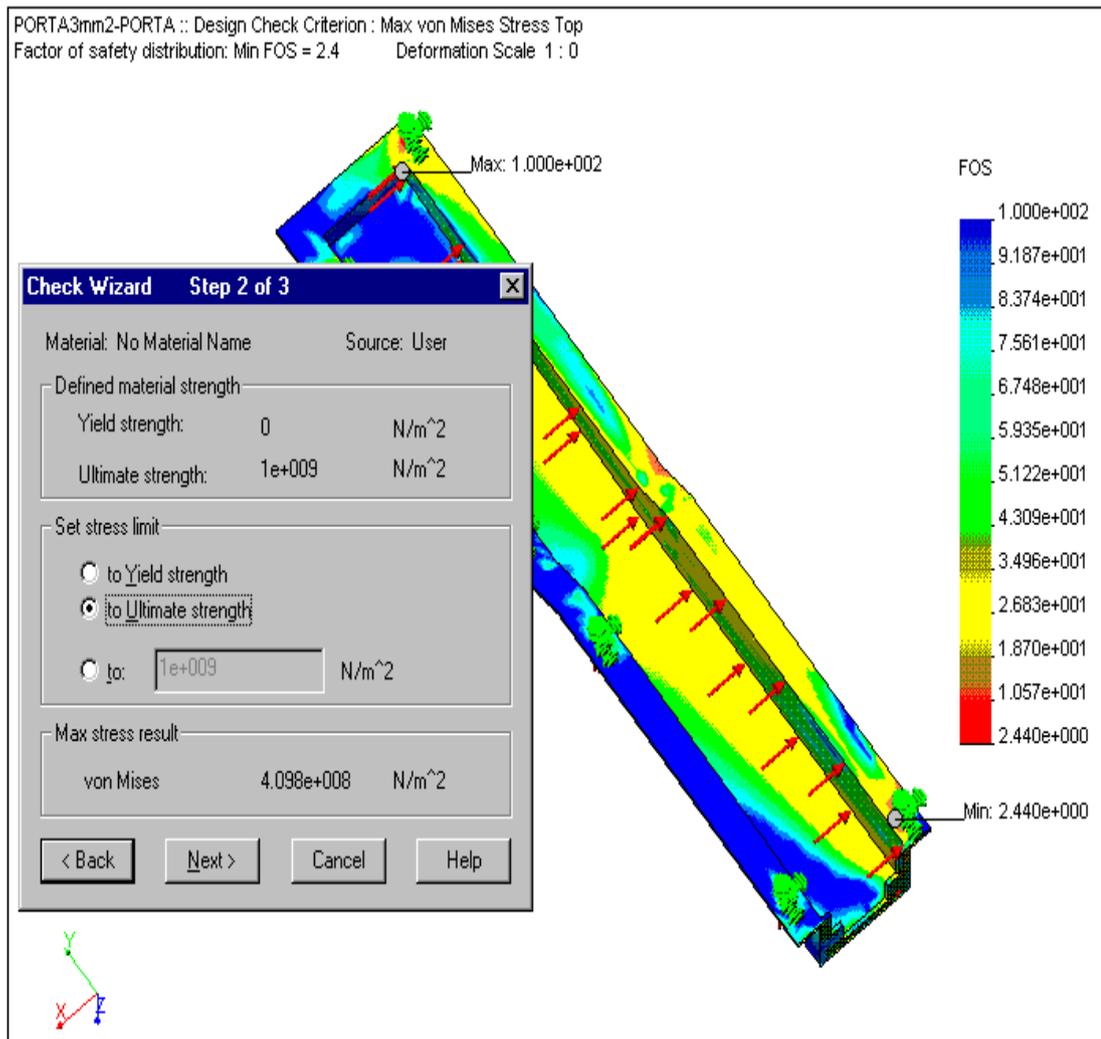
**PASO 1:** Se hace clic derecho en el ícono “DESIGN CHECK”, en el cual se despliega un sub-menú, y se debe elegir la opción “EDIT”. A continuación se despliegan pantallas que indican los pasos que se deben seguir para obtener el factor de seguridad y sus respectivos criterios. Para el caso se elige el criterio de Von Mises para obtener el FOS.

**Figura 3.24:** Paso 1 para obtener FOS



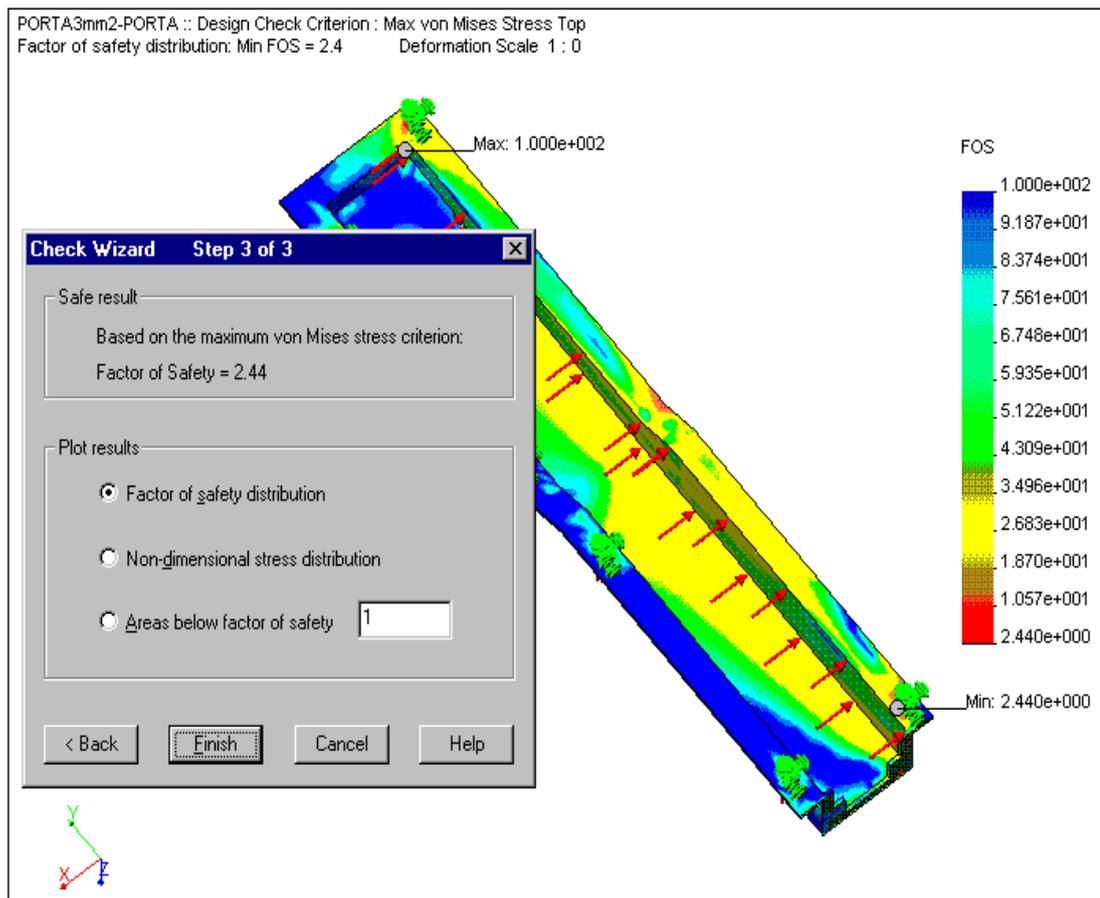
**PASO 2:** Al hacer clic izquierdo en “NEXT”, aparece la pantalla que se muestra en la siguiente figura, en éste sub-menú, se debe elegir la resistencia última a tracción, que como se puede ver corresponde a  $1 \times 10^9$  (N/m<sup>2</sup>).

**Figura 3.25:** Paso 2 para obtener FOS



**PASO 3:** Finalmente en esta fase el software muestra el FOS mínimo de la pieza, que tiene un valor de 2.44

**Figura 3.26:** Paso 3 para obtener FOS

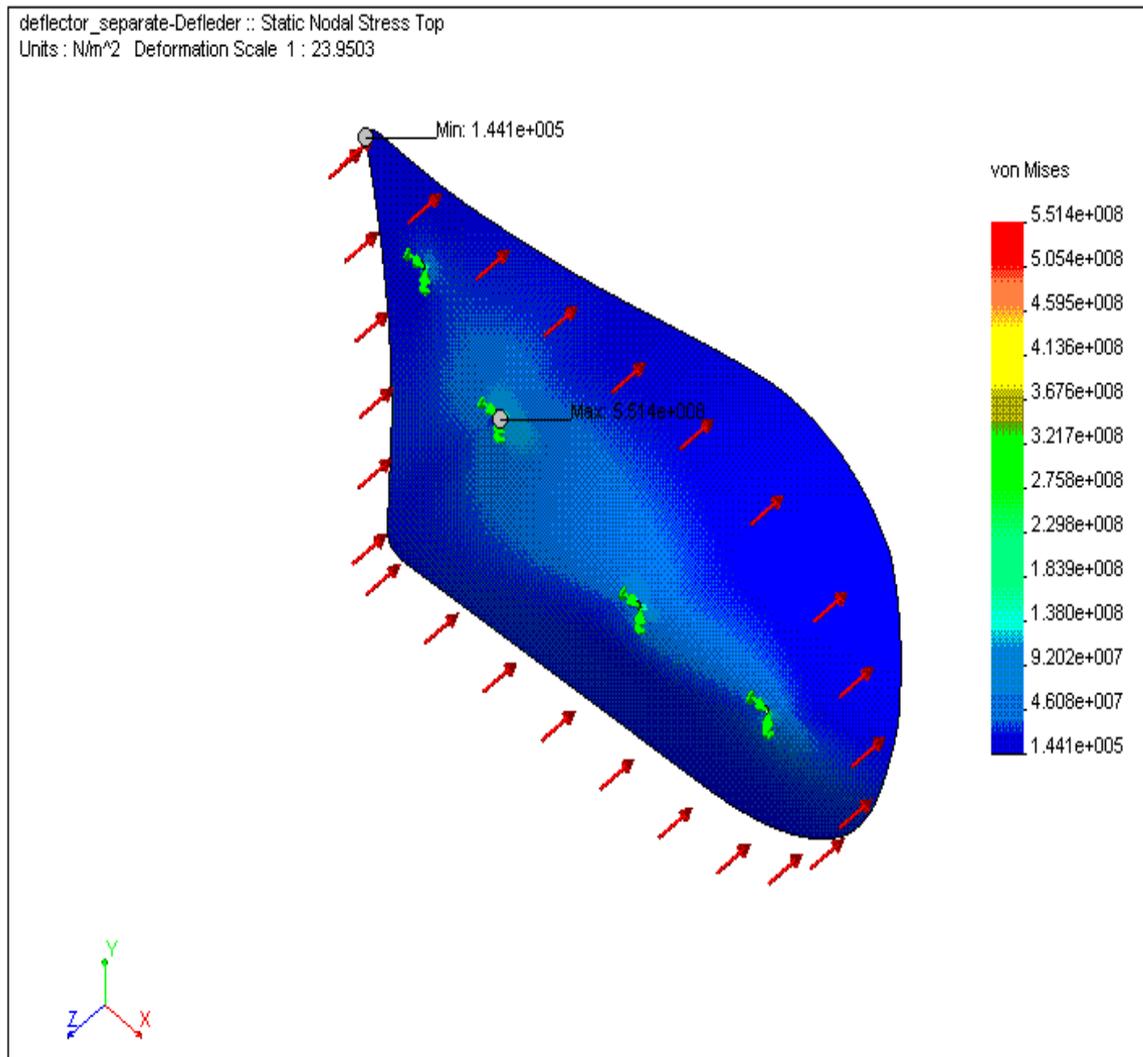


### 3.5.2. DEFLECTOR

#### 3.5.2.1. Gráfico de esfuerzos

Del siguiente gráfico podemos deducir que el esfuerzo máximo provocado debido a la carga aplicada al elemento es de:  $5.514 \times 10^8$  (N/m<sup>2</sup>) o de 551.4 (MPa); el esfuerzo mínimo tiene un valor de:  $1.441 \times 10^5$  (N/m<sup>2</sup>) o de 0.14 (MPa), cuyas ubicaciones para los dos esfuerzos se indican en el gráfico.

**Figura 3.27: Gráfico de esfuerzos**



### 3.5.2.2. Gráfico de desplazamientos

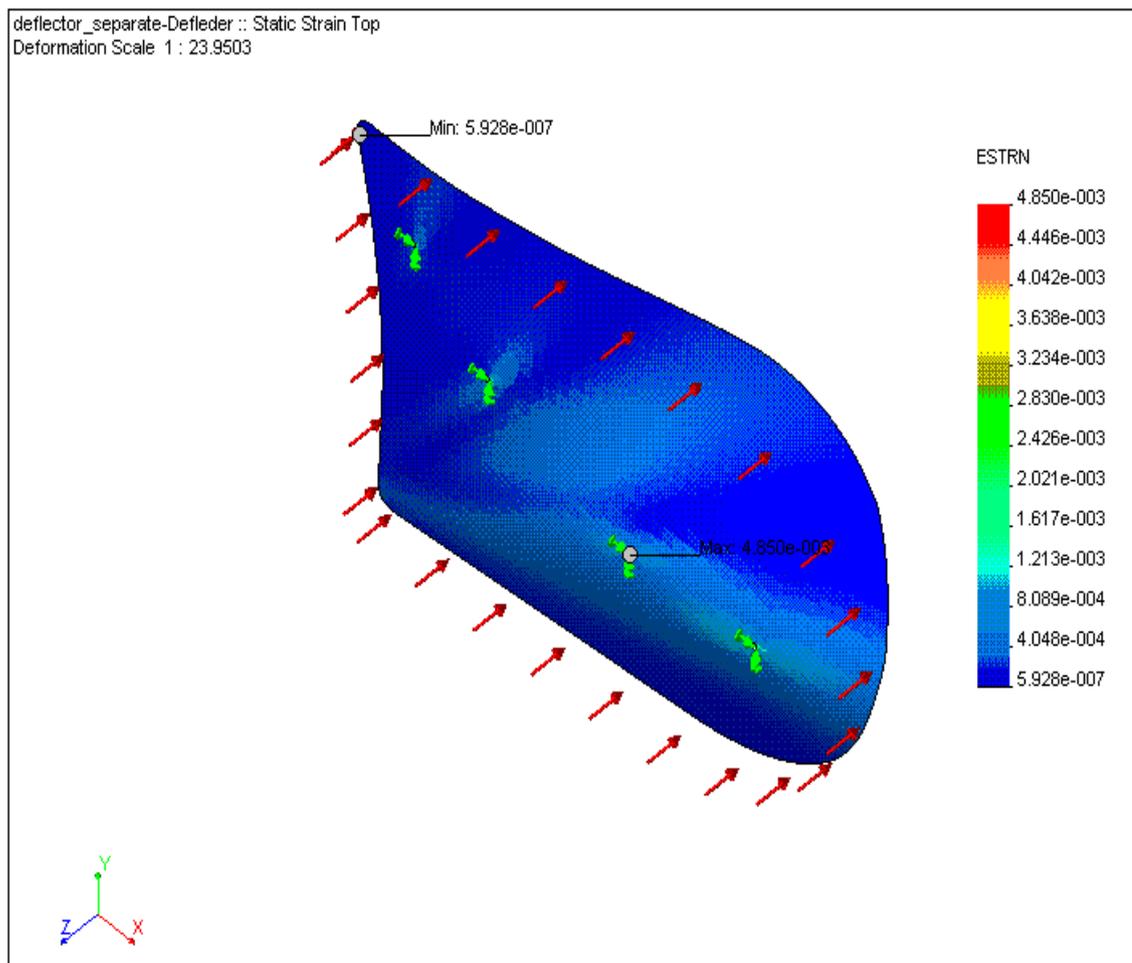
De este gráfico se pueden deducir que los desplazamientos máximos y mínimos tienen valores de: 1.625 (mm) y 0 (mm), respectivamente.



### 3.5.2.3. Gráfico static strain

Este gráfico es una representación de las regiones de la pieza que tienen las máximas y mínimas deformaciones unitarias. Se debe notar que la escala de este gráfico no tiene unidades

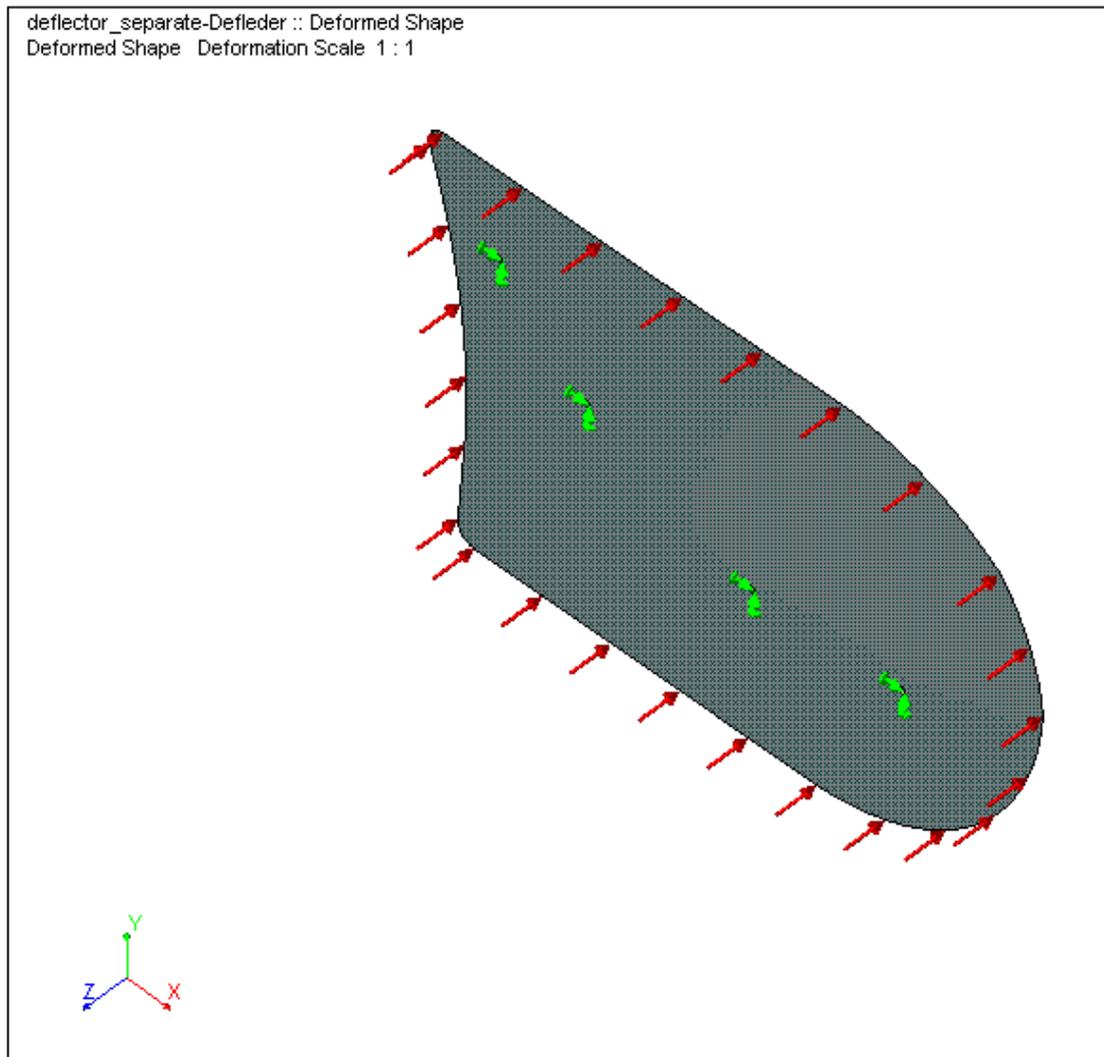
**Figura 3.29:** Gráfico de deformaciones unitarias para deflector



### 3.5.2.4. Gráfico deformación

Al igual que en el caso del portaradiador, este gráfico indica la forma real deformada del deflector diseñado ante las condiciones mecánicas de trabajo.

**Figura 3.30:** Gráfico de deformación

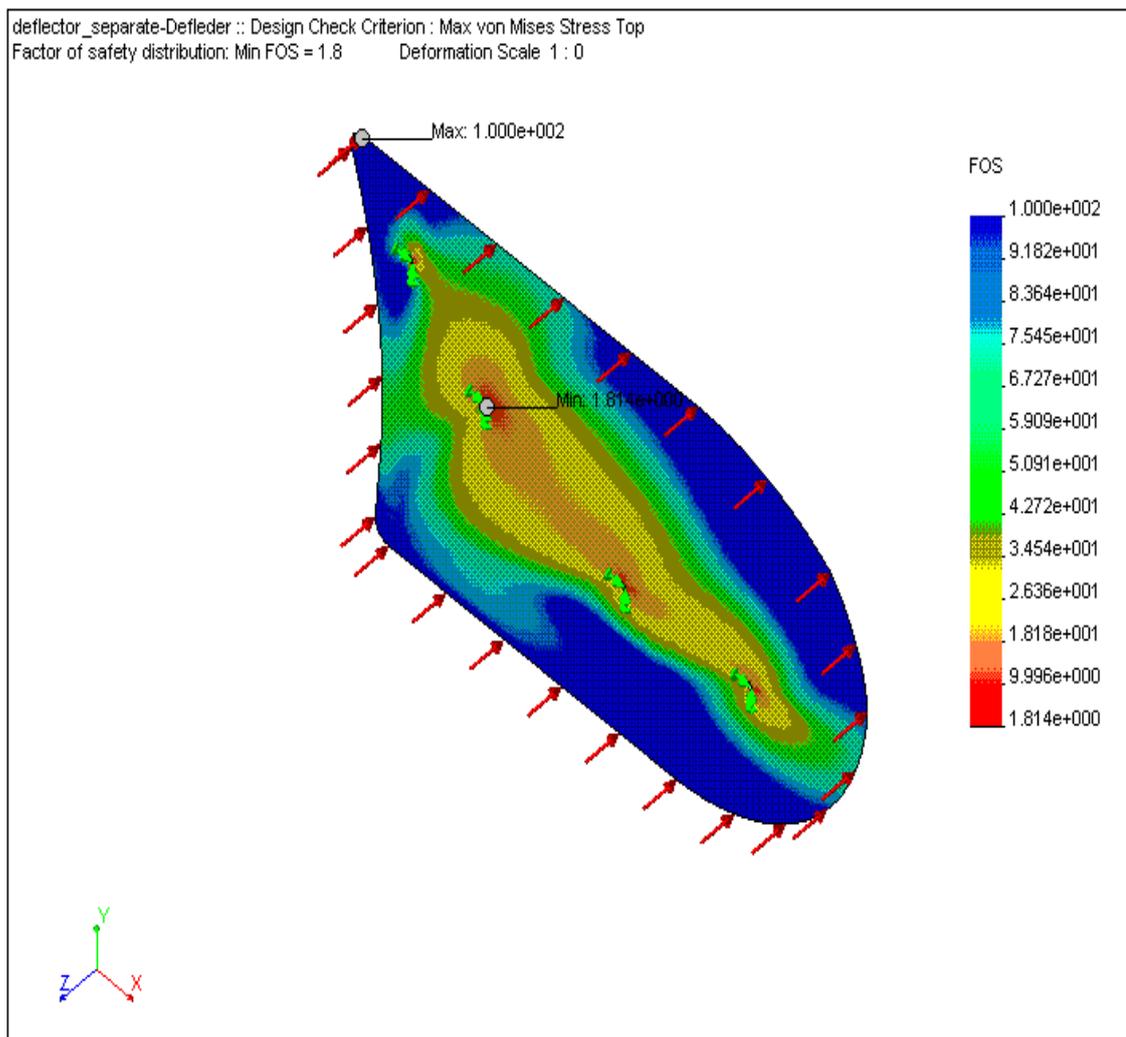


### 3.5.2.5. Gráfico de FOS (factor de seguridad)

Para obtener el factor de seguridad con el que está trabajando el deflector ante las condiciones de trabajo ingresadas, se sigue el procedimiento del portaradiador, es decir, se elige trabajar con el criterio de Von Mises.

El siguiente gráfico indica la distribución del factor de seguridad, cuyo valor mínimo es de 1.8 el cual es aceptable.

**Figura 3.31:** Gráfico de Factor de seguridad (deflector)



## CAPÍTULO 4

# CONSTRUCCIÓN DEL PORTARADIADOR

## 4.1. MATERIALES

#### 4.1.1. FIBRA DE CARBONO

##### 4.1.1.1. Nombre comercial: 3K, 2 x 2 Twill Weave Graphite Fabric

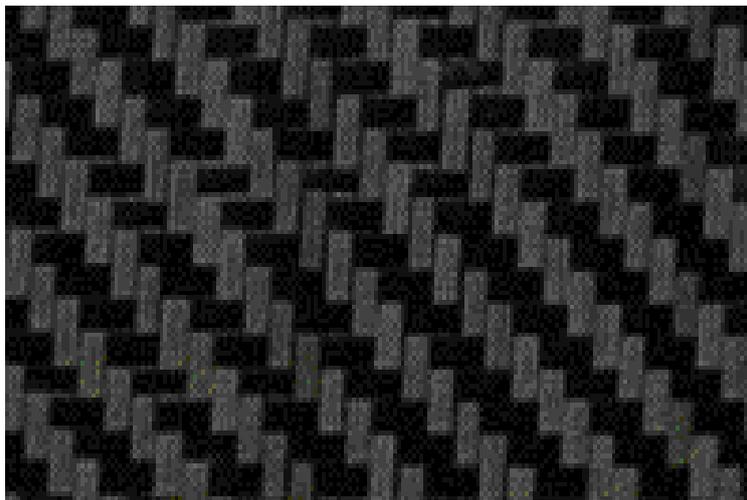
##### 4.1.1.2. Características técnicas

- 5.7 (Oz / Yd<sup>2</sup>) = 199 (gr / m<sup>2</sup>) = 0.199 (kg / m<sup>2</sup>)
- Ancho: 50" = 1.27 (m)
- Espesor: 0.012" = 0.31 (mm)
- 3K, 2 x 2 Twill Weave: 3000 filamentos por hebra, tejido bidireccional

La fibra de carbono al igual que los otros materiales utilizados para la construcción del portaradiador como resina, acelerador, desmoldante y cera se adquirieron en el centro de servicio automotriz “Interplas”, en el cual se fabrica y repara partes de la carrocería para autos deportivos especialmente para competencias de monomarca, ubicado en la Av. Ñaquito y Villalengua. Para conseguir éstos materiales también se puede tomar como referencia el almacén “La Casa del Pintor” ubicada en la Av. De los Shyris y NNUU.

La siguiente figura ilustra la fibra de carbono utilizada para la construcción del portaradiador:

*Figura 4.1: Fibra de carbono 3K, 2 x 2 Twill Weave Graphite Fabric*



*Fuente: [www.fiberglass.com](http://www.fiberglass.com)*

## **4.1.2. RESINA EPOXI**

### **4.1.2.1. Nombre comercial: System 2000 Epoxy Resin**

### **4.1.2.2. Características**

- **El sistema de resina epoxi 2000 es bajo en viscosidad, de ligero laminado de ámbar, la cual está diseñada para fabricar partes y otras aplicaciones estructurales**
- **Este sistema se utiliza para maximizar las propiedades físicas y mecánicas de la fibra de carbono, kevlar y fibra de vidrio**
- **Resultados de pruebas han probado la superioridad sobre otras resinas epóxicas a temperatura ambiente**
- **Su baja viscosidad y su gran característica de maneobrabilidad la hacen favorita en el mercado**

### **4.1.2.3. Sistema catalítico compatible**

**Tres sistemas de endurecedores o aceleradores de alto desempeño están disponibles para este sistema de resina: el de 20 minutos de pot life, 60 minutos de pot life y el de 120 minutos de pot life.**

**En vista de que el portaradiador es una pieza pequeña, se seleccionó como la opción más conveniente técnica y económicamente el endurecedor de 20 minutos de pot life, ya que se ajusta al tamaño y tiempo del proyecto, además es una pieza simple que necesita ser desmoldada con relativa rapidez. Para piezas y partes más grandes y complejas se recomienda usar cualquiera de los otros dos endurecedores.**

**Las aplicaciones con bolsa de vacío típicamente garantizan el tiempo de trabajo de un proyecto en máximo 2 horas. Como en cualquier sistema epóxico, se necesita de relaciones de mezcla apropiadas y se deberá mantener una adecuada temperatura de curado de al menos 70 °F. El tiempo de curado**

será reducido a la mitad por cada 10 °F una vez que se haya alcanzado los 70 °F.

Figura 4.2: Sistema de resina epoxi 2000



Fuente: [www.fiberglast.com](http://www.fiberglast.com)

### 4.1.3. ENDURECEDOR PARA RESINA EPOXI

#### 4.1.3.1. Nombre comercial: 2020 Epoxy Hardener

#### 4.1.3.2. Características

- Pot Life<sup>37</sup>: 20 minutos
- El tiempo de operación de 20 minutos es muy versátil
- Se utiliza para reparaciones, simples fabricaciones o aquellas partes que necesitan tiempos rápidos de desmolde
- Relación de mezcla por masa: 100:23 (100 unidades másicas de resina por 23 de endurecedor)
- Relación de mezcla por volumen: 4.3:1 (4.3 unidades volumétricas de resina por 1 de endurecedor)

<sup>37</sup> Pot Life: tiempo comprendido entre la aplicación del endurecedor a la resina y su gelificación

#### 4.1.4. GEL COAT

##### 4.1.4.1. Nombre comercial: White Gel Coat

También llamado el estándar de la industria número 72, se utiliza para aplicaciones de moldeo. Usado como un recubrimiento base arenoso, para pintar o pulir hasta lograr un terminado de alto brillo.

Se recomienda rociar en moldes usando una pistola o mezclar con un aditivo de alto brillo cuando se hacen reparaciones. Puede ser teñido con otros pigmentos de colores como sea necesario cambiando los colores a otros tonos.

*Figura 4.3: White Gel Coat*



**Fuente:** [www.fiberglast.com](http://www.fiberglast.com)

#### 4.1.5. DESMOLDANTE

##### 4.1.5.1. Nombre Comercial: PVA Release Film

La película desmoldante PVA efectiva y de bajo costo, debe ser usada con la cera parting wax número 1016-A para ayudar en el desmolde de las piezas.

Debe ser aplicada en tres capas delgadas sobre superficies de molde no porosas y enceradas. Después de que la capa final de cera ha secado, se debe comenzar a rociar una ligera capa de PVA. Con intervalos de 5 minutos las siguientes dos capas deben ser añadidas.

El PVA se seca formando una película uniforme y cristalina. Después de desmoldar la pieza, la película residual puede ser quitada con agua.

El PVA puede ser rociado para reparar cualquier pieza de poliéster.

*Figura 4.4: Desmoldante PVA release film*



**Fuente:** [www.fiberglass.com](http://www.fiberglass.com)

## 4.1.6. CERA

### 4.1.6.1. Nombre Comercial: Parting Wax

La cera de pasta simple y confiable es una cera verde sin silicona, especialmente moldeada para producir una superficie firme, durable y de alto brillo. Las excelentes características de desmolde se logran cuando se usa con el desmoldante PVA número 13. Se recomienda que los nuevos moldes sean cubiertos con 4 capas antes de utilizarse.

Se debe aplicar dos capas de cera, limpiar los excesos, y dejar reposar durante 1 hora antes de aplicar las dos últimas capas. El tiempo de espera es para dar tiempo extra a los solventes a que se evaporen y con ello conseguir una capa de cera más firme.

*Figura 4.5: Cera Parting Wax*



*Fuente: [www.fiberglast.com](http://www.fiberglast.com)*

## 4.2. MOLDE

Para la construcción del portaradiador se decidió utilizar madera triplex como material para el molde, ya que es una materia prima que presenta algunas ventajas como su fácil manipulación de trabajo, rápida fabricación, ahorrando de esta forma tiempo y dinero, además se tomó en cuenta que solo se fabricará una pieza, por lo tanto este material es factible para su realización. La fabricación del molde se encomendó a un

carpintero, ya que tiene especial habilidad para trabajar con este material. Las partes que comprenden el molde se pueden observar en la *figura 4.12*, las cuales fueron unidas entre sí con clavos pequeños y cemento de contacto para sellarlo completamente.

El proceso comienza por desmontar la pieza original del auto Indy e ir copiando en la madera todos sus detalles a fin de obtener un producto similar en cuanto a su geometría. El corte de éstas partes se realizó con sierra manual, a continuación se las lijó para obtener superficies lisas y luego se procedió a unirlas como se explicó anteriormente.

Sin embargo es importante tener en cuenta algunas consideraciones cuando se utiliza madera como:

- Debe ser blanda con objeto de trabajar con ella cómodamente
- Debe ser regular en su constitución, exenta de nudos que originarían procesos prolongados de enducido y pulido
- Y cualquiera que sea el tipo de madera que se utilice, debe estar muy seca y tener mínima absorción de humedad.

*Figura 4.6: Fotografías del molde del portaradiador en madera*



#### **4.2.1. PREPARACIÓN**

Una vez fabricado el modelo, la siguiente etapa consiste en la preparación de su superficie para obtener un buen acabado en la pieza terminada. Para ello se utilizó como aprestos productos específicos como sellante y barniz que se aplicó con una pistola de uso automotriz. Para que un apresto sea de utilidad debe presentar algunas características como: baja contracción (prácticamente nula), la ausencia de poros en la superficie una vez aplicado, alta capacidad de adherencia y ser resistentes al calor, ya que sobre él se realiza posteriormente un laminado en base de resina y fibra, cuya reacción de endurecimiento es exotérmica. Es recomendable aplicar alcohol polivinílico después de las capas de cera para garantizar mejor el primer desmolde.

La aplicación debe realizarse de modo que se obtenga un espesor tal que una vez realizadas las operaciones de lijado, pulido y lustrado resulte un espesor final uniforme no superior de 0.75 a 1 (mm).

##### **4.2.1.1. Aplicación del sellante y barniz**

**Teniendo en cuenta las consideraciones anteriores, especialmente lo que respecta al espesor, es aconsejable proceder a una preparación previa de la madera, con objeto de dejarla lo más lisa posible, es decir, cubrir todos los poros con un sellante y después barnizar el molde, que para el portaradiador se decidió aplicar barniz de uso automotriz.**

**Estos pasos se deben tomar muy en cuenta para obtener un excelente acabado en la superficie la cual va a ser laminada, es decir, representa un pre-acabado, ya que esta preparación es el punto de partida para aplicar posteriormente las capas de cera y desmoldante.**

**Las siguientes fotografías indican el molde del portaradiador sellado y barnizado.**

**Figura 4.7: Fotografías del molde del portaradiador sellado y barnizado**

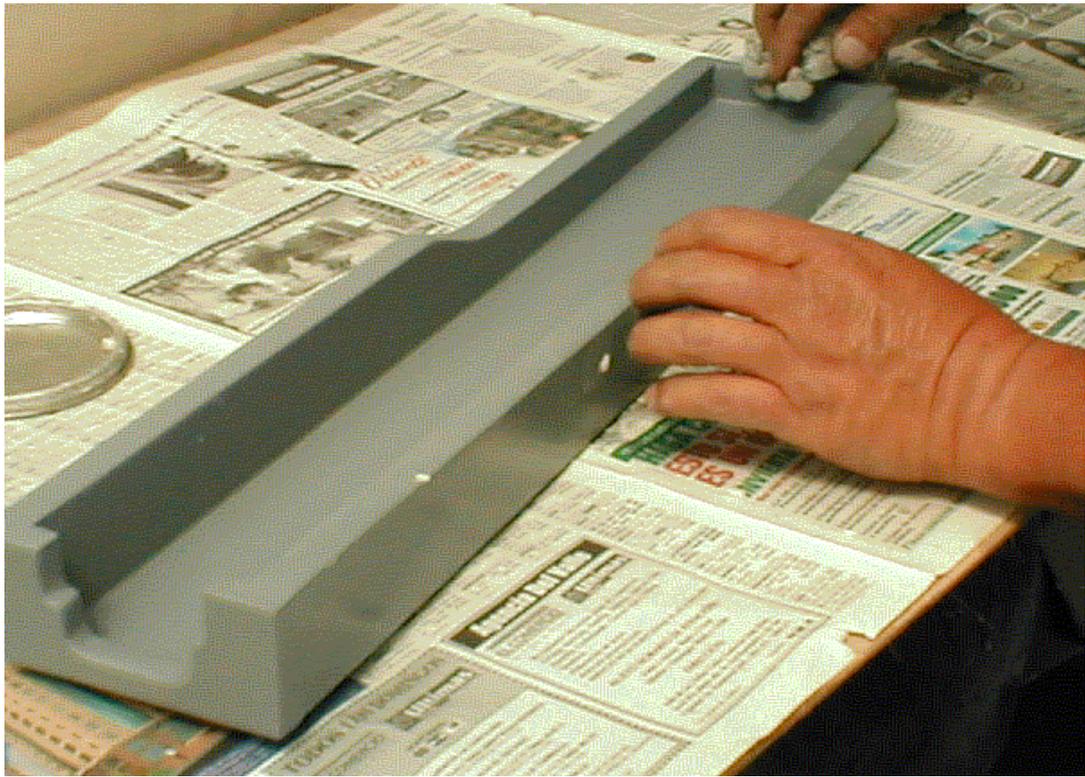


#### 4.2.1.2. Aplicación de la cera: Parting Wax 1016-A

Una vez que el molde ha sido sellado a fin de tapar la mayor parte de poros de la madera y barnizado para obtener un buen acabado, el siguiente paso consiste en aplicar sobre esta superficie 4 capas de cera ya que el molde es nuevo. Se aplicó dos capas de cera, a continuación se limpió los excesos, y se dejó reposar durante 1 hora antes de aplicar las dos últimas capas.

