



# INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN

“ DESCRIPCIÓN DEL PROCESO DE DISEÑO DE COMPONENTES DE  
AERONAVES A BASE DE MATERIALES COMPUESTOS COMO  
LA GUARDA DE SISTEMAS DE EMERGENCIA PARA AERONAVES  
AIRBUS A350XWB ”

TESIS QUE PARA OBTENER EL TÍTULO PROFESIONAL DE INGENIERO  
EN AERONÁUTICA

PRESENTA:

ALEJANDRO ZAGOYA GONZALEZ

DIRECTORES DE TESIS:

DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO  
M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS



MÉXICO D.F.

Abril 2013

**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**  
**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA  
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS INDIVIDUAL  
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE:  
**ZAGOYA GONZÁLEZ ALEJANDRO**

**“DESCRIPCIÓN DEL PROCESO DE DISEÑO DE COMPONENTES DE AERONAVES A  
BASE DE MATERIALES COMPUESTOS COMO LA GUARDA DE SISTEMAS DE  
EMERGENCIA PARA AERONAVES AIRBUS A350XWB”**

	RELACIÓN DE FIGURAS
	RELACIÓN DE TABLAS
	NOMENCLATURA
	RESUMEN
	ABSTRACT
CAPÍTULO I	INTRODUCCIÓN
CAPÍTULO II	MARCO TEÓRICO DE LOS MATERIALES COMPUESTOS
CAPÍTULO III	MARCO TEÓRICO SOBRE LA DETERMINACIÓN DE FUERZAS QUE ACTÚAN SOBRE LA GUARDA
CAPÍTULO IV	METODOLOGÍA DEL PROCESO DE LA GUARDA
CAPÍTULO V	ANÁLISIS DE RESULTADOS
	CONCLUSIONES
	RECOMENDACIONES
	REFERENCIAS
	APÉNDICE

México, DF., a 24 de abril de 2013.

**A S E S O R E S**

  
M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS

  
DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO

Vo. Bo.

  
ING. JOSÉ JAVIER ROCHSOTO  
DIRECTOR

  
I. P. N.  
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
UNIDAD TICOMÁN  
DIRECCIÓN

---

**ÍNDICE**

<b>Titulo</b>	<b>Página</b>
Relación de figuras	IV
Relación de tablas	VI
Nomenclatura	VII
Resumen	VIII
Abstract	IX
Capítulo 1 Introducción	1
Capítulo 2 Marco teórico sobre materiales compuestos	10
2.1 Fundamentos de materiales compuestos	10
2.2 Matrices	11
2.3 Concepto de laminado	12
2.4 Mecánica de la lámina	14
Capítulo 3 Marco teórico sobre la determinación de fuerzas que actúan sobre la guarda	20
3.1 Fuerzas de aceleración en aterrizaje de emergencia	20
3.2 Fijaciones de la guarda	20
3.3 Peso de guarda	22
3.4 Análisis de fuerzas de la guarda	22
3.4.1 Análisis de fuerzas para el seguro superior de la guarda Casos 1 al 6 siguiendo (FAR) 2725.561 [2].	22
3.4.2 Análisis de fuerzas para los seguros inferiores de la guarda Casos 1 al 6 siguiendo (FAR) 25.561 [2].	23
3.5 Fuerzas de empaque de la guarda	31
3.6 Fuerza de empaque a tensión	33
3.6.1 Tensión de guarda con la resbaladilla de emergencia	33
3.7 Compresión	35
Capítulo 4 Metodología del proceso de la guarda	36
4.1 Descripción del proceso de diseño de la guarda	36
4.2 Software	37
4.3 Metodología de análisis de elemento finito	38
4.4 Proceso de importación del modelo	39
4.5 Proceso de mallado	41
4.6 Proceso de asignación de materiales	42
4.7 Proceso de laminado	45
4.8 Elementos de sujeción y restricción de la guarda	48
4.9 Distribución de fuerzas en la guarda	54
4.10 Resolución de análisis de casos en Femap	55
Capítulo 5 Análisis de resultados	60
5.1 Fuerzas dinámicas combinadas	60
5.2 Empaque de tobogán	63
5.3 Compresión	63
5.4 Fuerzas después de empaque	64
Conclusiones	68
Recomendaciones	68
Referencias	69
Apéndice	70

---

## RELACIÓN DE FIGURAS

Figura	Título	Página
Fig. 1	Dimensiones de la aeronave A350 [1]	1
Fig. 2	Porcentaje de materiales compuestos en avión comercial A350 [1]	2
Fig. 3	Lado izquierdo del avión comercial A350 mostrando 4 puertas [1]	2
Fig. 4	Sistema de salida de emergencia [3]	3
Fig. 5	Empaque de tobogán [3]	4
Fig. 6	Ensamble de sistema de emergencia con puerta abierta*	4
Fig. 7	Corte de ensamble de sistema de emergencia con puerta abierta*	5
Fig. 8	Ensamble del sistema de salida de emergencia con tobogán desplegado*	6
Fig. 9	Despliegue de tobogán Airbus A350 [1]	7
Fig. 10	Esquema de proceso de diseño de guarda*	8
Fig. 11	Deformación específica máxima de las fibras y de la matriz [6]	10
Fig. 12	Ejemplo de un laminado [6]	12
Fig. 13	Muestra los diferentes tipos de lámina. "A" lámina unidireccional, "B" laminado tipo tejido, "C" Lámina tipo aleatoria o unidireccional [9]	13
Fig. 14	Fibras orientadas en tres, cuatro y cinco direcciones distintas y lámina conjugada [10]	14
Fig. 15	Muestra: "A" material sometido a un estado uniaxial de tensión normal, "B" material sometido a un estado de corte puro, "C" material está sometido a un estado uniaxial de tensión normal [10]	15
Fig. 16	Ejes coordenados de referencia [5]	21
Fig. 17	Ubicaciones de las puertas [5]	21
Fig. 18	Ejes coordenados, referencia de seguros para la guarda [5]	21
Fig. 19	Vectores de fuerza de la contra del seguro superior [5]	22
Fig. 20	Localización del centro de gravedad de la guarda y tobogán vista lateral y frontal [5]	22
Fig. 21	Caso 1, fuerzas de aterrizaje de emergencia (hacia adelante) [3]	25
Fig. 22	Caso 2, fuerzas de aterrizaje de emergencia (hacia atrás) [3]	26
Fig. 23	Caso 3, fuerza de aterrizaje de emergencia sentido Y [3]	27
Fig. 24	Caso 4, fuerzas de aterrizaje de emergencia sentido -Y [3]	28
Fig. 25	Caso 5. puerta 2 fuerzas de aterrizaje de emergencia sentido Z (hacia arriba) [3]	29
Fig. 26	Caso 6, fuerza de aterrizaje de emergencia sentido - Z (hacia abajo) [3]	30
Fig. 27	Fuerzas de empaque caso 6 [5]	32
Fig. 28	Distribuciones de fuerza en el proceso de empaque en zona superior y zona inferior de guarda [5]	33
Fig. 29	Fuerza de empaque /deflexión [5]	34
Fig. 30	Fuerza de compresión en el empaque [5]	35
Fig. 31	Propiedades de materiales orto trópicos [11]	39
Fig. 32	Superficie de guarda en Catia V5*	39
Fig. 33	Ángulo de desmolde de la superficie de la guarda *	40
Fig. 34	Referencia de procedimiento de importar geometría a Femap [11]	40
Fig. 35	Referencia del valor de escala*	41
Fig. 36	Referencia de triángulos en la malla *	41
Fig. 37	Referencia de malla totalmente cerrada*	42
Fig. 38	Referencia de propiedades de materiales*	42
Fig. 39	Propiedades del material panal de abeja nomex *	43
Fig. 40	Propiedades de la fibra de vidrio / fenólica APF1180-7781-E-60" *	43
Fig. 41	Propiedades de la fibra de vidrio / fenólica APF1180-1583-E-50" *	44
Fig. 42	Propiedades de la fibra de Kevlar-fenólico preimpregnado L-726-285K-50"*	44
Fig. 43	Propiedades de refuerzo de aluminio 6061-T651 de 6.35mm de espesor *	45

---

Fig. 44 Diferentes secuencias de apilado en la guarda*	45
Fig. 45 Identificación de las zonas de acuerdo con secuencia de apilado*	46
Fig. 46 Restricciones de espesores de la guarda [5]	46
Fig. 47 Zonas de restricción de guarda en modelo geométrico*	48
Fig. 48 Zonas de restricción de guarda en Femap*	48
Fig. 49 Guarda restringida en 3 puntos de fijación contra la estructura del avión*	49
Fig. 50 Soporte superior (Acot: pulg.)*	49
Fig. 51 Soporte inferior (Acot: pulg.)*	52
Fig. 52 Restricciones para fuerzas dinámicas*	54
Fig. 53 Zona superior de la guarda y los porcentajes de la fuerza [3]	55
Fig. 54 Zona inferior de la guarda y los porcentajes de la fuerza [3]	55
Fig. 55 Fuerza de empaque en la zona superior e inferior *	55
Fig. 56 Fuerzas en la zona superior e inferior y zona de esfuerzo para el caso de la fuerza de empaque de la resbaladilla *	56
Fig. 57 Fuerzas en la zona superior e inferior para el análisis de fuerzas dinámicas combinadas*	57
Fig. 58 Fuerzas en la zona superior e inferior para el caso 2a fuerzas dinámicas combinadas*	57
Fig. 59 Fuerzas en la zona superior e inferior para el caso 2b fuerzas dinámicas combinadas*	58
Fig. 60 Fuerzas en la zona superior e inferior para el caso de fuerzas dinámicas combinadas*	58
Fig. 61 Fuerzas en la zona superior e inferior para el análisis de fuerzas después de empaque*	59
Fig. 62 Fuerzas en la zona superior e inferior para el análisis de fuerzas después de empaque*	59
Fig. 63 Fuerzas relajadas de empaque con restricciones*	60
Fig. 64 Índice de falla por Tsai Hill de la guarda *	61
Fig. 65 Laminado prototipo de la guarda con fibra de vidrio y resina fenólica *	62
Fig. 66 Índice para el caso de fuerza máxima de empaque*	63
Fig. 67 Índice de carga máxima para laminado de la base de guarda*	64
Fig. 68 Fuerzas después de empaque / requerimientos de deflexión [5]	64
Fig. 69 Índice de fuerzas relajadas después de empaque*	65
Fig. 70 Desplazamientos en el eje X, para fuerzas después de empaque*	66
Fig. 71 Desplazamientos en el eje Y, para fuerzas después de empaque*	66
Fig. 72 Desplazamientos en el eje Z, para fuerzas después de empaque*	67

\* Imágenes tomadas durante la investigación de campo para este trabajo en diciembre de 2009, propiedad de Alejandro Zagoya González.

---

**RELACIÓN DE TABLAS**

<b>Tabla</b>	<b>Título</b>	<b>Página</b>
Tabla 1	- Especificaciones generales de la aeronave A350 [1]	1
Tabla 2	- Tipos de matriz [6]	12
Tabla 3	- Cantidad de constantes necesarias en base al tipo de material [6]	15
Tabla 4	- Fuerzas de aceleración en aterrizaje de emergencia [3]	20
Tabla 5	- Casos de aterrizaje de emergencia para seguro superior de guarda [3]	23
Tabla 6	- Casos de aterrizaje de emergencia para seguro inferiores de guarda [3]	24
Tabla 7	- Resumen de fuerzas de seguro superior [5]	30
Tabla 8	- Resumen de fuerzas para seguro inferior delantero [5]	31
Tabla 9	- Resumen de fuerzas para seguro inferior trasero [5]	31
Tabla 10	- Fuerzas de empaque en zona superior de guarda [5]	32
Tabla 11	- Fuerzas de empaque en zona inferior de guarda [5]	33
Tabla 12	- Fuerzas de tensión de empaque en zona superior de guarda [5]	34
Tabla 13	- Fuerzas de tensión de empaque en zona inferior de guarda [5]	35
Tabla 14	- Resumen de materiales*	37
Tabla 15	- Numero de laminados en la guarda secciones 1 a la 8*	47
Tabla 16	- Numero de laminados en la guarda secciones 9 a la 16*	47
Tabla 17	- Fuerzas en orificios de sujeción superior*	50
Tabla 18	- Fuerzas soportadas por el laminado doble del material APF1180-7781 a tensión y corte [A1]	50
Tabla 19	- Factor de seguridad del fabricante [12]	52
Tabla 20	- Fuerzas en orificios de soporte inferior*	53

\* Tablas realizadas durante la realización de este trabajo en abril de 2013, propiedad de Alejandro Zagoya González.

---

**NOMENCLATURA****Símbolo Descripción**

$E$	módulo de elasticidad
FAR	Federal Aviation Regulations
$G$	módulo al corte
[ $Q$ ]	matriz de rigidez de la lámina
[ $Q$ ]	matriz de rigidez del laminado
[ $S$ ]	matriz de flexibilidad de la lámina
[ $S$ ]	matriz de flexibilidad del laminado
$t$	dirección transversal a la fibras
[ $T$ ]	matriz de transformación
$\varepsilon$	deformación lineal
$\varphi$	ángulo de inclinación lateral en un viraje
$\gamma$	deformación angular
$\sigma$	esfuerzo normal
$\tau$	esfuerzo cortante
$\nu$	relación de Poisson
$M$	mach (1,200 km/h a nivel del mar y 15°C)
Pas	pasajeros
$\pi$	pi 3.1416
$\nu$	viscosidad
$g$	gravedad 9.81m/s <sup>2</sup>
FAA	Federal Aviation Administration

**RESUMEN**

En esta tesis se realiza la explicación del proceso de desarrollo de la guarda del sistema de evacuación de emergencia a partir de geometría y valores dados por el constructor de la aeronave Airbus A350. Este proceso se inicia por el diseño preliminar de geometría, pasando por el cálculo mediante el método del elemento finito, hasta su construcción y laminado en materiales compuestos.

El desarrollo comienza con una breve descripción de la aeronave Airbus A350, mostrando el número de puertas en el avión ya que en cada puerta debe ir alojada una guarda con su respectivo tobogán de emergencia. Posteriormente, se realiza el estudio de las fuerzas a las que se somete la guarda en los diferentes casos extremos que el avión pueda tener en vuelo. Finalmente, se desarrolla una simulación estructural de la guarda, tomando en cuenta todos los factores que en diferentes casos dinámicos y estáticos le competen, utilizando para ello el software FEMAP-NASTRAN. De su análisis se obtienen las construcciones de laminados que conformarán la guarda, tomando en cuenta requerimientos de flamabilidad y materiales típicos de la industria aeronáutica, dando un resultado de dieciséis secciones diferentes de laminado, para soportar las tres condiciones que son los más relevantes, en todos ellos se cumplió con un margen de seguridad de 1.33 que marca la *Federal Aviation Administration (FAA)*, para el avión Airbus A350. Los materiales compuestos con las mejores propiedades para la construcción de la guarda fueron seleccionados: Resinas fenólicas, Kevlar y fibra de vidrio, según los resultados muestran que, aun en las zonas más críticas, la guarda no sufrirá falla estructural debido a que la zona donde se presenta el mayor esfuerzo podrá soportar las fuerzas máximas. En la construcción de la guarda hay 16 laminados diferentes, los cuales cumplen de manera global con el margen de seguridad que requiere la guarda calculados en este trabajo, y con ello se puede iniciar la construcción de dicha guarda.

**ABSTRACT**

This report is the explanation of the development process of the guard for the emergency evacuation system, from geometry and values given by the manufacturer of the Airbus A350. This process is the start for the geometry preliminary design through the calculation to construction and staking of composite laminates, using the finite element method.

The development begins with a brief description of the Airbus A350, showing the number of doors on the plane since on each door a guard should be housed with their respective emergency slide. Subsequently, it is carried out a study of the forces acting on different extreme cases the plane can take on flight. Finally, it is developed a structural simulation of the guard, using all the factors in the different static and dynamic cases by the Femap-Nastran software. From the analysis, the laminates that constitute the guard are obtained. There are taken into count the requirements of flammability and typical materials of the aeronautical industry, giving as a result, sixteen different sections, which are able to support the three conditions that are most relevant, they all comply with safety margin of 1.33, this is a requirement of the Federal Aviation Administration (FAA) for the Airbus A350. Composite materials with improved properties for the construction of the guard were selected: phenolic resins, Kevlar, fiber glass. The results shown the critical zones are not expected to have structural failure, because the zone where the greatest effort is present, can withstand the forces. In the construction of the guard there are 16 different stacking sequences which comprehensively meet the required safety margin calculated in this work, and thus the construction of the guard can start.

## 1.0 INTRODUCCION

Este trabajo tiene como objetivo: describir el proceso de desarrollo de la guarda fabricada con materiales compuestos (resina fenólica, fibra de vidrio y Kevlar – sustitutos del aluminio) que forma parte del sistema de salida de emergencia de la aeronave A350, el cual tiene el propósito de reducir el peso original de la misma. La aeronave A350 es un avión comercial con una velocidad de crucero de 1041.25 km/h, otras especificaciones se presentan en la figura 1 y en la tabla 1.



Fig.1 Dimensiones de la aeronave A350 [1]

Tabla.1 Especificaciones generales de la aeronave A350

CAPACIDAD	PERFORMANCE	
PAS. 270	Rango	15700 km
	Vel. Máxima	M0.99
	Peso Max.	248.9 Ton
	Peso al despegue	248 Ton
	Peso al aterrizaje	190 Ton
	Capacidad de combustible	138,000 l
	Motores	RR trent XWB x 2
	Empuje	337kN

Las metas que tiene el fabricante para esta aeronave es el aumento de partes hechas con materiales compuestos, como se describe en la figura 2



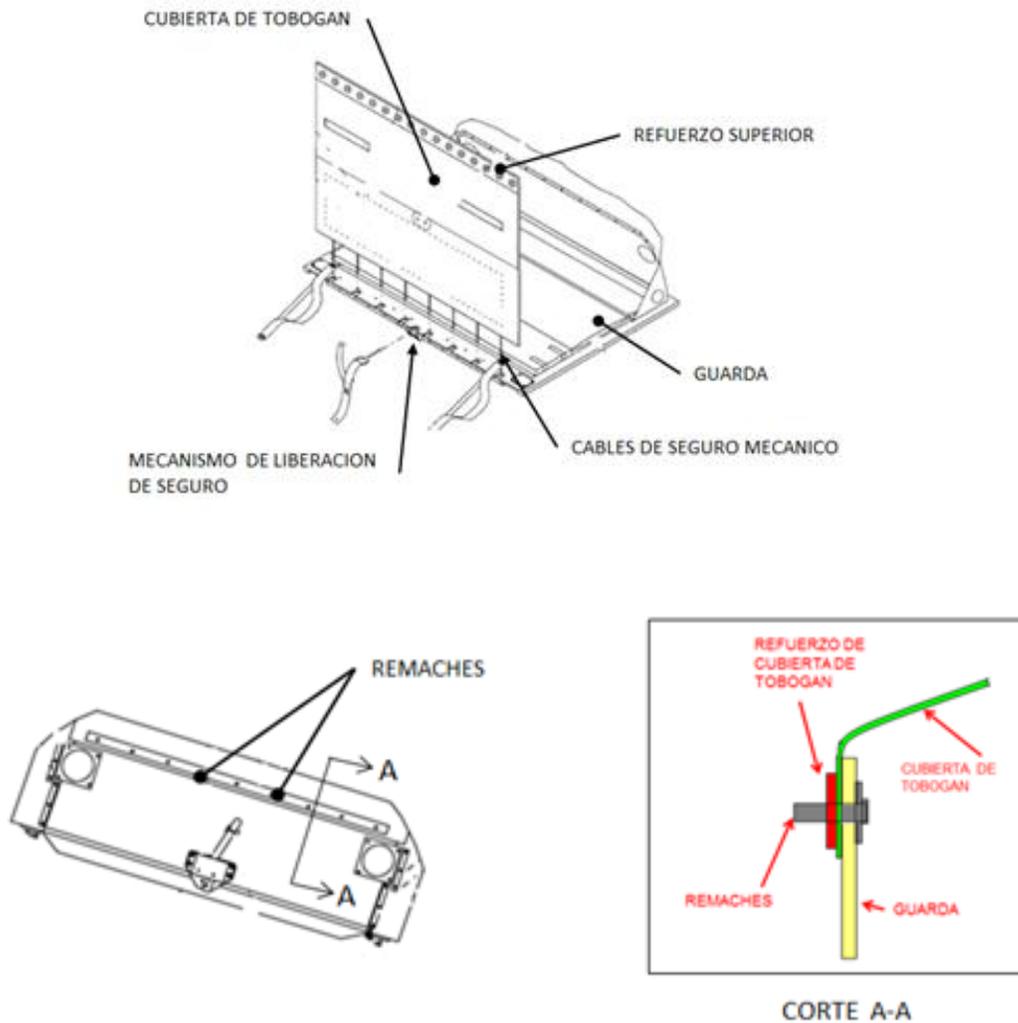
Fig. 2 Porcentaje de materiales compuestos en avión comercial A350 [1]

Entre los avances en la fabricación de componentes de aeronaves destaca el uso de los materiales compuestos, específicamente destaca el desarrollo de los aviones Boeing 787 y Airbus A350. Estos materiales permiten, en algunos componentes, reducir el peso de la aeronave, así como la necesidad de inspecciones para detectar daños por fatiga o corrosión, ahorrando de esta manera costos de mantenimiento. En particular para la aeronave Airbus A350 se pretende fabricarla con 55% de componentes en materiales compuestos con la finalidad de disminuir el peso de la aeronave y se espera tener un 8% de ahorro de combustible con respecto a un avión convencional de su misma categoría (Boeing 787) [1]. Debido a la filosofía y metas de diseño del aeronave, se pretende que la mayor parte de los componentes sean construidos en materiales compuestos, es por ello que uno de los requerimientos de la guarda del tobogán es que sea fabricado de material compuesto y que tenga un peso de 5.6 kg (12.5 lb). La aeronave A350, en su configuración contiene 8 puertas, 4 lado izquierdo y 4 en el lado derecho, como se muestra en figura 3.



Fig. 3. Lado izquierdo del avión comercial A350 mostrando 4 puertas [1]

Como referencia al lector; el sistema de guarda del avión A350 se muestra la figura 4, el cual presenta semejanza al empleado en el Boeing 777. El sistema de salida de emergencia consta de: guarda, cilindro presurizado, tobogán, cubierta de tobogán, correa de cubierta de tobogán, mecanismo de liberación de seguro, cables de seguro mecánico, refuerzo superior y remaches. El ensamble muestra la guarda, la cubierta de tobogán la cual se une a la guarda por cables de acero y un mecanismo de liberación. La cubierta de tobogán en la parte superior monta un refuerzo el cual va remachado contra la guarda.



La vista muestra el detalle de la unión de la cubierta de tobogán y guarda

Fig.4 Sistema de salida de emergencia [3]

En la figura 5, se muestra el empaque del tobogán con su cilindro presurizado, la cubierta de tobogán posee un cable de acero al centro con él se ajusta cuando se empaqueta el tobogán.

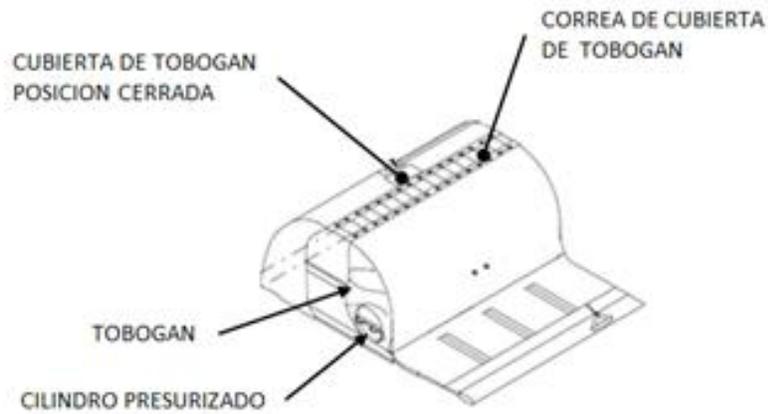


Fig.5 Empaque de tobogán [3]

El sistema de salida de emergencia se encuentra en la puerta del avión ya que el despliegue del tobogán sucede cuando la puerta está abierta, la guarda y el tobogán se alojan en la parte inferior de la puerta del avión y tienen una protección de material compuesto, la función de ésta, es sólo cubrir la guarda y seguir la forma del interior del avión pintura y estilo del interior.

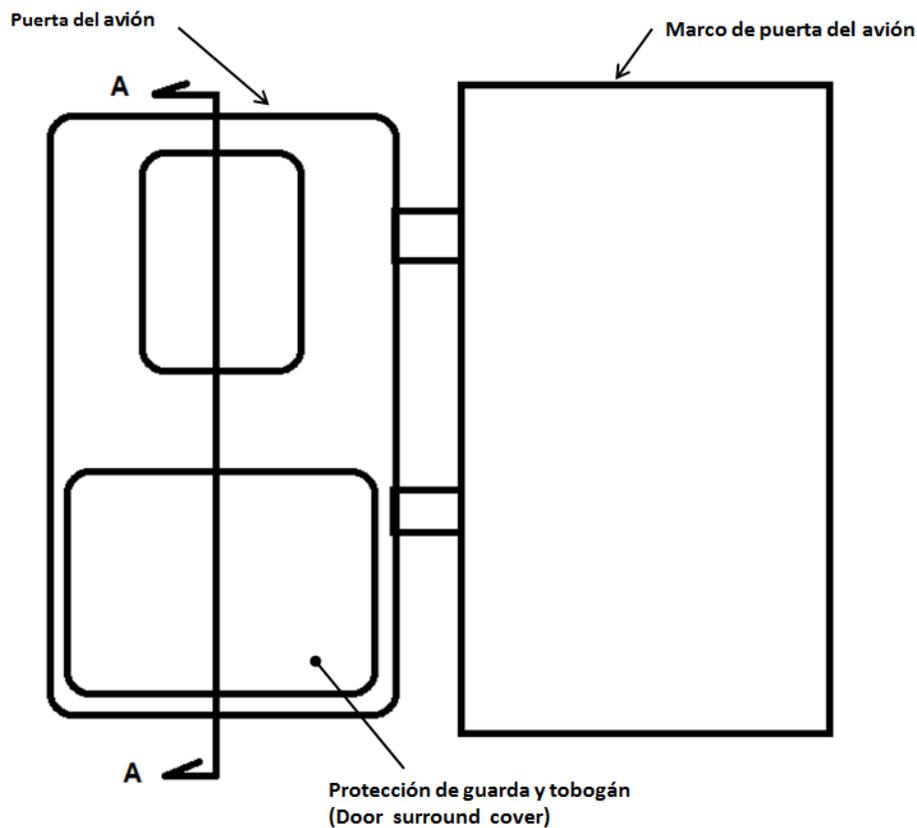


Fig.6 Ensamble de sistema de emergencia con puerta abierta

La figura 7 detalle A-A muestra el ensamble del sistema de emergencia. Antes del despliegue del tobogán la puerta del avión soporta el sistema de emergencia, el soporte inferior de la estructura del avión contiene los soportes inferiores hembras de la guarda y sostiene la protección de la guarda.

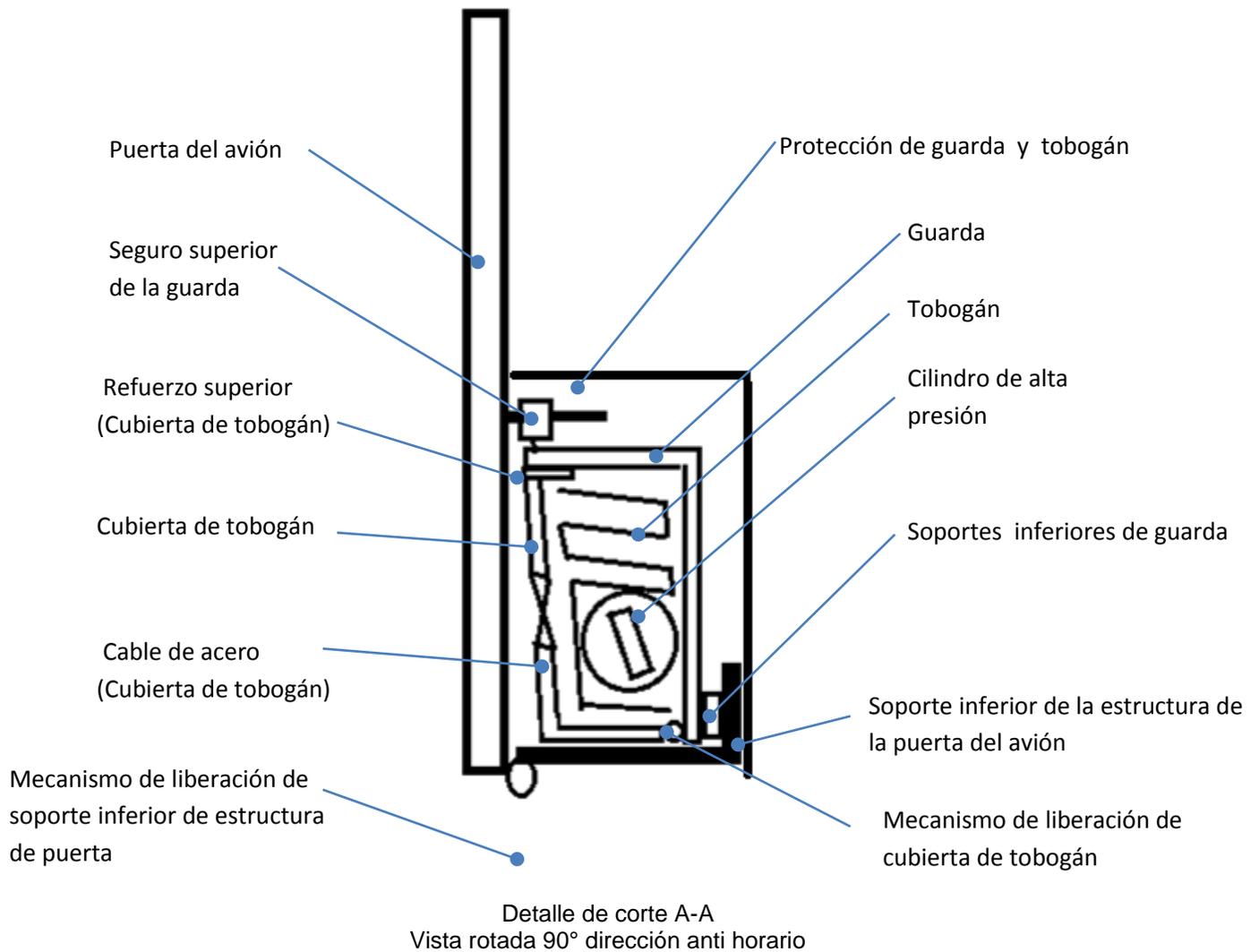


Fig.7 Corte de ensamble del sistema de salida de emergencia con puerta abierta

La figura 8 muestra el tobogán desplegado para que esto suceda, la puerta deberá estar abierta y el seguro superior de la guarda se retrae, al mismo tiempo el mecanismo de liberación de soporte inferior de estructura de la puerta también se libera con esto, el sistema de emergencia rota 180° en sentido horario. El mecanismo de liberación de la cubierta del tobogán se activa quedando la cubierta del tobogán libre permitiendo desplegar el tobogán cuando el cilindro de alta presión se activa.