*Figura 4.8: Fotografías del proceso de encerado del molde del portaradiador*





*Figura 4.9: Fotografías del molde del portaradiador encerado y lustrado*



#### **4.2.1.3. Aplicación del desmoldante: PVA Release Film**

A continuación se procedió a aplicar al molde del portaradiador un producto para el desmolde correspondiente de la pieza.

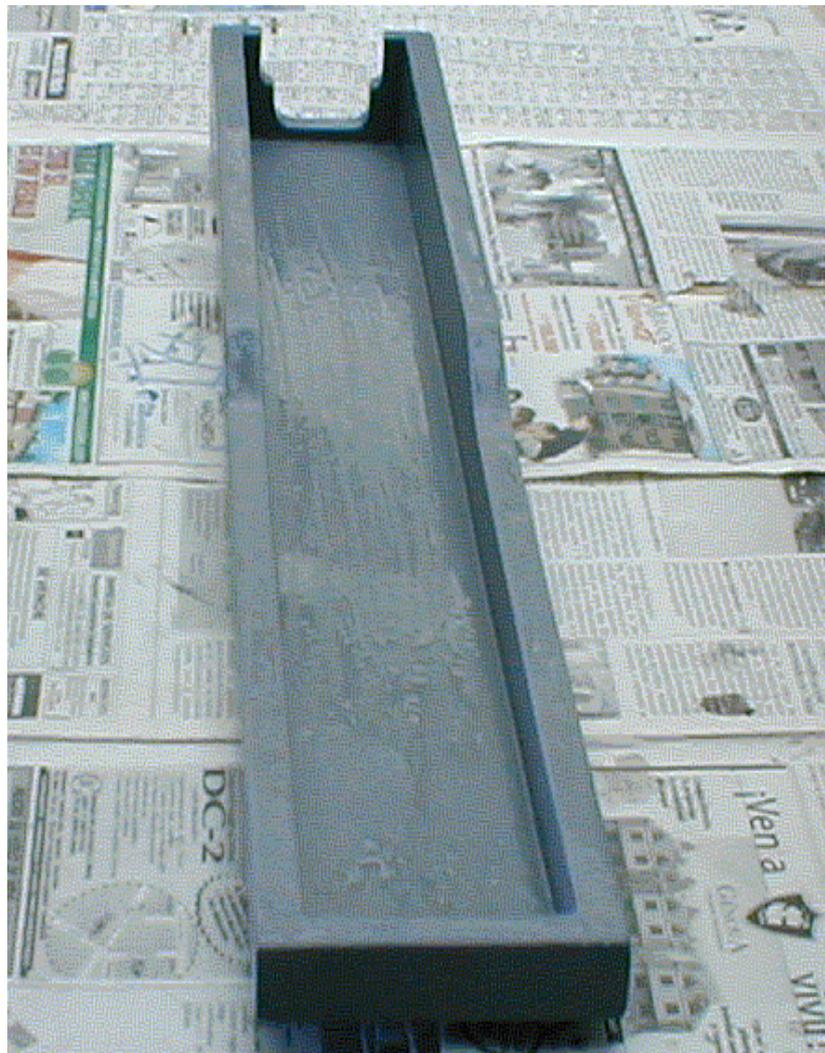
**El desmoldante que se utilizó es el PVA, el cual debe ser usado con la cera número 1016-A para ayudar en el desmolde de la pieza.**

**Se aplicó tres capas delgadas sobre la superficie del molde barnizado y encerado. Después de que la capa final de la cera se secó, se comenzó a colocar una ligera capa de PVA con una brocha pequeña.**

**El PVA se seca formando una película uniforme y cristalina al cabo de 1 hora.**

**Se recomienda el uso de una pistola de uso automotriz y de una presión de 70 a 90 (psi) para la aplicación.**

Figura 4.10: **Fotografía del molde del portaradiador con el desmoldante**



### **4.3. EQUIPOS**

- Compresor
- Pistola de uso automotriz

#### **4.3.1. HERRAMIENTAS**

- Mesa de trabajo
- Brochas
- Rodillos
- Cuchillas
- Tijeras
- Mascarilla
- Lentes de seguridad
- Reglas de ingeniero

### **4.4. PROCESO DE FABRICACIÓN**

**El método de manufactura que se seleccionó para la construcción del presente proyecto, es la técnica de moldeo por contacto a mano, ya que se ajusta a las condiciones locales de tecnología, manipulación y operación de materiales, lo cual permite optimizar tiempo y dinero.**

**Una vez que se preparó el molde como se explicó en el apartado anterior, el siguiente paso consiste en realizar el laminado o estratificado de las distintas capas de fibra y resina sobre el molde.**

#### **4.4.1. PROCEDIMIENTO**

**Una vez que se tienen todos los materiales, herramientas y molde preparados, y dispuestos correctamente sobre la mesa de trabajo, además de los accesorios de seguridad personal como gafas y guantes, se procede a seguir el siguiente método operativo, el cual consta de las siguientes fases:**

##### **4.4.1.1. Trazado y corte de la fibra de carbono**

Esta primera fase consiste en colocar sobre la plancha de fibra de carbono una plantilla del portaradiador desarmado, asegurándolo bien de tal forma que no se desplace cuando se está trazando la forma plana del elemento.

*Figura 4.11: Plancha de fibra de carbono*

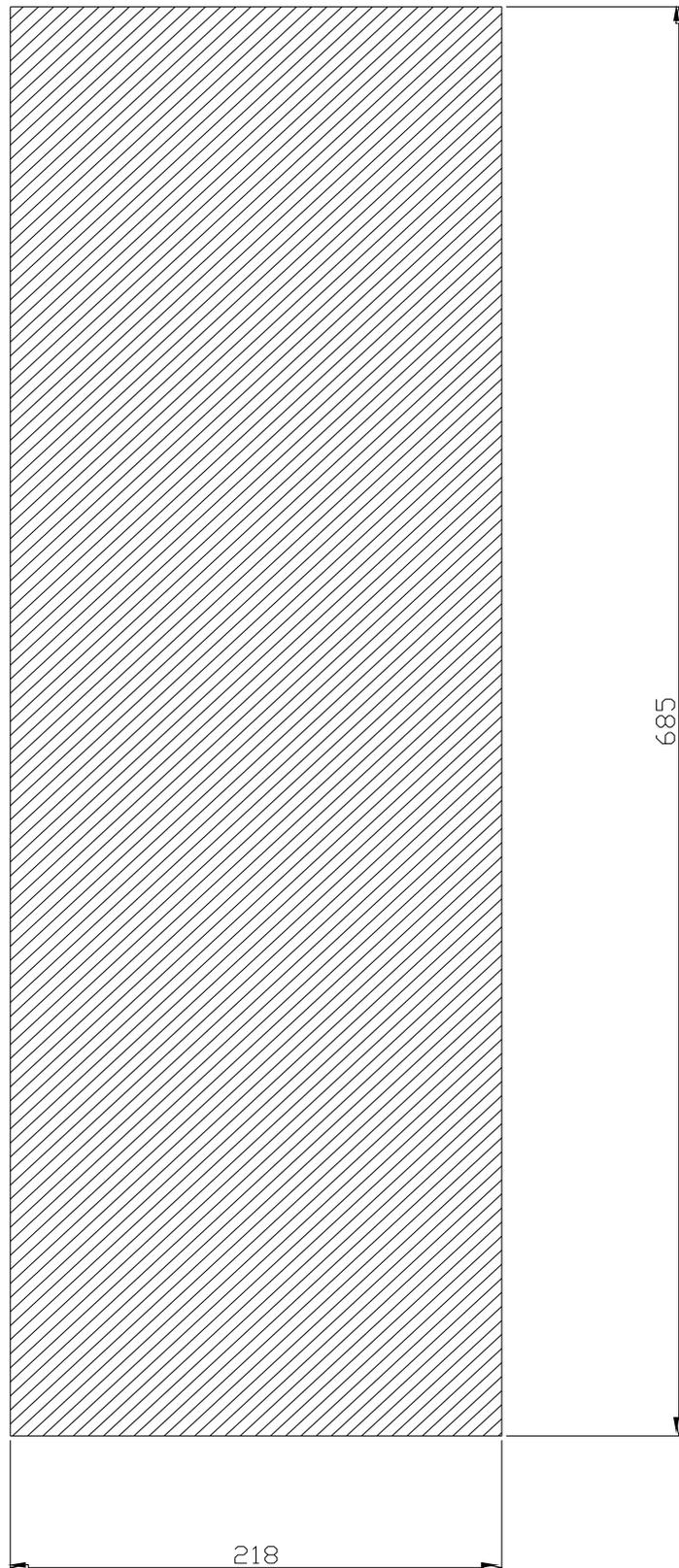
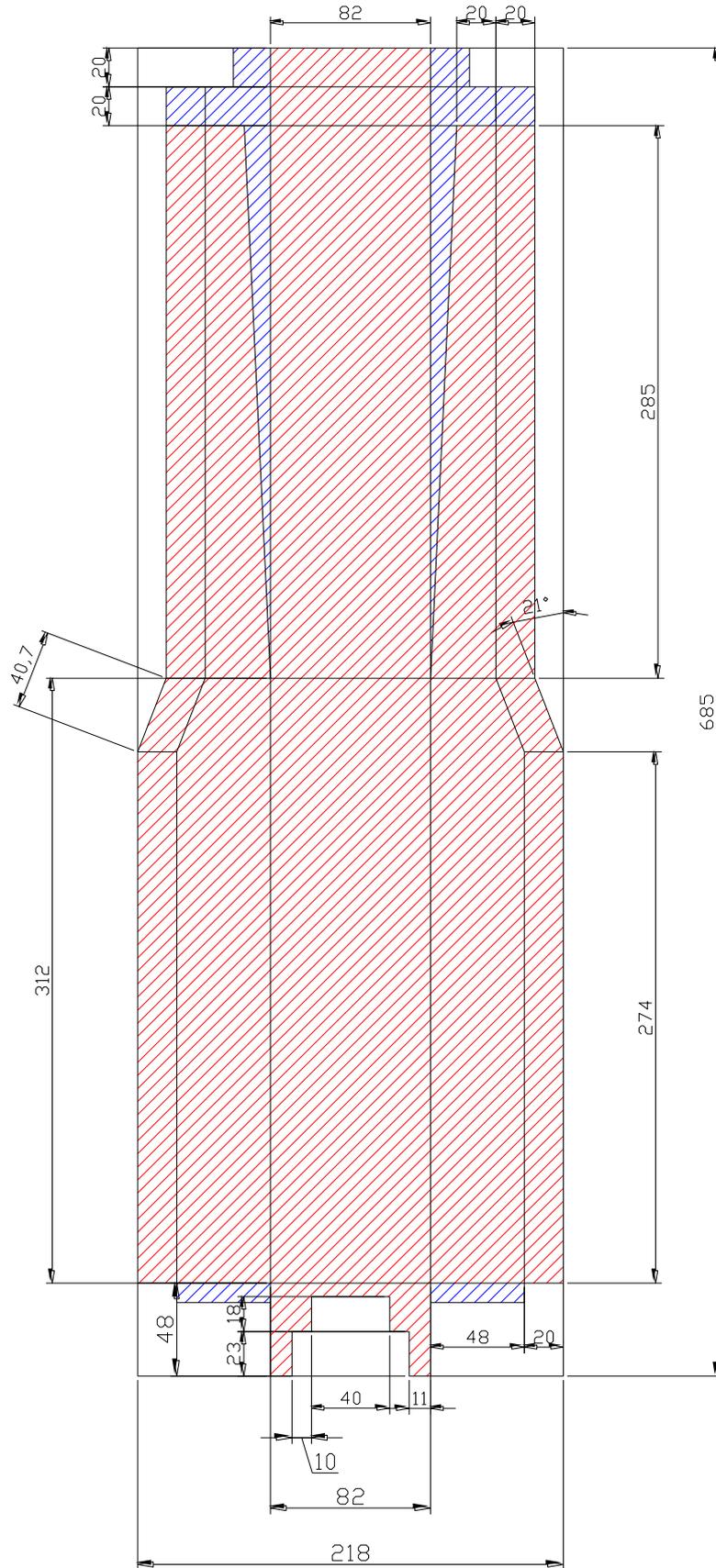


Figura 4.12: *Plantilla del portaradiador*



Comercialmente, el pliego de ésta fibra de carbono tiene las siguientes dimensiones:

$$l_p = 127 \text{ (cm)} = 50 \text{ (plg)}$$

$$a_p = 91.44 \text{ (cm)} = 1 \text{ (Yd)}$$

Donde:

$l_p$ : Largo del pliego

$a_p$ : Ancho del pliego

El área del pliego será:

$$A_p = l_p * a_p = 127 * 91.44 = 11612.88 \text{ (cm}^2\text{)}$$

Donde:

$A_p$  : Area del pliego de fibra de carbono

Sabiendo que la plancha de fibra de carbono que se utilizará para obtener la capa tiene las dimensiones que se observan en la *figura 4.11*, por lo tanto debemos obtener su área:

$$l_c = 68.5 \text{ (cm)}$$

$$a_c = 21.8 \text{ (cm)}$$

$$A_c = l_c * a_c = 68.5 * 21.8 = 1493.3 \text{ (cm}^2\text{)}$$

Donde:

$l_c$ : Largo

$a_c$ : Ancho

$A_c$ : Area de cada capa

Si dividimos el área del pliego de fibra de carbono  $A_p$ , para el área de la capa  $A_c$ , obtendremos el número de capas que se obtendrán por pliego de fibra:

$$N_c = \frac{A_p}{A_c} = \frac{11612.88(\text{cm}^2)}{1493.3(\text{cm}^2)} = 7.78$$

Donde:

$N_c$ : número de capas por pliego de fibra de carbono

Por lo tanto por pliego comercial de fibra obtendremos aproximadamente 8 capas.

De tal forma se entendería que como el pliego de fibra tiene un espesor de:  $0.012" = 0.3048 \text{ (mm)}$ , para llegar al espesor de diseño de la pieza que corresponde a un valor de 2 (mm), entonces se necesitarían de 7 capas; por lo tanto con un pliego de fibra de carbono se ajustaría para diseñar y

fabricar una pieza. Pero se debe tomar en cuenta que el espesor no viene dado solo por la fibra, sino por los otros componentes: cera y resina, por lo que con una sola capa de fibra de espesor 0.3048 (mm), se obtiene una pieza de 2 (mm).

Por lo tanto, solo se utilizará una capa de fibra de carbono, cuya área total de la capa será:  $A = A_c * 1 = 1493,3 \text{ (cm}^2\text{)}$

Donde:

$A$  : Area de utilización de cada pieza

El pliego de fibra tiene una masa de 224.44 (gr), para calcular la masa total de fibra de carbono por pieza fabricada, procedemos de la siguiente manera:

$$224.44(\text{gr}) \rightarrow 11612.88(\text{cm}^2)$$

$$M_p \rightarrow 1493.3(\text{cm}^2)$$

$$M_p = 28.86(\text{gr})$$

Donde:

$M_p$ : Masa total de fibra de carbono por pieza

Una vez que se tiene trazada la forma del portaradiador desarmado sobre la plancha de fibra de carbono, se procede a cortar cuidadosamente la forma plana de la pieza únicamente por su perímetro exterior, los demás trazos sirven para hacer coincidir sobre el molde sus respectivas siluetas. La siguiente figura indica el proceso de trazado y corte de la fibra de carbono.

*Figura 4.13: Fotografías de la capa de fibra de carbono*





#### **4.4.1.2. Conformado de las capas**

Esta fase consiste en colocar sobre el molde la capa de fibra de carbono trazada y cortada con las dimensiones establecidas, esta es una pre-etapa antes del proceso de laminado, de esta manera se consigue conformar la geometría final del portaradiador.

#### **4.4.1.3. Laminado**

Para comenzar con ésta fase, lo primero que se debe hacer es preparar la resina, por lo tanto se debe añadir a ésta el sistema catalítico seleccionado, es decir, se mezcla el sistema de resina 2000 con el acelerador *2020 Epoxy Hardener* en una relación de mezcla por peso de: 100:23 (100 unidades másicas de resina por 23 de endurecedor). La masa final que se obtendrá de esta mezcla corresponde a un valor de 1.5 (lbs.) suficientes para completar el proceso de laminación.

*Figura 4.14: Catalización de la resina*



La tercera fase del proceso por moldeo a mano, es el laminado o estratificado de la capas de fibra y resina sobre el molde. Se comienza por verter sobre el molde tres capas de yelco, con una brocha limpia, cada una con intervalos de 30 minutos. Se debe esperar un tiempo de 2 horas antes de proceder a la laminación, es decir, a partir de la última capa de yelco colocada sobre el molde.

Se denomina yelco a la mezcla de resina epoxi 2000, la cual es combinada con cobalto y acelerada con meck que es el endurecedor elegido, que para la construcción del portaradiador es el acelerador 2020.

La siguiente figura indica el proceso de colocación de las diferentes capas de yelco sobre el molde.

**Figura 4.15: Colocación de yelco en el molde del portaradiador**



Una vez que se haya secado la última capa de yelco, se coloca la capa conformada de fibra de carbono en el molde y se procede a mojarla con resina epoxi combinada con el endurecedor 2020.

Sobre ésta se coloca una segunda capa de resina epoxi, en forma de sandwich. Se ajusta de manera correcta con la ayuda de una espátula ejerciendo presión para conseguir que la capa se acomode al molde perfectamente y para asegurarse que no exista presencia de burbujas e inclusiones de aire.

*Figura 4.16: Fotografías del proceso de laminado*

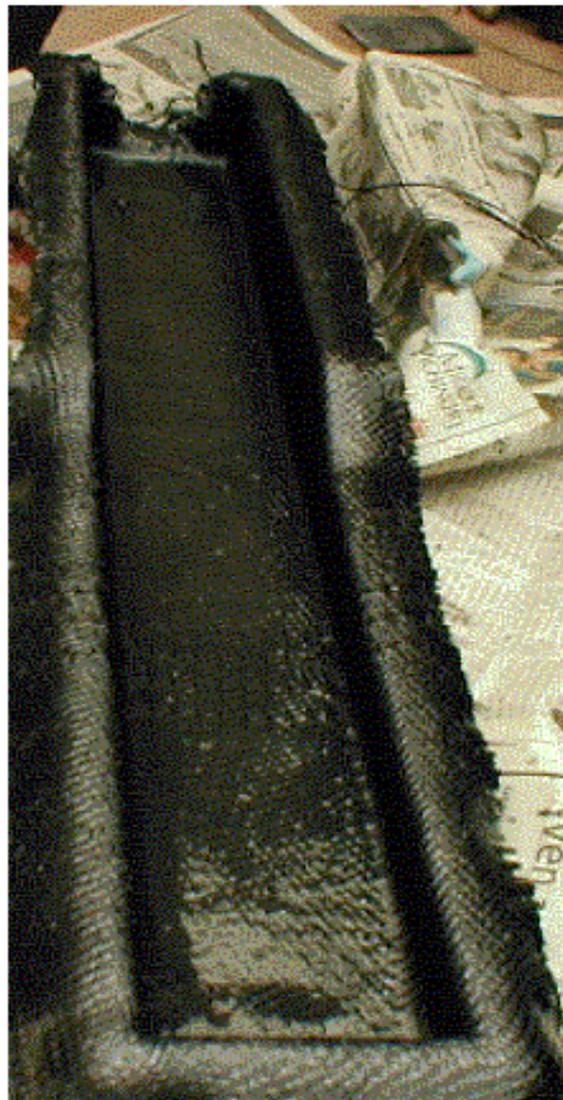




#### **4.4.1.4. Curado**

Una vez que ha concluido el proceso de laminado, el siguiente paso es dejar secar a temperatura ambiente: aproximadamente a unos 20 °C la pieza fabricada. Se debe anotar que las materias primas utilizadas para el laminado de las capas son adecuadas para secar y desmoldar el portaradiador en un tiempo corto, pero es recomendable dejar solidificar bien la pieza para asegurarse que las capas estén unidas perfectamente, por tal razón se dejó por 24 horas curar al elemento antes de proceder a su desmolde.

*Figura 4.17: Fotografías del proceso de curado*

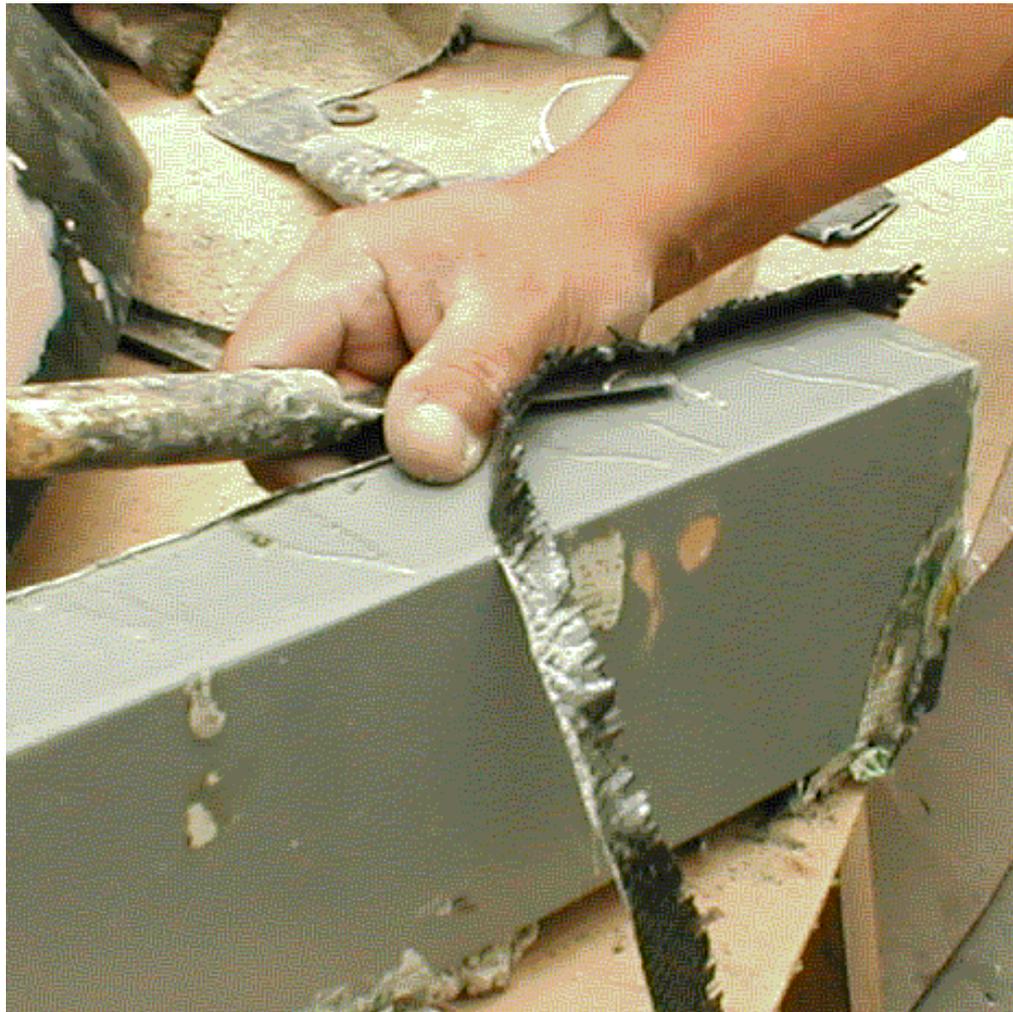


#### 4.4.1.5. Mecanizado

La quinta fase empieza por hacer un reconocimiento o pre-control de calidad, con lo cual se observan algunos defectos provocados en las anteriores etapas en las cuales no se pueden corregir.

El mecanizado del portaradiador se lo efectúa con la ayuda de espátulas bien afiladas, para cortar los bordes sobrantes en todos los lados del molde. Además una vez desmoldada la pieza se procede a rebajar y pulir las puntas con lijas y de un esmeril, especialmente se los aplica en los bordes y puntas del elemento, obteniendo de esta forma un acabado superficial bueno antes de pasar a la etapa de control de calidad. El mecanizado como se observa en la siguiente fotografía se lo efectúa antes de proceder a su desmolde.

*Figura 4.18: Fotografía de la etapa de mecanizado*

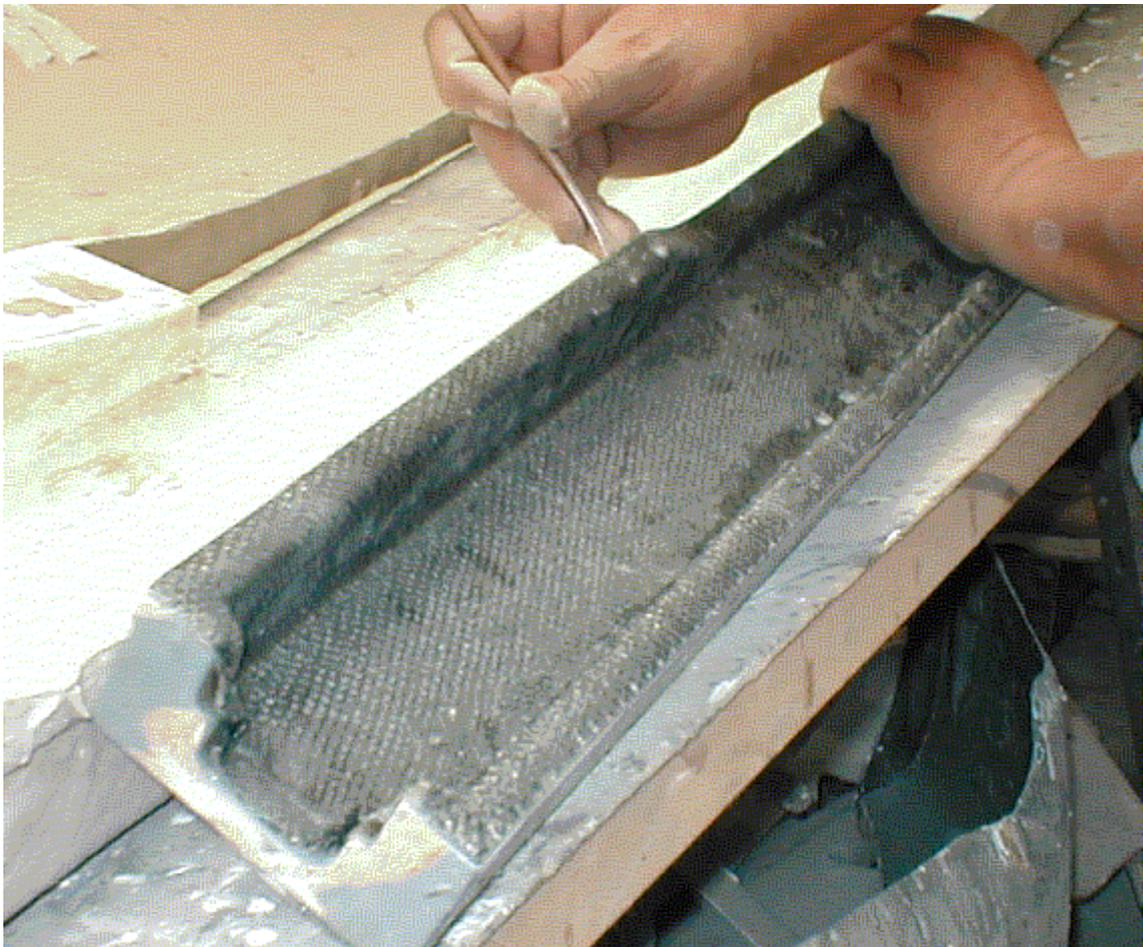


#### 4.4.1.6. Desmolde

La sexta etapa de la técnica de moldeo por contacto a mano, consiste en desmontar la pieza laminada, curada y mecanizada del molde.

Para ésta operación se debe tener cuidado en no dañar al elemento y al molde, para lo cual se debe golpear suavemente en los extremos de todas las superficies del elemento con la ayuda de cuñas y un martillo de goma.

*Figura 4.19: Fotografías de la etapa de desmolde*





**Como se ilustran en las fotografías anteriores, para realizar la etapa de desmolde se utilizan herramientas manuales como un destornillador, en el cual se golpea suavemente con un martillo de goma para tratar de penetrar entre el molde y la pieza. Este procedimiento debe realizarse en la mayor parte de puntos alrededor de toda la periferia del portaradiador, a fin de aflojar la pieza del molde y posteriormente ayudarse con las manos para desmontar.**

La siguiente fotografía indica a la pieza desmoldada totalmente sin haberla dañado:

**Figura 4.20:** Fotografía de la pieza desmoldada totalmente



#### **4.4.1.7. Control de calidad**

**El control de calidad constituye la última etapa no solo de este proceso de moldeo, sino también el de todo proceso de manufactura.**

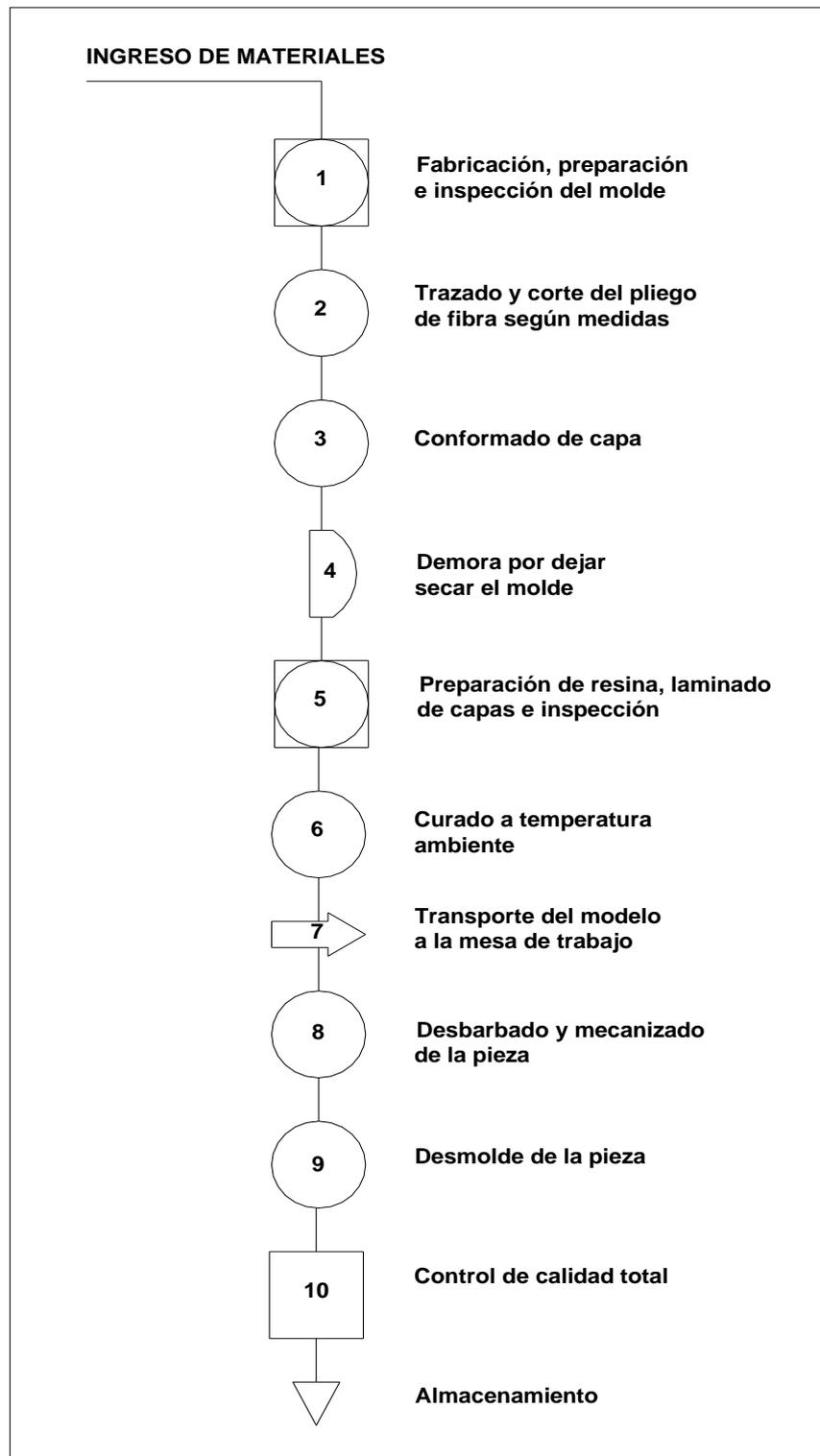
Esta fase consiste en observar detenidamente la pieza fabricada, a fin de encontrar las posibles fallas que existen. En caso de encontrarlas, se debe volver a la etapa de mecanizado para solucionar los problemas existentes.

Si la pieza es aprobada por control de calidad, ésta pasa a ensamblarse directamente en el lugar para la cual fue diseñada y construida.