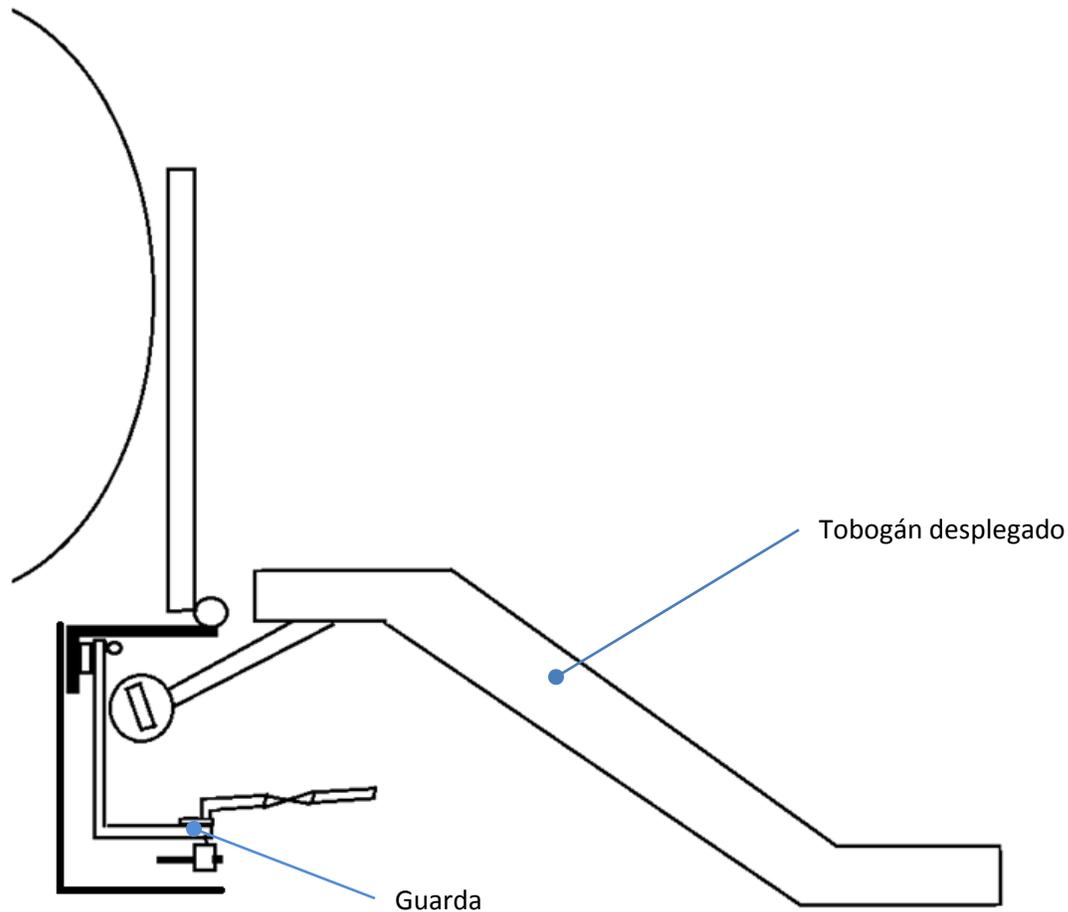


Fig.8 Ensamble del sistema de salida de emergencia con tobogán desplegado

El sistema de salida de emergencia es parte de los componentes de cada puerta de acceso de la aeronave, el sistema solo se activa cuando la puerta está abierta y la aeronave se encuentra en una situación de emergencia. En ésta circunstancia, la guarda es la pieza que soporta la fuerza de despliegue del tobogán y le da dirección como se muestra en fig. 9



Fig.9 Despliegue de tobogán Airbus A350,

La guarda es uno de los principales componentes del sistema de emergencia ya que aloja el tobogán de emergencia así como un recipiente de alta presión para el inflado del orden de 4,136.9 bar (60,000 lb/plg<sup>2</sup>) para que en 0.20 segundos pueda desplegarse el tobogán, esto para cumplir los requerimiento que se establecen en la norma FAR 25.561 de FAA [2]. Además, la guarda debe resistir las fuerzas de maniobra de la aeronave con un margen de seguridad de 1.33, de acuerdo al FAR 25.303 de FAA [3], La vida útil de la guarda debe ser de 5 años en condiciones normales de operación. Además, la especificación de la matriz del material compuesto para la guarda, considera la utilización de resina fenólica [4], ya que los gases producto de su combustión son menos dañinos que los gases producidos al inflamarse la resina epóxica. Una razón para esta decisión tomada; es el hecho, de que el componente se encuentra al interior de la aeronave y debe pasar los requerimientos de certificación especificados en las pruebas de flamabilidad [4].

Este trabajo se fundamenta en que el fabricante de la aeronave requiere sustituir materiales convencionales con materiales compuestos para los componentes de la aeronave, específicamente la guarda del sistema de salida de emergencia y generar información del uso de los materiales compuestos [5].

La investigación que se obtiene en el proceso de desarrollo previo de este trabajo: es el desarrollo de guardas pequeñas en material compuesto en aeronaves regionales como Embraer 145. Para aeronaves comerciales como (Boeing 777), solo se encontró que las guardas son de aluminio 6061-T6 y que su proceso de desarrollo se apega únicamente a pruebas prototipo con materiales y refuerzos que pasen las pruebas de despliegue del tobogán así como las fuerzas dinámicas de la aeronave. La metodología del proceso de desarrollo de la guarda para aeronave A350 con materiales compuestos es el siguiente:

1. El fabricante de la aeronave proporciona la información que se requiere para su realización y desarrollo de la guarda, localización de la guarda en la aeronave, geometría de la guarda, puntos de sujeción, fuerza dinámica y estática.

2. Se realiza una investigación de proveedores locales de materiales compuestos para la construcción de la guarda.
3. Se introducen los datos proporcionados por el fabricante (fuerza dinámica y estática) [9]. Al software FEMAP-NASTRAN, datos técnicos de los materiales compuestos así como, la localización de los soportes de sujeción de la guarda, para obtener el modelo por simulación que proporcione la combinación de los materiales compuestos para la construcción de la guarda así como el laminado de materiales compuestos en las diferentes áreas de la guarda.
4. Se introducen los datos de los laminados calculados para el diseño del molde de la guarda, tomando en cuenta ángulo de desmolde, radios mínimos y espesor del mismo.
5. Se producen guardas prototipos.
6. Se produce la guarda en producción en serie, tomando en cuenta el número de guardas a producir. El proceso de desarrollo de la guarda da inicio cuando el proveedor recibe la información necesaria proporcionada por el fabricante y firman un convenio.

Esquema de proceso de desarrollo de guarda A350

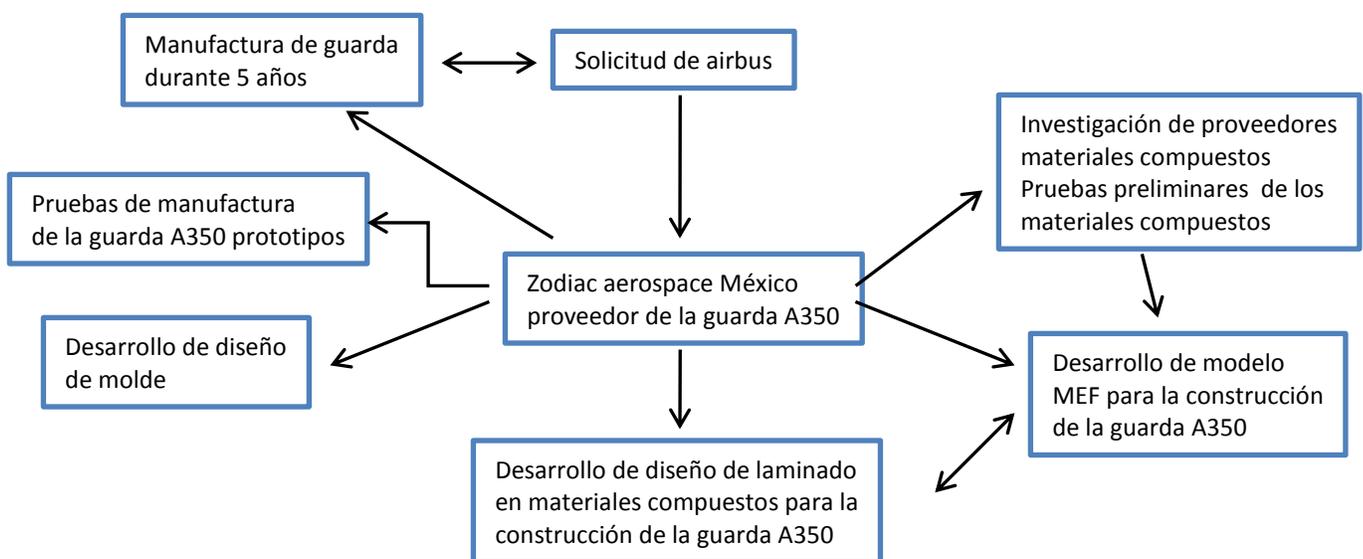


Fig.10 esquema de proceso de desarrollo de guarda

Para el proceso de desarrollo de la guarda se distribuye así: los siguientes capítulos dentro del trabajo de tesis de manera que den claridad a este proceso:

El capítulo 1: Introducción al problema y explicación del sistema de evacuación de emergencia.

El capítulo 2: Describe el marco teórico de los materiales compuestos utilizados en la fabricación de la guarda, características de acuerdo a las especificaciones del fabricante.

El capítulo 3: Describe el marco teórico sobre la determinación de las fuerzas que actúan sobre la guarda en diferentes condiciones de vuelo de la aeronave A350 de acuerdo a las especificaciones del fabricante.

El Capítulo 4: Describe la metodología que se utilizó para realizar el proceso de desarrollo de la guarda, equipo, materiales, métodos, pruebas definitivas y número de guardas que se necesita abastecer al fabricante.

El Capítulo 5: Describe los resultados alcanzados y su análisis.

**OBJETIVO GENERAL**

La descripción del proceso de desarrollo de una guarda con materiales compuestos para reducir el peso comparado con una guarda convencional de tal forma que sea segura y cumpla con condiciones de aeronavegabilidad.

**OBJETIVOS ESPECIFICOS**

- Descripción del proceso de diseño de la guarda
- Comprensión de requerimientos de la guarda descritos por el fabricante
- Calculo de elementos finitos (interacción de los materiales compuestos dentro del software).
- Análisis de resultados

**JUSTIFICACIÓN**

La justificación del trabajo es la reducción de peso en la guarda debido a una petición del fabricante de aeronaves y, a la tendencia en el empleo de un mayor porcentaje de materiales compuestos en las aeronaves. Las partes no estructurales, que antes eran irrelevantes para obtener ventajas en la reducción de su peso, ahora son las partes donde se está consiguiendo una reducción importante de peso y ventajas sobresalientes para el mantenimiento de la aeronave y rendimiento de combustible.

**ALCANCE**

El alcance del trabajo es la comprensión del proceso de desarrollo de la guarda bajo las normas que establece el fabricante de aeronaves [2].

## 2.0 MARCO TEORICO DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

En este capítulo, se hace una descripción sobre los materiales compuestos y cómo se puede determinar si un material compuesto es adecuado para ser usado en aplicaciones ingenieriles. Se hace énfasis en el análisis de materiales compuestos laminados, definiendo un código para su descripción, deduciendo las relaciones entre los esfuerzos y las deformaciones presentes en una lámina a partir de la teoría clásica de placas y desarrollando la matriz constitutiva que representa el comportamiento de fuerzas y momentos resultantes en un elemento laminado en función de los coeficientes de rigidez, las deformaciones en el plano medio y las curvaturas. En cuanto al estado del arte, se describen algunas investigaciones sobre el análisis de esfuerzos sobre paneles constituidos de materiales compuestos laminados, de uso aeronáutico aplicando el método de elemento finito. Adicionalmente, se describe los diferentes procesos de producción de partes constituidas de materiales compuestos laminados en aeronaves.

### 2.1 FUNDAMENTOS DE MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto es un sistema de materiales que consiste en dos o más fases en una escala macroscópica, cuyo desempeño y propiedades mecánicas están diseñados para imprimirle características específicas diferentes al material resultante en aplicaciones estructurales. Generalmente se tiene una fase más rígida y resistente, denominada refuerzo, y una fase menos rígida y dúctil, denominada matriz

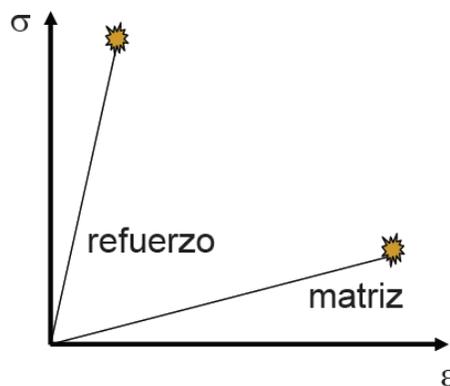


Fig. 11. Deformación específica máxima de las fibras y de la matriz [6]

En la figura 11 se presenta que la deformación específica máxima de las fibras es menor que la deformación específica máxima de la matriz [6].

Por su característica heterogénea, los materiales compuestos suelen presentar comportamiento altamente anisótropo, esto es, que las propiedades del material varían en las diferentes orientaciones asociadas al mismo.

La posibilidad de controlar los procesos de fabricación de los materiales compuestos con base en las probables propiedades de sus materiales constituyentes, permite al diseñador optimizar las propiedades de la estructura, con respecto a la magnitud y dirección de las fuerzas a las que estará sometido el componente. En comparación con los materiales convencionalmente usados en ingeniería, los materiales compuestos pueden ser diseñados con valores altos de resistencia y rigidez con un peso mínimo.

El refuerzo es el constituyente que se puede controlar dimensionalmente (consta de geometría fija), y puede estar en forma de partículas, fibras u hojuelas. Los refuerzos en forma de partículas pueden ser considerados cuerpos puntuales, los cuales son medibles tomando como dimensión crítica el radio de la partícula.

---

En los refuerzos por fibras, las dimensiones relevantes son el largo de las fibras y la relación entre el largo y el diámetro de la sección transversal. Para hojuelas, el área o la relación entre el área y el espesor son quienes controlan las propiedades del material. El tipo de refuerzo más común para compuestos de matriz polimérica son las fibras. Las fibras soportan la mayoría de los efectos de las fuerzas y contribuyen significativamente con la rigidez en un compuesto polimérico. Las fibras pueden ser continuas o discontinuas.

La matriz es la fase continúa del material compuesto, la cual contiene en su interior al refuerzo. Las funciones de la matriz incluyen; mantener a los refuerzos fijos, proteger al refuerzo de reacciones debido al medio ambiente, transmitir los efectos de las fuerzas de fibra en fibra o de partícula en partícula, y proteger el refuerzo del fenómeno conocido como abrasión mecánica.

## 2.2 MATRICES

El estudio de las características de la matriz es de elevada importancia ya que estas definen, la temperatura de servicio, las propiedades transversales, la resistencia a impactos y tenacidad, así como el comportamiento visco elástico del material compuesto.

Las propiedades de la matriz dependen en gran medida de su tipo. Los tipos de matriz más utilizados se pueden agrupar en 4 categorías, las cuales son: poliméricas, cerámicas, metálicas y de carbono. Las matrices poliméricas son las más utilizadas en aplicaciones de temperatura relativamente baja y sus principales ventajas son: alta rigidez y resistencia específica, fácil procesamiento, costo de fabricación relativamente bajo, flexibilidad en la orientación de fibras.

Las matrices poliméricas se clasifican en dos categorías, termo fijas o termoestables (poliéster, epoxi, poliamidas, viniléster, fenólicas) y en termoplásticas (polipropileno PP, polisulfona PPS, polieteretercetona PEEK, Poliamidas termoplásticas).

Las matrices poliméricas termo fijas polimerizan y se encadenan durante el curado gracias a la ayuda de un catalizador y la aplicación de calor, este tipo de matrices tiene ventajas de ser: resistentes y presentan buenas propiedades mecánicas y un procesamiento simple. De entre sus desventajas pueden citarse algunas como: la temperatura de servicio es relativamente baja, son frágiles, no tiene punto de fusión, presentan dificultad para ser conformadas, además de que requieren un almacenamiento refrigerado.

Dentro de las matrices poliéster, se tienen las características de un curado rápido, bajo costo, propiedades mecánicas bajas, curar a temperatura ambiente, sus productos comerciales se aplican en diversas industrias como: automotriz, náutica, energía eólica, piscinas, tanques de almacenamiento. Presentan emisiones tóxicas de estireno (volátiles).

Las matrices epoxi presentan características como: poseer mejores propiedades mecánicas y térmicas que las de poliéster, baja contracción durante el curado, su procesamiento es sencillo, pueden ser curadas a diferentes temperaturas, se utilizan en aplicaciones de alto desempeño expuestas a altas variaciones de temperatura y humedad, normalmente se curan con alta temperatura, se utilizan para aplicaciones estructurales de alto desempeño (estructuras aeronáuticas).

Las resinas vinil-éster se caracterizan por tener un costo medio, sus propiedades mecánicas son superiores que las del tipo poliéster y menores que las resinas epoxi. Presentan curado rápido y sencillo, tienen muy buena resistencia a la degradación en agua y humedad, son ideales para aplicaciones náuticas.

Las resinas fenólicas: resina sintética termoestable, caracterizada por su resistencia al calor y al agua. Está formada por la condensación del fenol y el formaldehído, de gran resistencia al envejecimiento. Las resinas fenólicas tienen una amplia aplicación en el ámbito de la construcción, se emplean en la fabricación de productos moldeados, adhesivos, revestimientos superficiales y paneles.

Según su campo de aplicación, las resinas fenólicas pueden clasificarse en tres grandes grupos:

1) Resinas fenólicas técnicas (*RFT*) se utilizan para: abrasivos, materiales de fricción, textiles, fundición, filtros, lacas y adhesivos.

2) Resinas fenólicas para madera y aislantes (*RFMA*) tienen su campo de aplicación en: lanas minerales, impregnaciones, materiales de madera, espumas.

3) Resinas fenólicas para polvos de moldeo (*PM*), suministran productos a las industrias eléctrica, automovilística y electrodoméstica.

Las resinas fenólicas se emplean para dar impermeabilidad por su alta resistencia a la humedad. La fabricación de paneles multilaminados requiere adherir tres o más capas con una resina fenólica bajo unas determinadas condiciones de calor y presión. La formulación de la resina depende de si se utiliza un proceso de fabricación húmedo o seco. Se suelen usar moldes solubles en agua. En general, la resina se combina con rellenos y disolventes que controlan la humedad y evitan la penetración del substrato [7].

Tabla 2. Tipos de matriz

TIPO DE MATRIZ	FIBRA	MATRIZ
Polímero	Fibra de vidrio – E Fibra de vidrio – S Carbono Aramida Boro	Epoxi Poliamida Poliéster Termoplástica
Metal	Boro Carbono Carburo de silicio Alúmina	Aluminio Magnesio Titanio Cobre
Cerámica	Carburo de silicio Alúmina Nitrato de silicio	Carburo de silicio Alúmina Vidrio-cerámica
Carbono	Carbono	Carbono

### 2.3 CONCEPTO DE LAMINADO

Un laminado es un arreglo de varias láminas o capas unidas o ensambladas entre sí en dirección normal al plano principal, es decir, las capas están apiladas una sobre otra en dirección de su espesor. Por tanto, en estructuras de material compuesto, la lámina constituye la unidad básica del laminado, como se ilustra en la figura 12, la dirección X muestra la dirección de la fibra, la dirección Y muestra la dirección transversal de la matriz y las fibras, y la dirección Z es la normal al laminado. Los tres tipos de láminas más frecuentemente empleadas son: lámina unidireccional, lámina tipo tejido y lámina tipo colchoneta [8].

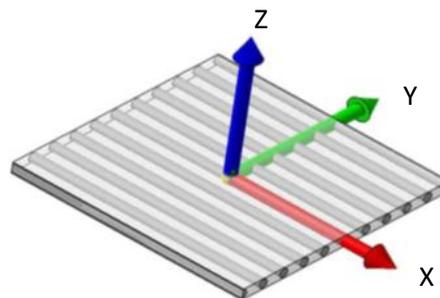


Fig. 12 Ejemplo de un laminado [6]

Una lámina unidireccional, es aquella en donde todas las fibras están orientadas en una sola dirección. Se considera que en este tipo de lámina existe isotropía transversal, lo que significa que se conservan las propiedades en todas las direcciones en un plano perpendicular al de las fibras. La figura 13 A muestra un ejemplo de una lámina unidireccional.

Una lámina tipo tejido presenta la característica que todas las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí, las fibras longitudinales están entrelazadas con las fibras transversales formando un tejido. La figura B muestra un ejemplo de una lámina tipo tejido.

Una lámina tipo colchoneta está compuesta por fibras discontinuas aleatoriamente orientadas y por tal motivo se considera que existe isotropía en el plano de la lámina, es decir, que existen las mismas propiedades en todas las direcciones sobre el plano. La figura 13 C muestra un ejemplo de una lámina tipo aleatoria o unidireccional.

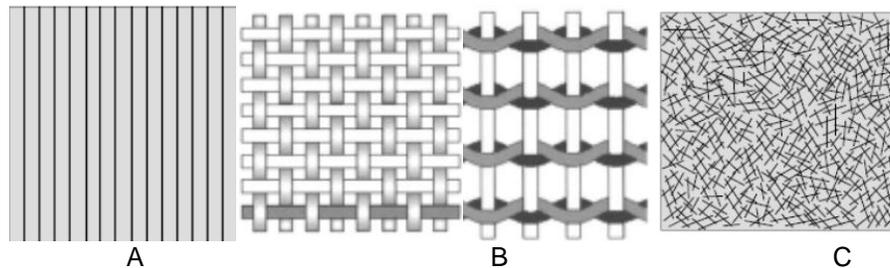


Fig. 13 Muestra los diferentes tipos de lámina. “A” lámina unidireccional, “B” lamina tipo tejido, “C” Lámina tipo aleatoria o unidireccional [9].

Estas configuraciones tienen diferentes efectos, dependiendo de si la orientación de las fibras está definida por su proceso de fabricación o por la dirección de la aplicación de las fuerzas. Para propósitos de diseño de materiales compuestos, la dirección de las fibras con respecto a la dirección de las fuerzas es relevante.

Los laminados también pueden ser clasificados con respecto a su secuencia de apilado como laminados simétricos, anti-simétricos, asimétricos, cuasi-isotrópico.

Los laminados simétricos. Presentan la característica que todas las capas que se encuentran por encima del plano medio tienen la misma orientación que las capas que se encuentran en la posición equivalente por debajo del plano medio, debido a esto, el plano medio de un laminado es, geoméricamente, el plano de simetría del mismo.

En un laminado anti-simétrico todas las capas que se encuentran por encima del plano medio tienen una orientación opuesta (negativa) a la de la capa en la posición equivalente por debajo del plano medio. Sin embargo, el plano medio del laminado sigue siendo un plano de simetría de forma geométrica pero no de la secuencia de apilado.

Laminado asimétrico. El plano medio del laminado no corresponde a un plano de simetría. Un laminado cuasi-isotrópico se presenta cuando en tres o más capas la orientación de las fibras se va incrementando en intervalos de  $\theta / n$ , donde  $n$  es el número total de capas. En la figura 14 se muestran algunos ejemplos de laminados cuasi-isotrópicos. En este tipo de laminados, no es tan relevante la secuencia de apilado, solo el número de capas.

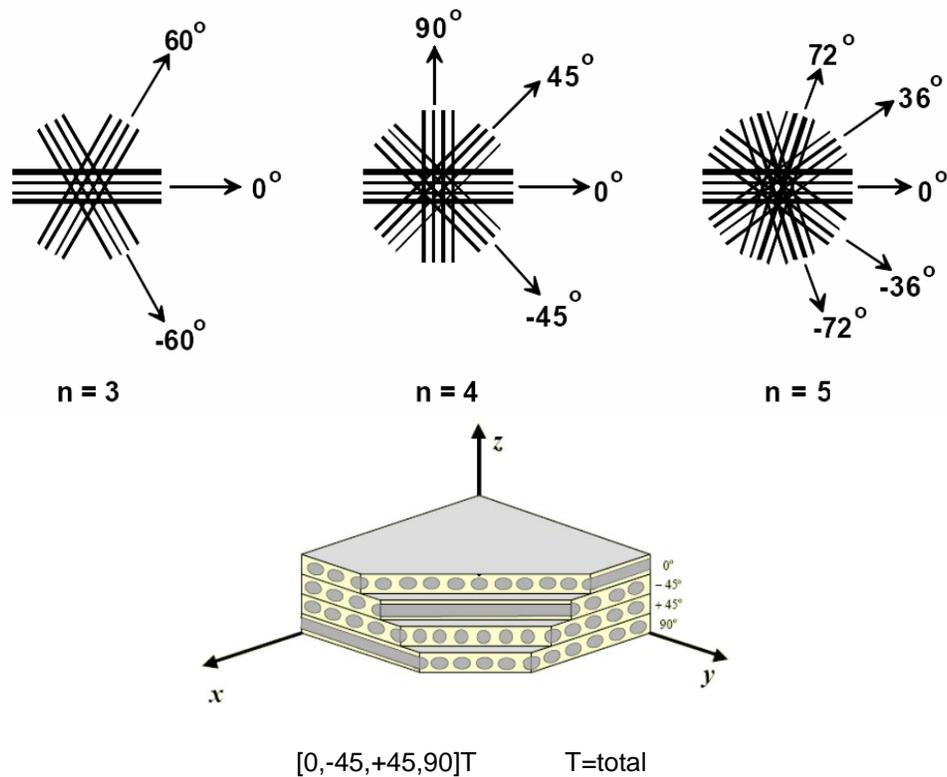


Fig. 14 Fibras orientadas en tres, cuatro y cinco direcciones distintas y lamina conjugada [10]

Generalmente, los laminados se componen de láminas del mismo espesor y material. En ese caso es suficiente con especificar la secuencia de orientaciones de láminas para especificar el laminado. Es importante resumir la notación, ya que un laminado puede tener decenas de láminas y en una misma pieza puede haber decenas de laminados diferentes.

Abreviación de láminas conjugadas  $[0,+45,-45,90]_T = [0, \pm 45, 90]_T$  Laminados simétricos, el subíndice  $_s$ , indica la existencia de un plano de simetría en el laminado. Los pares de capas positiva y negativa pueden ser indicados por "-".  $[90/0/0/-45/+45]_{-s} = [90/0/0/-45/+45/+45/-45/0/0/90]_{-T}$ . En laminados simétricos impares, la línea encima del 90, indica que el plano de simetría del laminado pasa a través de la capa con orientación de fibras igual a 90°. Para orientaciones negativas, el signo puede mostrarse antes del valor de la orientación  $[0/+60/-60/\overline{90}]_{-s} = [0/+60/-60/90/-60/+60/0]_{-T}$ . Láminas repetidas consecutivas  $[90/0/0/-45/+45]_{-s} = [90/0_2/\pm 45]_{-s}$ . Láminas de diferentes materiales laminado híbrido  $[0_c/90_k/\pm 45_c]_{-s}$   $c$  = carbono  $k$  = Kevlar.

## 2.4 MECANICA DE LA LÁMINA

El comportamiento elástico de un material compuesto se define por un conjunto de constantes elásticas, las cuales para efectos de ingeniería se pueden agrupar en; módulos de elasticidad  $E_{ij}$ , módulos de corte  $G_{ij}$  y coeficientes de Poisson  $\nu_{ij}$ . Con estas propiedades de ingeniería se pueden obtener los elementos de las matrices tanto de rigidez como de flexibilidad.

Módulos de elasticidad

$$E_{ii} = \frac{\sigma_i}{\epsilon_i}$$

Ecuación (2.1)

Módulo de Corte

$$G_{ij} = \frac{\tau_{ij}}{\gamma_{ij}}$$

Ecuación (2.2)

Coefficientes de Poisson

$$\nu_{ij} = \frac{\epsilon_j}{\epsilon_i}$$

Ecuación (2.3)

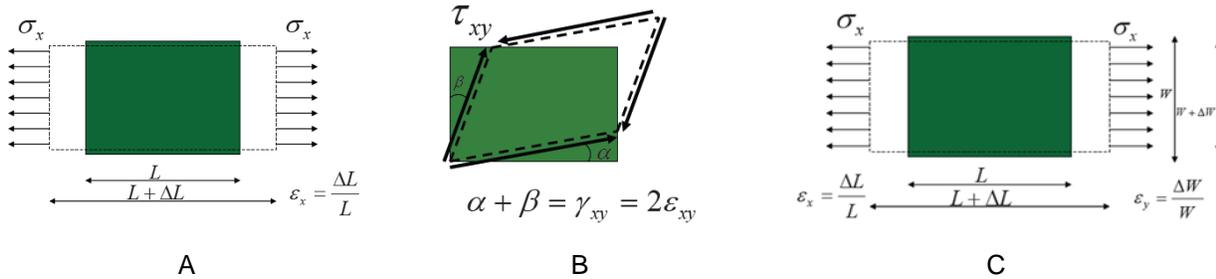


Fig. 15. Muestra: "A" material sometido a un estado uniaxial de tensión normal, "B" material sometido a un estado de corte puro, "C" material está sometido a un estado uniaxial de tensión normal [10]

La tabla 3 muestra la cantidad de constantes necesarias para definir las relaciones constitutivas y depende de las características del material.

Tabla 3. Cantidad de constantes necesarias en base al tipo de material.