*Figura 4.21: Fotografía de la etapa de control de calidad*



## 4.5. DIAGRAMA DE PROCESOS



# CAPÍTULO 5

## PRUEBAS

### INTRODUCCIÓN

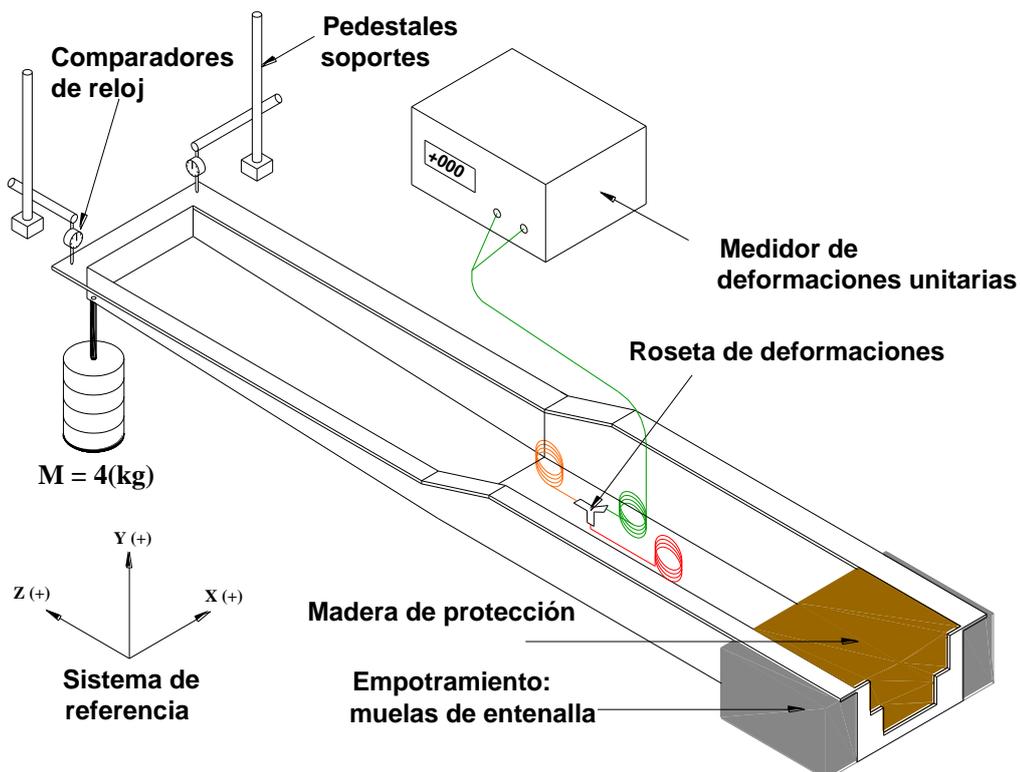
Este capítulo tiene por objeto comparar los esfuerzos teóricos (calculados a partir del software Cosmos Design Star) con los prácticos (roseta de deformaciones), además de las deflexiones máximas teóricas y prácticas, a fin de investigar si el software mencionado sirve para análisis y diseño en materiales compuestos, además de calcular todos los esfuerzos normales (flexión) y cortante (torsión) que serán sometidos a la viga construida y que va a actuar en voladizo.

La siguiente sección indica el esquema general de la viga con sus respectivos sistemas de medición, en el caso de las deformaciones unitarias la roseta de galgas extensométricas, las cuales sensorarán las deformaciones en ese punto, y los comparadores de reloj en los extremos izquierdo y derecho.

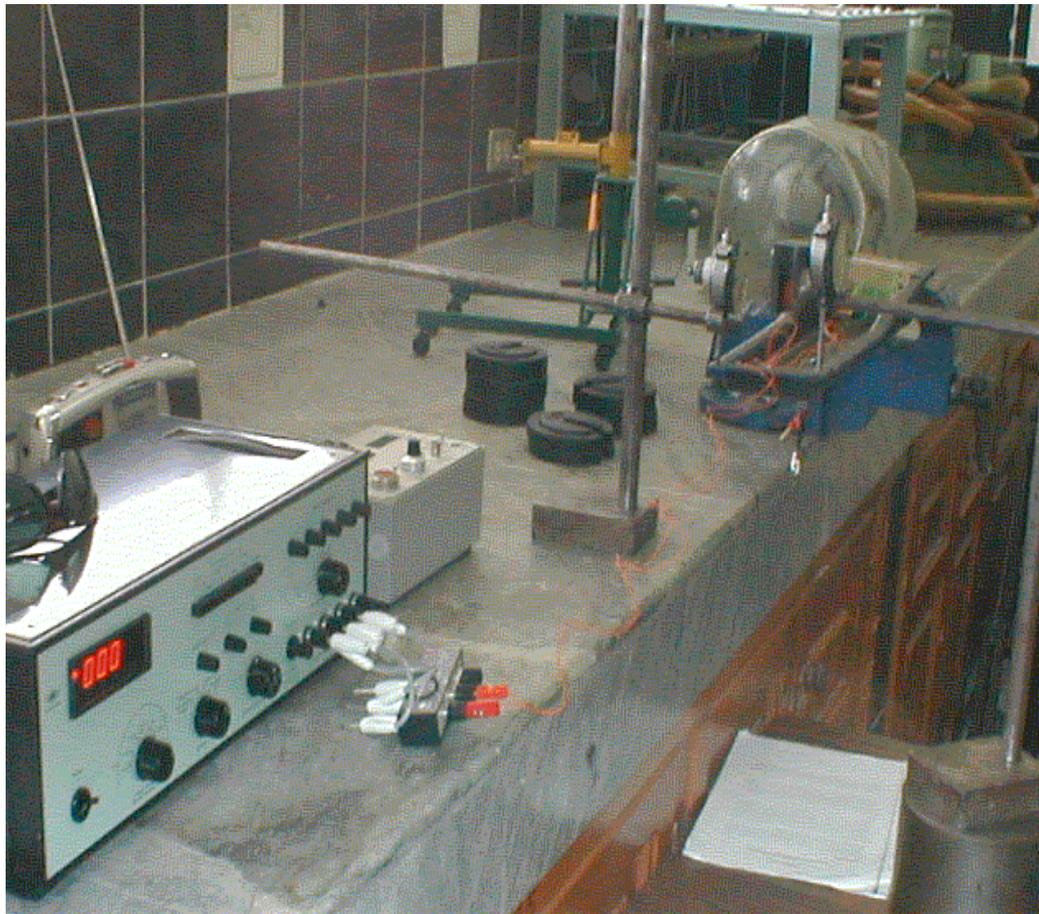
### 5.1. CARGAS

#### 5.1.1. ESQUEMA

*Figura 5.1: Esquema general del sistema de carga y medición del portaradiador*



**Figura 5.2:** Fotografía del sistema de carga y medición del portaradiador



Como se puede apreciar en las fotografías, se tiene el sistema de carga y medición, que comprende la viga (portaradiador) en voladizo empotrado a la entenalla, además se observa el medidor de deformaciones unitarias, el cual está encerado, y por medio de un acople conectado a un cuarto de puente.

Se ven también los comparadores de reloj en los extremos izquierdo y derecho, para obtener las deflexiones en éstas condiciones.

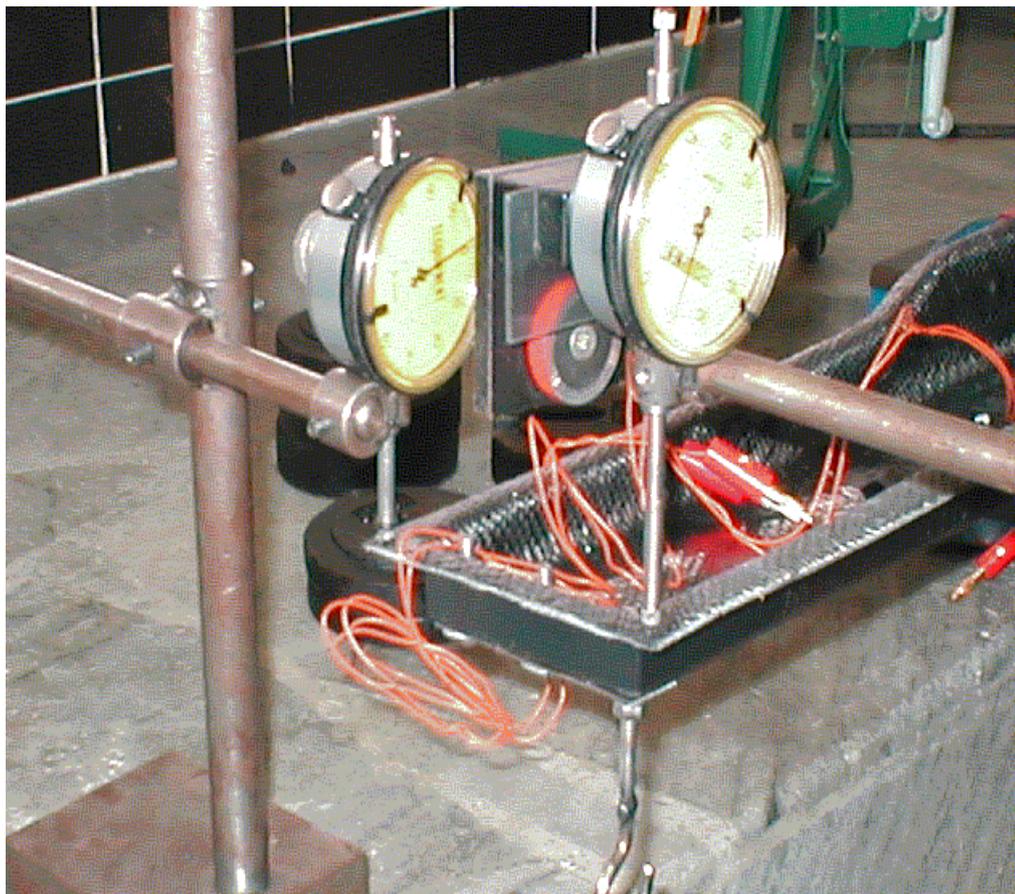
**Además se puede observar en el lugar del empotramiento, que se colocó una pieza de madera rellenando el ancho de las paredes laterales del portaradiador, la cual sirve para absorber la carga de compresión provocada por las muelas de la entenalla y no causar daño a la pieza. La siguiente fotografía indica a los dos comparadores de reloj encerados para obtener la deflexión en los respectivos extremos izquierdo y derecho. Para poder colocar éstos**

**instrumentos de medición en éstas condiciones de trabajo, fue necesario la ayuda de pedestales para llegar a la altura deseada. Cabe resaltar que en el extremo derecho de la fotografía se van a colocar las masas.**

Además en ésta fotografía se puede observar los cables que vienen desde la roseta, para conectarlos en el medidor y obtener las deformaciones unitarias en ese punto.

También es necesario acotar, que para que no exista deslizamiento en el sistema es conveniente colocar en el lugar del empotramiento masas como adoquines, ya que como se puede apreciar en las fotografías a la pieza se cargará con masas de hasta 6 (kg).

***Figura 5.3: Fotografía de los comparadores de reloj encerados***

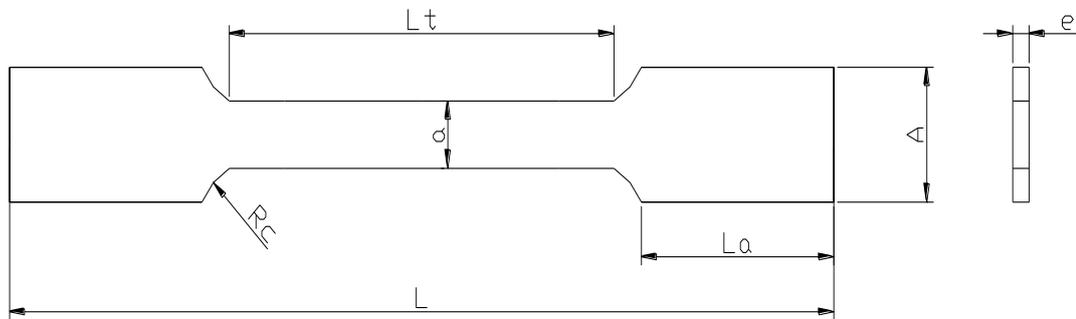


### **5.1.2. OBTENCIÓN DE LAS PROPIEDADES FÍSICAS Y MECÁNICAS MEDIANTE PRUEBAS**

**Cuadro 5.1:** Nomenclatura de probetas (1 a 7) para ensayo a tracción

NOMENCLATURA DE PROBETAS PARA ENSAYO A TRACCIÓN					
	MATERIAL	V <sub>F</sub>	Nº CAPAS	A <sub>S</sub>	F <sub>R</sub>
		%		mm <sup>2</sup>	kg
<i>Probeta 1</i>	F. carbono	0.18	1	2.73	31
<i>Probeta 2</i>	F. carbono	0.18	1	3.0	28
<i>Probeta 3</i>	F. carbono	0.18	1	3.18	8
<i>Probeta 4</i>	F. vidrio	0.35	2	5.57	57
<i>Probeta 5</i>	F. vidrio	0.35	2	5.37	50
<i>Probeta 6</i>	F. vidrio	0.18	1	4.6	25
<i>Probeta 7</i>	F. vidrio	0.18	1	4.83	27

**Figura 5.4:** Probeta para ensayo de tracción: fibra de carbono en resina epoxi



**Donde:**

**L:** Longitud de la probeta

**A:** Ancho de la probeta

**L<sub>t</sub>:** Longitud de galgado

**a:** Ancho de galgado

**L<sub>a</sub>:** Longitud del ala

**e:** espesor de la probeta

**R<sub>c</sub>:** Radio de chaflán

**a<sub>p</sub>:** ancho de galgado promedio

**e<sub>p</sub>:** espesor de la probeta promedio

**V<sub>F</sub>:** Volumen de fibra

**A<sub>S</sub>:** Area de la sección

**F<sub>R</sub>:** Fuerza de rotura

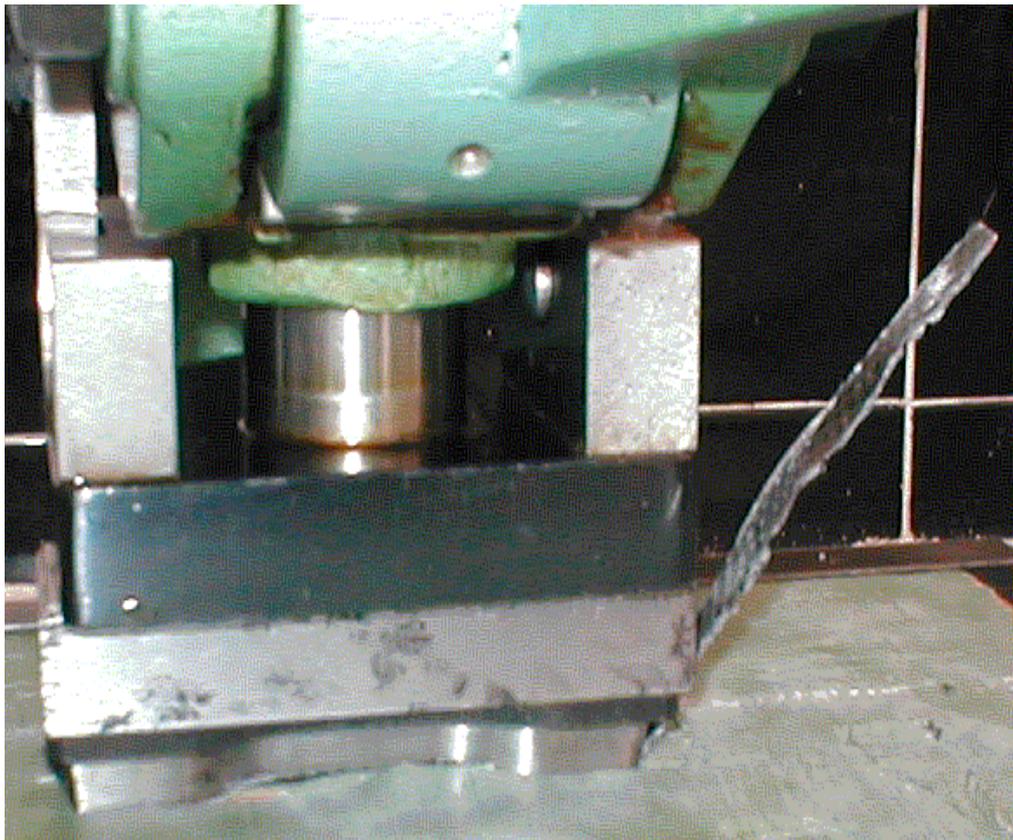
**F<sub>MAX</sub>:** Fuerza máxima aplicada

**Cuadro 5.2:** Nomenclatura de probetas (8 a 14) para obtener módulo de elasticidad

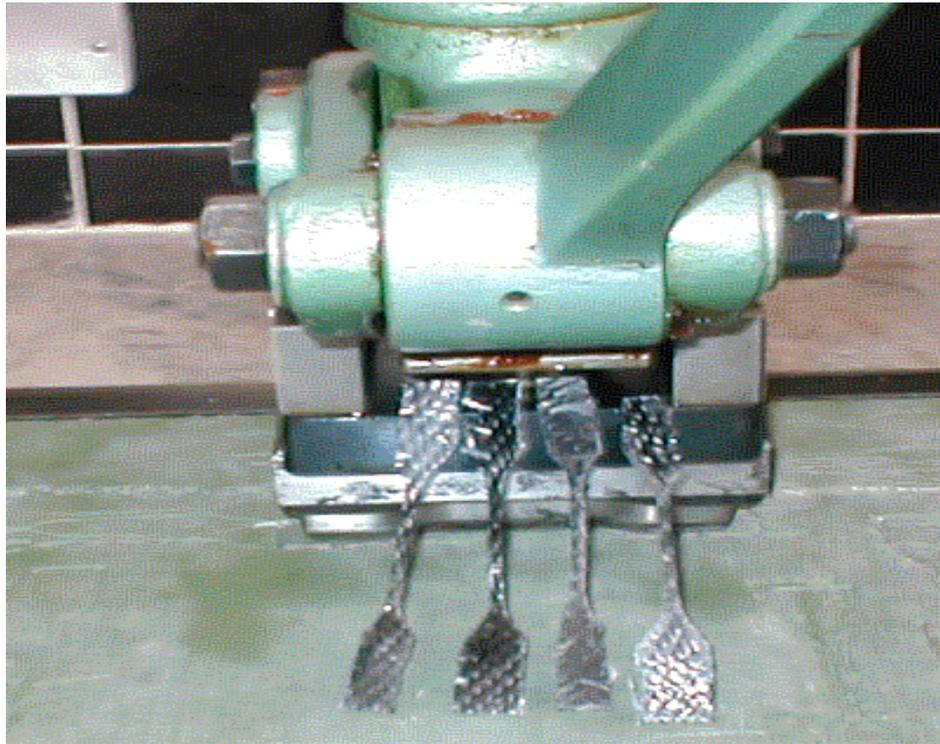
NOMENCLATURA DE PROBETAS PARA OBTENER MÓDULO DE ELASTICIDAD					
	MATERIAL	V <sub>F</sub>	Nº CAPAS	A <sub>s</sub>	F <sub>MAX</sub>
		%		mm <sup>2</sup>	kg
<b>Probeta 8</b>	F. carbono	0.18	1	12.61	30
<b>Probeta 9</b>	F. carbono	0.18	1	10.52	30
<b>Probeta 10</b>	F. carbono	0.18	1	8.64	30
<b>Probeta 11</b>	F. vidrio	0.35	2	15.47	30
<b>Probeta 12</b>	F. vidrio	0.35	2	18.72	30
<b>Probeta 13</b>	F. vidrio	0.18	1	14.64	30
<b>Probeta 14</b>	F. vidrio	0.18	1	16.95	30

### 5.1.2.1. Pruebas para obtener la resistencia a tracción en probetas de fibra de carbono en matriz epoxi

*Figura 5.5: Fotografía del proceso de punzonado para obtener las probetas para ensayo de tracción: fibra de carbono en resina epoxi*



*Figura 5.6: Fotografía de las probetas obtenidas para ensayo de tracción: fibra de carbono en resina epoxi*



**Tabla 5.1:** Dimensiones de probetas de prueba (fibra de carbono + resina epoxi)

	<b>Probeta 1</b>	<b>Probeta 2</b>	<b>Probeta 3</b>
<b>L: (mm)</b>	102.6	102.4	102.3
<b>A: (mm)</b>	14.7	14.5	14.2
<b>L<sub>t</sub>: (mm)</b>	36.7	39.9	41.2
<b>L<sub>a</sub>: (mm)</b>	20.5	22.2	26.3
<b>R<sub>c</sub>: (mm)</b>	5	5	5

**Tabla 5.2:** Dimensiones de probetas de prueba (fibra de carbono + resina epoxi)

	<b>a<sub>1</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>a<sub>2</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>a<sub>3</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>a<sub>p</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>e<sub>1</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>e<sub>2</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>e<sub>3</sub></b> <b>(mm)</b>	<b>e<sub>p</sub></b> <b>(mm)</b>
<b>Probeta 1</b>	3.2	2.9	3.0	3.03	1.2	0.8	0.7	0.9
<b>Probeta 2</b>	3.1	3.0	2.9	3.0	1.0	0.9	1.1	1.0
<b>Probeta 3</b>	3.2	2.8	2.9	2.97	1.3	0.8	1.1	1.07

Para obtener el valor del esfuerzo a la tracción de las diferentes probetas, éstas se ensayaron en la máquina de pruebas de tracción horizontal, en la cual se obtuvieron los siguientes resultados:

**Tabla 5.3:** Resultados de pruebas en probetas sometidas a tracción

	Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3
<b>Escala aplicada a la máquina: (kg)</b>	200	100	50
<b>Escala:</b>	1 mm = 2 kg	1 mm = 1 kg	1mm = 0.5 kg
<b>Fuerza de rotura<sup>38</sup> (F<sub>r</sub>): (kg)</b>	31	28	8
<b>Area sección (A<sub>s</sub>): (mm<sup>2</sup>)</b>	2.73	3	3.18
<b>Resistencia a la tracción σ<sub>T</sub>: (MPa)</b>	111.28	91.5	24.65 <sup>39</sup>
<b>Resistencia a la tracción promedio σ<sub>T</sub>: (MPa)</b>	<b>101.4</b>		

**Ejemplo de cálculo (para probeta 1):**

$$A_s = a_p * e_p = 3.03(mm) * 0.9(mm) = 2.73(mm^2)$$

$$\sigma_T = \frac{F_r}{A_s} = \frac{31(N) * 9.8 \left( \frac{m}{s^2} \right)}{2.73(mm^2)} = 111.28(MPa)$$

### 5.1.2.2. Pruebas para obtener la resistencia a tracción en probetas de fibra de vidrio (dos capas) en matriz epoxi

**Tabla 5.4:** Dimensiones de probetas de prueba (fibra de vidrio + resina epoxi)

	a <sub>1</sub> (mm)	a <sub>2</sub> (mm)	a <sub>3</sub> (mm)	a <sub>p</sub> (mm)	e <sub>1</sub> (mm)	e <sub>2</sub> (mm)	e <sub>3</sub> (mm)	e <sub>p</sub> (mm)
<b>Probeta 4</b>	3.1	2.8	2.9	2.93	1.9	1.95	1.85	1.9
<b>Probeta 5</b>	3.0	2.9	3.1	3.0	1.7	1.87	1.8	1.79

<sup>38</sup> Ver Anexo E: diagrama de fuerza vs. desplazamiento para probetas de fibra de carbono y resina epoxi

<sup>39</sup> Este valor distorciona de los otros dos, por lo tanto no debe tomarse en cuenta

Para obtener el valor del esfuerzo a la tracción de las diferentes probetas, éstas se ensayaron en la máquina de pruebas de tracción horizontal, en la cual se obtuvieron los siguientes resultados:

**Tabla 5.5:** Resultados de pruebas en probetas sometidas a tracción

	Probeta 4	Probeta 5
<b>Escala aplicada a la máquina: (kg)</b>	100	100
<b>Escala:</b>	1 mm = 1 kg	1 mm = 1 kg
<b>Fuerza de rotura (<math>F_r</math>)<sup>40</sup>: (kg)</b>	57	50
<b>Area sección (<math>A_s</math>): (mm<sup>2</sup>)</b>	5.57	5.37
<b>Resistencia a la tracción <math>\sigma_T</math>: (MPa)</b>	100.4	91.34
<b>Resistencia a la tracción promedio <math>\sigma_T</math>: (MPa)</b>	95.9	

**Ejemplo de cálculo (para probeta 4):**

$$A_s = a_p * e_p = 2.93(mm) * 1.9(mm) = 5.57(mm^2)$$

$$\sigma_T = \frac{F_r}{A_s} = \frac{57(N) * 9.8 \left( \frac{m}{s^2} \right)}{5.57(mm^2)} = 100.4(MPa)$$

**5.1.2.3. Pruebas para obtener la resistencia a tracción en probetas de fibra de vidrio (una capa) en matriz epoxi**

**Tabla 5.6:** Dimensiones de probetas de prueba (fibra de vidrio + resina epoxi)

	<b>a<sub>1</sub></b> (mm)	<b>a<sub>2</sub></b> (mm)	<b>a<sub>3</sub></b> (mm)	<b>a<sub>p</sub></b> (mm)	<b>e<sub>1</sub></b> (mm)	<b>e<sub>2</sub></b> (mm)	<b>e<sub>3</sub></b> (mm)	<b>e<sub>p</sub></b> (mm)
<b>Probeta 6</b>	3.02	2.91	2.85	2.93	1.5	1.55	1.65	1.57
<b>Probeta 7</b>	3.1	2.95	2.9	2.98	1.55	1.6	1.7	1.62

<sup>40</sup> Ver Anexo G: diagrama de fuerza vs. desplazamiento para probetas de fibra de vidrio (2 capas) y resina epoxi

Para obtener el valor del esfuerzo a la tracción de las diferentes probetas, éstas se ensayaron en la máquina de pruebas de tracción horizontal, en la cual se obtuvieron los siguientes resultados:

**Tabla 5.7:** Resultados de pruebas en probetas sometidas a tracción

	Probeta 6	Probeta 7
Escala aplicada a la máquina: (kg)	100	100
Escala:	1 mm = 1 kg	1 mm = 1 kg
Fuerza de rotura ( $F_r$ ) <sup>41</sup> : (kg)	25	27
Area sección ( $A_s$ ): ( $mm^2$ )	4.6	4.83
Resistencia a la tracción $\sigma_T$ : (MPa)	53.32	54.84
Resistencia a la tracción promedio $\sigma_T$ : (MPa)	54.1	

**Ejemplo de cálculo (para probeta 6):**

$$A_s = a_p * e_p = 2.93(mm) * 1.57(mm) = 4.6(mm^2)$$

$$\sigma_T = \frac{F_r}{A_s} = \frac{25(N) * 9.8 \left( \frac{m}{s^2} \right)}{4.6(mm^2)} = 53.32(MPa)$$

#### 5.1.2.4. Pruebas para obtener el módulo de elasticidad en probetas de fibra de carbono en matriz epoxi

Para obtener el módulo de elasticidad de la fibra de carbono en matriz epoxi, se fabricó nuevas probetas cuyas dimensiones constan en la *tabla 5.11*, se procedió a ensayarlas a tensión en la máquina de tracción horizontal, teniendo en cuenta que no se debe llegar al punto de rotura, sino únicamente trabajar en el rango elástico, para lo cual se basó en los siguientes cálculos partiendo de la fuerza máxima de rotura para las probetas anteriores y para obtener la fuerza máxima de rotura de éstas nuevas probetas:

$$31(kg) \rightarrow 2.73(mm^2)$$

$$F_R(kg) \rightarrow 12.61(mm^2)$$

$$F_R = 143.22(kg)$$

Sabiendo que las nuevas probetas resistirán hasta 143 (kg), que es la fuerza de rotura, para medir el módulo de elasticidad, se tensarán solo hasta 20 y 30 (kg).

Para obtener las deformaciones unitarias se utilizó un medidor electromecánico, los cuales se implantan en las probetas.

**Tabla 5.8:** Dimensiones de probetas de prueba (fibra de carbono en matriz epoxi)

	L (mm)	a <sub>1</sub> (mm)	a <sub>2</sub> (mm)	a <sub>p</sub> (mm)	e <sub>1</sub> (mm)	e <sub>2</sub> (mm)	e <sub>p</sub> (mm)	A (mm <sup>2</sup> )
<b>Probeta 8</b>	147.5	11.80	12.33	12.07	0.94	1.15	1.05	12.61
<b>Probeta 9</b>	147.5	11.38	11.0	11.19	0.95	0.93	0.94	10.52
<b>Probeta 10</b>	147.5	10.85	11.0	10.93	0.81	0.76	0.79	8.64

**Tabla 5.9:** Deformaciones unitarias medidas en probeta 8

	<b>Probeta 8</b>		
	<b>Ensayo 1</b>	<b>Ensayo 2</b>	<b>Ensayo 3</b>
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20	20
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	344	352	365
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30	30
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	480	493	498

**Tabla 5.10:** Deformaciones unitarias medidas en probeta 9

<sup>41</sup> Ver Anexo F: diagrama de fuerza vs. desplazamiento para probetas de fibra de vidrio (1 capa) y resina epoxi

	Probeta 9		
	Ensayo 1	Ensayo 2	Ensayo 3
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20	20
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	80	78	79
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30	30
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	114	114	113

**Tabla 5.11:** Deformaciones unitarias medidas en probeta 10

	Probeta 10		
	Ensayo 1	Ensayo 2	Ensayo 3
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20	20
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	158	165	165
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30	30
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	199	201	203

**Tabla 5.12:** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 8

	Probeta 8		
	Ensayo 1	Ensayo 2	Ensayo 3
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	7.8	7.8	7.8
$\epsilon \times 10^{-6}$	136	141	133
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	<b>57352.94</b>	<b>55319.15</b>	<b>58646.62</b>
<b>Módulo de Elasticidad promedio (MPa)</b>	<b>57106.24<sup>43</sup></b>		

**Tabla 5.13:** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 9

	Probeta 9
--	-----------

<sup>43</sup> Este valor distorsiona de los demás, por lo tanto no se toma en cuenta

	Ensayo 1	Ensayo 2	Ensayo 3
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	9.33	9.33	9.33
$\varepsilon \times 10^{-6}$	34	36	34
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	<b>274411.77</b>	<b>259166.67</b>	<b>274411.77</b>
<b>Módulo de Elasticidad promedio (MPa)</b>	<b>269330.1</b>		

**Tabla 5.14:** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 10

	Probeta 10		
	Ensayo 1	Ensayo 2	Ensayo 3
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	11.35	11.35	11.35
$\varepsilon \times 10^{-6}$	41	36	38
<b>E (MPa)</b>	<b>276829.27</b>	<b>315277.78</b>	<b>298684.21</b>
<b>E<sub>PROMEDIO</sub> (MPa)</b>	<b>296930.42</b>		

#### 5.1.2.4.1. Cálculo del módulo de elasticidad específico

$$E_{\text{ESPECIFICO}} = \frac{E_{\text{PROMEDIO}}}{\rho_{\text{MC(F.C)}}} = \frac{283130.26(\text{MPa})}{1.231(\text{gr/cm}^3)} = 230000.2(\text{MPa})$$

#### 5.1.2.5. Pruebas para obtener el módulo de elasticidad en probetas de fibra de vidrio en matriz epoxi (2 capas)

Para obtener el módulo de elasticidad de la fibra de vidrio en matriz epoxi, se fabricó nuevas probetas cuyas dimensiones constan en la *tabla 5.18*, se procedió a ensayarlas a tensión en la máquina de tracción horizontal, teniendo en cuenta que no se debe llegar al punto de rotura, sino únicamente trabajar en el rango elástico, para lo cual se basó en los siguientes cálculos partiendo de la fuerza máxima de rotura para las probetas ensayadas a tracción y para obtener la fuerza máxima de rotura de éstas nuevas probetas:

$$57(\text{kg}) \rightarrow 5.57(\text{mm}^2)$$

$$F_R(\text{kg}) \rightarrow 15.47(\text{mm}^2)$$

$$F_R = 158.31(\text{kg})$$

Sabiendo que las nuevas probetas resistirán hasta 158 (kg), que es la fuerza de rotura, para medir el módulo de elasticidad, se tensarán solo hasta 30 (kg). Para obtener las deformaciones unitarias se utilizó un medidor electromecánico, los cuales se implantan en las probetas.

**Tabla 5.15:** Dimensiones de probetas de prueba

	<b>L</b> (mm)	<b>a<sub>1</sub></b> (mm)	<b>a<sub>2</sub></b> (mm)	<b>a<sub>p</sub></b> (mm)	<b>e<sub>1</sub></b> (mm)	<b>e<sub>2</sub></b> (mm)	<b>e<sub>p</sub></b> (mm)	<b>A</b> (mm <sup>2</sup> )
<b>Probeta 11</b>	147	9.65	9.70	9.67	1.65	1.52	1.6	15.47
<b>Probeta 12</b>	147	11.54	11.85	11.7	1.64	1.55	1.6	18.72

**Tabla 5.16:** Deformaciones unitarias medidas en probeta 11

	<b>Ensayo 1</b>	<b>Ensayo 2</b>
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	116	116
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	163	160

**Tabla 5.17:** Deformaciones unitarias medidas en probeta 12

	<b>Ensayo 1</b>	<b>Ensayo 2</b>
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	104	93
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	139	126

**Tabla 5.18:** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 11

	<b>Probeta 11</b>
--	-------------------

	Ensayo 1	Ensayo 2
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	6.51	6.51
$\varepsilon \times 10^{-6}$	47	44
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	<b>138510.64</b>	<b>147954</b>
<b>Módulo de Elasticidad promedio (MPa)</b>	<b>143232.32</b>	

**Tabla 5.19:** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 12

	Probeta 12	
	Ensayo 1	Ensayo 2
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	5.27	5.27
$\varepsilon \times 10^{-6}$	35	33
<b>E (MPa)</b>	<b>150571.43</b>	<b>159696.97</b>
<b>E<sub>PROMEDIO</sub> (MPa)</b>	<b>155134.2</b>	

5.1.2.5.1. Cálculo del módulo de elasticidad específico

$$E_{\text{ESPECIFICO}} = \frac{E_{\text{PROMEDIO}}}{\rho_{\text{MC(F.V)}}} = \frac{149183.26(\text{MPa})}{1.623(\text{gr/cm}^3)} = 91918.2(\text{MPa})$$

**5.1.2.6. Pruebas para obtener el módulo de elasticidad en probetas de fibra de vidrio en matriz epoxi (1 capa)**

**Tabla 5.20:** Deformaciones unitarias medidas en probeta 13

	Ensayo 1	Ensayo 2
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20
$\varepsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\varepsilon_f \times 10^{-6}$	134	132
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30
$\varepsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\varepsilon_f \times 10^{-6}$	195	193

**Tabla 5.21** Deformaciones unitarias medidas en probeta 14

	Ensayo 1	Ensayo 2
<b>Fuerza A (kg)</b>	20	20
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	127	125
<b>Fuerza B (kg)</b>	30	30
$\epsilon_o \times 10^{-6}$	0	0
$\epsilon_f \times 10^{-6}$	177	179

**Tabla 5.22** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 13

	Probeta 13	
	Ensayo 1	Ensayo 2
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	6.7	6.7
$\epsilon \times 10^{-6}$	61	61
<b>Módulo de Elasticidad (MPa)</b>	<b>109836.1</b>	<b>109836.1</b>
<b>Módulo de Elasticidad promedio (MPa)</b>	<b>109836.1</b>	

**Tabla 5.23** Resultados de módulo de elasticidad para probeta 14

	Probeta 14	
	Ensayo 1	Ensayo 2
<b>Esfuerzo (MPa)</b>	5.78	5.78
$\epsilon \times 10^{-6}$	50	54
<b>E (MPa)</b>	<b>115600</b>	<b>107037.1</b>
<b>E<sub>PROMEDIO</sub> (MPa)</b>	<b>111318.52</b>	

5.1.2.6.1. Cálculo del módulo de elasticidad específico

$$E_{\text{ESPECIFICO}} = \frac{E_{\text{PROMEDIO}}}{\rho_{\text{MC(F.V)}}} = \frac{110577.31(\text{MPa})}{1.393(\text{gr/cm}^3)} = 79380.7(\text{MPa})$$

### 5.1.3. MÉTODOS ALTERNATIVOS PARA OBTENER EL MÓDULO DE ELASTICIDAD REAL DE LA PIEZA CONSTRUIDA

#### 5.1.3.1. Flexión pura

A fin de obtener el módulo de elasticidad real ( $E_R$ ) de la pieza, se realizará una prueba de flexión pura, es decir, se trabajará con las fuerzas aplicadas anteriormente pero ensayadas en la mitad de la sección en el extremo opuesto al empotramiento. Las condiciones de trabajo siguen iguales, es decir, la pieza trabajará como viga en voladizo.