TIPO DE MATERIAL	N
Generalmente anisótropo	21
Generalmente ortótropo	13
Especialmente ortótropo	9
Transversalmente isótropo	5
Especialmente ortótropo transversalmente isótropo ( <i>solo considerando tensiones y deformaciones en el plano</i> )	4
Isótropo	2

Estas constantes adquieren mayor sentido físico cuando se expresan en función de constantes de ingeniería. Recordando que la matriz para un material especialmente ortótropo tiene la siguiente forma:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix}$$

Ecuación (2.4)

Si se considera que el material está sometido a un estado uniaxial de esfuerzo  $\sigma_1$ , entonces la matriz de flexibilidad se transforma.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Ecuación (2.5)

Escribiendo explícitamente las 6 ecuaciones y despejando se obtiene:

$$\left. \begin{array}{l} \varepsilon_1 = S_{11}\sigma_1 \\ \varepsilon_2 = S_{21}\sigma_1 \\ \varepsilon_3 = S_{31}\sigma_1 \\ \gamma_4 = 0 \\ \gamma_5 = 0 \\ \gamma_6 = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} S_{11} = \frac{\varepsilon_1}{\sigma_1} \\ S_{21} = \frac{\varepsilon_2}{\sigma_1} \\ S_{31} = \frac{\varepsilon_3}{\sigma_1} \end{array} \right. \quad \text{Ecuaciones (2.6, 2.7, 2.8)}$$

Recordando que las definiciones de las constantes de ingeniería y considerando que el estado es uniaxial en x, se tiene:

$$S_{11} = \frac{1}{E_{11}} \quad \text{Ecuación (2.9)}$$

$$S_{21} = \frac{V_{12}}{E_{11}} \quad \text{Ecuación (2.10)}$$

$$S_{31} = \frac{V_{13}}{E_{11}} \quad \text{Ecuación (2.11)}$$

Análogamente, si se realizan los ensayos en x e y, se obtiene

$$S_{12} = \frac{V_{21}}{E_{22}} \quad \text{Ecuación (2.12)}$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_{22}} \quad \text{Ecuación (2.13)}$$

$$S_{32} = \frac{V_{23}}{E_{22}} \quad \text{Ecuación (2.14)}$$

$$S_{13} = \frac{V_{31}}{E_{33}} \quad \text{Ecuación (2.15)}$$

$$S_{23} = \frac{V_{32}}{E_{33}} \quad \text{Ecuación (2.16)}$$

$$S_{33} = \frac{1}{E_{33}} \quad \text{Ecuación (2.17)}$$

Si se considera ahora que el material está sometido a un estado de corte puro  $\tau_4$ :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \tau_4 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Ecuación (2.18)

Escribiendo explícitamente las 6 ecuaciones y despejando:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= 0 \\ \varepsilon_2 &= 0 \\ \varepsilon_3 &= 0 \\ \gamma_4 &= S_{44} \tau_4 \\ \gamma_5 &= 0 \\ \gamma_6 &= 0 \end{aligned}$$

Despejando  $S_{44}$  se obtiene:

$$S_{44} = \frac{\gamma_4}{\tau_4}$$

Ecuación (2.19)

Recordando las definiciones de las constantes de ingeniería y considerando que el estado es de corte puro en el plano 2,3:

$$S_{44} = \frac{1}{E_{33}}$$

Ecuación (2.20)

Análogamente, si se realiza el mismo ensayo en los planos 1,3 y 1,2

$$S_{55} = \frac{1}{G_{13}}$$

Ecuación (2.21)

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$

Ecuación (2.22)

Introduciendo los resultados en la matriz flexibilidad:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix}$$

Ecuación (2.23)

De la simetría de la matriz se obtienen las siguientes relaciones:

$$\frac{V_{12}}{E_1} = \frac{V_{21}}{E_2} \quad \text{Ecuación (2.24)}$$

$$\frac{V_{13}}{E_1} = \frac{V_{31}}{E_3} \quad \text{Ecuación (2.25)}$$

$$\frac{V_{13}}{E_1} = \frac{V_{31}}{E_3} \quad \text{Ecuación (2.26)}$$

$$\frac{V_{ij}}{E_i} = \frac{V_{ji}}{E_j} \quad \text{Ecuación (2.27)}$$

Invirtiendo la matriz flexibilidad se obtiene la matriz de rigidez expresada en función de las constantes de ingeniería

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1-\nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{12} + \nu_{13}\nu_{32}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{12} + \nu_{13}\nu_{32}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{1-\nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta} & \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \quad \text{Ecuación (2.28)}$$

Aplicando la hipótesis simplificadora de esfuerzo plano en el plano 1,2 para láminas delgadas, se reducen las dimensiones de la matriz flexibilidad:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} \sigma_1 - \frac{\nu_{21}}{E_2} \sigma_2 \\ \varepsilon_2 &= \frac{\nu_{12}}{E_1} \sigma_1 + \frac{1}{E_2} \sigma_2 \\ \varepsilon_3 &= \frac{\nu_{13}}{E_1} \sigma_1 - \frac{\nu_{23}}{E_2} \sigma_2 \\ \gamma_4 &= 0 \\ \gamma_5 &= 0 \\ \gamma_6 &= \frac{\tau_6}{G_{12}} \end{aligned} \right\}$$

Donde se obtiene

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E_1} \sigma_1 - \frac{\nu_{21}}{E_2} \sigma_2$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\nu_{12}}{E_1} \sigma_1 + \frac{1}{E_2} \sigma_2$$

$$\gamma_6 = \frac{\tau_6}{G_{12}}$$

Ecuación (2.29)

Los esfuerzos y deformaciones en el plano son independientes de las deformaciones fuera del plano, en forma matricial:  $\{\varepsilon\} = [S] \{\sigma\}$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix}$$

Donde se obtiene

$$-\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad \text{Ecuación (2.30)}$$

Para este caso se tienen 4 constantes elásticas independientes que caracterizan la lámina en su plano, invirtiendo la matriz flexibilidad reducida, se obtiene una matriz rigidez mucho más sencilla que la completa. [6]

$$\{\sigma\} = [Q] \{\varepsilon\} \quad \longrightarrow$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix}$$

$$[Q] = [S]^{-1}$$

$$\text{Ecuación (2.31)}$$

### 3.0 MARCO TEORICO SOBRE LA DETERMINACION DE FUERZAS QUE ACTUAN SOBRE LA GUARDA

Este capítulo describe el marco teórico sobre la determinación de las fuerzas que actúan sobre la guarda en diferentes condiciones de vuelo de la aeronave A350, de acuerdo a las especificaciones del fabricante. Se recibió la información de Airbus Industries, que a continuación se describe:

Documento elaborado por Santiago y Harris [5] el cual contiene los requerimientos de fuerzas a los que debe de trabajar la guarda: ejes de referencia y localización de guarda en la aeronave, centro de gravedad de la guarda, localización de empotres de guarda con respecto a la puerta del avión, superficies con geometría definida de guarda para empaquetamiento dentro de la puerta del avión, ensamble de guarda en el sistema de evacuación de la aeronave.

Dado que la guarda se encuentra en el interior del avión, esta parte está reglamentada por medio del documento denominados Federal Air Regulations (FAR) 25.561 [2], el cual da la pauta de las condiciones generales para un aterrizaje de emergencia:

En resumen: La aeronave debe estar diseñada para proteger a sus ocupantes contra lesiones graves durante un aterrizaje de emergencia. En caso de un aterrizaje de emergencia menor, las funciones de emergencia de la aeronave deben permanecer funcionales para permitir a los ocupantes de la aeronave salir sin daños y las salidas de evacuación no deben estar bloqueadas.

#### 3.1 FUERZAS DE ACELERACION EN ATERRIZAJE DE EMERGENCIA

La tabla 4 se refiere a los factores de carga requeridos para el diseño, por efectos de las fuerzas de inercia asociadas con un aterrizaje de emergencia, considerado que G equivale a la aceleración de la gravedad.

Tabla 4. Fuerzas de aceleración de aterrizaje de emergencia

FACTOR DE CARGA POR ACELERACION	MARGEN DE SEGURIDAD
9.0 G hacia adelante	1.33
4.5 G hacia arriba	1.33
9.0 G hacia abajo	1.33
3.0 G hacia un lado	1.33
2.9 G hacia atrás	1.33

#### 3.2 FIJACIONES DE LA GUARDA

Con el fin de ubicar los diversos componentes de la aeronave, se emplea el sistema de ejes de referencia globales como se muestra en la figura 16, en donde se puede apreciar que el origen se encuentra en la nariz.

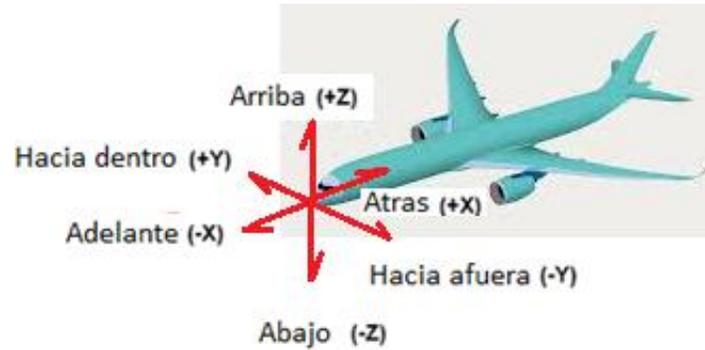


Fig. 16 Ejes coordenados de referencia [5]

La guarda se encuentra localizada en las puertas del avión y conserva los ejes de coordenadas de referencia del avión.

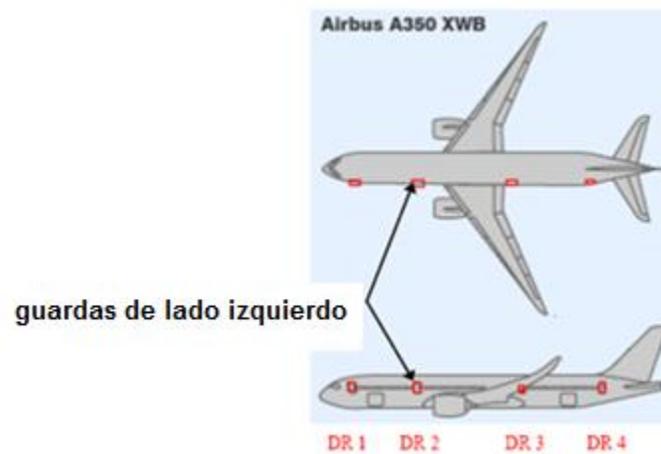


Fig. 17 Ubicaciones de las puertas [5]

La guarda posee 3 fijaciones que se sujetan a la puerta del avión, estas son: seguro superior y dos seguros inferiores, tal como se muestra en la fig.18.

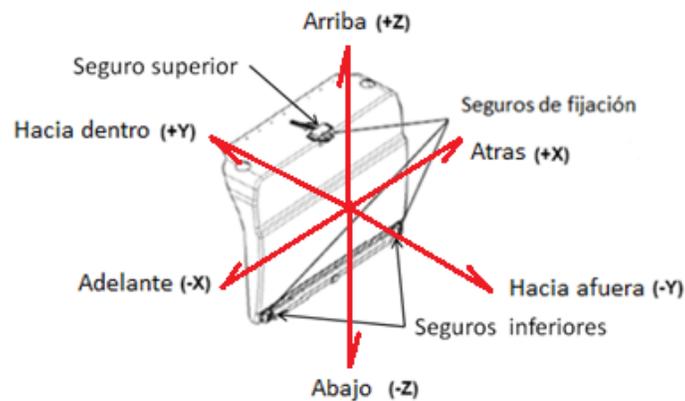


Fig. 18 Ejes coordenados, referencia de seguros para la guarda [5]

Los seguros inferiores llevan fuerzas en x, y, z. El seguro superior y los soportes inferiores se encuentran en el mismo plano x, z. El seguro superior no lleva fuerzas en el eje z, sólo en x y el eje y. Una fuerza de menor importancia en el eje z puede existir debido a la fricción, pero esta fuerza se considera insignificante, para referencia ver la figura 19.

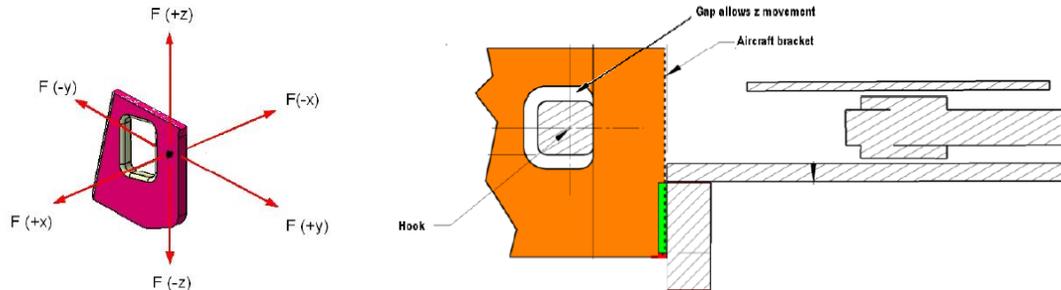


Fig. 19 Vectores de fuerza de la contra del seguro superior [5]

### 3.3 PESO DE GUARDA

El peso que se toma para los cálculos de la guarda es de 101.569 kg (223.92 Lb). La figura 20 muestra la guarda con el tobogán empacado y su centro de gravedad en una vista lateral y frontal.

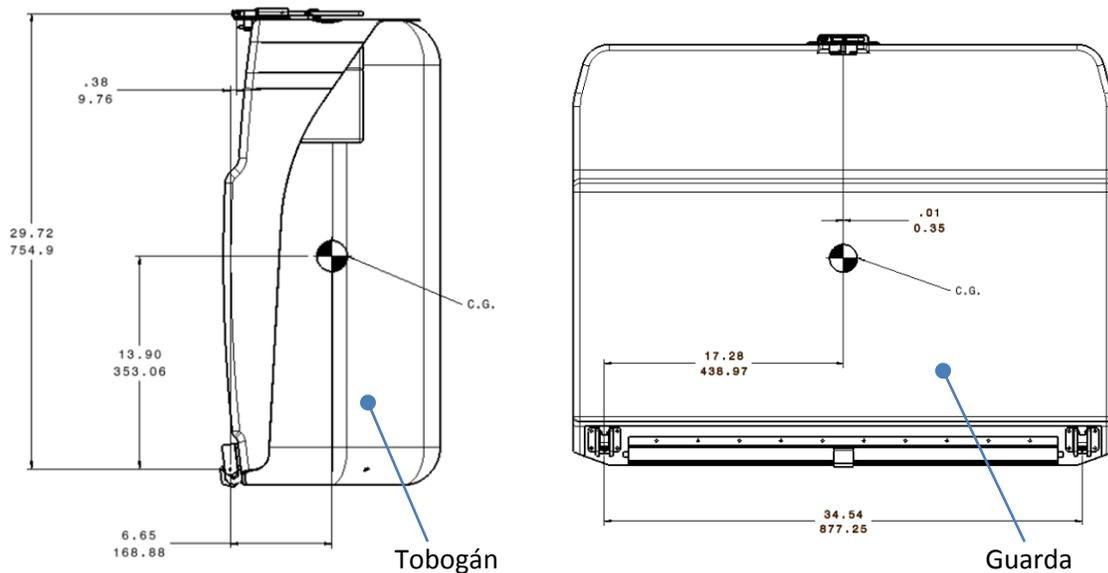


Fig. 20 Localización del centro de gravedad de la guarda y tobogán vista lateral y frontal [5]

### 3.4 ANALISIS DE FUERZAS DE LA GUARDA

#### 3.4.1 ANALISIS DE FUERZAS PARA EL SEGURO SUPERIOR DE LA GUARDA CASOS 1 AL 6 SIGUIENDO (FAR) 25.561 [2].

En la tabla 5 se presentan los casos más críticos para las cargas que actúan en el seguro superior de la guarda.