5.1.3.1.1. Datos tomados:

**Tabla 5.23:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 1

<b>ENSAYO 1</b>			
<b>m (kg)</b>	<b><math>\epsilon_1 \times 10^{-6}</math> (alambre verde)</b>	<b><math>\epsilon_2 \times 10^{-6}</math> (alambre naranja)</b>	<b><math>\epsilon_3 \times 10^{-6}</math> (alambre rojo)</b>
1	-23	-32	-9
2	-48	-66	-18
4	-95	-125	-27
5	-124	-156	-19

**Tabla 5.24:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 2

<b>ENSAYO 2</b>		
<b>m (kg)</b>	<b><math>\epsilon_1 \times 10^{-6}</math> (alambre verde)</b>	<b><math>\epsilon_2 \times 10^{-6}</math> (alambre naranja)</b>
1	-24	-30
2	-48	-60
4	-95	-123
5	-120	-155

**Tabla 5.25:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 3

<b>ENSAYO 3</b>			
<b>m (kg)</b>	<b><math>\epsilon_1 \times 10^{-6}</math> (alambre verde)</b>	<b><math>\epsilon_2 \times 10^{-6}</math> (alambre naranja)</b>	<b><math>\epsilon_3 \times 10^{-6}</math> (alambre rojo)</b>
1	-20	-31	-7
2	-41	-62	-9
4	-87	-124	-28
5	-112	-156	-36

**Tabla 5.26:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: promedios

<b>PROMEDIOS</b>			
<b>m (kg)</b>	$\varepsilon_1 \times 10^{-6}$ <b>(alambre verde)</b>	$\varepsilon_2 \times 10^{-6}$ <b>(alambre naranja)</b>	$\varepsilon_3 \times 10^{-6}$ <b>(alambre rojo)</b>
1	-22.33	-31	-7
2	-45.67	-62.67	-13.5
4	-92.33	-124	-27.5
5	-118.67	-155.67	-27.5

5.1.3.1.2. Tabulación de resultados:

**Tabla 5.27:** Datos de deformaciones unitarias normales y cortantes en dirección de ejes principales

<b>m (kg)</b>	$\varepsilon_x \times 10^{-6}$	$\varepsilon_y \times 10^{-6}$	$\gamma_{xy} \times 10^{-6}$
1	-31	-9.44	-17.24
2	-62.67	-19.34	-35.63
4	-124	-31.33	-86.97
5	-155.67	-38.78	-116.5

5.1.3.1.3. Cálculo del módulo de elasticidad, centroide y momento de inercia de la sección:

Como se puede apreciar, este sistema trabaja en condiciones de cargas uniaxiales, por lo tanto al momento de calcular el módulo de elasticidad real ( $E_R$ ), se pueden aplicar las siguientes ecuaciones:

$$\sigma_x = \frac{M * y}{I} \quad \text{(Ecs 5.1 y 5.2)}$$

$$\sigma_x = E * \varepsilon$$

Para obtener las coordenadas del centroide y la inercia de la sección donde se encuentra ubicada la roseta de deformaciones, se valió del programa *Autocad*, cuyos resultados son:

$$\bar{X} = 58.8(mm)$$

$$\bar{Y} = 15.6(mm)$$

$$y = 15.6 - 2.0 = 13.6(mm)$$

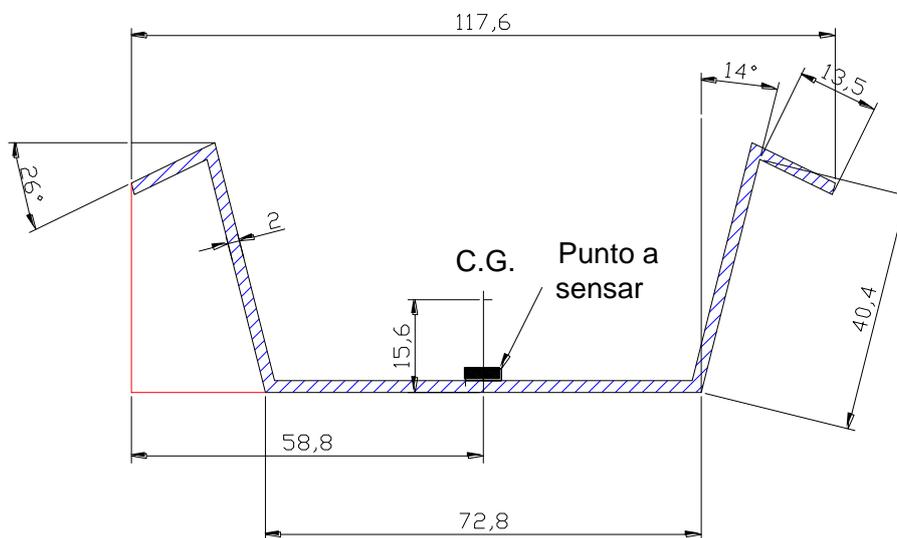
$$I = 83082.2582(mm^4)$$

$$M = F * d = 4(kg) * 9.81\left(\frac{m}{s^2}\right) * 310(mm) = 12164.4(N.mm)$$

$$\sigma_z = \frac{12164.4(N.mm) * 13.6(mm)}{83082.2582(mm^4)} = 1.99(MPa)$$

$$E_R = \frac{\sigma_z}{\varepsilon} = \frac{1.99(MPa)}{124e^{-6}} = 16058.3(MPa)$$

**Figura 5.7:** Esquema de la sección donde se encuentra roseta de deformación



### 5.1.3.2. Deflexión máxima

Para comprobar el módulo de elasticidad real ( $E_R$ ) que se obtuvo con el ensayo a flexión pura, se tomará las deflexiones máximas en el extremo opuesto al empotramiento y aplicar la siguiente ecuación:

$$\delta_{MAX} = \frac{P * L^3}{3 * E * I}$$

$$E = \frac{P * L^3}{3 * \delta_{MAX} * I}$$

**(Ec 5.3)**

5.1.3.2.1. Toma de datos:

**Tabla 5.28:** Datos de deflexiones (prueba A y B)

m (kg)	$\delta_A$ (mm)	$\delta_B$ (mm)
1	1.3	1.4
2	3.2	3.1
4	7.5	7.3
5	10.3	10.2

**Tabla 5.29:** Datos de deflexiones (promedio)

m (kg)	$\delta$ (mm)
1	1.35
2	3.15
4	7.4
5	10.25

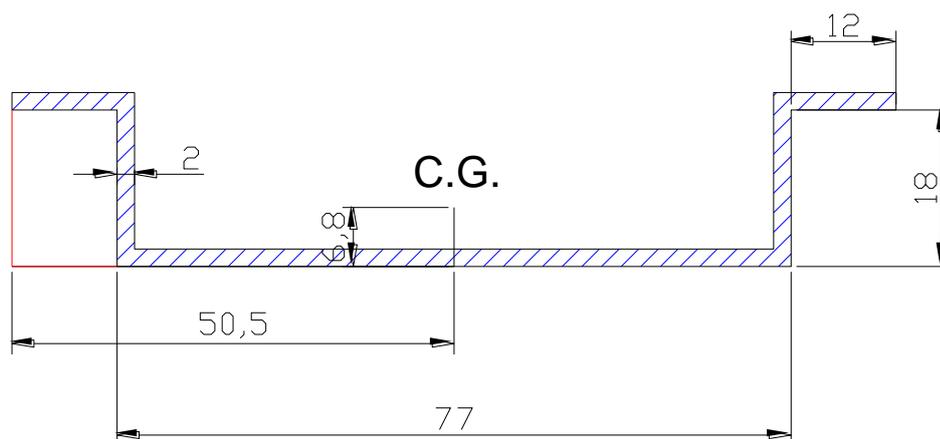
5.1.3.2.2. Cálculo del módulo de elasticidad:

$$\delta_{MAX} = \frac{P * L^3}{3 * E * I}$$

$$E = \frac{P * L^3}{3 * \delta_{MAX} * I} = \frac{4 * 9.81 \left( \frac{m}{s^2} \right) * 520^3 (mm)^3}{3 * 7.4 (mm) * 15606.195 (mm^4)}$$

$$E = 15925.35 (MPa)$$

**Figura 5.8:** Esquema de la sección donde se produce la máxima deflexión



De ésta forma se obtienen 4 módulos de elasticidad por éste método, y 4 por el método de flexión pura, de éstos se saca un promedio y se puede aplicar para realizar los cálculos de esfuerzos teóricos y prácticos:

**Tabla 5.30:** Resultados de módulos de elasticidad reales

MÉTODO	MÓDULOS DE ELASTICIDAD REALES (MPa)			
Flexión pura	16058.3	15886.6	16058.3	15989.2
Deflexión máxima	21823.6	18705.97	15925.35	14371.66
Promedio	16852.4			

#### 5.1.4. CÁLCULO DE LOS MÓDULOS DE ELASTICIDAD ( $E$ y $E_{\perp}$ ) A PARTIR DEL VOLUMEN DE FIBRA DE CARBONO

Una vez obtenido el módulo de elasticidad axial ( $E_{//}$ ) calculado a partir de los métodos alternativos estudiados (flexión pura y deflexión máxima), se debe calcular los módulos elásticos equivalente ( $E$ ) y transversal ( $E_{\perp}$ ), ya que como se conoce los materiales compuestos tienen diferentes módulos, además es indispensable su cálculo ya que se requiere disponer de éstos valores para ingresar en el software como más adelante se mostrará.

Para calcular éstos valores a partir del módulo longitudinal, se basó en un patrón de datos teóricos, pero se tiene que trabajar obligatoriamente con la fracción de volumen con que se fabricó la pieza.

#### 5.1.4.1. Cálculo del volumen de fibra

Para calcular el porcentaje en volumen de fibra que se utilizó en la construcción del portaradiador se basó en la cantidad de fibra utilizada y en la densidad de la fibra, cuyos valores son:

$$m_f = 0.02886^{44} \text{ (kg)}$$

$$\rho_f = 1600 \text{ (kg/m}^3\text{)}^{45}$$

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_f} = \frac{0.02886 \text{ (kg)}}{1600 \left( \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right)} = 1.8038 \times 10^{-5} \text{ (m}^3\text{)} * \left( \frac{100^3 \text{ cm}^3}{1 \text{ m}^3} \right) = 18.04 \text{ (cm}^3\text{)}$$

$$\%V_f = 0.18$$

#### 5.1.4.2. Cálculo de la densidad del material compuesto (fibra de carbono)

$$\rho_{MC} = \rho_f \cdot V_f + \rho_m \cdot V_m = 1600 \text{ (kg/m}^3\text{)} * 0.18 + 1150 \text{ (kg/m}^3\text{)} * 0.82 = 1231 \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

#### 5.1.4.3. Cálculo de la resistencia a tracción específica

$$R_{Te}(\text{fibra\_carbono}) = \frac{R_T}{\rho_{MC}} = \frac{101.4 \text{ (N/mm}^2\text{)}}{1.231 \text{ (gr/cm}^3\text{)}} = 82.4 \text{ (MPa)}$$

#### 5.1.4.4. Cálculo de módulos a partir de datos patrones

A partir de los datos teóricos para el análisis y diseño del portaradiador y deflector expuestos en la *tabla 3.3*, se toman éstos como patrones, pero utilizando un volumen de fibra de 0.2, ya no el de 0.6 como indica la tabla mencionada.

**Tabla 5.31:** *Propiedades de fibra de carbono y resina epoxi: patrones*

	FIBRA DE CARBONO	RESINA EPOXI
<b>MÓDULO DE ELASTICIDAD (MPa)</b>	595000	3800

**Fuente:** *Introducción a Materiales Compuestos*

$$E_1 = E_{//} = E_f \cdot V_f + E_m (1 - V_f)$$

<sup>44</sup> Ver cálculo de la masa de fibra de carbono utilizada en Capítulo 4, sección 4.4

<sup>45</sup> Características técnicas de la fibra de carbono 3K, 2 x 2, twill weave graphite fabric: ver Anexo C

$$E_1 = 595000(MPa) * 0.2 + 3800(MPa) * (1 - 0.2)$$

$$E_1 = 122040(MPa)$$

$$E_2 = E_l = \frac{E_f \cdot E_m}{E_f(1 - V_f) + E_m V_f}$$

$$E_m = \frac{3800(MPa)}{1 - 0.4^2} = 4523.81(MPa)$$

$$E_2 = \frac{595000(MPa) * 4523.81(MPa)}{595000(MPa) * (1 - 0.2) + 4523.81(MPa) * 0.2} = 5644.03(MPa)$$

$$\bar{E} = \frac{3}{8} \cdot E_{//} + \frac{5}{8} \cdot E_l = \frac{3}{8} \cdot 122040 + \frac{5}{8} \cdot 5644.03 = 49292.52(MPa)$$

**Una vez obtenidos los nuevos módulos longitudinal, transversal y equivalente de los datos patrón, se calculan los valores de los módulos para el análisis real:**

$$49292.52 \rightarrow 122040$$

$$\bar{E} \rightarrow 16852.4$$

$$\Rightarrow \bar{E} = 6806.76(MPa)$$

$$49292.52 \rightarrow 5644.03$$

$$6806.76 \rightarrow E_l$$

$$\Rightarrow E_l = 779.38(MPa)$$

$$\therefore \bar{G} = \frac{1}{8} \cdot 16852.4 + \frac{1}{4} \cdot 779.38 = 2301.4(MPa)$$

Estos valores son los reales con los cuales hay que calcular los esfuerzos prácticos (roseta de deformaciones) y teóricos (cosmos)

### **5.1.5. CÁLCULO DE LOS MÓDULOS DE ELASTICIDAD (E, E<sub>//</sub> y E<sub>l</sub>) A PARTIR DEL VOLUMEN DE FIBRA DE VIDRIO**

A fin de hacer una comparación mediante el análisis en el programa cosmos design star de la pieza fabricada en fibra de carbono con una en fibra de vidrio, se debe calcular de alguna forma los módulos de elasticidad equivalente, longitudinal y transversal en este material. Se aplicará el mismo procedimiento para calcular los módulos descritos que para los módulos en fibra de carbono, con la particularidad que para la pieza fabricada en fibra de carbono se obtuvo el módulo longitudinal (E<sub>//</sub>) en forma práctica con los métodos alternativos analizados. Para calcular el módulo longitudinal de la fibra de vidrio se aplicará la siguiente relación, cuyos parámetros son los módulos de elasticidad (E<sub>//</sub>) calculados en probetas de ambas fibras y el módulo de elasticidad longitudinal

real de la pieza de fibra de carbono obtenido a partir de los métodos alternativos:

$$283130.26(MPa) \rightarrow 16852.4(MPa)$$

$$149183.26(MPa) \rightarrow E_{//}(F.V.)$$

$$E_{//}(F.V.) = 8879.64(MPa)$$

#### 5.1.5.1. Cálculo del volumen de fibra

Para calcular el porcentaje en volumen de fibra de vidrio que se utilizaría en la construcción del portaradiador se basaría en la cantidad de fibra utilizada y en la densidad de la fibra, cuyos valores son:

$$m_f = 0.0871 \text{ (kg)}$$

$$\rho_f = 2500 \text{ (kg/m}^3\text{)}^{46}$$

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_f} = \frac{0.0871(kg)}{2500\left(\frac{kg}{m^3}\right)} = 3.484 \times 10^{-5} (m^3) * \left(\frac{100^3 cm^3}{1m^3}\right) = 34.84(cm^3)$$

$$\%V_f = 0.35$$

#### 5.1.5.2. Cálculo de la densidad del material compuesto (fibra de vidrio)

$$\rho_{MC} = \rho_f \cdot V_f + \rho_m \cdot V_m = 2500(kg/m^3) \cdot 0.35 + 1150 (kg/m^3) \cdot 0.65 = 1622.5 (kg/m^3)$$

#### 5.1.5.3. Cálculo de la resistencia a tracción específica

$$R_{Te}(fibra\_vidrio) = \frac{R_T}{\rho_{MC}} = \frac{95.9(N/mm^2)}{1.623(gr/cm^3)} = 59.1(MPa)$$

#### 5.1.5.4. Cálculo de módulos a partir de datos patrones

Para calcular los módulos de elasticidad equivalente y transversal de la pieza de fibra de vidrio, se tomará en cuenta los siguientes datos patrones:

**Tabla 5.32:** Propiedades de fibra de carbono y resina epoxi: patrones

	FIBRA DE CARBONO	RESINA EPOXI
<b>MÓDULO DE ELASTICIDAD (MPa)</b>	85000	3800

**Fuente:** *Introducción a Materiales Compuestos*

$$E_1 = E_{//} = E_f \cdot V_f + E_m (1 - V_f)$$

<sup>46</sup> Características técnicas de la fibra de vidrio: ver Anexo C

$$E_1 = 85000(MPa) * 0.35 + 3800(MPa) * (1 - 0.35)$$

$$E_1 = 32220(MPa)$$

$$E_2 = E_l = \frac{E_f \cdot E_m}{E_f(1 - V_f) + E_m V_f}$$

$$E_m = \frac{3800(MPa)}{1 - 0.4^2} = 4523.81(MPa)$$

$$E_2 = \frac{85000(MPa) * 4523.81(MPa)}{85000(MPa) * (1 - 0.35) + 4523.81(MPa) * 0.35} = 6765.82(MPa)$$

$$\bar{E} = \frac{3}{8} E_{ll} + \frac{5}{8} E_l = \frac{3}{8} \cdot 32220 + \frac{5}{8} \cdot 6765.82 = 16311.14(MPa)$$

Una vez obtenidos los nuevos módulos longitudinal, transversal y equivalente de los datos patrón, se calculan los valores de los módulos para el análisis real:

$$16311.14 \rightarrow 32220$$

$$\bar{E} \rightarrow 8879.64$$

$$\Rightarrow \bar{E} = 4495.25(MPa)$$

$$16311.14 \rightarrow 6765.82$$

$$4495.25 \rightarrow E_l$$

$$\Rightarrow E_l = 1864.62(MPa)$$

$$\therefore \bar{G} = \frac{1}{8} \cdot 8879.64 + \frac{1}{4} \cdot 1864.62 = 1576.11(MPa)$$

Estos valores son los reales con los cuales hay que calcular los esfuerzos teóricos (cosmos design star)

## 5.2. ANÁLISIS DE ESFUERZOS UTILIZANDO ROSETA DE DEFORMACIONES

### 5.2.1. DATOS TOMADOS

Para la realización del ensayo se decidió ir cargando al portaradiador con masas desde 1 hasta 6 (kg), con objeto de ir midiendo tanto las deformaciones unitarias en los ejes de la roseta como las deflexiones máximas en los extremos izquierdo y derecho; se hará tres ensayos a fin de tener un conjunto de datos para tener una aproximación más real de lo que pasa en el sistema.

**Tabla 5.33:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 1

ENSAYO 1			
m (kg)	$\epsilon_1 \times 10^{-6}$ (alambre verde)	$\epsilon_2 \times 10^{-6}$ (alambre naranja)	$\epsilon_3 \times 10^{-6}$ (alambre rojo)

1	-7	-30	-27
2	-15	-57	-61
4	-27	-119	-118
5	-42	-144	-142
6	-60	-172	-160

**Tabla 5.34:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 2

<b>ENSAYO 2</b>			
<b>m (kg)</b>	<b><math>\varepsilon_1 \times 10^{-6}</math> (alambre verde)</b>	<b><math>\varepsilon_2 \times 10^{-6}</math> (alambre naranja)</b>	<b><math>\varepsilon_3 \times 10^{-6}</math> (alambre rojo)</b>
1	-4	-30	-26
2	-10	-63	-57
4	-33	-130	-110
5	-50	-160	-132
6	-63	-192	-155

**Tabla 5.35:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: ensayo 3

<b>ENSAYO 3</b>			
<b>m (kg)</b>	<b><math>\varepsilon_1 \times 10^{-6}</math> (alambre verde)</b>	<b><math>\varepsilon_2 \times 10^{-6}</math> (alambre naranja)</b>	<b><math>\varepsilon_3 \times 10^{-6}</math> (alambre rojo)</b>
1	-1	-31	-29
2	-7	-63	-58
4	-25	-124	-119
5	-36	-156	-144
6	-55	-187	-166

**Tabla 5.36:** Datos de deformaciones unitarias en dirección de roseta: promedios

<b>PROMEDIOS</b>			
<b>m (kg)</b>	<b><math>\varepsilon_1 \times 10^{-6}</math> (alambre verde)</b>	<b><math>\varepsilon_2 \times 10^{-6}</math> (alambre naranja)</b>	<b><math>\varepsilon_3 \times 10^{-6}</math> (alambre rojo)</b>
1	-4	-30.33	-27.33
2	-10.7	-61	-58.7
4	-28.33	-124.33	-115.7
5	-42.7	-153.33	-139.33
6	-59.33	-183.7	-160.33

## 5.2.2. FÓRMULAS Y CRITERIOS PARA OBTENER LAS DEFORMACIONES UNITARIAS Y ESFUERZOS PRÁCTICOS

Para obtener las deformaciones unitarias normales ( $\varepsilon_z$ ,  $\varepsilon_x$ ), y cortante ( $\gamma_{zx}$ ) en las direcciones de los ejes principales se procede a aplicar las siguientes fórmulas de conversión:

$$\varepsilon_1 = \frac{\varepsilon_z + \varepsilon_x}{2} + \frac{\varepsilon_z - \varepsilon_x}{2} \cdot \cos(2\theta_1) + \frac{\gamma_{zx}}{2} \cdot \text{sen}(2\theta_1) \quad (\text{Ec 5.4})$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\varepsilon_z + \varepsilon_x}{2} + \frac{\varepsilon_z - \varepsilon_x}{2} \cdot \cos(2\theta_2) + \frac{\gamma_{zx}}{2} \cdot \text{sen}(2\theta_2) \quad (\text{Ec 5.5})$$

$$\varepsilon_3 = \frac{\varepsilon_z + \varepsilon_x}{2} + \frac{\varepsilon_z - \varepsilon_x}{2} \cdot \cos(2\theta_3) + \frac{\gamma_{zx}}{2} \cdot \text{sen}(2\theta_3) \quad (\text{Ec 5.6})$$

Los ángulos  $\theta_1$ ,  $\theta_2$  y  $\theta_3$  en el presente estudio serán  $60^\circ$ ,  $180^\circ$  y  $300^\circ$ , respectivamente.

Para obtener los esfuerzos en éstas direcciones tanto normales y cortantes, se deberán aplicar las siguientes ecuaciones:

$$\sigma_z = \frac{E}{1-\nu^2} \cdot (\varepsilon_z + \nu \cdot \varepsilon_x) \quad (\text{Ecs 5.4 y 5.5})$$

$$\sigma_x = \frac{E}{1-\nu^2} \cdot (\varepsilon_x + \nu \cdot \varepsilon_z)$$

$$\tau_{zx} = G \cdot \gamma_{zx} \quad (\text{Ec 5.6})$$

### 5.2.3. TABULACIÓN DE RESULTADOS

**Tabla 5.37:** Datos de deformaciones unitarias normales y cortantes en dirección de ejes principales

m (kg)	$\varepsilon_z \times 10^{-6}$	$\varepsilon_x \times 10^{-6}$	$\gamma_{zx} \times 10^{-6}$
1	-30.33	-10.78	26.82
2	-61	-25.93	55.18
4	-124.33	-54.58	100.42
5	-153.33	-70.18	111.2
6	-183.7	-85.21	116.1

### 5.2.4. CÁLCULO DE ESFUERZOS

Para obtener los esfuerzos en el punto donde se encuentra la roseta de deformaciones, se debe elegir un peso con sus respectivas deformaciones, para el caso se elige trabajar con 4 (kg) que como se mostrará posteriormente en la *sección 5.4.1*, es la masa apropiada con la que la pieza trabaja en el rango elástico y con un adecuado factor de seguridad.

Para calcular los esfuerzos normales ( $\sigma_z$  y  $\sigma_x$ ) y cortante ( $\tau_{zx}$ ) se trabajará con los módulos equivalentes, ya que es un material compuesto y tiene módulos de elasticidad longitudinal y transversal.

$$\bar{E} = 6806.76(\text{MPa})$$

$$E_{//} = E_1 = 16852.4(\text{MPa})$$

$$E_{\perp} = E_2 = 779.38(\text{MPa})$$

$$G_{12} = 2301.4(\text{MPa})$$

**Tabla 5.38:** Esfuerzos normales y cortantes obtenidos experimentalmente

m (kg)	$\sigma_z$ (MPa)	$\sigma_x$ (MPa)	$\tau_{zx}$ (MPa)
1	-0.24	-0.14	0.06
2	-0.5	-0.31	0.13
4	-1.01	-0.63	0.23
5	-1.25	-0.8	0.26
6	-1.5	-0.97	0.27

### 5.3. ANÁLISIS DE DEFLEXIONES

Para obtener las deflexiones máximas en los extremos izquierdo y derecho, se colocaron dos comparadores de reloj; se realizaron tres pruebas para obtener datos más aproximados a la realidad.

**Tabla 5.39:** Datos de deflexiones (prueba 1)

m (kg)	$\delta_1$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
1	2.1	0.7
2	4.7	1.6
4	8.7	4.1
5	11.3	5.5
6	13.9	6.0

**Tabla 5.40:** Datos de deflexiones (prueba2)

m (kg)	$\delta_1$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
1	2.05	0.6
2	4.5	1.5
4	8.5	3.8
5	10.8	5.1
6	14.5	6.8

**Tabla 5.41:** Datos de deflexiones (prueba3)

m (kg)	$\delta_1$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
1	2.08	0.5
2	4.6	1.5
4	8.5	4.0
5	11.1	5.05
6	14.7	7.0

**Tabla 5.42:** Datos de deflexiones (promedio)

m (kg)	$\delta_1^{47}$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
1	2.08	0.6
2	4.6	1.53
4	8.6	3.97
5	11.07	5.22
6	14.37	6.6

## 5.4. ANÁLISIS EN COSMOS DESIGN STAR

Una vez calculado el módulo de elasticidad longitudinal con el que trabaja la pieza ( $E_{//}$ ) obtenido mediante ensayos alternativos, se debe obtener el módulo equivalente ( $E$ ) mediante un patrón de diseño ya establecido, y su respectiva componente transversal ( $E_{\perp}$ ), de forma que se puedan ingresar éstos valores en el software de diseño. El módulo a cortante ( $G_{12}$ ), es el mismo en las dos direcciones, y éste podemos obtenerlo de la siguiente relación:

$$\bar{G} = \frac{1}{8}E_{//} + \frac{1}{4}E_{\perp}$$

Los valores de los módulos antes mencionados y del módulo a cortante ( $G_{12}$ ), constan en la siguiente tabla:

**Tabla 5.43:** Módulos de elasticidad para análisis en formato ortotrópico en Cosmos Design Star

E (MPa)	$E_1$ (MPa)	$E_2$ (MPa)	$G_{12}$ (MPa)
6806.76	16852.4	779.38	2301.4

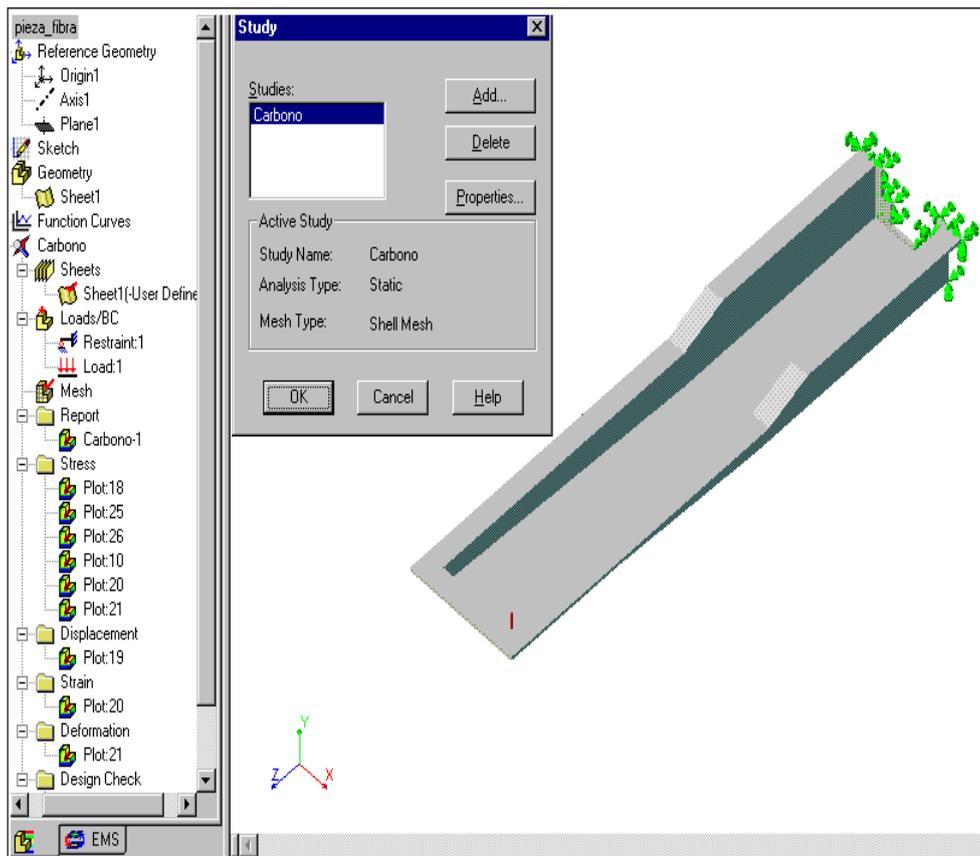
#### 5.4.1. PORTARADIADOR EN FIBRA DE CARBONO

La siguiente figura indica al portaradiador exportado desde el programa autocad, al software cosmos design star, y tal como va a actuar en la realidad, es decir, empotrado al fondo y en voladizo, además de la carga en el extremo izquierdo (visto desde atrás).

**Figura 5.9:** Portaradiador simulado con empotramiento y carga en el lado izquierdo (visto desde atrás)

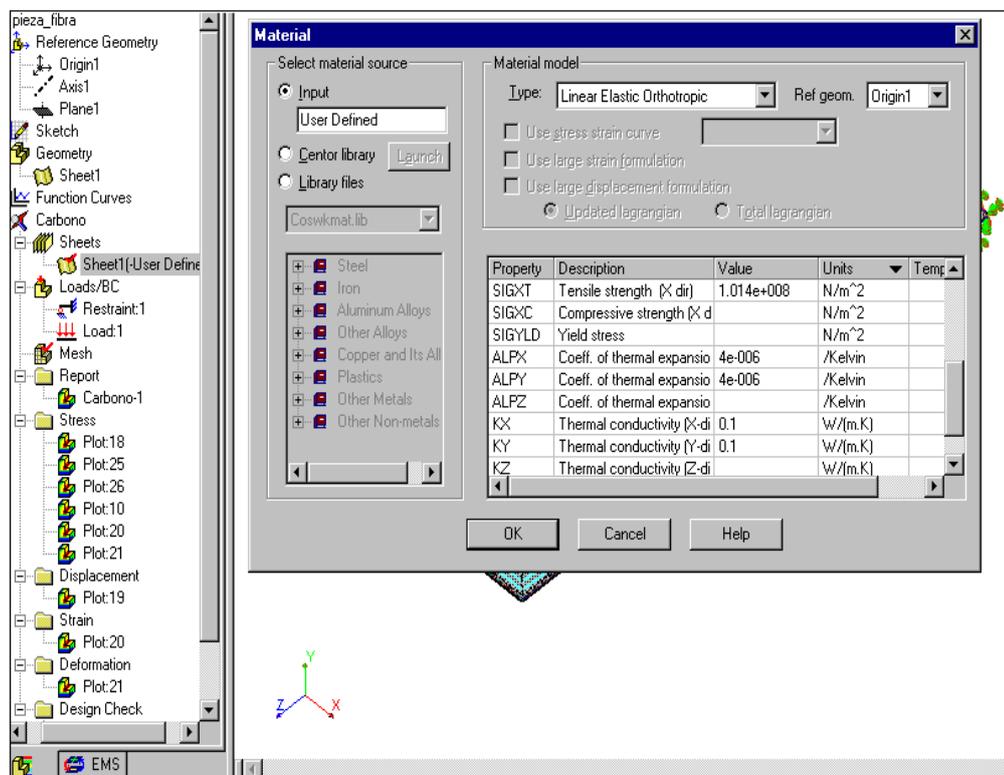
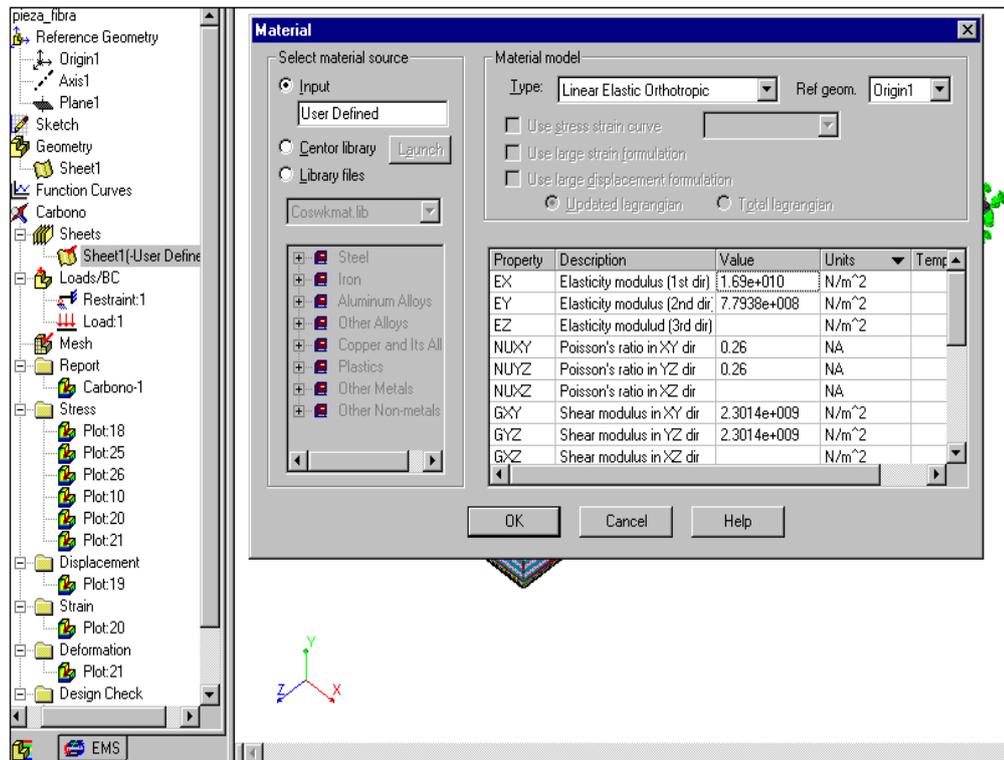
---

<sup>47</sup>  $\delta_1$ : lado derecho,  $\delta_2$ : lado izquierdo



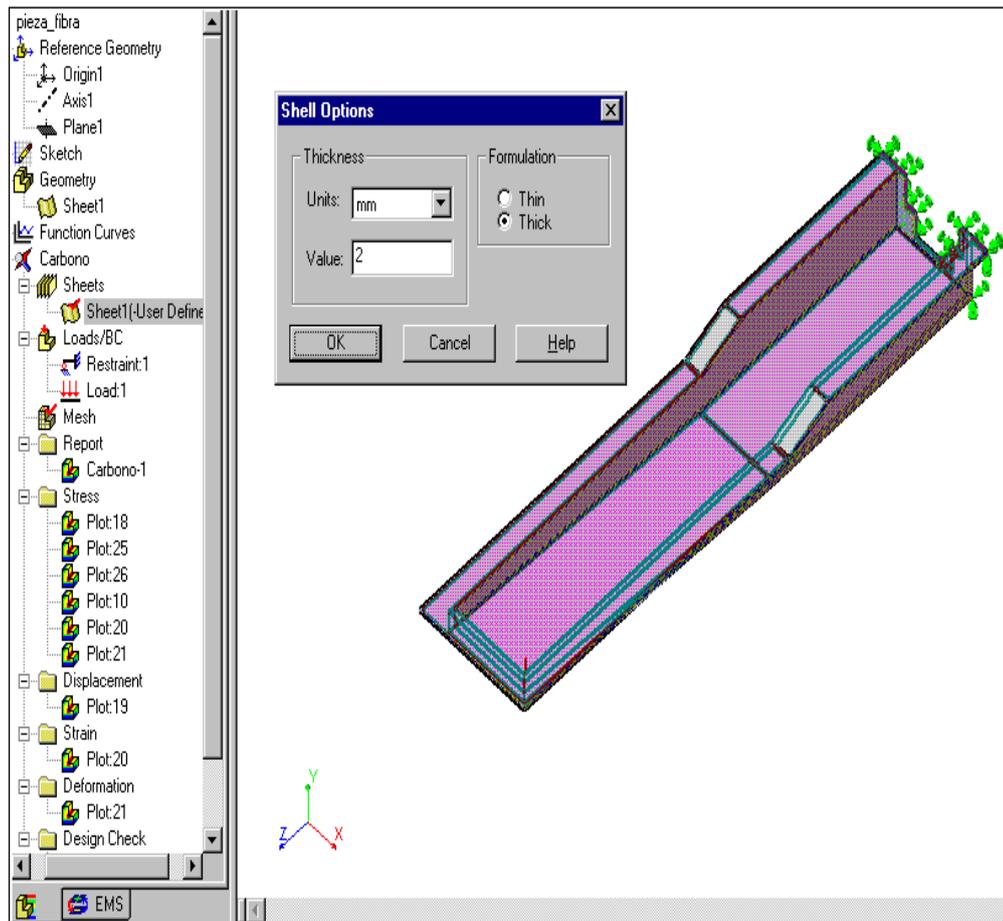
**A continuación se procede a ingresar los valores de las variables físicas y mecánicas para su respectivo análisis, es necesario acotar en este punto que el formato que se va a utilizar para el análisis es ortotrópico, ya que la pieza es un material que tiene diferentes propiedades tanto en la dirección longitudinal como en la transversal.**

**Figura 5.10: Ingreso de propiedades físicas y mecánicas en formato ortotrópico**



El siguiente paso consiste en ingresar el espesor de diseño, para el análisis se ingresará un valor de 2 (mm), ya que es el espesor medido en la pieza.

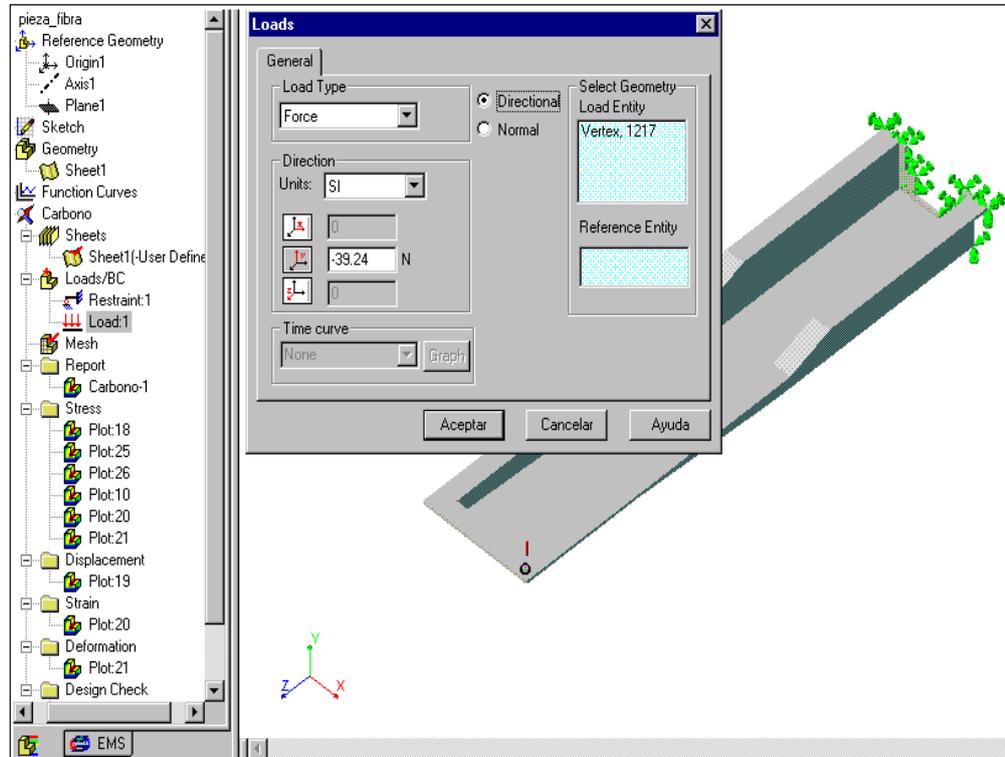
**Figura 5.11:** Ingreso del espesor de la pieza



**Después se ingresará el valor de la fuerza aplicada al portaradiador que como se mencionó se cargará en el extremo izquierdo de la pieza.**

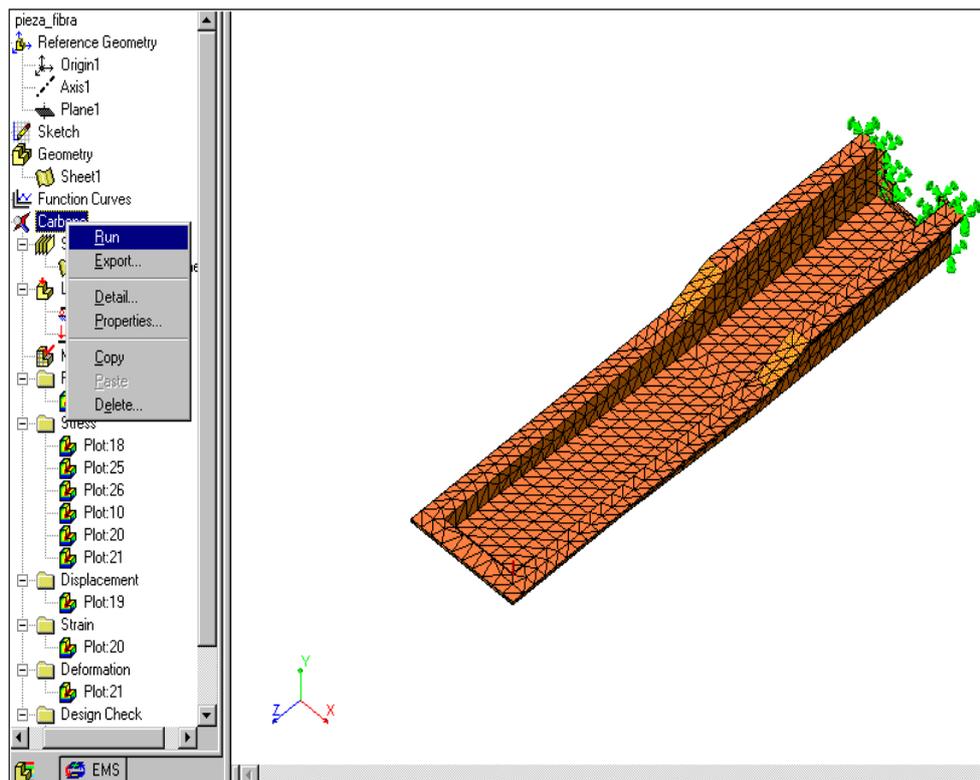
**El valor de la fuerza con que calculará el programa los esfuerzos y deflexiones es de 4 (kg), en la dirección “Y” negativa, o su equivalente a 39.24 (N).**

**Figura 5.12: Ingreso de la fuerza**



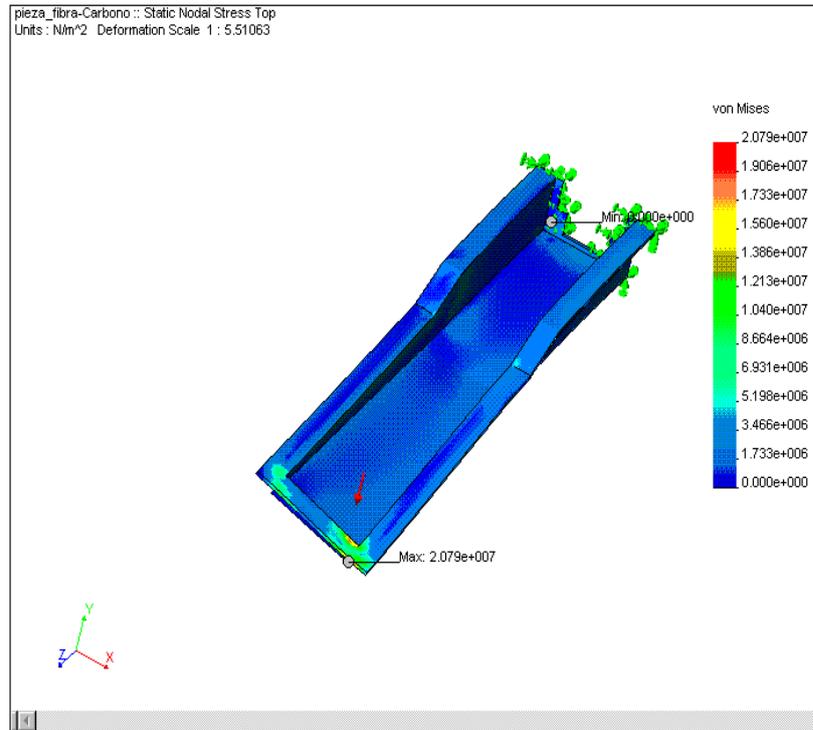
El siguiente gráfico representa el mallado del elemento y la fase de ejecución:

**Figura 5.13: Mallado del portaradiador y ejecución**



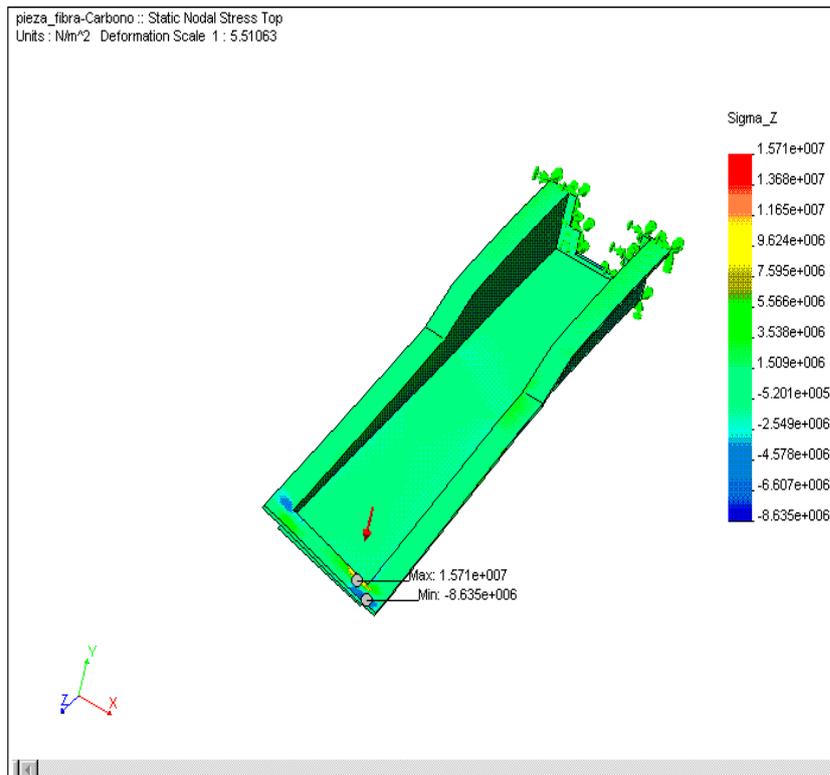
Los siguientes gráficos indican los resultados que se obtienen del programa

**Figura 5.14:** Escala gráfica de esfuerzos



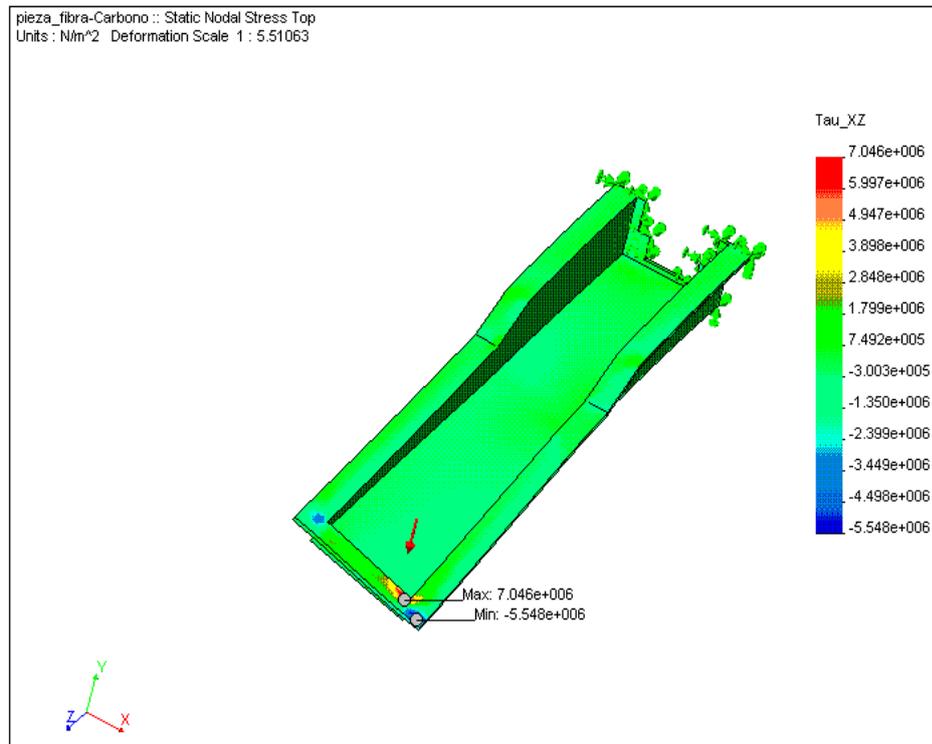
El siguiente gráfico indica la escala de valores del esfuerzo normal  $\sigma_z$ .

**Figura 5.15:** Escala de esfuerzos  $\sigma_z$



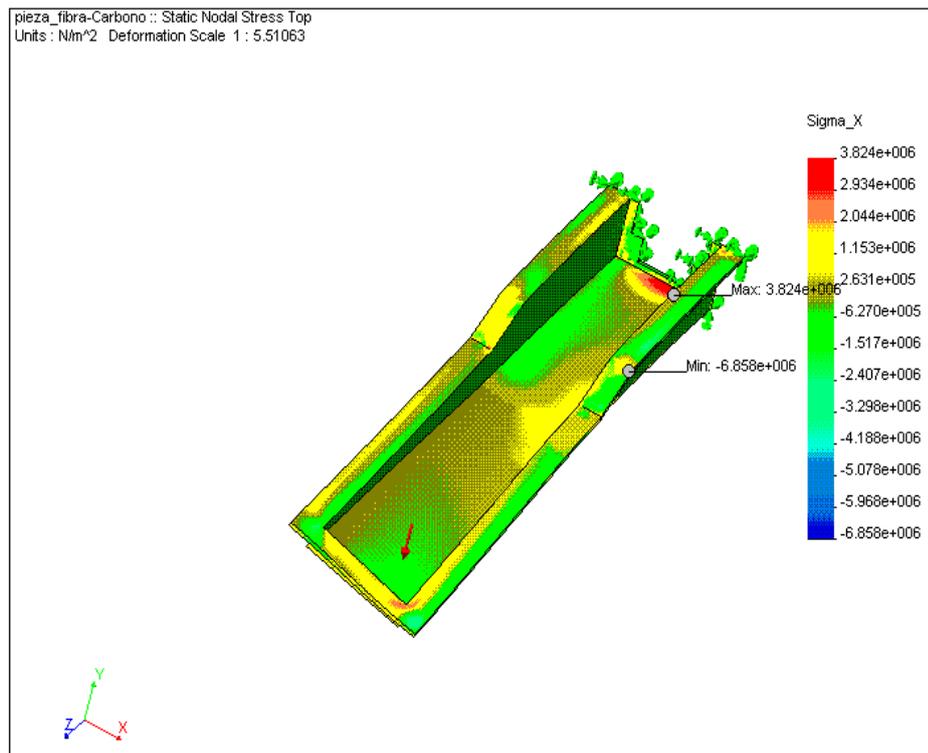
El siguiente gráfico indica la escala de valores del esfuerzo cortante  $\tau_{XZ}$ .

**Figura 5.16:** Escala de esfuerzos  $\tau_{XZ}$



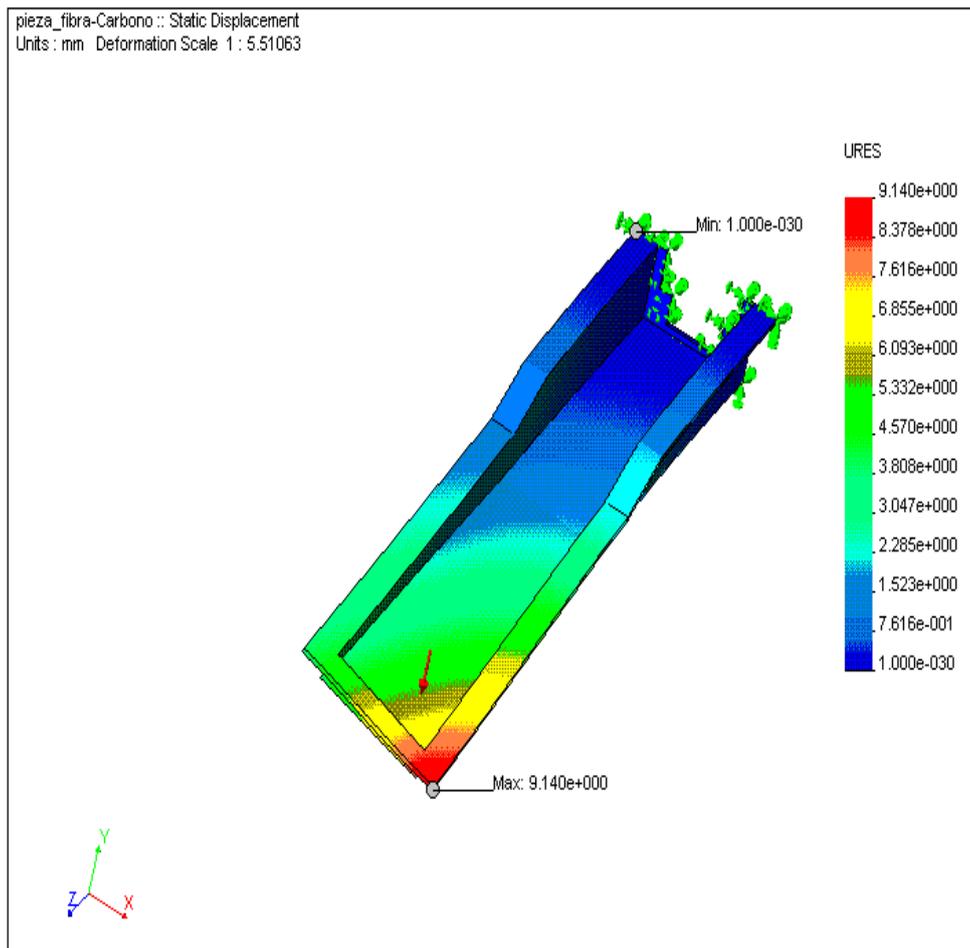
El siguiente gráfico indica la escala de valores del esfuerzo normal  $\sigma_X$ .

**Figura 5.17:** Escala de esfuerzos  $\sigma_X$



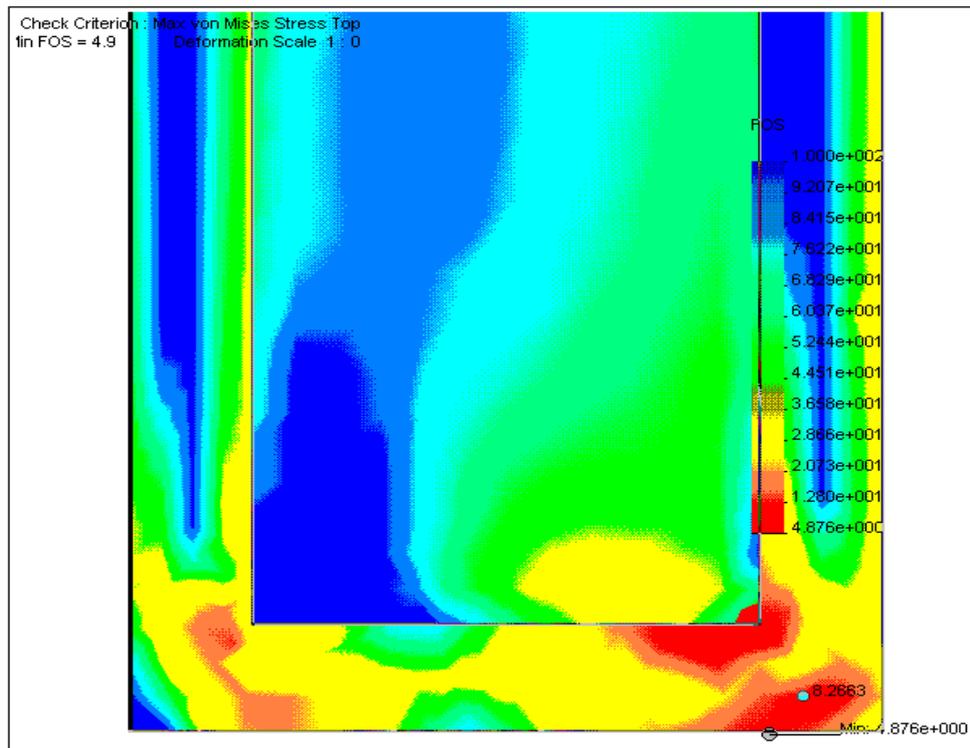
La siguiente figura ilustra la escala de deflexiones máximas y mínimas

**Figura 5.18:** Escala de deflexiones

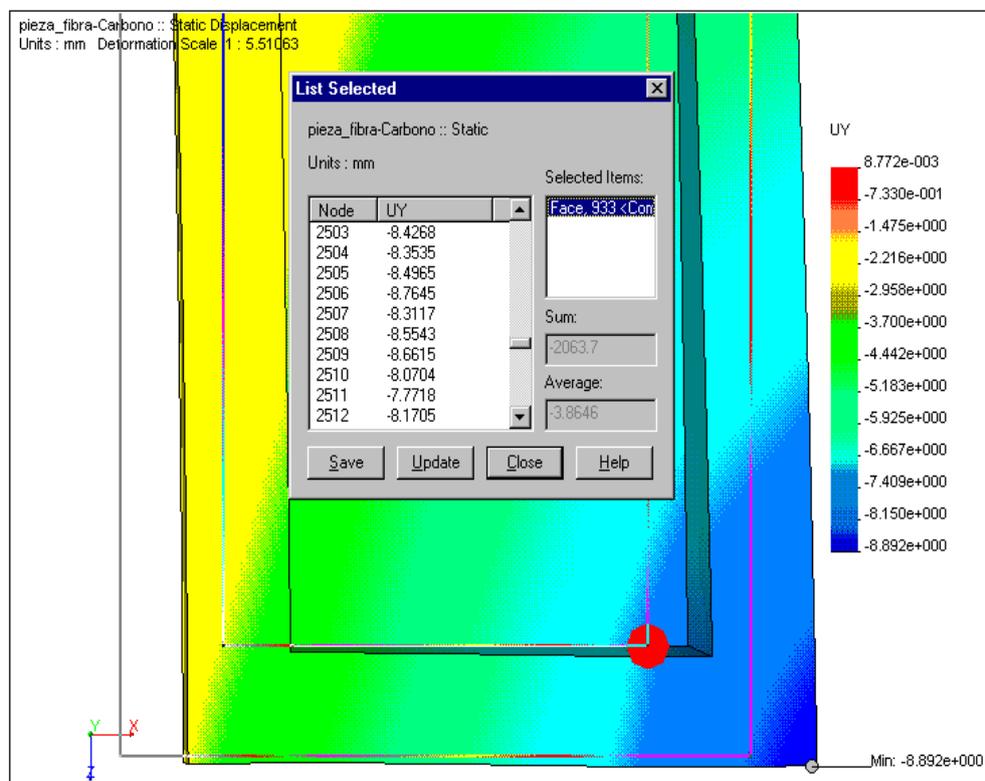


Para obtener las deflexiones en los extremos izquierdo y derecho aproximados donde se colocaron los comparadores de reloj en la pieza fabricada, se debe tomar los nodos y obtener sus deflexiones en la dirección “Y”. Los siguientes gráficos indican la forma de obtener éstos nodos y sus respectivas deflexiones:

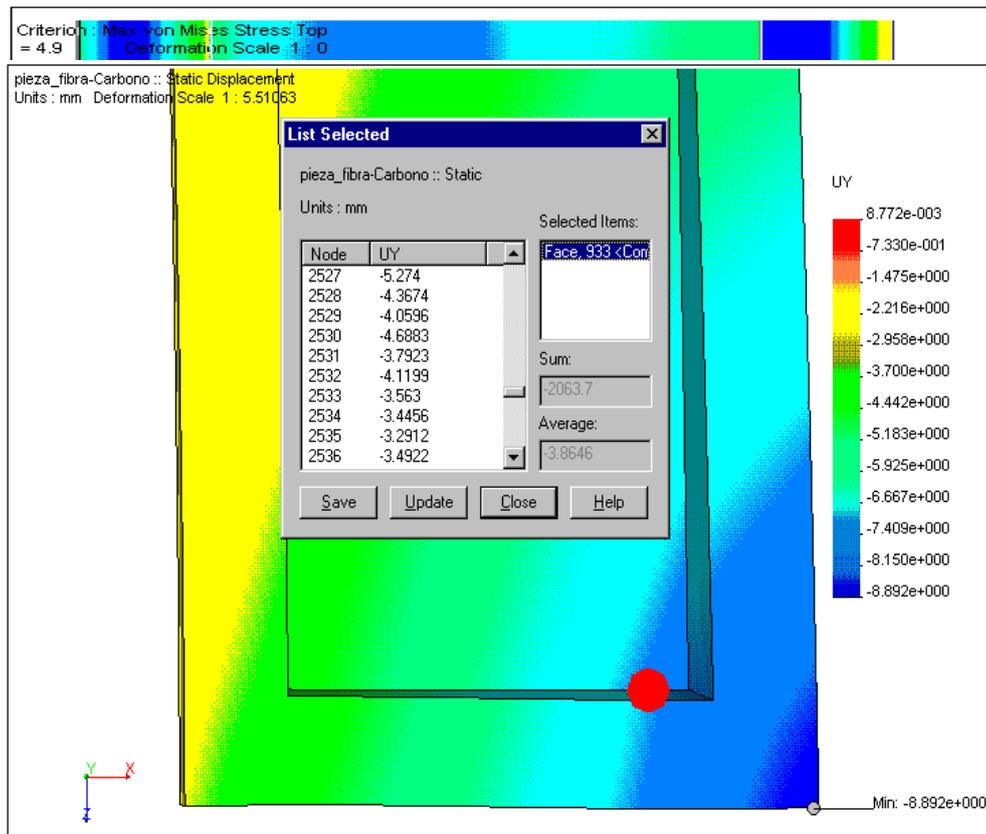
**Figura 5.19: Localización de nodo en el extremo derecho**



**Figura 5.20: Valor de deflexión para nodo lado derecho**



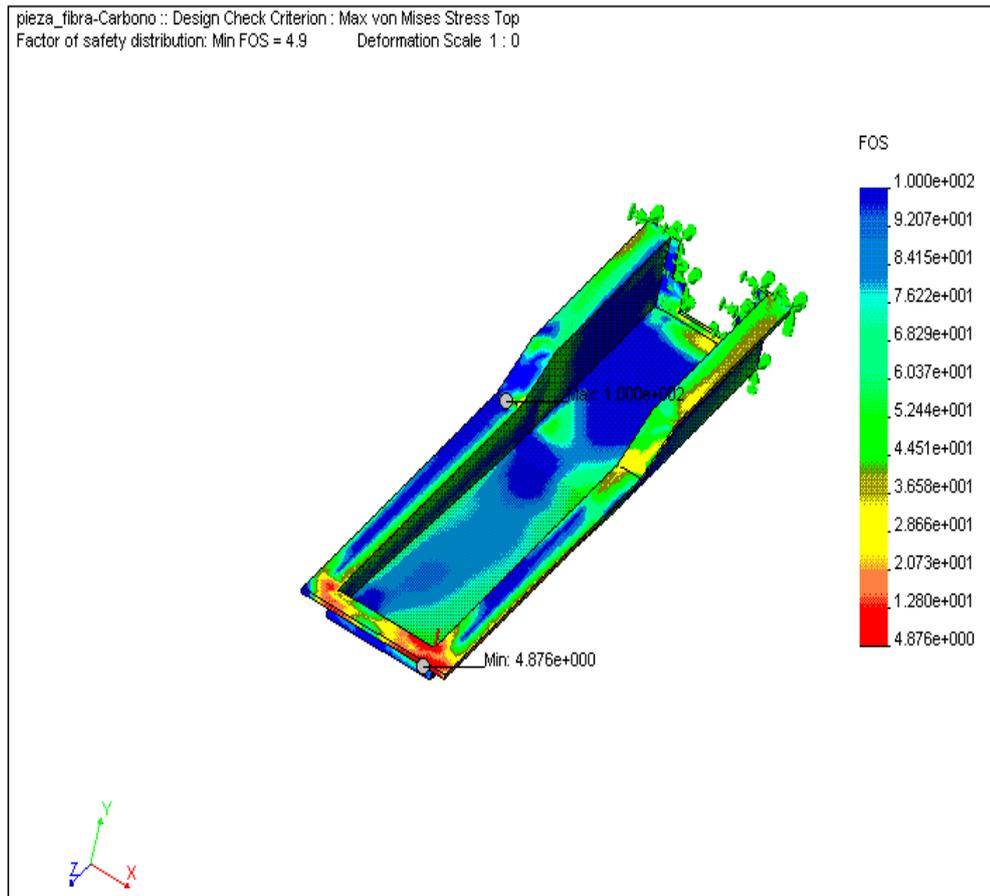
**Figura 5.21: Localización de nodo en el extremo izquierdo**



**Figura 5.22: Valor de deflexión para nodo lado izquierdo**

**El siguiente gráfico indica el factor de seguridad obtenido al trabajar con las condiciones ingresadas:**

**Figura 5.23:** Gráfico factor de seguridad (FOS)

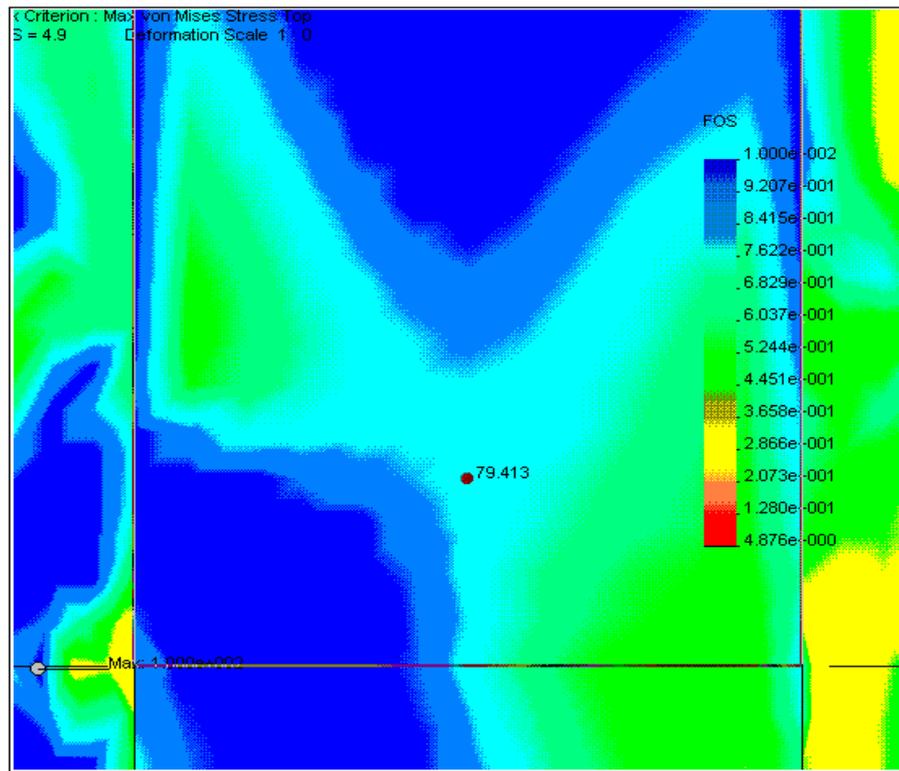


Como se puede observar, este gráfico indica la distribución de los valores máximos y mínimos de los factores de seguridad por regiones, cuyo valor más pequeño es 4.88, que es un valor aceptable de diseño.

A fin de obtener los esfuerzos focalizados en el lugar donde se instaló la roseta de deformaciones y verificar sus resultados con los esfuerzos prácticos, se procede a localizar un nodo, el cual se aproxima a la ubicación real.

La siguiente figura muestra el nodo en el cual está ubicada la roseta de deformaciones:

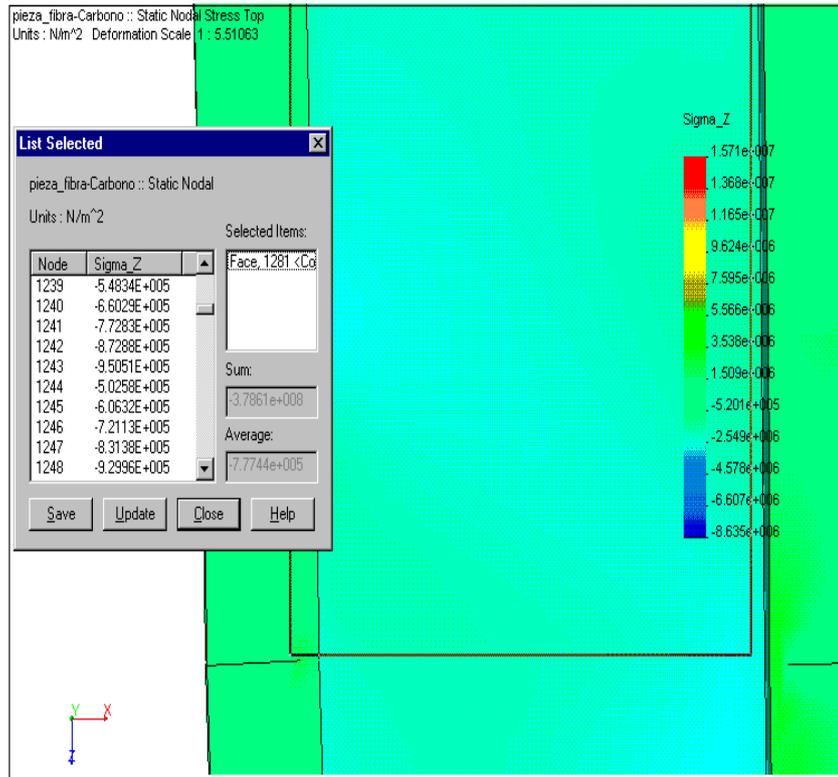
**Figura 5.24:** Ubicación del nodo en el gráfico FOS



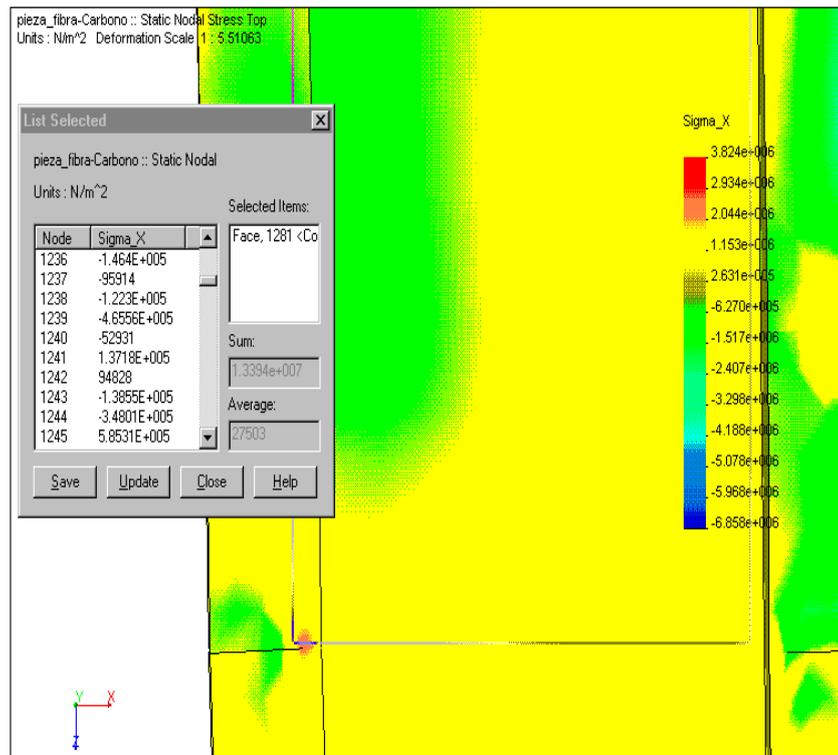
En el gráfico se puede observar el nodo más aproximado a la ubicación de la roseta de deformaciones, el cual tiene un factor de seguridad de 79.41

Los siguientes gráficos indican los esfuerzos normales  $\sigma_z$ ,  $\sigma_x$  y cortante  $\tau_{xz}$  en el respectivo nodo simulando la realidad.