Tabla 5. Casos de aterrizaje de emergencia para seguro superior de guarda

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FACTOR DE CARGA POR FUERZAS DE INERCIA	PESO DE LA GUARDA POR LA FUERZA DE GRAVEDAD POR EL MARGEN DE SEGURIDAD	DIVISIÓN DE LA DISTANCIA DEL SEGURO SUP. AL SEGURO INF. ENTRE LA DISTANCIA DEL SEGURO INFERIOR AL CG	FUERZA MÁXIMA POR EL PORCENTAJE DE LA DISTRIBUCIÓN DE LA FUERZA	DIRECCIÓN
Caso 1	9.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 9G x 1.33 = 11.22kN (2524.4lb)	353.06mm (13.9") / 754.9mm (29.72") = 0.468 se usa 47%.	11.22kN (2524.4lb) x .47 = 5.28kN (1186.5lb)	En eje x
Caso 2	2.9 G	94.9 kg (210.89 lb) x 2.9G x 1.33 = 3.62kN (813.4lb)	353.06mm (13.9") / 754.9mm (29.72") = 0.468 se usa 47%.	3.62kN (813.4lb) x .47 = 1.70kN (382.3lb)	En eje -x
Caso 3	3.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 3G x 1.33 = 3.74kN (841.5lb)	353.06mm (13.9") / 754.9mm (29.72") = 0.468 se usa 47%.	3.74kN (841.5lb) x .47 = 1.76kN (395.5lbs)	En eje y
Caso 4	3.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 3G x 1.33 = 3.74kN (841.5lb)	353.06mm (13.9") / 754.9mm (29.72") = 0.468 se usa 47%.	3.74kN (841.5lb) x .47 = 1.76kN (395.5lbs)	En eje -y
Caso 5	4.5 G	94.9 kg (210.89 lb) x 4.5 G x 1.33 = 5.61kN (1262.2lb)	168.88mm (6.65") / 754.9mm (29.72") = 0.223 se usa 22%.	5.61kN (1262.2lb) x .22 = 1.26kN (282.4lb)	En eje -y
Caso 6	9.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 9 G x 1.33 = 11.23kN (2524.4lb)	168.88mm ( 6.65" ) / 754.9mm (29.72") = 0.223 se usa 22%	11.23kN (2524.4lb) x .22 = 2.51kN (564.8lb)	En eje y

### 3.4.2 Análisis de fuerzas para los seguros inferiores de la guarda Casos 1 al 6 siguiendo (FAR) 25.561 [2].

En la tabla 6 se presentan las condiciones de carga más críticas para los seguros inferiores

Tabla 6, casos de aterrizaje de emergencia para los seguros inferiores de guarda

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FACTOR DE CARGA POR FUERZAS DE INERCIA	PESO DE LA GUARDA POR LA FUERZA DE GRAVEDAD POR EL MARGEN DE SEGURIDAD	DISTRIBUCIÓN DE FUERZA CALCULADA ENTRE SEGURO SUP. Y SOPORTES INF. DE FIJACION	FUERZA MÁXIMA POR EL PORCENTAJE DE LA DISTRIBUCION DE LA FUERZA	DIRECCIÓN
Caso 1 Soporte inferior delantero	9.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 9G x 1.33 = 11.22kN (2524.4lb)	401.82mm (15.82") / 754.9mm (29.72") = .532 usar 53%,	1135.98kg (2524.4lb) x (6.6") / (34.5") = 2.16kN (486.0lbs)	En eje -x
Caso 1 Soporte inferior trasero	9.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 9G x 1.33 = 11.22kN (2524.4lb)	401.82mm (15.82") / 754.9mm (29.72") = .532 usar 53%,	1135.98kg (2524.4lb) x (6.6") / (34.5") = 2.16kN (486.0lbs)	En eje -y
Caso 2 Soporte inferior delantero	2.9 G	94.9 kg (210.89 lb) x 2.9 G x 1.33 = 3.62kN (813.4lbs)	401.82mm (15.82") / 754.9mm (29.72") = .532 usar 53%,	366.0 kg (813.4lbs) x 168.91mm (6.65") / 877.31mm (34.54") = 0.70kN (156.6lb)	En eje x
Caso 2 Soporte inferior trasero	2.9 G	94.9 kg (210.89 lb) x 2.9 G x 1.33 = 3.62kN (813.4lbs)	401.82mm (15.82") / 754.9mm (29.72") = .532 usar 53%,	366.0 kg (813.4lbs) x 168.91mm (6.65") / 877.31mm (34.54") = 0.70kN (156.6lb)	En eje -y
Caso 3 Soporte inferior del. y trasero	3.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 3.0 G x 1.33 = 3.74kN (841.5lb)	401.82mm (15.82") / 754.9mm (29.72") = .532 usar 53%,	378.6 kg (841.5lbs) x .53 x .50 = 0.99kN (223.0lbs)	En eje y
Caso 4 Soporte inferior del. y trasero	3.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 3.0 G x 1.33 = 3.74kN (841.5lb)	401.82mm (15.82") / 754.9mm (29.72") = .532 usar 53%,	378.6 kg (841.5lbs) x .53 x .50 = 0.99kN (223.0lbs)	En eje -y
Caso 5 Soporte inferior del. y trasero	7.9 G	94.9 kg (210.89 lb) x 4.5 G x 1.33 = 5.61kN (1262.21lb)	168.61mm (6.65") / 877.31mm (34.54") = .192 usar 19%,	378.6 kg (841.5lbs) x .19 x .50 = 0.54kN (121.5lb)	En eje y
Caso 6 Soporte inferior del. y trasero	9.0 G	94.9 kg (210.89 lb) x 9 G x 1.33 = 11.23 kN (2524.4 lb)	168.61mm (6.65") / 877.31mm (34.54") = .192 usar 19%,	1135.98 kg (2524.4 lb) x .19 x .50 = 1.08 kN (243.0lb)	En eje -y

En las figuras 21 a 26, se presentan de forma esquemática las cargas aplicadas para condición de carga, y en las tablas 7, 8 y 9 se presenta un condensado de las cargas para el cálculo, por cada condición, para los seguros superior, inferior delantero e inferior trasero, respectivamente.

**Caso 1 Fuerza de aterrizaje de emergencia (hacia adelante) 9.0 G**

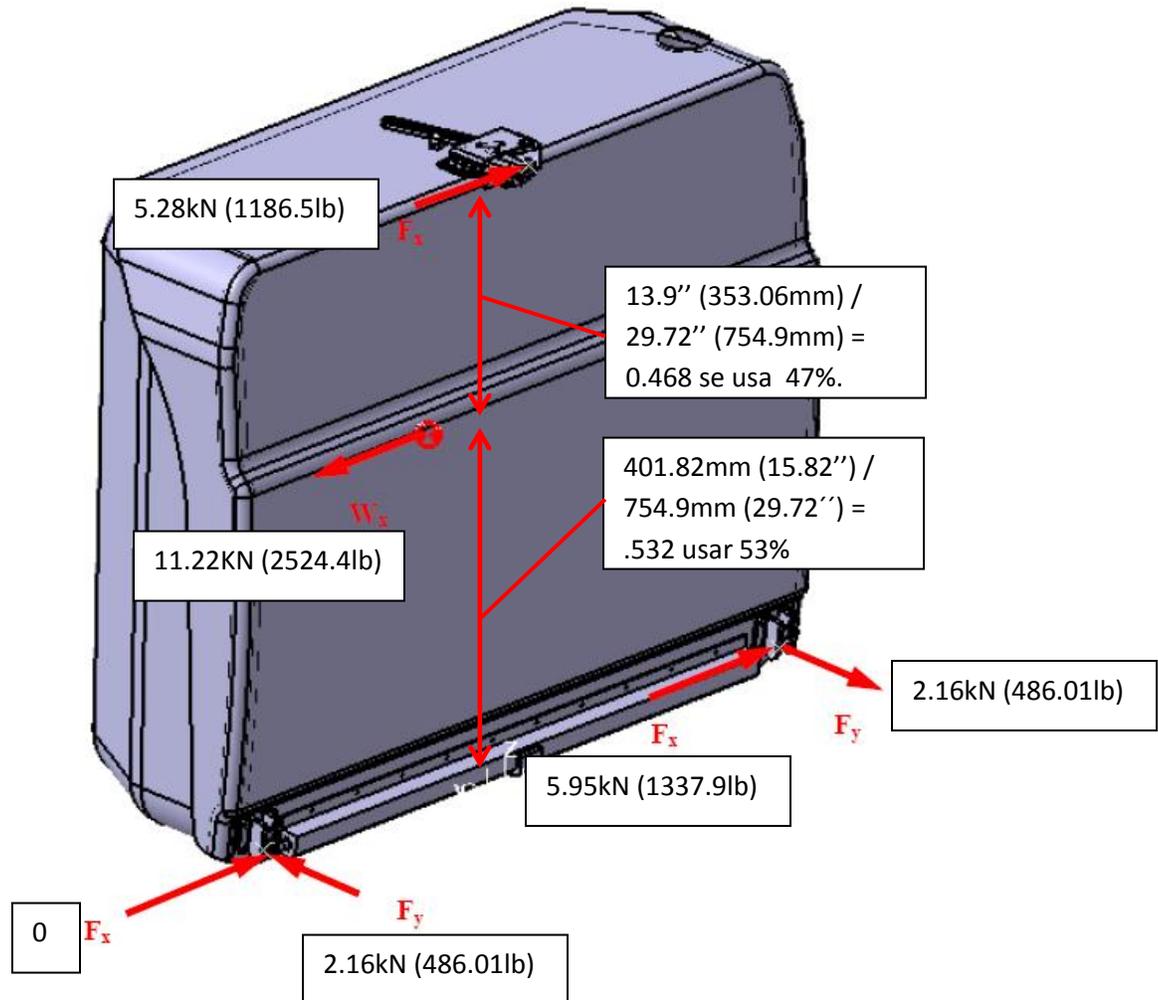


Fig. 21 Caso 1, fuerzas de aterrizaje de emergencia (hacia adelante)

**Caso 2 Fuerzas de aterrizaje de emergencia (hacia atrás) 2.9 G**

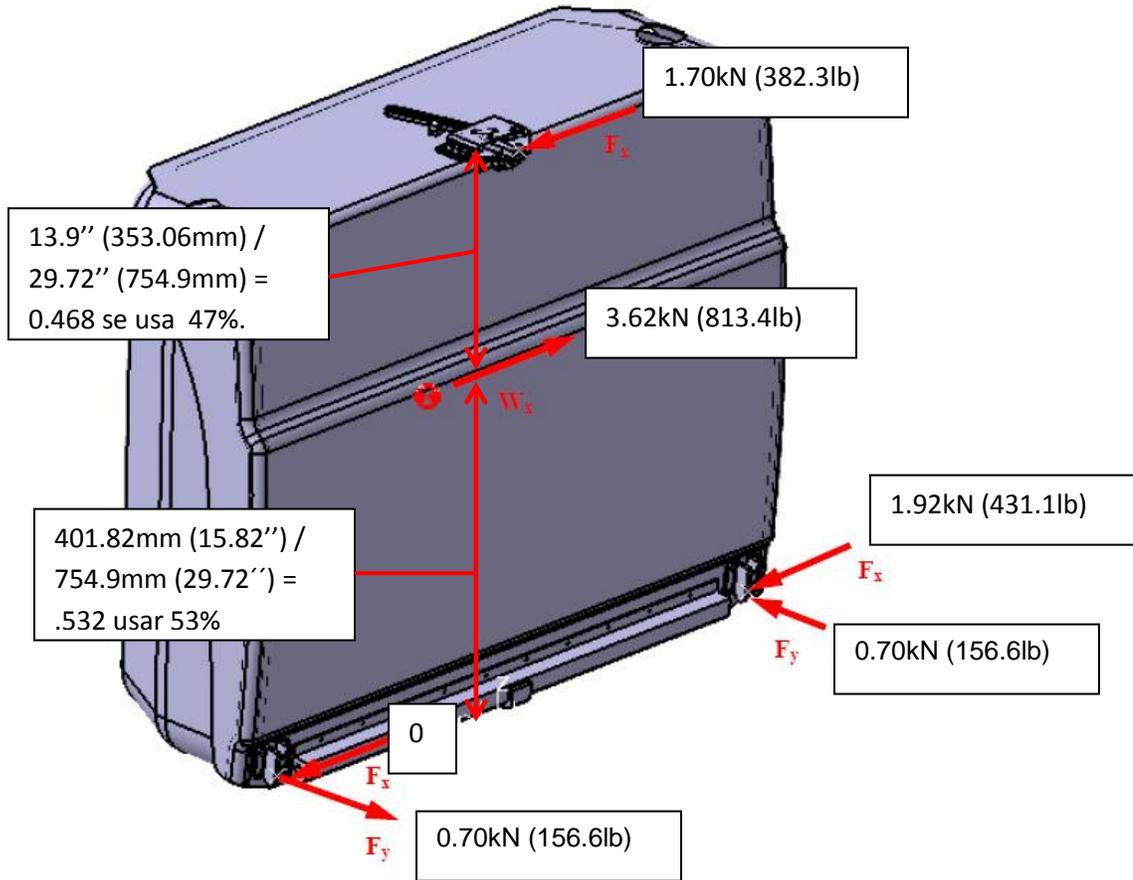


Fig. 22 Caso 2, fuerzas de aterrizaje de emergencia (hacia atrás)