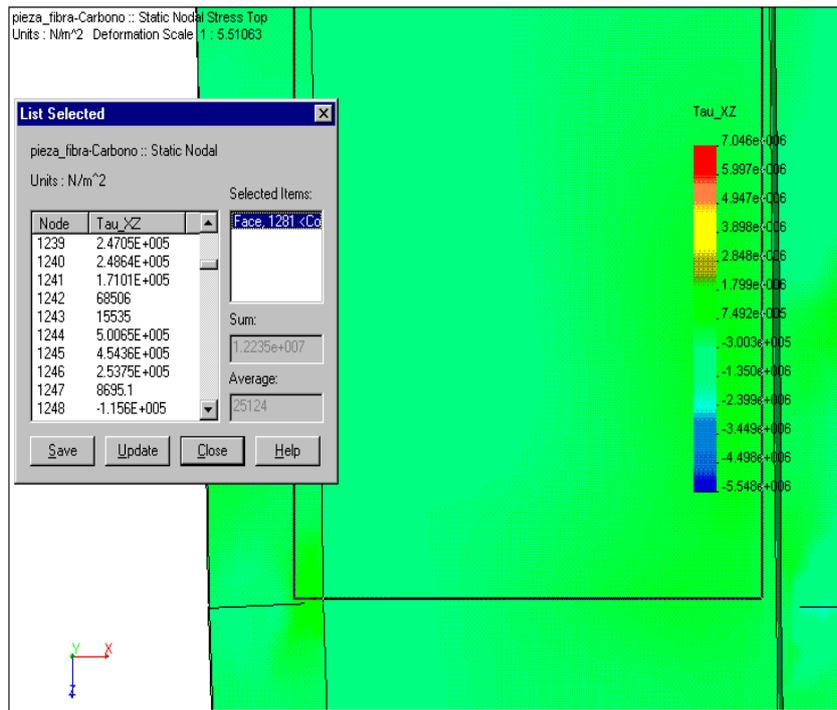
**Figura 5.25: Gráfico  $\sigma_z$  focalizado**



**Figura 5.26: Gráfico  $\sigma_x$  focalizado**

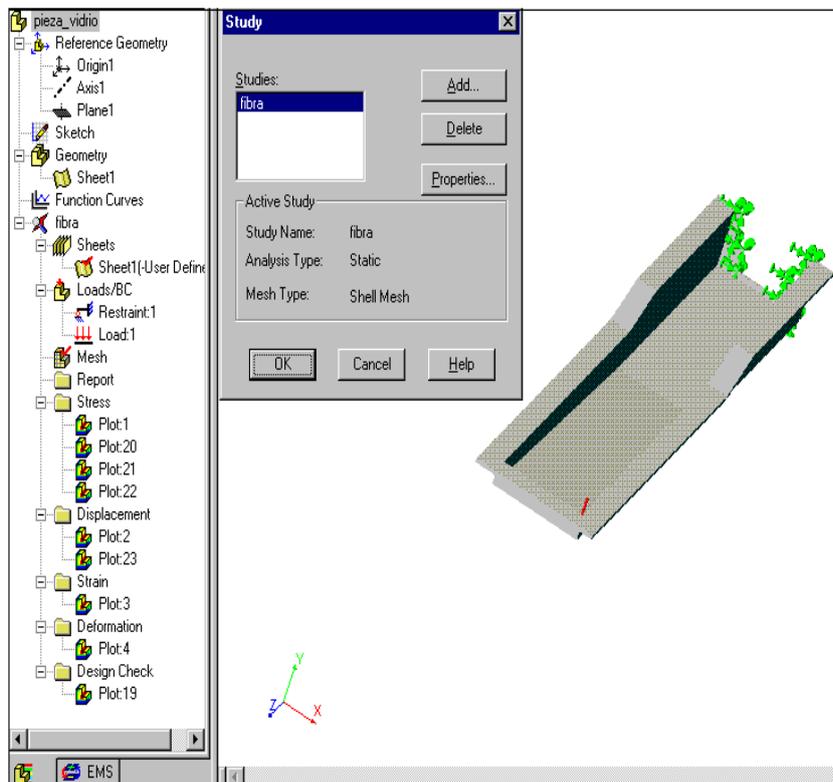


**Figura 5.27:** Gráfico  $\tau_{XZ}$  focalizado

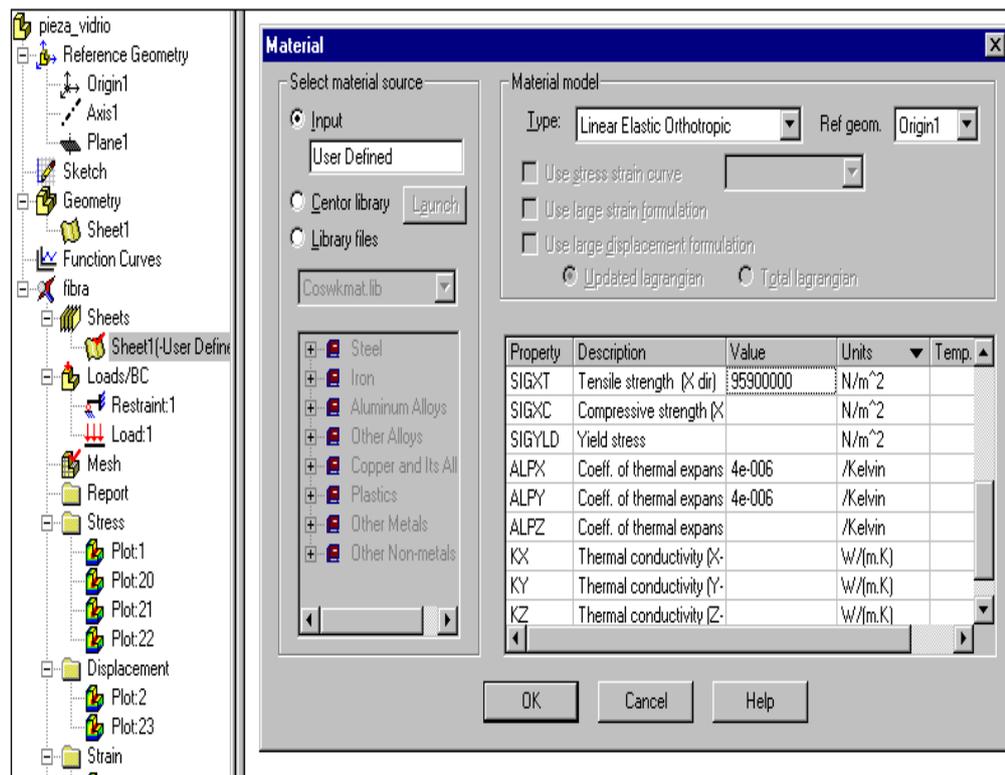
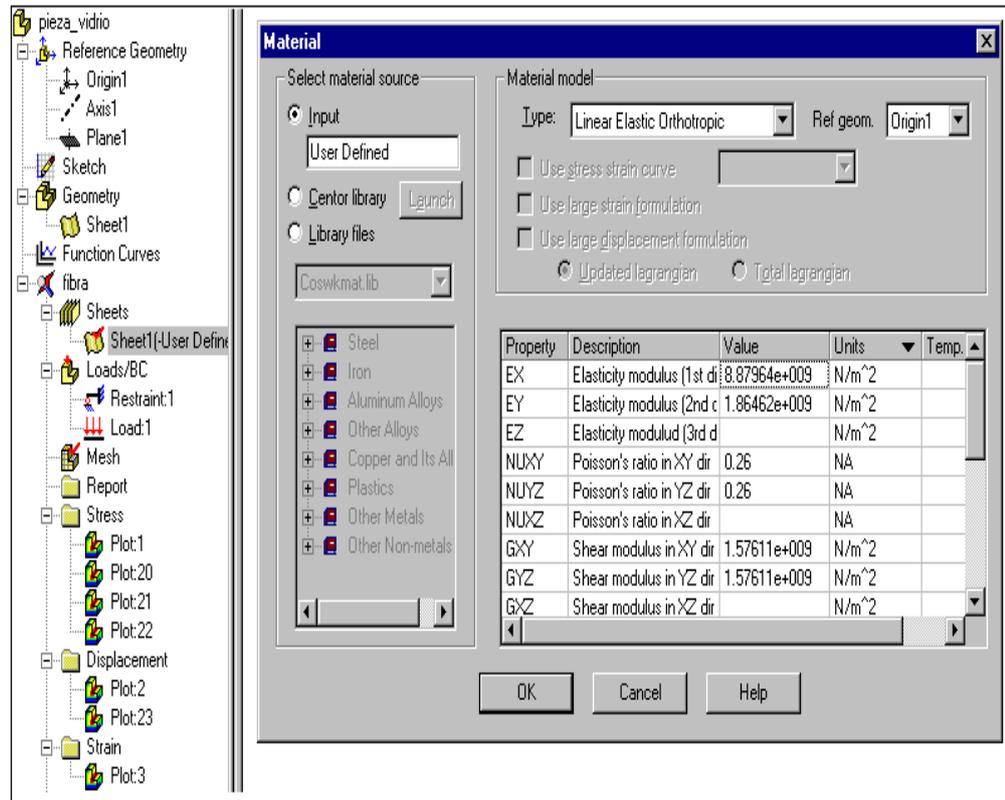


#### 5.4.2. PORTARADIADOR EN FIBRA DE VIDRIO

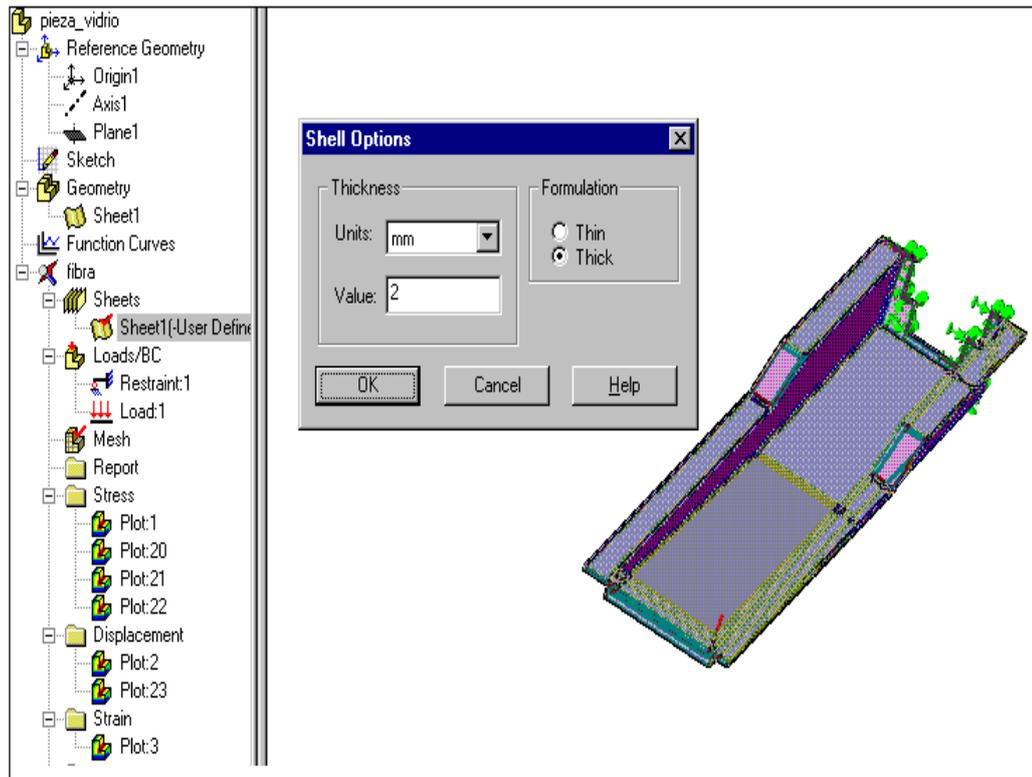
**Figura 5.28:** Portaradiador simulado en fibra de vidrio con empotramiento y carga en el lado izquierdo (visto desde atrás)



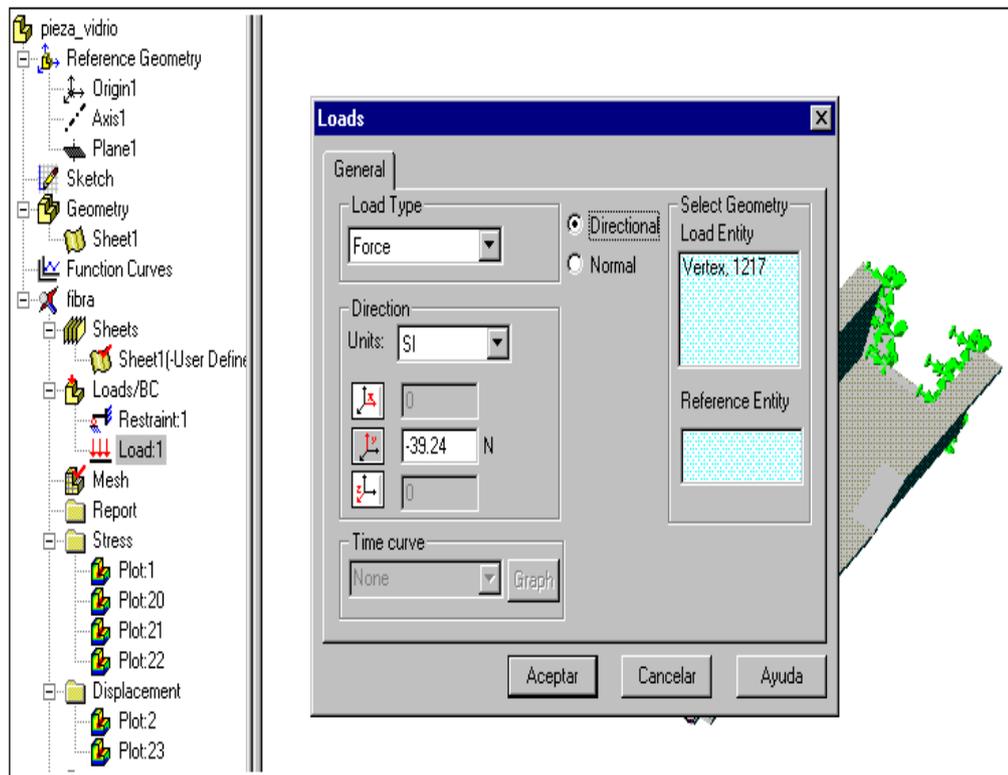
**Figura 5.29:** Ingreso de propiedades físicas y mecánicas en formato ortotrópico



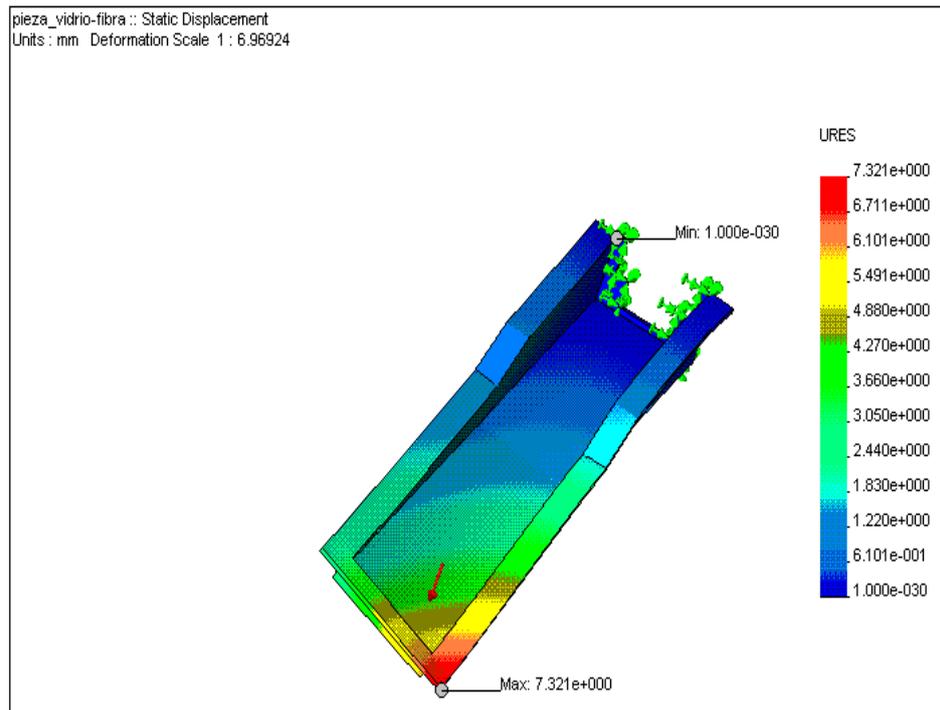
**Figura 5.30:** Ingreso del espesor de la pieza



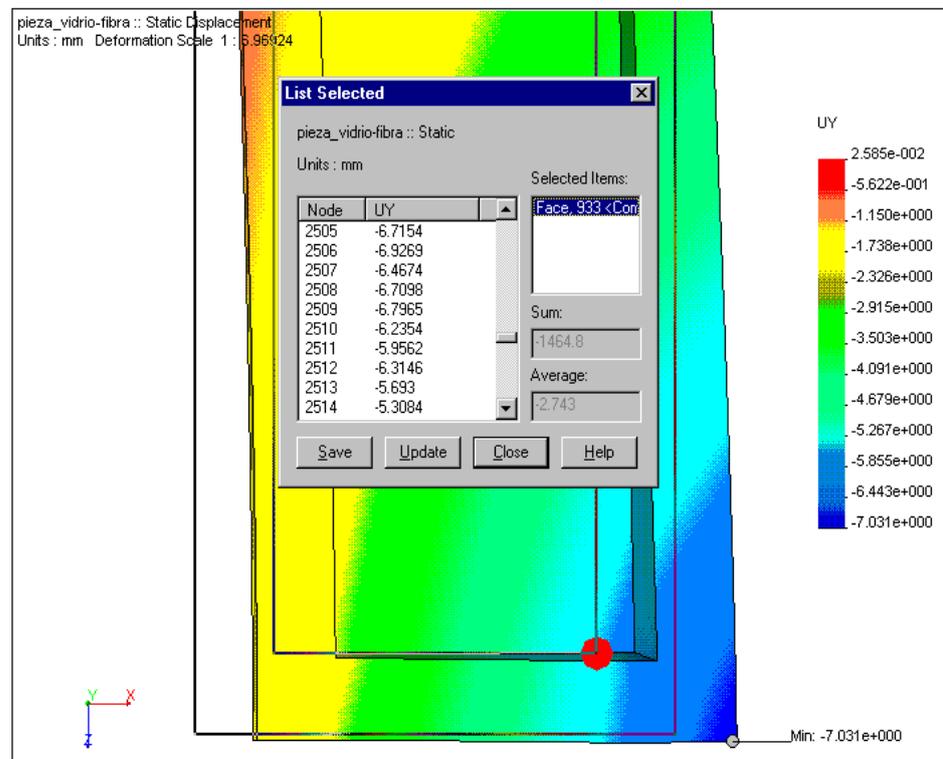
**Figura 5.31:** Ingreso de la fuerza



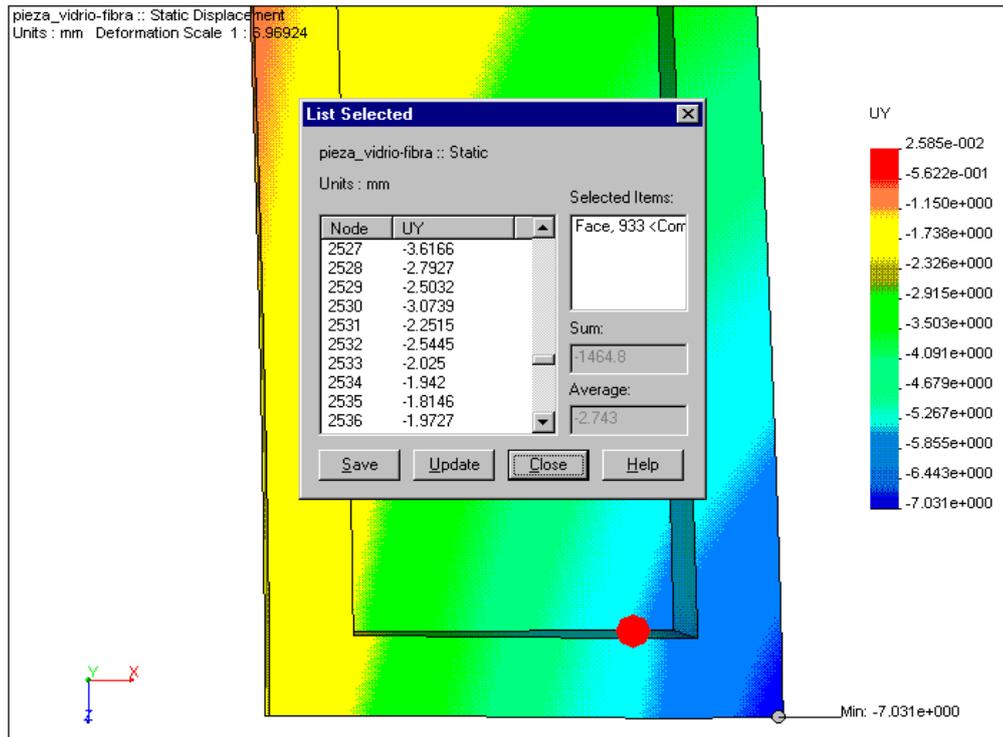
**Figura 5.32: Escala de deflexiones**



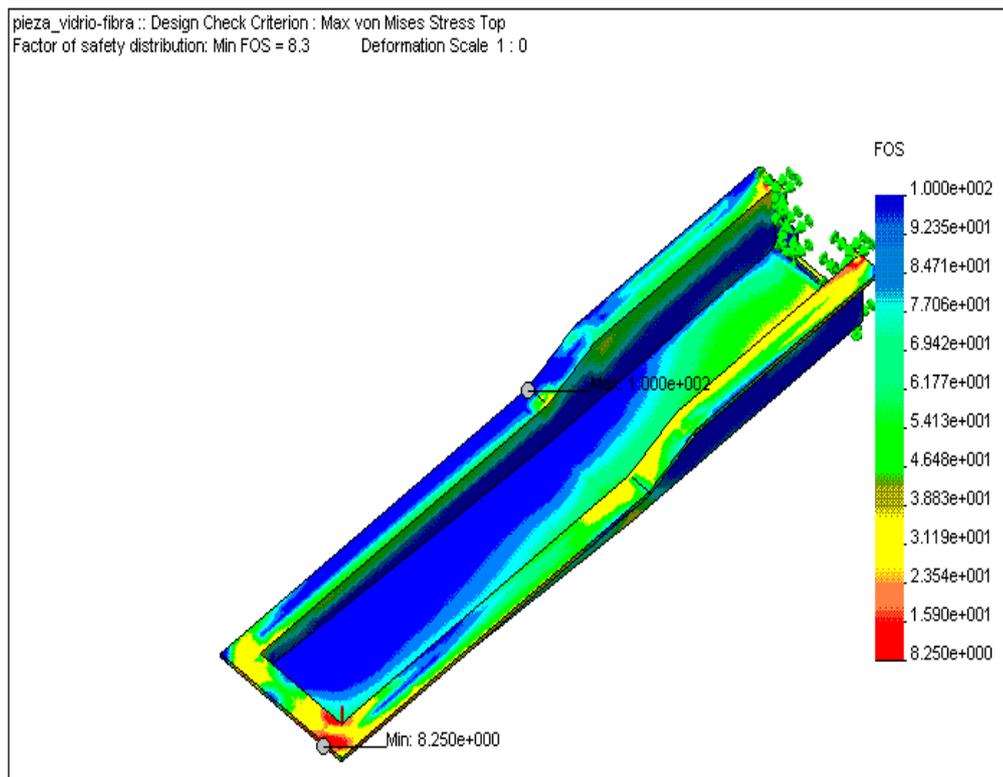
**Figura 5.33: Valor de deflexión para nodo lado derecho**



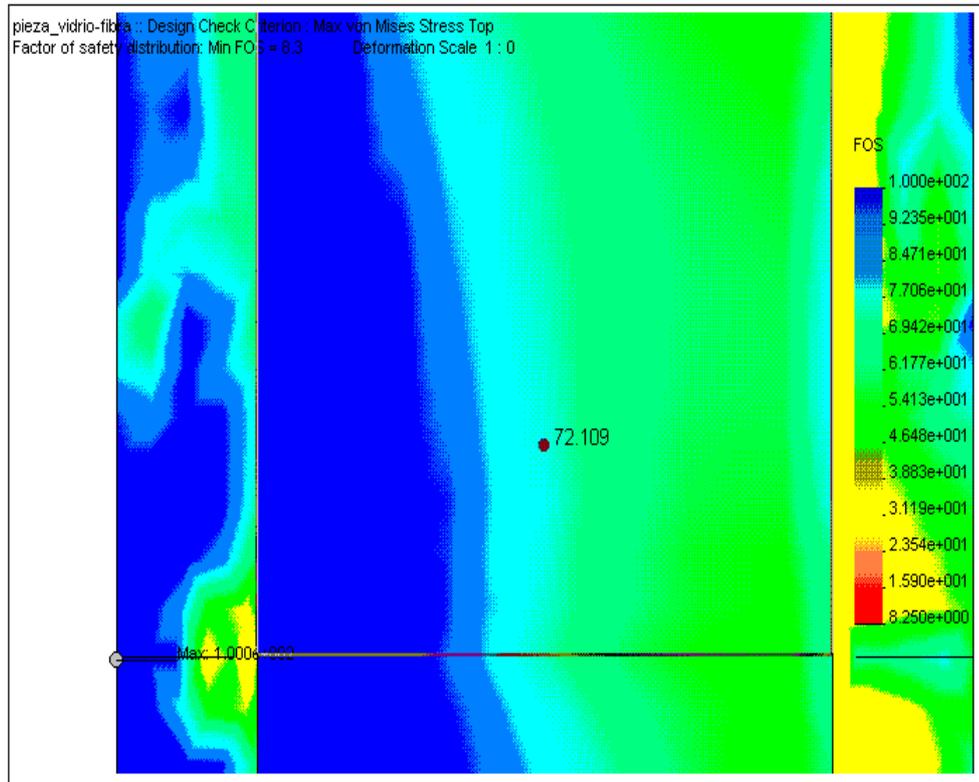
**Figura 5.34: Valor de deflexión para nodo lado izquierdo**



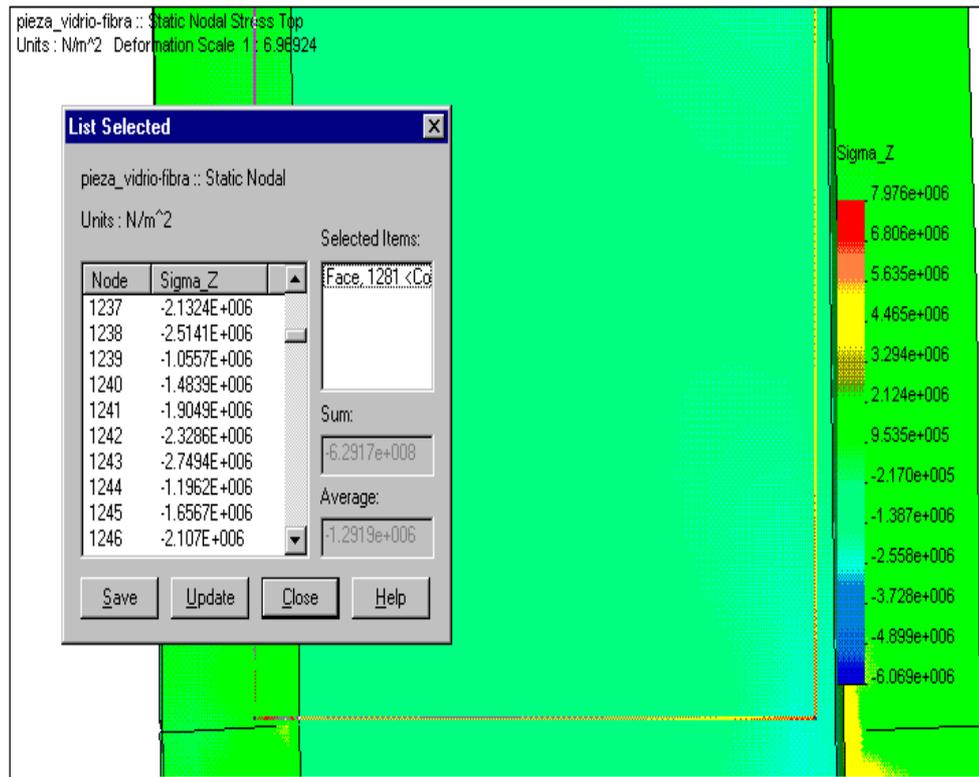
**Figura 5.35: Gráfico factor de seguridad (FOS)**



**Figura 5.36:** Ubicación del nodo en el gráfico FOS



**Figura 5.37:** Gráfico  $\sigma_z$  focalizado



## 5.5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Como se puede observar en las figuras anteriores, el programa calcula no solo los esfuerzos en el nodo seleccionado, sino otros cercanos a el, por lo tanto se debe seleccionar los valores que estén más cercanos a la realidad.