**Caso 3 Fuerza de aterrizaje de emergencia en el eje Y (hacia un lado) 3.0 G**

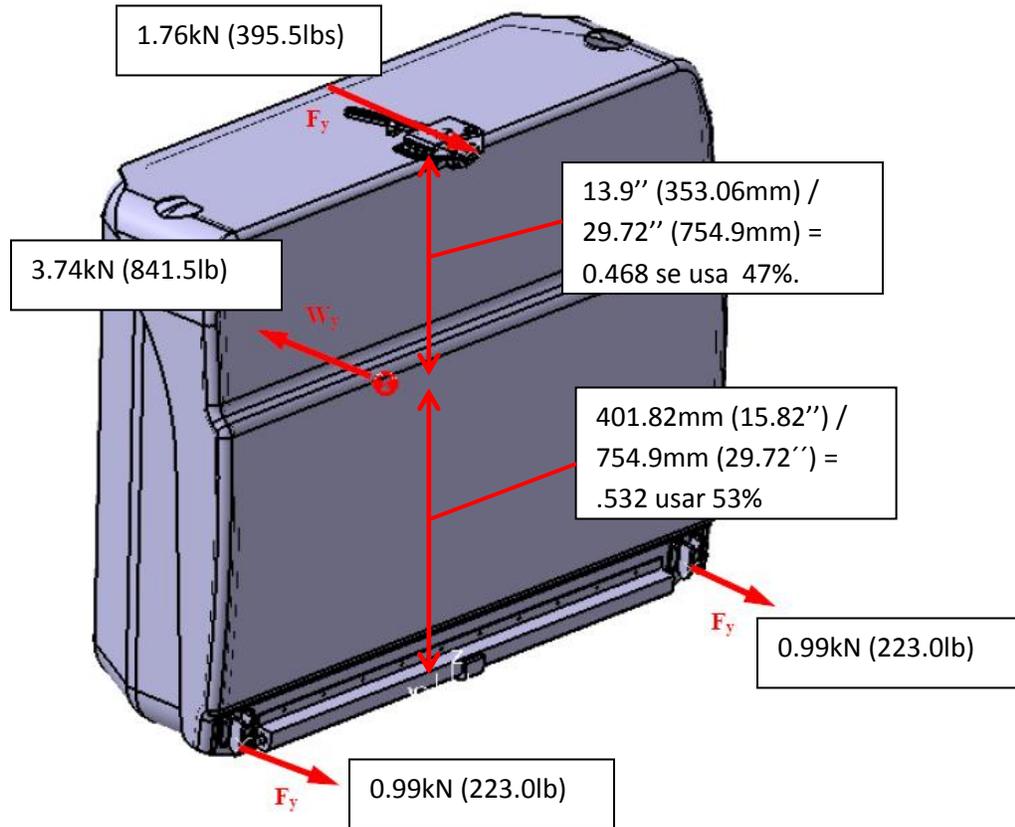


Fig. 23 Caso 3, fuerza de aterrizaje de emergencia sentido Y

**Caso 4 Fuerza de aterrizaje de emergencia en el eje -Y (hacia un lado) 3.0 G**

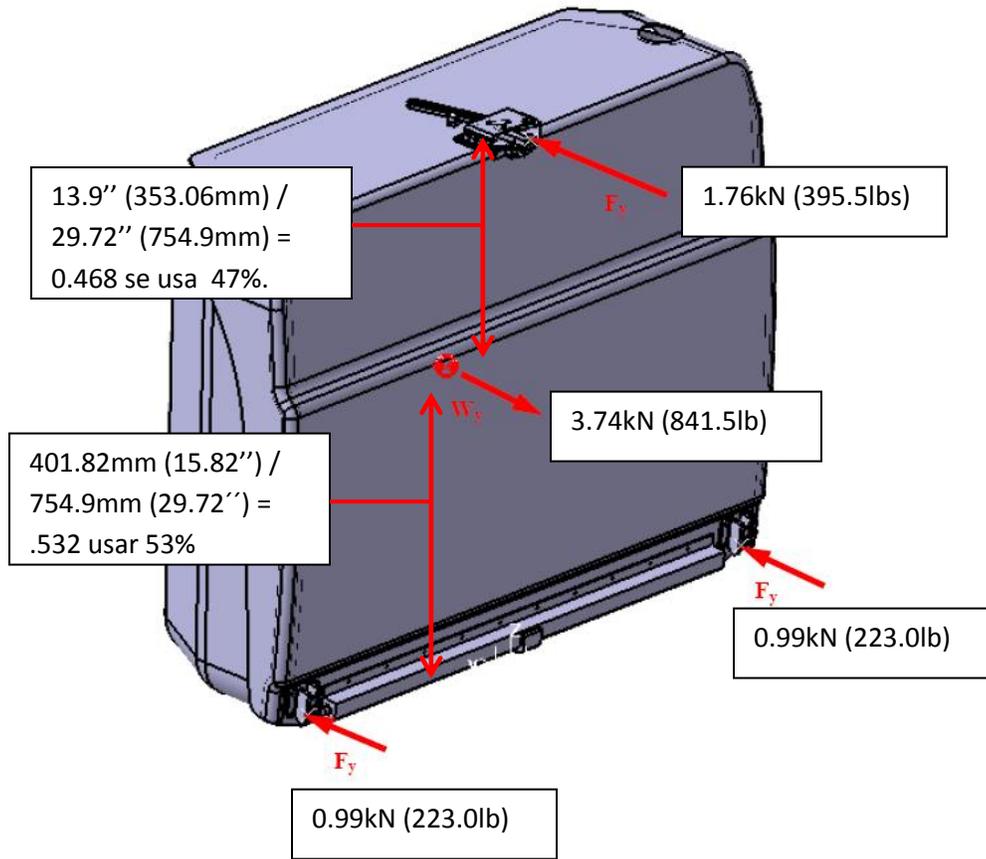


Fig. 24 Caso 4, fuerzas de aterrizaje de emergencia sentido -Y

**Caso 5 Fuerzas de aterrizaje de emergencia en el eje Z (hacia arriba) 4.5 G**

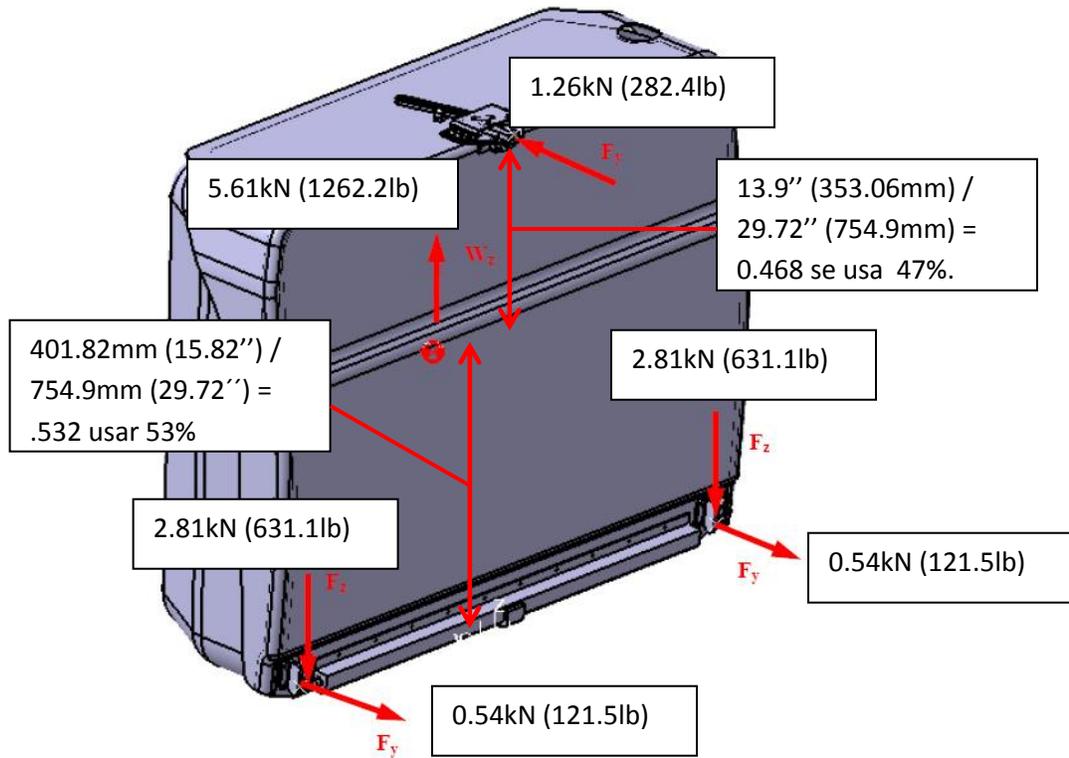


Fig. 25 Caso 5. Puerta 2 fuerzas de aterrizaje de emergencia sentido Z (hacia arriba)

**Caso 6 fuerzas de aterrizaje de emergencia en el eje - Z (hacia abajo) 9.0 G**

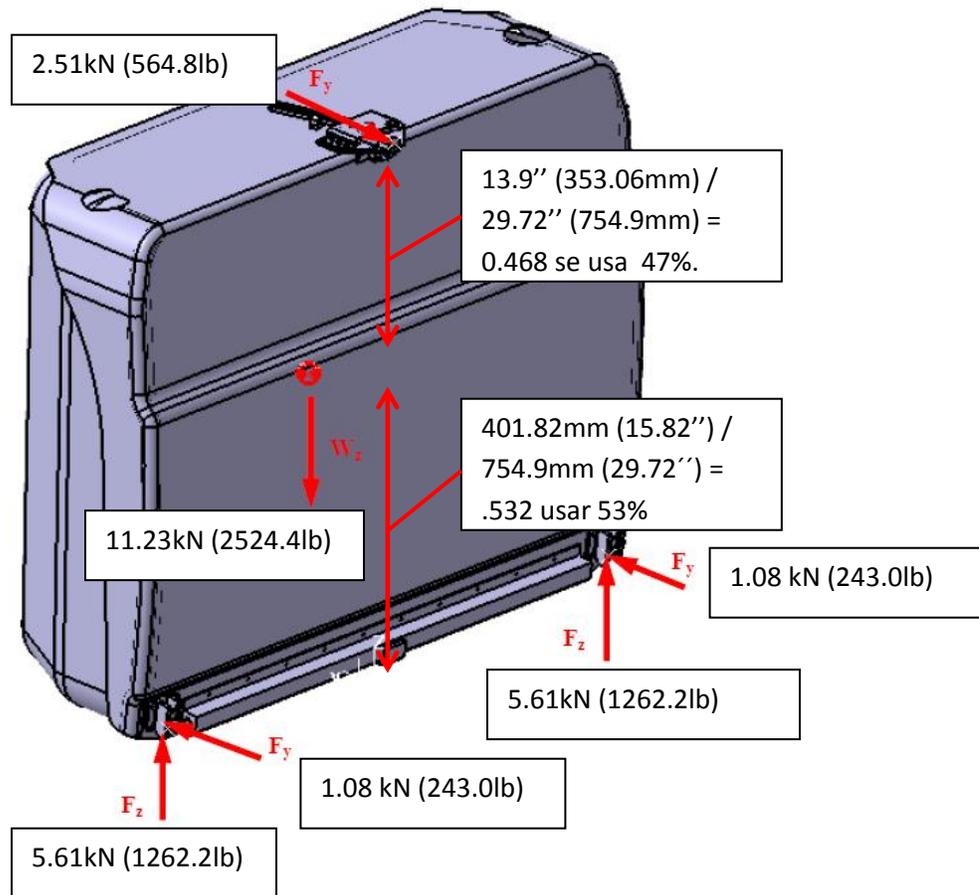


Fig. 26 Caso 6, fuerza de aterrizaje de emergencia sentido - Z (hacia abajo)

Tabla 7. Resumen de fuerzas de seguro superior

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FUERZAS KN (lb) EN SEGURO SUPERIOR					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
1	5.28 (1186.5)	0	0	0	0	0
2	0	1.70 (382.3)	0	0	0	0
3	0	0	0	1.76 (395.5)	0	0
4	0	0	1.76 (395.5)	0	0	0
5	0	0	1.26 (282.4)	0	0	0
6	0	0	0	2.51 (564.8)	0	0

Tabla 8. Resumen de fuerzas para seguro inferior delantero

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FUERZAS KN (lb) EN SEGURO INFERIOR DELANTERO					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
1	5.95 (1337.9)	0	2.16 (486.0)	0	0	0
2	0	1.92 (431.1)	0	0.70 (156.6)	0	0
3	0	0	0	0.99 (223.0)	0	0
4	0	0	0.99 (223.0)	0	0	0
5	0	0	0	0.54 (121.5)	2.81 (631.1)	0
6	0	0	1.08 (243.0)	0	0	5.61 (1262.2)

Tabla 9. Resumen de fuerzas para soporte inferior trasero

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FUERZAS KN (lb) EN SEGURO INFERIOR TRASERO					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
1	0	0	0	2.16 (486.0)	0	0
2	0	0	0.70 (156.6)	0	0	0
3	0	0	0	0.99 (223.0)	0	0
4	0	0	0.99 (223.0)	0	0	0
5	0	0	0	0.54 (121.5)	2.81 (631.1)	0
6	0	0	1.08 (243.0)	0	0	5.61 (1262.2)

### 3.5- FUERZAS DE EMPAQUE DE LA GUARDA

Las fuerzas aplicadas a la guarda por las condiciones definidas en la sección 3.5 a la 3.6, casos 1 al 6 se transfieren a través de la cubierta del tobogán de emergencia hacia la guarda, van del seguro superior a los soportes inferiores (ver figura 27).

El peso del ensamble de la guarda es de aproximadamente 8.1 kg (18 lb), se agrega 1.33 como margen de seguridad para calcular las fuerzas dinámicas como se muestra en las tablas 10 y 11.

La cubierta de empaque está diseñada para dar forma y lugar al tobogán dentro de la guarda. Las fuerzas de empaque (véase la sección 3.6) se incluyen ya en las fuerzas dinámicas para determinar la fuerza total mostrada en las tablas 12 y 13. La guarda no debe presentar ningún daño resultante de las fuerzas dinámicas.

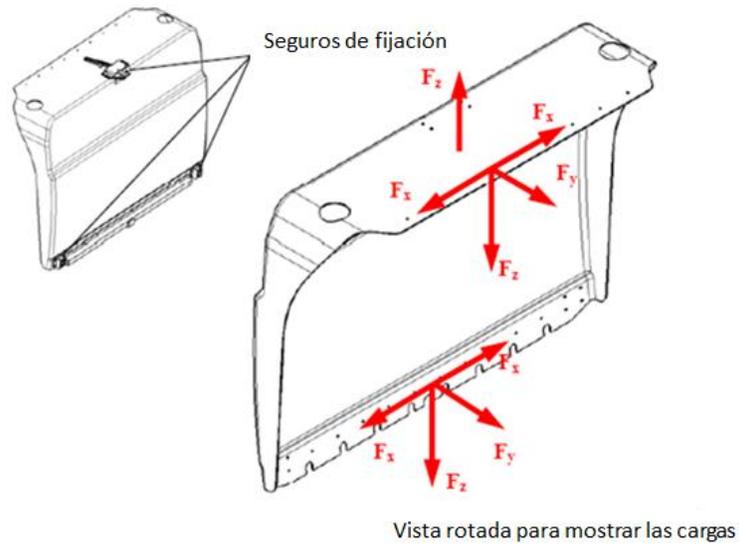


Fig. 27 Fuerzas de empaque caso 6

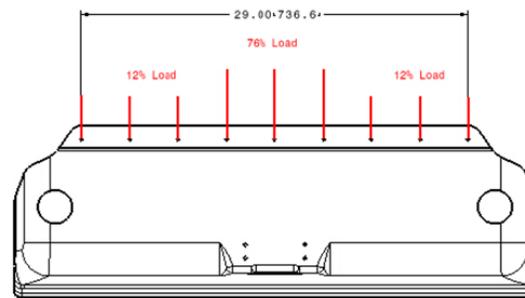
Tabla 10. Fuerzas de empaque en zona superior de guarda

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FUERZAS KN (lb) DE EMPAQUE EN ZONA SUPERIOR DE GUARDA					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
1	0	5.13 (1154)	0	2.86 (643.2)	2.86 (643.5)	0
2	1.66 (372)	0	0	2.86 (643.2)	2.86 (643.5)	0
3	0	0	0	4.07 (915.6)	4.07 (915.6)	0
4	0	0	0	2.86 (643.5)	2.86 (643.5)	0
5	0	0	0	2.86 (643.5)	0	5.13 (1154)
6	0	0	0	6.49 (1460)	6.49 (1460)	0

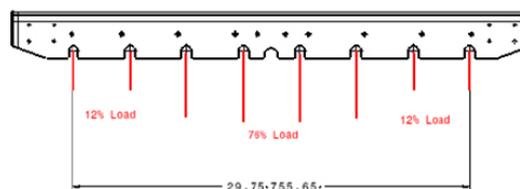
\*Nota: La fuerza se distribuye por el empaquetamiento, en la zona superior de la guarda

Tabla 11. Fuerzas de empaque en zona inferior de guarda

CASOS DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA	FUERZAS KN (lb) DE EMPAQUE EN ZONA INFERIOR DE GUARDA					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
1	0	5.13 (1154)	0	4.05 (910.0)	0	0
2	1.66 (372)	0	0	4.05 (910.0)	0	0
3	0	0	0	5.76 (1294)	0	0
4	0	0	0	4.05 (910.0)	0	0
5	0	0	0	4.05 (910.0)	0	0
6	0	0	0	4.05 (910.0)	5.14 (1154.4)	0



Zona superior de guarda



Zona inferior de guarda

Fig. 28 Distribuciones de fuerza en el proceso de empaque en zona superior y zona inferior de guarda.