**Tabla 5.44:** Resultados prácticos (roseta de deformaciones)

m (kg)	$\sigma_z$ (MPa)	$\sigma_x$ (MPa)	$\tau_{xz}$ (MPa)	$\delta_1$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
4	-1.01	-0.63	0.23	8.6	3.97

**Tabla 5.45:** Resultados teóricos: cosmos design star (fibra de carbono)

m (kg)	$\sigma_z$ (MPa)	$\sigma_x$ (MPa)	$\tau_{xz}$ (MPa)	$\delta_1$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
4	-0.6	-0.5	0.3	8.312	3.792

**Tabla 5.46:** Resultados teóricos: cosmos design star (fibra de vidrio)

m (kg)	$\sigma_z$ (MPa)	$\sigma_x$ (MPa)	$\tau_{xz}$ (MPa)	$\delta_1$ (mm)	$\delta_2$ (mm)
4	-1.1	-0.6	0.34	6.467	2.252

### 5.5.1. CÁLCULO DEL ERROR DE RESULTADOS PRÁCTICOS Y TEÓRICOS PARA FIBRA DE CARBONO

$$E_{\sigma_z} = \frac{\sigma_z \text{teórico} - \sigma_z \text{experimental}}{\sigma_z \text{experimental}} = \frac{0.6(\text{MPa}) - 1.01(\text{MPa})}{1.01(\text{MPa})} * 100\% = -40\%$$

$$E_{\sigma_x} = \frac{\sigma_x \text{teórico} - \sigma_x \text{experimental}}{\sigma_x \text{experimental}} = \frac{0.5(\text{MPa}) - 0.63(\text{MPa})}{0.63(\text{MPa})} * 100\% = -20\%$$

$$E_{\tau_{xz}} = \frac{\tau_{xz} \text{teórico} - \tau_{xz} \text{experimental}}{\tau_{xz} \text{experimental}} = \frac{0.3(\text{MPa}) - 0.23(\text{MPa})}{0.23(\text{MPa})} * 100\% = -30\%$$

$$E_{\delta_1} = \frac{\delta \text{teórico} - \delta \text{experimental}}{\delta \text{experimental}} = \frac{8.312(\text{mm}) - 8.6(\text{mm})}{8.6(\text{mm})} * 100\% = -3.4\%$$

$$E_{\delta_2} = \frac{\delta \text{teórico} - \delta \text{experimental}}{\delta \text{experimental}} = \frac{3.792(\text{mm}) - 3.97(\text{mm})}{3.97(\text{mm})} * 100\% = -4.5\%$$

### 5.5.2. CÁLCULO DEL ERROR ENTRE RESULTADOS TEÓRICOS PARA FIBRAS DE CARBONO Y VIDRIO (COSMOS DESIGN STAR)

Para hacer una comparación de los resultados teóricos que calcula el programa con los dos materiales (fibras de carbono y vidrio), se tomará como valores teóricos los resultados calculados en la fibra de carbono y los prácticos de la fibra de vidrio:

$$E_{\sigma_z} = \frac{\sigma_z \text{teórico} - \sigma_z \text{experimental}}{\sigma_z \text{experimental}} = \frac{0.6(\text{MPa}) - 1.1(\text{MPa})}{1.1(\text{MPa})} * 100\% = -45\%$$

$$E_{\sigma_x} = \frac{\sigma_x \text{teórico} - \sigma_x \text{experimental}}{\sigma_x \text{experimental}} = \frac{0.5(\text{MPa}) - 0.56(\text{MPa})}{0.56(\text{MPa})} * 100\% = -10\%$$

$$E_{\tau_{xz}} = \frac{\tau_{xz} \text{teórico} - \tau_{xz} \text{experimental}}{\tau_{xz} \text{experimental}} = \frac{0.3(\text{MPa}) - 0.34(\text{MPa})}{0.34(\text{MPa})} * 100\% = -12\%$$

$$E_{\delta_{11}} = \frac{\delta \text{teórico} - \delta \text{experimental}}{\delta \text{experimental}} = \frac{8.312(\text{mm}) - 6.467(\text{mm})}{6.467(\text{mm})} * 100\% = -29\%$$

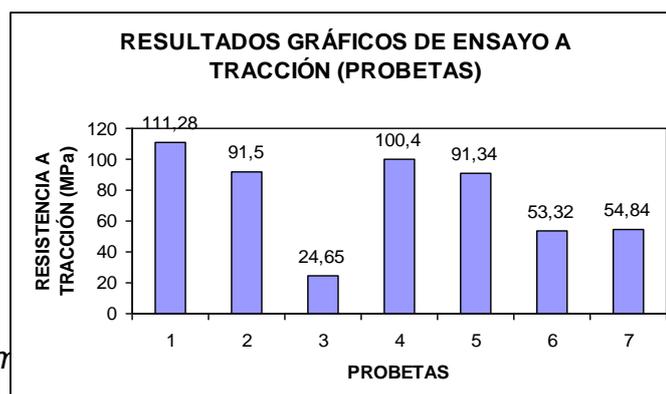
$$E_{\delta_{22}} = \frac{\delta \text{teórico} - \delta \text{experimental}}{\delta \text{experimental}} = \frac{3.792(\text{mm}) - 2.252(\text{mm})}{2.252(\text{mm})} * 100\% = -68\%$$

### 5.5.3. RESULTADOS GRÁFICOS DE RESISTENCIAS A TRACCIÓN, Y MÓDULOS DE ELASTICIDAD EN PROBETAS

**Tabla 5.47:** Nomenclatura de probetas (1 a 7)

	MATERIAL	V <sub>F</sub> %	Nº CAPAS	R <sub>T</sub> MPa	R <sub>TP</sub> MPa
Probeta 1	F. carbono	0.18	1	111.28	101.4
Probeta 2	F. carbono	0.18	1	91.5	
Probeta 3	F. carbono	0.18	1	24.65	
Probeta 4	F. vidrio	0.35	2	100.4	95.9
Probeta 5	F. vidrio	0.35	2	91.34	
Probeta 6	F. vidrio	0.18	1	53.32	54.1
Probeta 7	F. vidrio	0.18	1	54.84	

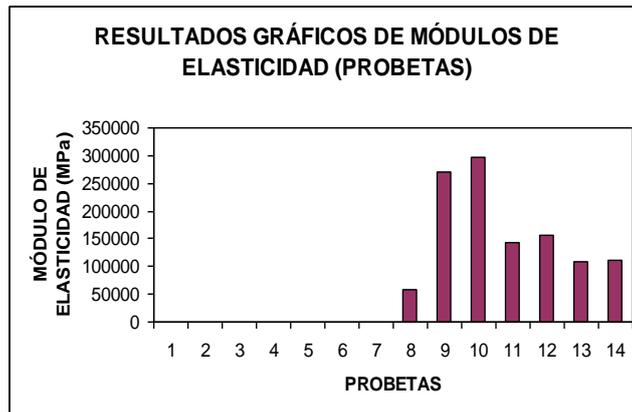
**Figura 5.38:** Gráfico de resultados de ensayos a tracción en probetas



**Tabla 5.48:** Nom

	MATERIAL	V <sub>F</sub> %	Nº CAPAS	E MPa	E <sub>p</sub> MPa
<b>Probeta 8</b>	F. carbono	0.18	1	57106.24	283130.26
Probeta 9	F. carbono	0.18	1	269330.1	
Probeta 10	F. carbono	0.18	1	296930.42	
Probeta 11	F. vidrio	0.35	2	143232.32	149183.26
Probeta 12	F. vidrio	0.35	2	155134.2	
Probeta 13	F. vidrio	0.18	1	109836.1	110577.31
Probeta 14	F. vidrio	0.18	1	111318.52	

Figura 5.39: Gráfico de resultados de módulos de elasticidad en probetas



#### 5.5.4. RESULTADOS GRÁFICOS DE ESFUERZOS NORMALES, CORTANTE Y DEFLEXIONES EN PORTARADIADOR

Figura 5.40: Gráfico de resultados de esfuerzo normal ( $\sigma_z$ ) en portaradiador

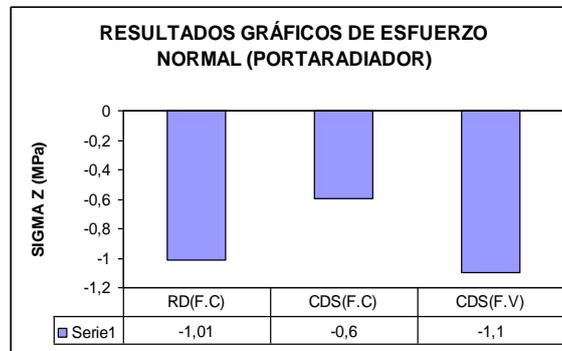


Figura 5.41: Gráfico de resultados de esfuerzo normal ( $\sigma_x$ ) en portaradiador

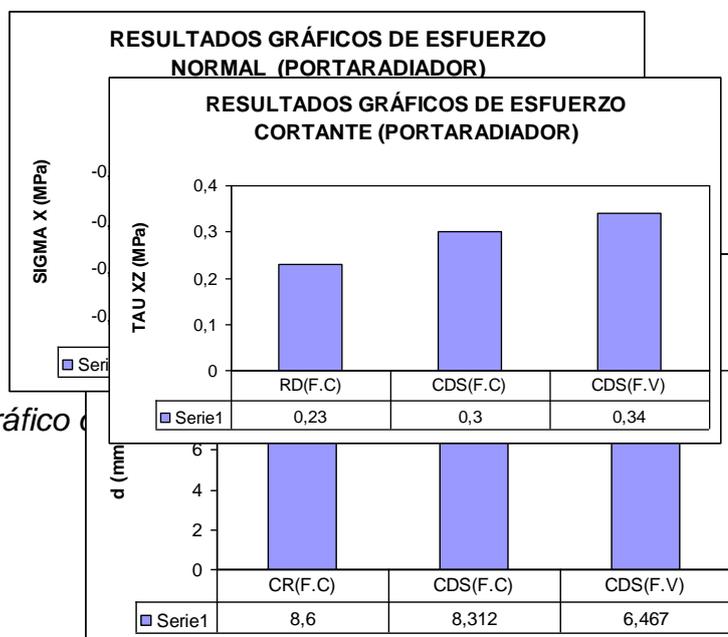


Figura 5.42: Gráfico de resultados de esfuerzo normal ( $\sigma_x$ ) en portaradiador

**Figura 5.43:** Gráfico de resultados de deflexiones (L.D.) en portaradiador

**Figura 5.44:** Gráfico de resultados de deflexiones (L.I.) en portaradiador

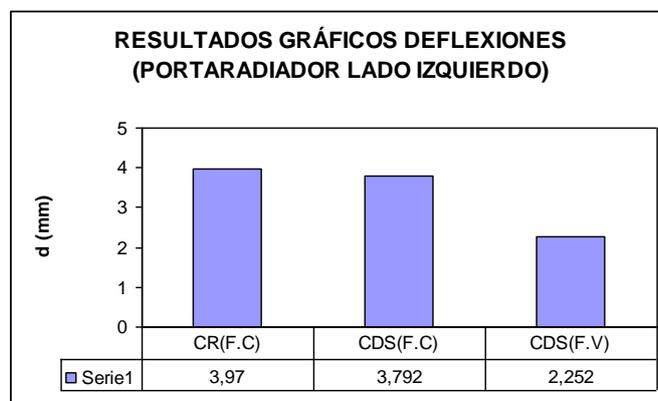
**Nomenclatura:**

**RD (F.C.):** Roseta de deformaciones (fibra de carbono)

**CDS (F.C.):** Cosmos Design Star (fibra de carbono)

**CDS (F.V.):** Cosmos Design Star (fibra de vidrio)

**CR (F.C.):** Comparador de reloj (fibra de carbono)

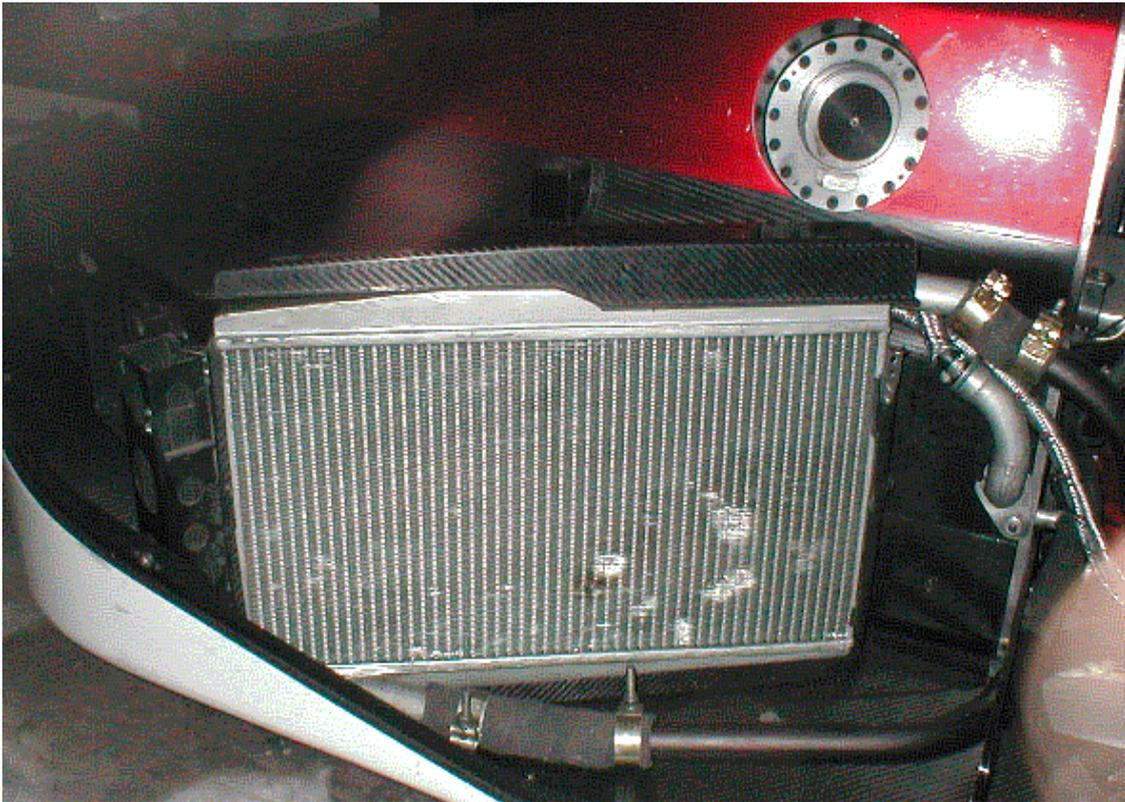


## CAPÍTULO 6

# METODOLOGÍA DE FABRICACIÓN

**Para diseñar partes estructurales de la carrocería de un auto INDY en materiales compuestos, en primer lugar y siempre y cuando sea posible, es recomendable desmontar las piezas que se van a analizar, ya que ésta operación facilita el proceso dimensional de toma de datos en cuanto a su geometría: forma y tamaño reales.**

**Figura 6.1: Desmontaje del portaradiador del auto Indy**

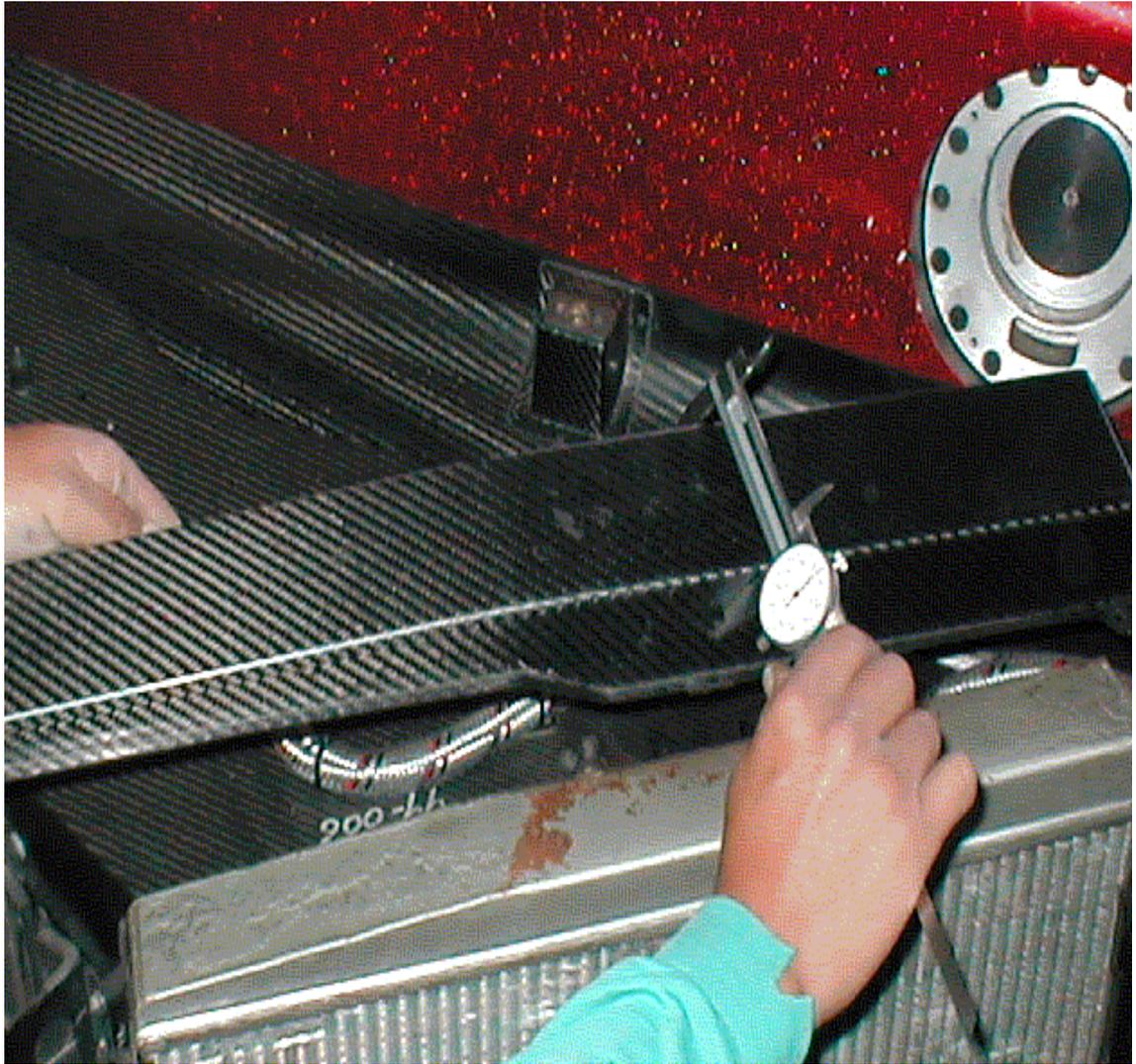


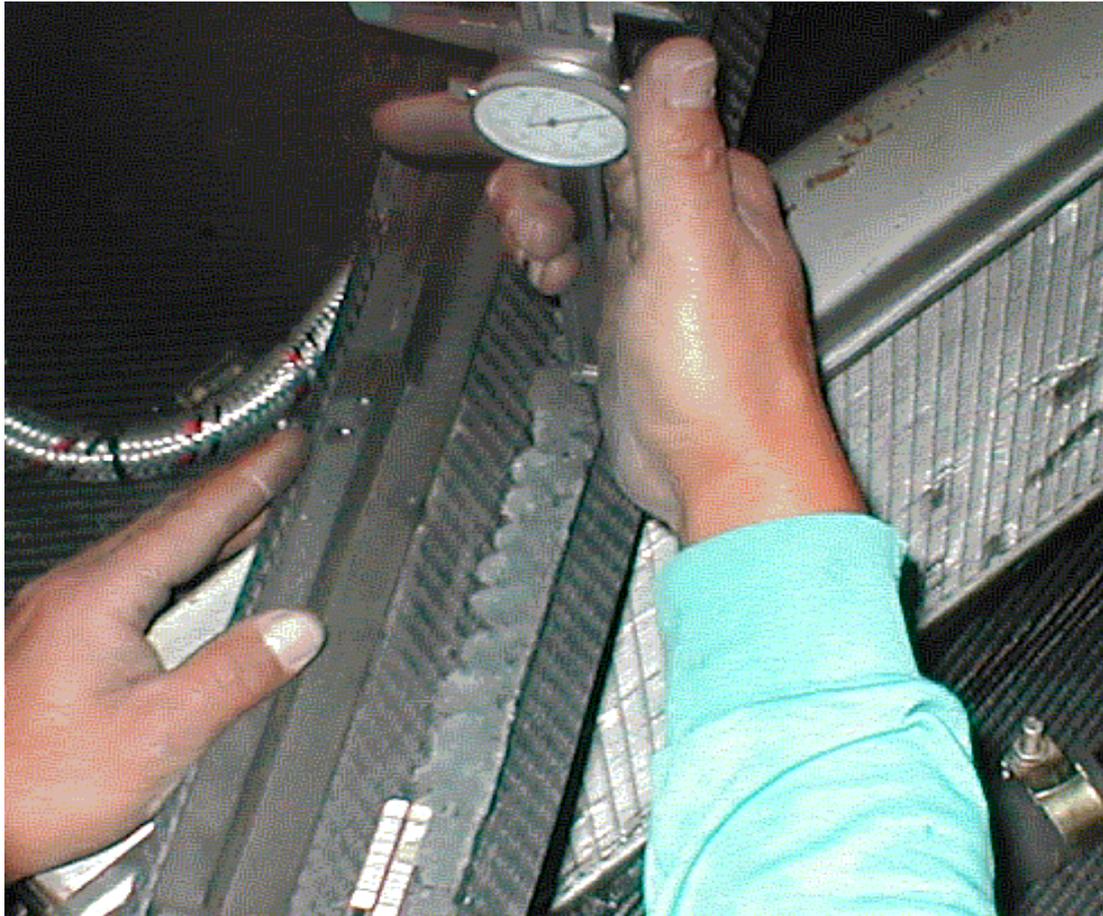
Como quedó indicado anteriormente, se debe medir lo más exacto posible todas las dimensiones de las piezas originales, a fin de evitar problemas posteriores de ensamble cuando las partes diseñadas estén construidas.

Para lograr este objetivo, es necesario utilizar instrumentos de medición adecuados que tengan apreciaciones mínimas de décimas, variando éste parámetro de acuerdo a las piezas a medir y la aplicación para la cual se diseña, es decir, si las partes son complejas se usarán instrumentos de medición más sofisticados con características particulares. Para el presente proyecto, la metrología utilizada se basa en escalímetros, cintas métricas y pies de rey.

La siguiente fotografía muestra el proceso de toma de dimensiones del portaradiador del auto Indy.

**Figura 6.2: Fotografías del portaradiador en operaciones de medición**



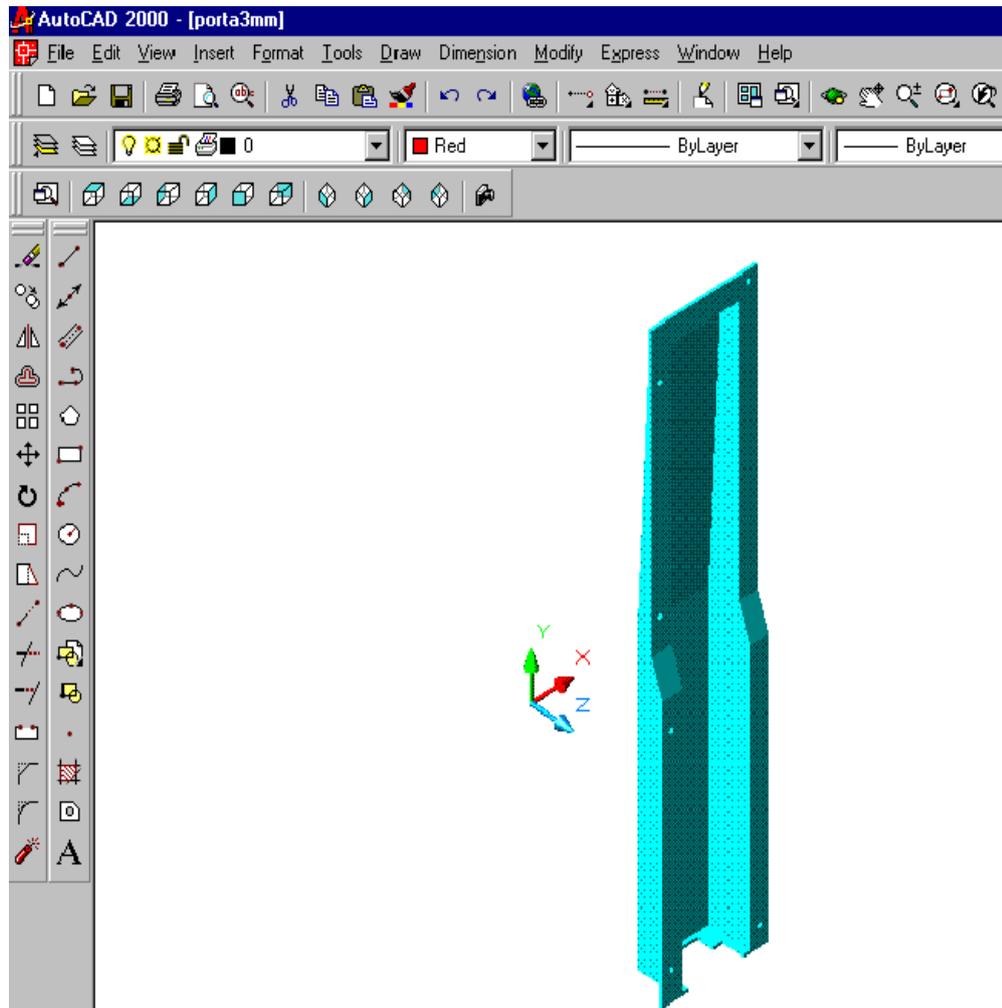


**El siguiente paso del análisis comprende dibujar exactamente las piezas a diseñar en un programa computacional de dibujo técnico, por ejemplo Autocad.**

**Una vez que se tienen las piezas hechas sólido (opción del software), la siguiente etapa consiste en pasar éstas a un software gráfico de diseño (Cosmos Design Star), en el cual se ingresa todas las condiciones de cargas: fuerzas, momentos y torques si los hubiere, con los apoyos respectivos, es decir, simulamos gráficamente el comportamiento mecánico de las piezas como actúan en la realidad. Es necesario indicar que ésta versión del programa aún no dispone de los valores de las propiedades físicas y mecánicas de algunos materiales compuestos como la fibra de carbono, razón por la cual para analizar las piezas, es necesario ingresar éstas características por teclado, las cuales deben ser consultadas con anterioridad en catálogos técnicos de las materias primas para su futura fabricación.**

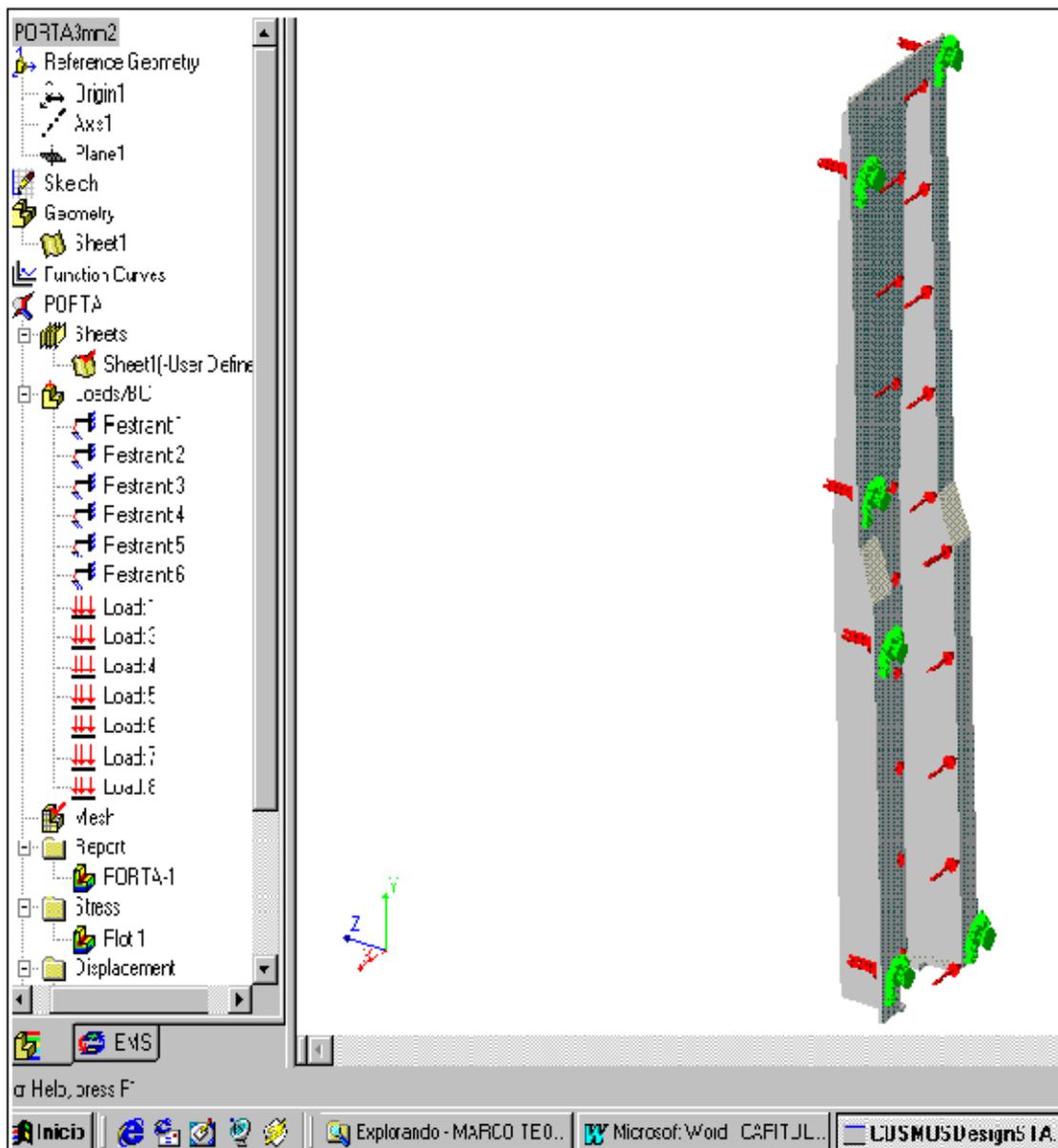
**Las siguientes figuras indican las partes dibujadas en autocad y simuladas en cosmos design star.**

**Figura 6.3: Portaradiador dibujado en autocad**



Como se puede observar en la figura, el portaradiador está dibujado con una buena fidelidad a la pieza original. Se puede apreciar también que la figura está hecha sólido, que es requerimiento específico antes de pasar al software Cosmos Design Star.

Figura 6.4: *Portaradiador simulado en Cosmos Design Star*



La siguiente fase del proceso de diseño consiste en ejecutar los programas con los datos y cargas ingresadas. El software arrojará los resultados obtenidos del análisis en forma gráfica, los cuales en forma general son:

- Gráfico de esfuerzos: este gráfico muestra los esfuerzos provocados por las cargas aplicadas a la pieza. Indica las dos posiciones en el elemento que tienen el mayor y menor esfuerzo, con sus valores y unidades seleccionadas.
- Gráfico de desplazamientos estáticos o deflexiones: este gráfico al igual

- que el anterior, indica las dos posiciones en la pieza que presentan la mayor y menor deflexión, con sus valores y unidades elegidas.
- Gráfico de deformación: Este gráfico indica la pieza deformada por las cargas aplicadas, presentando un comportamiento real.
- Gráfico de desplazamiento unitario (Static Strain): Este gráfico indica a través de la escala de colores las dos posiciones más representativas de las deformaciones unitarias provocadas por las cargas ingresadas.

Todos éstos gráficos presentan una escala de colores, desde azul que corresponden a los valores mínimos, hasta rojo que son los máximos. Las piezas que tienen tonalidades azules en toda su superficie no van a tener peligro de falla o fractura, y significa que están bien diseñadas y que van a tener un buen comportamiento estructural para la aplicación para la cual se diseñaron.

En caso de que los elementos diseñados presenten tonalidades rojas, se deben recalcularlos, ya que es un indicador de posibles fallas o fracturas, para lo cual se debe tomar los correctivos necesarios como:

- Aumentar el espesor de la pieza
- Cambiar los valores de las propiedades físicas y mecánicas ingresadas, es decir, conseguir fibras y resinas con mayor capacidad de resistencia

Una vez que el departamento de Ingeniería y Diseño de una organización avala los estudios efectuados en la etapa de análisis y diseño de las partes y piezas que se necesitan fabricar, entonces los planos de diseño pasan al departamento de producción, el cual se encargará de la manufactura de las mismas.

Para fabricar piezas en materiales compuestos, y una vez que el área de diseño ha dado el visto bueno para su construcción, se procederá a analizar los planos propuestos y se realizará la construcción de los moldes respectivos, respetando las dimensiones y tolerancias establecidas. Los moldes pueden

**ser contruidos en algunos materiales teniendo como opciones: madera, metales, tableros plastificados o vidrios planos en el caso de laminados planos, materiales compuestos como poliéster reforzado con fibra de vidrio. Sin embargo antes de elegir el material para el molde, se debe realizar un análisis económico: costo-beneficio (C/B), el cual servirá como herramienta para seleccionar el material más adecuado, lo cual está relacionado directamente con los siguientes parámetros de orden técnico:**

- **Tipo de piezas a fabricar: forma y tamaño**
- **Vida útil del molde deseada**
- **Número de piezas a moldear**

**En algunos casos se puede utilizar envés del agente desmoldante, films tipo plástico: mylar, tedlar, etc. de la forma y dimensiones de la pieza a fabricar, los cuales resisten los ataques del estireno de la resina así como las temperaturas de reacción. Además, en las aplicaciones en las que se quiere reproducir con fidelidad detalles de piezas (esculturas, imitaciones de superficies diversas, etc.) que generalmente incluyen desmoldes negativos, se recurre a moldes flexibles en base de silicona, o moldes divididos en varias piezas que debidamente ensambladas permiten el moldeo del conjunto y una vez polimerizada la pieza, se desmontan fácilmente para el desmolde respectivo.**

## **6.1. MATERIALES**

**El segundo paso consiste en realizar el pedido correspondiente de todas las materias primas que se necesitarán:**

### **6.1.1. RESINA**

### **6.1.2. FIBRA DE CARBONO**

### **6.1.3. OTROS**

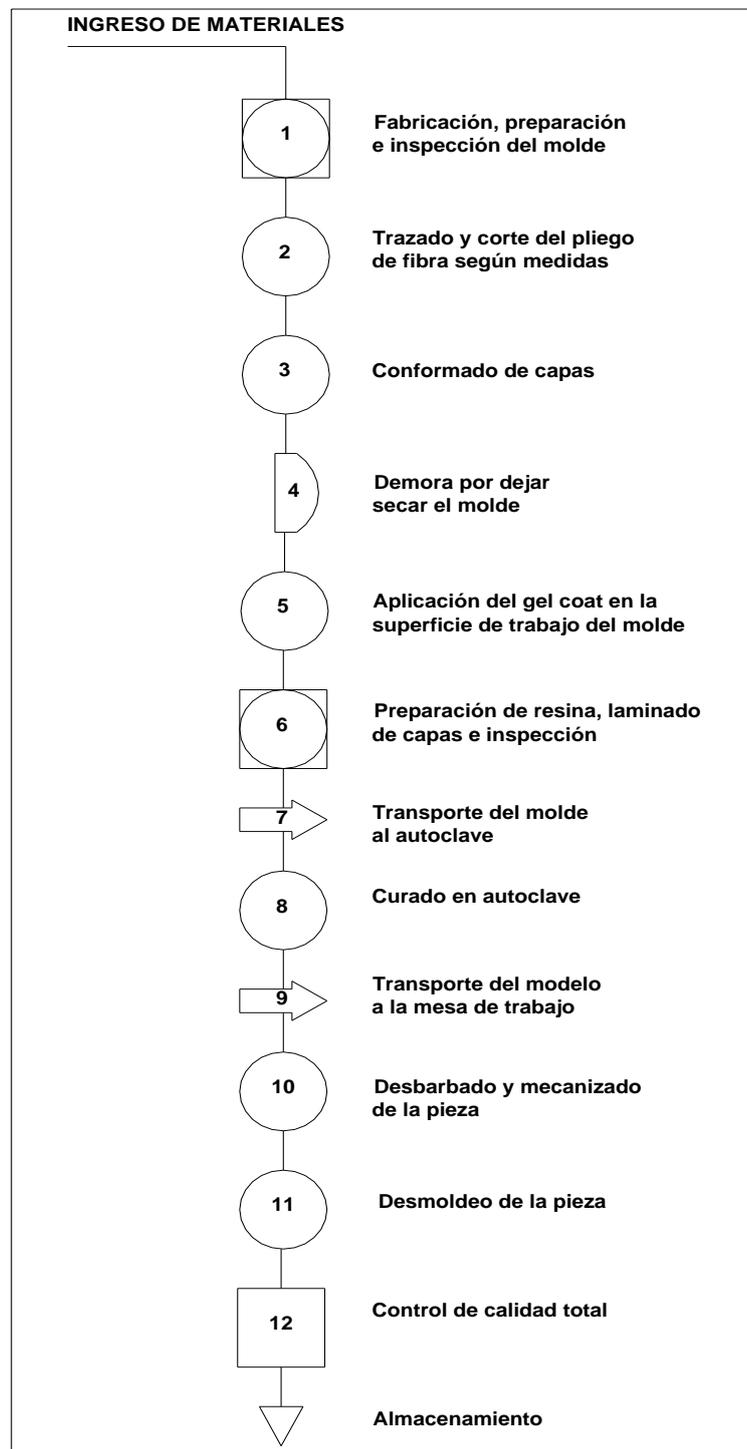
- **Sistema catalítico: aceleradores y endurecedores**
- **Aditivos**
- **Ceras desmoldantes**
- **Gel coats**

**De acuerdo con la complejidad de las piezas a fabricar se deben elegir las técnicas de moldeo, es decir, se selecciona procesos con molde abierto o cerrado.**

## **6.2. EQUIPO**

**En cuanto a la tecnología que debe disponer una planta para trabajar con materiales compuestos, ésta deberá tener a disposición como mínimo un autoclave y un generador de vacío, ya que con éstos equipos se obtienen piezas con buenos acabados superficiales y excelentes prestaciones mecánicas, además se consigue un aceptable volumen de producción. Hoy en día existen autoclaves que incluyen el generador, el cual cumple con dos funciones principales: aplicación simultánea de presión y temperatura.**

### 6.3. DIAGRAMA DE PROCESOS



**El método operativo para fabricar una pieza en materiales compuestos comprende las siguientes etapas:**

#### 6.3.1. PREPARACIÓN DEL MOLDE

**El objetivo fundamental de ésta fase es la de conseguir un excelente acabado superficial en la pieza terminada. Para ello se aplican sobre la superficie del molde productos en base de resinas termoestables que se aplican a pincel, rodillo o pistola. Los productos antes mencionados deben ser sellantes, barnices, ceras. Se aconseja aplicar alcohol polivinílico después de las capas de cera para garantizar mejor el primer desmoldeo.**

**La aplicación debe realizarse de modo que se obtenga un espesor tal que una vez realizadas las operaciones de lijado, pulido y lustrado resulte un espesor final uniforme no superior de 0.75 a 1 (mm).**

#### **6.3.1.1. Aplicación del desmoldante**

A continuación se procede a aplicar al molde el desmoldante para facilitar el desmontaje de la pieza sin provocar fracturas.

**Se recomienda que el desmoldante seleccionado, deba ser aplicado en tres capas delgadas sobre las superficies del molde no porosas y enceradas.**

**Se recomienda la utilización de una pistola de uso automotriz y de una presión de 70 a 90 (psi) para su aplicación.**

#### **6.3.2. TRAZADO Y CORTE DE LA FIBRA**

La siguiente fase consiste en colocar sobre el pliego de fibra de carbono una plantilla de la pieza desarmada, asegurándola bien de tal forma que no se desplace cuando se está trazando la forma plana del elemento.

**Una vez que se tiene trazada la forma de la pieza a fabricar, se procede a cortar la fibra sobre la geometría dibujada, esto se consigue con la ayuda de tijeras y sierras de corte manual o automática, las que se tenga a disposición en la planta.**

#### **6.3.3. CONFORMADO DE LAS CAPAS**

**Esta fase consiste en colocar cada capa preparada de fibra sobre el molde antes de pasar a la etapa de laminación, de esta manera se consigue conformar la geometría final de la pieza.**

#### **6.3.4. APLICACIÓN DEL GEL COAT**

La aplicación del gel coat es un sub-proceso de la preparación del molde, el cual no es un paso obligatorio en algunos casos, siendo su objetivo principal obtener un acabado superficial óptimo por necesidades de: rugosidad superficial, protección química, color, corrosión, etc. Es necesario aplicar una primera capa de gel coat antes de la estratificación de la pieza, para ello se preparará una cantidad de gel coat, teniendo en cuenta que una masa de 400 a 500 (gr/m<sup>2</sup>) es equivalente a 0.4 (mm) de espesor, lo cual proporciona a la pieza diseñada una excelente calidad superficial final. Es recomendable para algunas aplicaciones en las que se requiere de un mayor espesor, añadir a la primera capa de gel coat una segunda o tercera, de acuerdo a la necesidad, ésto se consigue esperando a que cure cada una de ellas. Si no se hace así pueden aparecer poros o picaduras porque no se permite la suficiente evaporación del disolvente.

**La aplicación a pistola se hará entre 2 y 3 (atm) de presión a través de una boquilla de 3 (mm) de diámetro, separada de la superficie del molde entre 50 a 60 (cm)**

*Figura 6.5: Aplicación del gel-coat a pistola sobre el molde*



*Fuente: Materiales Compuestos I*

**El gel coat después de su aplicación en el molde, debe dejarse secar antes de pasar a la etapa siguiente de impregnación y apilamiento de las distintas capas de fibra, hasta alcanzar un estado semi-pegajoso que debe cumplirse al cabo de 20 a 30 minutos desde la aplicación. Los parámetros que mayor**

**incidencia tiene en el curado del gel-coat son: grado de catalización, temperatura ambiente, humedad, material y temperatura del molde. En muchos casos la aplicación del gel coat no es necesaria, pero lo es en otros, debido principalmente a ataques del medio ambiente.**

#### **6.3.5. LAMINADO**

**Para comenzar con esta fase, lo primero que se debe hacer es preparar la resina, esto es añadir a ésta el sistema catalítico seleccionado.**

**La quinta fase del proceso de moldeo, es el laminado o estratificado de las capas en el molde. Se comienza por verter sobre el molde la primera capa de resina, sobre ésta se coloca la primera capa de fibra conformada previamente, se ajusta de manera correcta con la ayuda de una espátula ejerciendo presión para conseguir que la capa se acomode al molde perfectamente y para asegurarnos que no exista presencia de burbujas e inclusiones de aire. A continuación se vierte sobre esta capa la segunda capa de resina y sobre esta se coloca la segunda capa de fibra conformada tomando en cuenta las consideraciones anteriores. A continuación se sigue el procedimiento anterior hasta llegar a la última capa, es ahí donde termina el proceso de laminado.**

#### **6.3.6. CURADO: AUTOCLAVE + GENERADOR DE VACÍO**

**Una vez que ha concluido el proceso de laminado, el siguiente paso es dejar secar a temperatura ambiente la pieza fabricada por unos pocos minutos, a continuación se coloca en el interior del autoclave para su curado. Cabe recalcar que si el autoclave no tiene dispositivos de vacío incluido, la pieza debe someterse primero a un conjunto de elementos generadores de vacío como: film antiadherente no perforado, peel fly, film de sangrado perforado, manta de sangrado, barrera, termopares, manta de aireación, retén, bolsa de vacío y válvula de vacío<sup>48</sup>.**

**Colocados todos los componentes indicados, se aplica vacío a la pieza a temperatura ambiente. En caso de que la pieza tenga elementos sensibles a la presión, como núcleos ligeros, el nivel de vacío aplicado debe ser menor.**

**En caso de que existieran pérdidas, el sellado de la bolsa será minuciosamente comprobado y reparado si fuera posible, en caso contrario se procederá a la sustitución de la bolsa. Una vez solucionado**

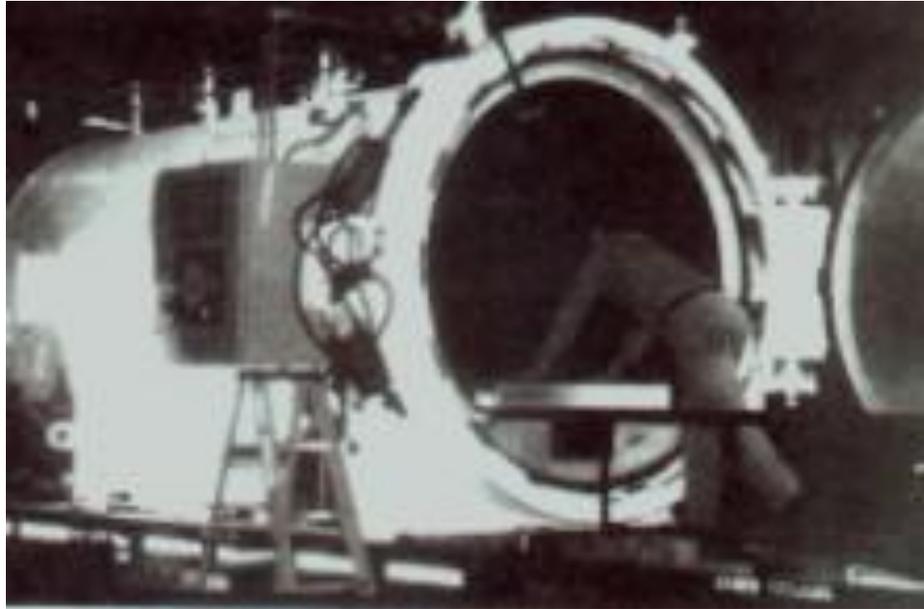
---

<sup>48</sup> Para mayor información de éstos elementos generadores de vacío, ver Capítulo 2, sección 2.3: "Procesos de Fabricación"

el problema, se aplicará vacío nuevamente, en espera de que el laminado entre al autoclave.

Si el autoclave dispone de éstos elementos, la pieza pasa directamente a su interior, en donde se le aplica presión y temperatura simultáneamente.

*Figura 6.6: Autoclave*



*Fuente: Materiales Compuestos I*

#### 6.3.7. DESBARBADO

Una vez desmoldada la pieza del molde, la octava fase empieza por hacer un reconocimiento o pre-control de calidad, con lo cual se observan algunos defectos provocados en las anteriores etapas en las cuales no se pueden corregir.

El mecanizado del portaradiador se lo efectúa con la ayuda de lijas y de un esmeril, especialmente se los aplica en los bordes y puntas del elemento, obteniendo de esta forma un acabado superficial bueno antes de pasar a la etapa de control de calidad.

#### 6.3.8. DESMOLDE

La séptima etapa de la técnica de moldeo, consiste en desmontar la pieza laminada y curada del molde; para ésta operación se debe tener cuidado en no dañar al elemento y al molde, para lo cual se debe golpear suavemente en los extremos de todas las superficies del elemento con la ayuda de cuñas y un martillo de goma.

#### 6.3.9. CONTROL DE CALIDAD

**El control de calidad constituye la última etapa no solo del proceso de moldeo, sino también el de todo proceso de manufactura.**

**Cada vez adquiere mayor importancia la etapa de control de calidad mediante ensayos no destructivos. Esta fase consiste en observar detenidamente la pieza fabricada, a fin de encontrar las posibles fallas que existen. En caso de encontrarlas, se debe volver a la etapa de mecanizado para solucionar los problemas existentes. Las variables de inspección más importantes que se toma en cuenta dentro del control de calidad son las siguientes:**

- **Aspecto final de la pieza: calidad superficial, rugosidad, burbujas e imperfecciones**
- **Aspectos geométricos: formas, dimensiones y tolerancias**
- **Distribución de la fibra y de la resina**
- **Ausencia de vacíos, aire o inclusiones de impurezas en el laminado**
- **Ausencia de zonas despegadas o delaminadas**
- **Dureza final adecuada**
- **Paredes verticales**

**Si la pieza es aprobada por control de calidad, ésta pasa a ensamblarse directamente en el lugar para la cual fue diseñada y construida.**

## **CAPÍTULO 7**

### **EVALUACIÓN ECONÓMICA Y FINANCIERA**

**Para determinar si un bien y/o servicio que produce una empresa u organización será aceptado por el mercado, es decir, que tendrá un buen reconocimiento en ventas, es necesario analizar y predecir los factores económicos, razón por la cual es importante realizar un estudio económico, valga la redundancia.**

**A continuación se detallan los diferentes costos que deben tomarse en cuenta para analizar el proyecto:**

#### **7.1. EVALUACIÓN ECONÓMICA**

##### **7.1.1. COSTOS DE INVERSIÓN**

###### **7.1.1.1. Materiales**

7.1.1.1.1. Fibra de carbono 3K, 2 x 2 twill weave graphite fabric

En el siguiente cuadro se detalla la información de los datos a utilizarse:

**Tabla 7.1:** Nomenclatura y valores para portaradiador (Fibra de carbono)

SÍMBOL	DESCRIPCIÓN	VALOR	UNIDAD
<b>O</b>			
Dimensiones por capa			
$l_c$	Largo	0.685	m
$a_c$	Ancho	0.218	m
C	Costo por capa	250	Dólares
<b>N</b>	Número de capas por pieza	1	Capas

El siguiente cuadro describe los valores calculados para obtener el costo unitario por pieza: portaradiador

**Tabla 7.2:** Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador en Fibra de carbono

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	ECUACIÓN	UNIDAD
$A_c$	Area de cada capa	$l_c * a_c$	$m^2$
A	Area de utilización de cada pieza	$N * A_c$	$m^2$

A continuación se indica los resultados obtenidos para determinar el costo unitario de una pieza con este material:

**Tabla 7.3:** Resultados por pieza en Fibra de carbono

C	N	$A_c$	A
USD.	capas	$m^2$	$m^2$
250	1	0.1493	0.1493

La siguiente relación indica la forma de cálculo para obtener el costo unitario por pieza en fibra de carbono:

$$A_c \rightarrow C$$

$$A \rightarrow C_p$$

$$0.1493(m^2) \rightarrow 250(USD)$$

$$0.1493(m^2) \rightarrow C_p$$

$$C_p = 250(USD)$$

donde:  $C_p$  es el costo unitario de una capa de fibra de carbono

#### 7.1.1.1.2. Sistema de resina epoxi 2000

El siguiente cuadro indica la información técnica para este componente:

**Tabla 7.4:** Nomenclatura y valores para portaradiador (Resina)

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	VALOR	UNIDAD
$V_c$	Volumen comercial	790.514	$cm^3$
$C_v$	Costo por volumen comercial	27.95	USD.
$N_v$	Número de piezas por volumen comercial	1	Piezas

El siguiente cuadro indica la ecuación para calcular el costo unitario de resina requerida:

**Tabla 7.5:** Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (Resina Epoxi 2000)

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	ECUACIÓN	UNIDAD
$C_{PR}$	Costo por pieza de resina	$C_v/N_v$	USD.

El siguiente cuadro resume el valor del costo unitario a partir de resina epoxi 2000:

**Tabla 7.6:** Costo por pieza de resina

COSTO UNITARIO DE RESINA		
$C_v$	$N_v$	$C_{PR}$
USD.	Piezas	USD.
27.95	1	27.95

La siguiente relación indica la forma de cálculo para obtener el costo unitario por pieza de resina epoxi:

$$C_{PR} = \frac{C_V}{N_V} = \frac{27.95}{1} = 27.95(USD)/pieza \quad (\text{Ec}$$

7.1)

#### 7.1.1.1.3. Endurecedor 2020 para resina epoxi 2000

**El endurecedor constituye un elemento importante en la fabricación de materiales compuestos, ya que la resina epoxi necesita de uno o varios agentes catalíticos para acelerar su reacción de curado, y en este caso no se va a utilizar equipos térmicos de curado como hornos o autoclaves ni procesos de post-curado.**

**El siguiente cuadro muestra los datos técnicos para este constituyente:**

**Tabla 7.7:** Nomenclatura y valores para portaradiador (Endurecedor)

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	VALOR	UNIDAD
$V_{CE}$	Volumen comercial de endurecedor	213.40	$\text{cm}^3$
$C_{VE}$	Costo por volumen comercial	10.95	USD.
$N_{VE}$	Número de piezas por volumen comercial	1	Piezas

**El siguiente cuadro indica la ecuación para calcular el costo unitario de endurecedor requerido:**

**Tabla 7.8:** Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (Endurecedor 2020)

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	ECUACIÓN	UNIDAD
$C_{PE}$	Costo por pieza de endurecedor	$C_{VE}/N_{VE}$	USD.

El siguiente cuadro resume el valor del costo unitario a partir de endurecedor 2020:

**Tabla 7.9:** Costo por pieza de endurecedor

<b>COSTO UNITARIO DE ENDURECEDOR</b>		
<b>C<sub>VE</sub></b>	<b>N<sub>VE</sub></b>	<b>C<sub>PE</sub></b>
<b>USD.</b>	<b>Piezas</b>	<b>USD.</b>
10.95	1	10.95

La siguiente relación indica la forma de cálculo para obtener el costo unitario por pieza de endurecedor:

$$C_{PE} = \frac{C_{VE}}{N_{VE}} = \frac{10.95}{1} = 10.95(USD) / pieza \quad (\text{Ec 7.2})$$

#### 7.1.1.1.4. Desmoldantes

Es una de las materias primas fundamentales en la construcción de materiales compuestos, ya que sirve para facilitar el desprendimiento de la pieza fabricada del molde. Para el modelo se eligió de entre varias opciones la aplicación de la cera Parting Wax 1016-A para después verter sobre el molde la película desmoldante PVA.

- PVA release film:

**Tabla 7.10:** Nomenclatura y valores para portaradiador (Desmoldante)

<b>SÍMBOLO</b>	<b>DESCRIPCIÓN</b>	<b>VALOR</b>	<b>UNIDAD</b>
V <sub>CD</sub>	Volumen comercial de desmoldante	500	cm <sup>3</sup>
C <sub>VD</sub>	Costo por volumen comercial	9.95	USD.
N <sub>VD</sub>	Número de piezas por volumen comercial	4	Piezas

El siguiente cuadro indica la ecuación para calcular el costo unitario de desmoldante requerido:

**Tabla 7.11:** Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (Desmoldante PVA)

<b>SÍMBOLO</b>	<b>DESCRIPCIÓN</b>	<b>ECUACIÓN</b>	<b>UNIDAD</b>
C <sub>PD</sub>	Costo por pieza de desmoldante	C <sub>VD</sub> /N <sub>VD</sub>	USD.

El siguiente cuadro resume el valor del costo unitario a partir de desmoldante PVA:

**Tabla 7.12:** Costo por pieza de desmoldante PVA

<b>COSTO UNITARIO DE DESMOLDANTE</b>		
<b>C<sub>VD</sub></b>	<b>N<sub>VD</sub></b>	<b>C<sub>PD</sub></b>
<b>USD.</b>	<b>Piezas</b>	<b>USD.</b>
9.95	4	2.50

La siguiente relación indica la forma de cálculo para obtener el costo unitario por pieza de desmoldante:

$$C_{PE} = \frac{C_{VD}}{N_{VD}} = \frac{9.95}{4} = 2.50(\text{USD}) / \text{pieza} \quad (\text{Ec 7.3})$$

- Parting wax

**Tabla 7.13:** Nomenclatura y valores para portaradiador (Cera para molde)

<b>SÍMBOLO</b>	<b>DESCRIPCIÓN</b>	<b>VALOR</b>	<b>UNIDAD</b>
V <sub>CC</sub>	Volumen comercial de cera	213.40	cm <sup>3</sup>
C <sub>VC</sub>	Costo por volumen comercial	9.95	USD.
N <sub>VC</sub>	Número de piezas por volumen comercial	2	Piezas

El siguiente cuadro indica la ecuación para calcular el costo unitario de cera requerida:

**Tabla 7.14:** Nomenclatura y ecuaciones para portaradiador (Cera 1016-A)

<b>SÍMBOLO</b>	<b>DESCRIPCIÓN</b>	<b>ECUACIÓN</b>	<b>UNIDAD</b>
C <sub>PC</sub>	Costo por pieza de cera	C <sub>VC</sub> /N <sub>VC</sub>	USD.

El siguiente cuadro resume el valor del costo unitario a partir de cera parting wax 1016-A:

**Tabla 7.15 :** Costo por pieza de cera 1016-A

COSTO UNITARIO DE CERA		
$C_{VC}$	$N_{VC}$	$C_{PC}$
USD.	Piezas	USD.
9.95	2	5.00

La siguiente relación indica la forma de cálculo para obtener el costo unitario por pieza de cera para desmoldar:

$$C_{PE} = \frac{C_{VC}}{N_{VC}} = \frac{9.95}{2} = 5.00(\text{USD}) / \text{pieza} \quad (\text{Ec 7.4})$$

### 7.1.1.2. Costos de accesorios y partes

**Tabla 7.16:** Costo de accesorios utilizados

CANTIDAD	DENOMINACIÓN	COSTO TOTAL USD.	VIDA ÚTIL ANUAL	DEPRECIACIÓN ANUAL USD.
5	Moldes sellados y barnizados	40	1	40
15	Rodillos, brochas	10	1	10
100	Lijas	10	1	10
5	Tijeras	20	1	20
1	Equipo de oficina	60	1	60
1	Mesa de preparación	100	2	60
1	Otros	80	1	80
TOTALES		320		280

### 7.1.1.3. Costos de otros activos

La siguiente tabla indica el costo que representa la compra de activos como terreno, instalaciones, muebles, transporte, etc:

**Tabla 7.17:** Costo de otros activos

ITEM	DENOMINACIÓN	COSTO USD.	VIDA ÚTIL AÑOS	DEPRECIACIÓN ANUAL USD.
1	Terreno 80 m <sup>2</sup>	20000	25	800
2	Planta	12000	20	600
3	Instalaciones	6000	10	600
4	Muebles y enseres	4000	8	500

5	Transporte	8000	12	667
TOTALES		50000		3167

## 7.1.2. COSTOS OPERATIVO-ADMINISTRATIVOS

### 7.1.2.1. Costos de mano de obra directa

Para fabricar algunas piezas en fibra de carbono a escala industrial se requerirá los servicios de 2 obreros, en una producción en serie durante una jornada de trabajo de 8 horas diarias. Para la manufactura de una pieza en fibra de carbono se necesitan de 4 horas.

**Tabla 7.18:** Costos de mano de obra directa

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	VALOR	UNIDAD
<b>Chm</b>	Costo por hora de mano de obra	1.5	<b>USD.</b>
<b>Tsd</b>	Tiempo estándar unitario	4	<b>Horas</b>
<b>No</b>	Número de operadores en planta	2	<b>Obreros</b>

En el siguiente cuadro se presenta la ecuación correspondiente para calcular el valor del costo unitario de mano de obra por pieza:

**Tabla 7.19:** Ecuación de costo unitario de mano de obra directa

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	ECUACIÓN	UNIDAD
<b>Cum</b>	Costo unitario de mano de obra por placa	$Chm * N_o * Tsd$	<b>USD.</b>

El siguiente cuadro resume los valores que representan el costo de mano de obra directa por elemento fabricado:

**Tabla 7.20:** Resumen de costos de mano de obra directa

<b>COSTO UNITARIO DE MANO DE OBRA DIRECTA</b>			
<b>Chm</b>	<b>Tsd</b>	<b>No</b>	<b>Cum</b>
USD.	Horas	Obreros	USD.
1.5	4	2	12

### 7.1.2.2. Costos generales de fabricación

Además de los costos unitarios de fabricación detallados, en un proceso productivo intervienen otros costos como energía eléctrica utilizada, agua, mantenimiento de equipos y planta, seguros, y en general materiales que no se pueden calcular un valor unitario exacto. Para todos estos gastos se ha asignado un valor unitario de Cgf: 10 USD.

Por lo tanto el costo total unitario de producción es:

**Tabla 7.21:** Valores del costo total unitario de producción

<b>COSTO TOTAL UNITARIO DE PRODUCCIÓN</b>							
<b>C<sub>p</sub></b>	<b>C<sub>PR</sub></b>	<b>C<sub>PE</sub></b>	<b>C<sub>PD</sub></b>	<b>C<sub>PC</sub></b>	<b>Cum</b>	<b>Cgf</b>	<b>Total:</b>
<b>USD.</b>	<b>USD.</b>	<b>USD.</b>	<b>USD.</b>	<b>USD.</b>	<b>USD.</b>	<b>USD.</b>	<b>USD.</b>
250	27.95	10.95	2.50	5.00	12	10	<b>318.4</b>

### 7.1.2.3. Gastos administrativos

#### 7.1.2.3.1. Sueldos

**El siguiente cuadro resume los gastos por sueldos de las personas que trabajan en la empresa:**

**Tabla 7.22:** Valores de gastos administrativos

<b>PUESTO</b>	Gerente de producción	Gerente financiero	Secretaria	<b>Total:</b>
<b>VALOR SUELDO USD.</b>	800	750	220	<b>1770</b>

#### 7.1.2.3.2. Depreciación

**El cálculo de la depreciación resulta de los valores asignados a la inversión inicial cuya depreciación anual es 3447 USD. la cual es la suma de las depreciaciones anuales de los costos de los accesorios, partes y de otros activos. Para determinar la depreciación mensual dividimos este valor para doce:**

$$D_m = \frac{3447USD}{12} = 287.25USD \quad (\text{Ec 7.5})$$

**Donde:**

## **Dm: depreciación mensual**

### 7.1.2.3.3. Varios

**Estos gastos constituyen la energía eléctrica, agua, teléfono, papelería, seguros, mantenimiento de oficinas y equipos, consumidos al mes y cuyo valor asciende a 300 USD.**

**El valor de los gastos administrativos mensuales asciende a:**

$$\text{SUELDOS} + \text{DEPRECIACIÓN} + \text{VARIOS} = 1770 + 287.25 + 300 = 2357.25 \text{ USD}$$

### 7.1.2.4. Gastos de ventas

Los gastos de ventas involucran los valores de movilizaciones, publicidad, comisiones y otros gastos, que se designa con un valor de: 500 USD.

### 7.1.2.5. Gastos financieros

**Para la determinación de los gastos financieros se debe tomar en cuenta primero la tasa de interés vigente en el mercado financiero y cuyo valor es 18% anual, esto es 1.5% mensual.**

Calculado el costo de inversión que es de: 50320 USD, se procede a determinar el costo de capital de la siguiente manera:

$$C_c = C_i * T_{im} \quad (\text{Ec 7.6})$$
$$C_c = 50320 * 0.015 = 754.8 \text{ USD}$$

#### **Donde:**

C<sub>c</sub>: Costo de capital

C<sub>i</sub>: Costo de inversión

T<sub>im</sub>: Tasa de interés mensual

**La cifra de 754.8 USD. representa la anualidad para calcular las cuotas mensuales por motivo de cubrir el costo de inversión, desde el primer mes en adelante los valores de los gastos financieros variarán de acuerdo a la siguiente fórmula:**

$$C_{c_n} = \frac{A}{(1+i)^n} \quad (\text{Ec 7.7})$$

#### **Donde:**

**C<sub>c<sub>n</sub></sub>: gasto financiero o costo de capital para una determinada mensualidad *n***

**A:** anualidad en  $n$  pagos sucesivos en un determinado período de tiempo

**i:** tasa de interés compuesto vigente en el mercado

**n:** períodos mensuales desde 1 hasta 27

**El valor de los costos fijos mensuales asciende a:**

GASTOS FINANCIEROS + GASTOS VENTAS + GASTOS

ADMINISTRATIVOS = 754.8 + 500 + 2357.25 = 3612.05 USD

### 7.1.3. INGRESOS TOTALES

Para establecer el valor de los ingresos totales, se toma en cuenta el número de unidades producidas mensualmente que es de 40 piezas, y cuyo precio de venta al público unitario se ha estimado en: 445.76 USD, con un margen de utilidad del 40%.

INGRESOS TOTALES = PRODUCCIÓN MENSUAL (und) \*  
PRECIO VENTA UNITARIO = 40 \* 445.76 USD = 17830.4 USD.

### 7.1.4. PUNTO DE EQUILIBRIO

El punto de equilibrio permite determinar el volumen de producción o de ventas en el cual los ingresos son iguales a los costos y gastos.

$$N = \frac{C_{FT}}{P_U - C_{UP}} = \frac{3612.05}{445.76 - 318.4} = 28.4 \text{ _unidades} \quad (\text{Ec 7.8})$$

**Donde:**

N: Número de unidades para obtener el punto de equilibrio

$C_{FT}$ : Costos fijos totales

$P_U$ : Precio unitario

$C_{UP}$ : Costo unitario de producción

**En conclusión se deben vender al menos 29 piezas para recuperar los costos totales, cuyo valor es: 29 piezas \* 445.76 USD = 12927.04 USD.**

## 7.2. EVALUACIÓN FINANCIERA

### 7.2.1. RELACIÓN COSTO-BENEFICIO (C/B)

Se entiende por relación costo beneficio al índice financiero que indica que si es mayor a 1, el proyecto es aceptable a la tasa de interés impuesta fijada

$$\frac{C}{B} = \frac{\text{Inversión\_Inicial} + \sum \text{Flujo\_Neto\_Efectivo}}{\text{Inversión\_Inicial}} = \frac{50320 + 51502 \cdot 16}{50320} = 2.02 \quad \text{Ec 7.9}$$

### 7.2.2. CÁLCULO DEL VALOR ACTUAL NETO (VAN)

El VAN es la diferencia o excedente entre el valor actual de los ingresos a una tasa  $i$ , y la inversión neta.

$$VAN = \frac{\sum_{i=1}^{n=27} \frac{\text{Flujo\_neto\_efectivo}}{(1+I_m)^i}}{n} \quad (\text{Ec}_- 7.10)$$

donde:

$I_m$  : int erés \_ mensual

$n$  : períodos \_ mensuales = 27

$$VAN = \frac{\left( \begin{aligned} &\frac{1780.75}{(1+0.015)^1} + \frac{1791.74}{(1+0.015)^2} + \frac{1802.57}{(1+0.015)^3} + \frac{1813.24}{(1+0.015)^4} + \frac{1823.75}{(1+0.015)^5} \\ &+ \frac{1834.10}{(1+0.015)^6} + \frac{1844.30}{(1+0.015)^7} + \frac{1854.36}{(1+0.015)^8} + \frac{1864.26}{(1+0.015)^9} + \frac{1874.01}{(1+0.015)^{10}} \\ &+ \frac{1883.63}{(1+0.015)^{11}} + \frac{1893.09}{(1+0.015)^{12}} + \frac{1902.42}{(1+0.015)^{13}} + \frac{1911.62}{(1+0.015)^{14}} + \frac{1920.67}{(1+0.015)^{15}} \\ &+ \frac{1929.59}{(1+0.015)^{16}} + \frac{1938.38}{(1+0.015)^{17}} + \frac{1947.04}{(1+0.015)^{18}} + \frac{1955.58}{(1+0.015)^{19}} + \frac{1963.98}{(1+0.015)^{20}} \\ &+ \frac{1972.27}{(1+0.015)^{21}} + \frac{1980.42}{(1+0.015)^{22}} + \frac{1988.46}{(1+0.015)^{23}} + \frac{1996.38}{(1+0.015)^{24}} + \frac{2004.19}{(1+0.015)^{25}} \\ &+ \frac{2011.88}{(1+0.015)^{26}} + \frac{2019.45}{(1+0.015)^{27}} \end{aligned} \right)}{27}$$

$$VAN = \frac{41911.2}{27} = 1552.3 \text{ _USD.}$$

### 7.2.3. CÁLCULO DE LA TASA INTERNA DE RETORNO (TIR)

Es la tasa de interés efectiva que los flujos del proyecto pagan sobre la inversión inicial realizada.

$$PFE = \frac{\sum_{i=1}^{n=27} \frac{\text{Flujo\_neto\_efectivo}}{(1+I_a)^i}}{n} \quad (\text{Ec}_-7.11)$$

$$PFE = \frac{\left( \frac{1780.75}{(1+0.18)^1} + \frac{1791.74}{(1+0.18)^2} + \frac{1802.57}{(1+0.18)^3} + \frac{1813.24}{(1+0.18)^4} + \frac{1823.75}{(1+0.18)^5} + \frac{1834.10}{(1+0.18)^6} + \frac{1844.30}{(1+0.18)^7} + \frac{1854.36}{(1+0.18)^8} + \frac{1864.26}{(1+0.18)^9} + \frac{1874.01}{(1+0.18)^{10}} + \frac{1883.63}{(1+0.18)^{11}} + \frac{1893.09}{(1+0.18)^{12}} + \frac{1902.42}{(1+0.18)^{13}} + \frac{1911.62}{(1+0.18)^{14}} + \frac{1920.67}{(1+0.18)^{15}} + \frac{1929.59}{(1+0.18)^{16}} + \frac{1938.38}{(1+0.18)^{17}} + \frac{1947.04}{(1+0.18)^{18}} + \frac{1955.58}{(1+0.18)^{19}} + \frac{1963.98}{(1+0.18)^{20}} + \frac{1972.27}{(1+0.18)^{21}} + \frac{1980.42}{(1+0.18)^{22}} + \frac{1988.46}{(1+0.18)^{23}} + \frac{1996.38}{(1+0.18)^{24}} + \frac{2004.19}{(1+0.18)^{25}} + \frac{2011.88}{(1+0.18)^{26}} + \frac{2019.45}{(1+0.18)^{27}} \right)}{27}$$

$$PFE = \frac{10075.14}{27} = 373.5 \text{ _USD.}$$

$$TIR = \frac{FNE_0}{PFE} = \frac{1780.75}{373.5} = 4.77 (\text{Ec}_-7.12)$$

#### 7.2.4. CÁLCULO DE LA TASA MÍNIMA ACEPTABLE DE RETORNO (TMAR)

El TMAR es un índice financiero, el cual resulta del promedio del índice inflacionario mensual pronosticado para los períodos de pago.

$$\text{TMAR} = I_i + T_R \quad (\text{Ec } 7.13)$$

7.13)

Donde:

$I_i$  = índice inflacionario

$T_R$  = tasa de rentabilidad

$$\text{TMAR} = 0.49 \% + 40 \% / 12 = 3.82 \%$$

## CAPÍTULO 8

# CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### 8.1. CONCLUSIONES

1. Las propiedades mecánicas que se obtienen de un producto fabricado en fibra de carbono en base de materiales compuestos, dependen en gran magnitud de los procesos y técnicas de fabricación utilizados y de las materias primas, en especial resinas termoestables involucradas en su construcción
2. La ventaja de fabricar piezas en fibra de carbono en base de materiales compuestos radica en que se tiene gran variedad al momento de seleccionar una materia prima, teniendo de esta forma grandes rangos de valores de propiedades físicas y mecánicas, con lo cual se ajusta para cualquier aplicación y costo
3. Las probetas (4 y 5) de fibra de vidrio fabricadas de 2 capas en matriz epoxi presentan una resistencia a la tracción de 95.9 MPa (promedio), mientras que las probetas (1, 2 y 3) de fibra de carbono fabricadas de 1 capa en matriz epoxi de 101.4 MPa (promedio), por lo tanto se puede constatar que la fibra de carbono presenta una mayor resistencia a la tracción específica (resistencia a la tracción para la densidad del compuesto) cuyos valores son de 59.1 MPa en el primer caso y de 82.4 MPa para el segundo
4. Las probetas 8, 9 y 10 fabricadas en fibra de carbono, presentan un módulo de elasticidad específico promedio de 230000.2 MPa, las probetas 11 y 12 fabricadas en fibra de vidrio (2 capas) un módulo promedio de 91918.2 (MPa) y las probetas 13 y 14 en fibra de vidrio (1 capa) de 79380.7 (MPa), por lo tanto se concluye que las probetas fabricadas en fibra de carbono en matriz epoxi presentan una rigidez superior a las de fibra de vidrio en matriz epoxi
5. En el portaradiador construido se trabajó con una masa de fibra de carbono de 28.86 (gr), mientras que para la misma pieza en fibra de vidrio habrían sido necesarias 2 capas de 43.55 (gr) con un peso total de 87.1 (gr), con lo cual se puede concluir que la pieza fabricada en fibra de carbono pesa

aproximadamente 3 veces menos que la misma en fibra de vidrio. Por esta razón, la fibra de carbono es utilizada para aplicaciones en las cuales se necesitan optimizar pesos, por ejemplo en las industrias automotriz (F1, F INDY), aeronáutica y aeroespacial

6. Para analizar el portaradiador en el programa Cosmos Design Star se debe ingresar el espesor real obtenido del proceso de fabricación, el cual corresponde a un valor de 2 mm
7. En el software se debe trabajar el portaradiador como pieza ortotrópica, el cual calculó valores de esfuerzos y deflexiones muy cercanos a la realidad (roseta de deformaciones)
8. De la simulación gráfica del portaradiador en el programa Cosmos Design Star en fibra de carbono y fibra de vidrio se puede apreciar que los esfuerzos normales y cortante así como las deflexiones máximas, son similares a lo que sucede en la realidad (roseta de deformaciones), razón por la cual el software utilizado sirve como herramienta de simulación gráfica de diseño en materiales compuestos
9. De los índices financieros obtenidos del análisis económico, se puede concluir que el proyecto es viable, ya que el índice TIR = 4.77% es mayor al TMAR = 3.8%, además de que se obtuvieron valores aceptables de los indicadores VAN = 1552.3 y C/B = 2.02, los mismos que son positivos. Esto indica que los flujos netos de efectivo obtenidos en los 27 períodos de pago, no solo pagan el valor de la inversión realizada, sino que además producen un excedente
10. Del análisis comparativo de costos se deduce que la rentabilidad de la pieza fabricada localmente (0.4%) es mayor que la de la pieza nueva importada (0.3%), por lo tanto la producción local de la pieza se convierte en la opción económica más conveniente

## **8.2. RECOMENDACIONES**

1. Es recomendable cuando se trabaja con materiales compuestos tener en cuenta las diversas posibilidades en cuanto a materias primas analizando en primera instancia la aplicación para la cual se va a diseñar el elemento

De ésta forma se aprovechan de mejor manera recursos técnicos y económicos

2. Cuando se elige el material para el molde, éste debe ser seleccionado tomando en cuenta parámetros de tipo económico y técnico: tipo de piezas a fabricar, vida útil del molde deseado, número de piezas a moldear
3. Para obtener el espesor de una pieza e ingresarla en el software es recomendable tomar varias medidas alrededor de todo el elemento
4. Para la construcción del presente proyecto se utilizaron materiales básicos, mientras que para fabricar piezas a escala industrial con grandes series de producción se recomienda utilizar además otros materiales como aditivos y gel coats, así como incorporar procesos de fabricación y maquinaria de alta calidad con los cuales se mejoran las prestaciones mecánicas obteniendo excelentes acabados superficiales
5. Cuando se requiera hacer pruebas para obtener las propiedades mecánicas se deben hacer probetas que cumplan con las normas establecidas y fabricarlas eligiendo un buen método de manufactura, por ejemplo se recomienda preparar dos vidrios, colocar sobre ellos cera, desmoldante y verter sobre cada uno de ellos la necesaria cantidad de resina y colocar a continuación la capa o capas de fibra (según el volumen de fibra requerido), a continuación unir los dos vidrios y someterlos a presión con un adecuado peso a fin de desaparecer la mayor cantidad de vacíos y obtener una lámina lisa y compacta por ambas superficies a manera de sandwich: resina + fibra + resina
6. Cuando se trabaja con este tipo de materiales es conveniente utilizar los accesorios de seguridad industrial, especialmente guantes y gafas
7. De las cifras financieras obtenidas se da por hecho que la inversión sería aconsejable, ya que aumentaría el valor de la empresa al invertir en la compra de activos fijos como maquinaria, insumos, equipos y demás bienes con los que se puede tener una mayor productividad y un mejor nivel de calidad antes de realizar otro tipo de inversión con el capital disponible

## **REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS**

- ZARAGOZA. UNIVERSIDAD DE ZARAGOZA. Materiales Compuestos I y II. Primera ed. Zaragoza. 2000. v.824 p. y v.1486 p.

- SHIGLEY, J.E y MISCHKE CH. R. Diseño en Ingeniería Mecánica. Traducido del inglés por Editorial McGraw-Hill. 4ta. ed. México, McGraw-Hill Interamericana de México. 1990. p 391
- DEREK H. Materiales Compuestos. Traducido del inglés por Dr. Rogelio Areal Guerra e Ing. Antonio Areal Calama. Primera ed. España. Editorial Reverté. 1987. 244 p.
- <http://www.fiberglast.com>, Products, Inglés, Noviembre 2004