### 3.6 FUERZA DE EMPAQUE A TENSION

#### 3.6.1 TENSION DE GUARDA CON LA RESBALADILLA DE EMERGENCIA

Las fuerzas de empaque encontradas durante el ensamble se muestran en la figura 29. Estas fuerzas han sido medidas por la prueba física de un sistema de emergencia de evacuación del avión Boeing 777. (El Boeing 777 tiene medidas de guarda parecidas al avión Airbus A350). Cabe

mencionar que es la primera vez que se realiza una guarda de materiales compuestos de estas dimensiones 755mm alto x 878mm ancho x 150mm profundidad. Estas fuerzas son independientes de las fuerzas inducidas por condiciones dinámicas en los aviones. Las fuerzas de empaquetamiento sin tensión en la guarda tienen un margen de seguridad 1.33 y se incluyen ya en las cargas dinámicas para determinar las fuerzas totales mostradas en las tablas 12 y 13. La distribución de fuerza de empaque en la guarda es igual a la definida en la figura 28 para las fuerzas dinámicas. Las deflexiones máximas permitidas se muestran en la figura 29 para las fuerzas de empaque. Las fuerzas máximas no deben de dañar ni degradar la guarda.

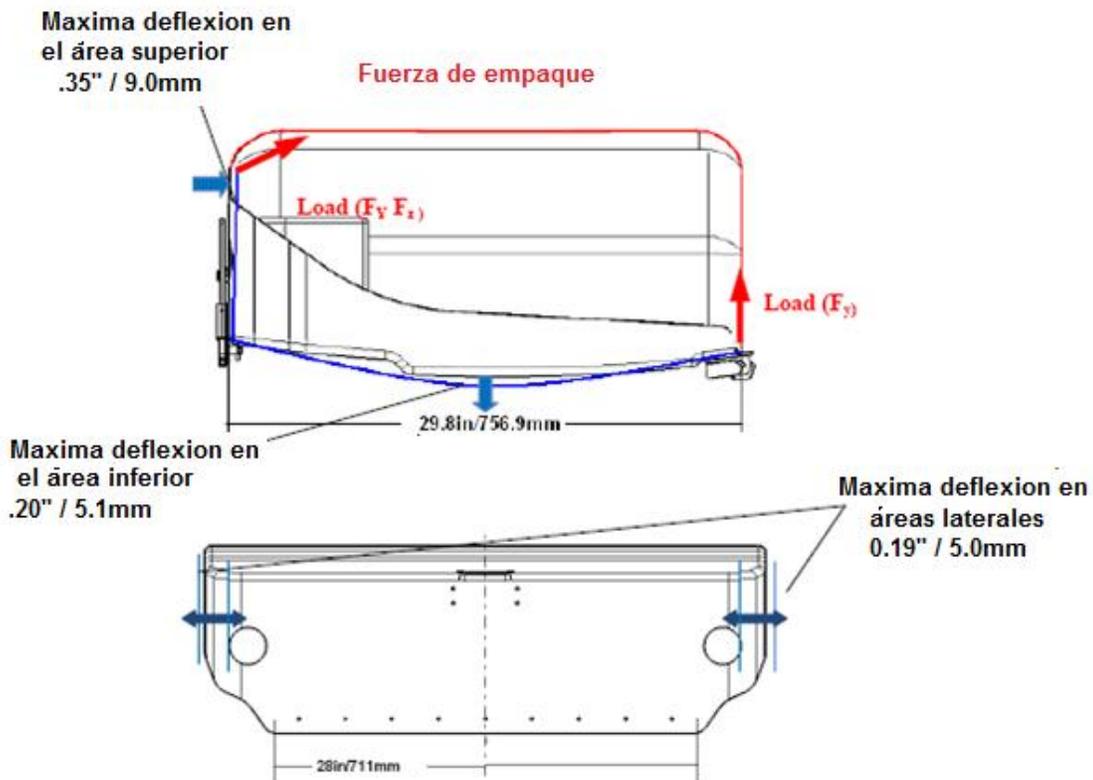


Fig. 29 Fuerza de empaque /deflexión

Tabla 12. Fuerzas de tensión de empaque en zona superior de guarda

CONDICION	FUERZAS KN (lb) DE TENSION DE EMPAQUE EN ZONA SUPERIOR DE GUARDA					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
Carga Max.	0	0	0	7.25 (1619)	7.25 (1619)	0
Carga Min.	0	0	0	2.86 (643.5)	2.86 (643.5)	0

Tabla 13. Fuerzas de tensión empaque en zona inferior de guarda

CONDICION	FUERZAS KN (lb) DE TENSION DE EMPAQUE EN ZONA INFERIOR DE GUARDA					
	F (-X)	F (X)	F (-Y)	F (Y)	F (-Z)	F (Z)
Carga Max.	0	0	0	10.19 (2290)	0	0
Carga Min.	0	0	0	4.05 (910)	0	0

### 3.7- COMPRESIÓN

La carga de empaque de 2206 kPa (320 lbs/plg<sup>2</sup>) fue determinada en el escenario más adverso. Esta carga se ejerce a lo largo de toda la base dependiendo del desplazamiento de los componentes en el empaque, por lo tanto, cualquier área de la base de la guarda como muestra la figura 30 debe ser capaz de soportar una fuerza por unidad de superficie de 2206kPa (320 lbs/plg<sup>2</sup>). Ya que la prueba de compresión se realiza utilizando un cilindro con diámetro de 25.4mm (1.0 pulg) como interface para la transferencia de la carga. No se permite ningún daño o deformación permanente. Un sistema de adquisición de datos instalado en una computadora personal registra cada prueba individual, en donde, el peso estático de la guarda no tiene influencia. La guarda esta soportada en la superficie exterior ya que se simula el proceso de empaque del tobogán en la guarda, el tobogán se comprime por el cilindro y como resultado la pared de la base de la guarda debe soportar 2206kPa (320 lbs/plg<sup>2</sup>) sin presentar deformaciones.

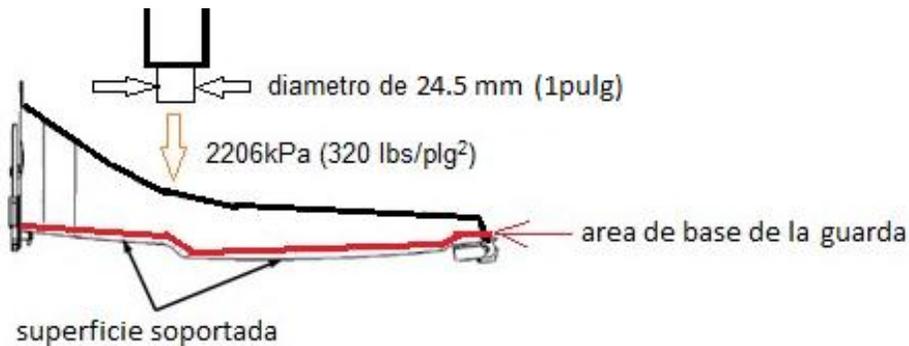


Fig. 30 Fuerza de compresión en el empaque

---

## 4.0 METODOLOGIA DEL PROCESO DE LA GUARDA

En este capítulo se describe la metodología que se utiliza para realizar el proceso de desarrollo de la guarda, equipo, materiales, métodos, pruebas definitivas y número de guardas que se necesita abastecer al fabricante.

### 4.1 DESCRIPCION DEL PROCESO DE DISEÑO DE LA GUARDA

El inicio de este proyecto es el desarrollo de una guarda con materiales compuestos que pueda ofrecer un peso menor en comparación de lo que se ofrece en el mercado que son guardas construidas en aluminio con dimensiones de guarda (755mm alto x 878mm ancho x 150mm profundidad), también, otro factor importante, son las prestaciones que pueden ofrecer los materiales compuestos por ejemplo el tiempo de duración por corrosión. La solicitud de la construcción de la guarda de materiales compuestos proviene del constructor de aeronaves Airbus Industries hacia Air Cruisers division de Zodiac New Jersey, después se busca una filial de Zodiac donde la mano de obra sea calificada y pueda abatir costos de manufactura como lo es Zodiac Aerospace México, Airbus proporciona la información que se requiere para su realización y desarrollo como lo es: la localización de la guarda en la aeronave, geometría de la guarda, puntos de sujeción, porcentaje de reducción de peso, fuerzas dinámicas, fuerzas estáticas, fuerzas de empaque, fuerzas de empaque a tensión, cantidades de guardas que se deben satisfacer y normatividad que debe cumplir la guarda. En este proyecto se decidió describir el proceso de la guarda del avión, ésta, lleva un tobogán, la geometría de esta guarda tiene una zona superior que mide 150mm profundidad.

Requiere de un refuerzo de aluminio en la zona superior para no flexionarse en el caso de empaque del tobogán así como en las fuerzas dinámicas. El primer requerimiento importante del fabricante es la reducción del peso de la guarda en un 50% del peso ideal de una construida en aluminio de las mismas dimensiones, además de tomar en consideración los requerimientos de flamabilidad correspondientes [4].

Requerimientos de flamabilidad:

- 12 segundos con mechero de Bunsen (CS 25.83 (a) y apéndice F, parte I (a) (I) (ii)). preparar 4 especímenes, y por lo menos probar 3 especímenes
- Densidad de humo método de prueba conforme AITM 2.0007 A. preparar 5 especímenes, y por lo menos probar 3 especímenes
- Toxicidad método de prueba AITM 3.005. preparar 3 especímenes, y por lo menos probar 2 especímenes

Estas pruebas se realizan iniciando el proyecto como pruebas preliminares para saber si la selección inicial de materiales es correcta y que no implique problemas de flamabilidad en el desarrollo del proyecto. Prueba preliminar de flamabilidad de algunos de los materiales compuestos que existen en el mercado, los cuales deben ser de resina fenólica ya que estos despiden menos gases tóxicos al quemarse en comparación de las resinas epóxicas.

Los materiales seleccionados son los siguientes:

Tabla 14. Resumen de materiales

MATERIAL	DESCRIPCION	PROVEEDOR	LOCACION
Nomex panal de abeja,	4 lb densidad, 3/16 espesor, 1/8 tamaño de celda.	Aerocell	802w. Calle 12 San Diego, California 92000
Fibra de vidrio/fenólica	Pre impregnada APF1180-7781-E-60"		
Fibra de vidrio/fenólica	Pre impregnada APF1180-1583-E-50"		
Kevlar/fenólico	Pre impregnado L-726-285K-50"	JD-Lincoln	851w. calle 18 Costa Mesa, California 92627

Los proveedores se seleccionaron por la cercanía con la ciudad de Tijuana, donde se encuentra Zodiac Aerospace México, para que el costo de flete y tiempo de aduana fuera más corto y no tener impacto en costo y tiempo de entrega de material.

#### 4.2- SOFTWARE

Hasta este punto se tiene ya identificadas las fuerzas máximas, materiales a utilizar ahora se definirán los programas (software) que ayudan al cálculo de la guarda para validar el dimensionamiento con su respectivo margen de seguridad.

Software FEMAP-NASTRAN - Requerimientos de PC hardware/software para FEMAP – NASTRAN: memoria RAM 32 Mbytes para sólidos y 128 Mbytes, el incremento de memoria en este ámbito se traduce en menor tiempo de procesamiento de la información. Memoria en disco duro modelos pequeños de 1000 nodos y 1000 elementos Se requiere 1Mbyte y de 5Mbytes a 10Mbytes si los modelos son muy pesados [11].

Software CATIA V5 R19 – Es un paquete de diseño en el cual se desarrolló el avión Airbus A350 por lo tanto la forma de la guarda está diseñada en este software.

Dentro del software podemos realizar análisis de desmolde de la parte así como calcular virtualmente el peso de parte, realizar análisis de ensamble con las demás partes colindantes, así como los análisis de ensamble internos del sistema de evacuación de emergencia.

Se recibe el modelo geométrico de la superficie de la guarda en Catia, la cual no contiene historia de diseño y queda asentada cual es la superficie de inicio de la guarda. Los cambios posteriores realizados por Zodiac México se discuten con el constructor, para que ellos realicen el cambio en la superficie y sea una nueva revisión.

Con acuerdo de la parte de quien lo desarrolla y quien es el dueño del diseño, se tuvo la necesidad de cambiar la geometría varias veces hasta obtener la superficie definitiva. Entre los cambios destacados se tienen: los ángulos de desmolde, se incorporan radios más amplios en zonas de refuerzos ya que en algunas de ellas los espesores son elevados y necesitan un radio adecuado para la manufactura de la parte.

Software AutoCAD – es un paquete de diseño adaptado para dos dimensiones y de uso común entre algunos ingenieros de manufactura, permite ordenar las cargas de corte. Debido a que los insumos para materiales compuestos se reciben generalmente en rollos y con la finalidad de evitar el desperdicio de material se diseñan en AutoCAD secuencias de corte, lo cual ayuda también a reducir las horas máquina, además de optimizar los procesos de manufactura.

Software FEMAP-NASTRAN - es un solver de simulación y análisis por elementos finitos adaptable a diferentes entornos de ingeniería y se ha empleado en diversas industrias por más de 30 años como la industria aeronáutica, aeroespacial, defensa, automoción, construcción de barcos, maquinaria pesada, bienes de equipo, medicina y productos de consumo, y se emplea para el cálculo de esfuerzos, vibraciones, durabilidad, fatiga, ruido, acústica y aeroelasticidad. Por esto Zodiac Aerospace lo utiliza para el cálculo de las guardas para aviones comerciales.

---

### 4.3 METODOLOGIA DE ANALISIS DE ELEMENTO FINITO

A continuación se describen los pasos para poder crear un modelo de elemento finito. Los principios y prácticas presentadas harán referencia a una serie de pasos para garantizar la preparación consistente de un cálculo matemático, que sustente el problema de la guarda como parte estructural alojada en el interior de la aeronave.

Se realiza el cálculo tomando en consideración los requerimientos de las pruebas estáticas, los resultados del análisis de las fuerzas de la interface y la deformación de la guarda.

La mayoría de las estructuras de ingeniería a menudo son demasiado complejas y demasiado detalladas para ser analizadas, por lo tanto, es necesario simplificar la estructura real antes de iniciar el análisis. Una estructura simplificada que se conoce como el "modelo estructural", que es numéricamente analizable pero no pierde sus características mecánicas principales. El método de los elementos finitos (FEM) se ha convertido en una herramienta universal para el análisis de la estructura mediante simulación numérica. El análisis de una estructura interior típica de aeronave (metal o materiales compuestos unidos con accesorios de metal y de refuerzos), se calcula mediante el uso de la hipótesis de deformación elástica: El método de los elementos finitos FEM es una representación matemática de un sistema físico que comprende: un modelo de geométrico, las propiedades del material, y las condiciones de frontera, estos tres aspectos se les conoce como el pre-procesamiento. El software resuelve el sistema de ecuaciones que se forman, a lo que se conoce como, solución del modelo y el tratamiento de los resultados de dicha solución se le conoce comúnmente como post-procesamiento.

La función principal del FEM es validar virtualmente la guarda y por lo tanto asegurar la resistencia, durabilidad y seguridad de la guarda mediante el análisis numérico. En la mayoría de las industrias, el equipo que se encarga del análisis estructural trabaja en paralelo con el equipo de diseño desde el principio de un proyecto, para que los posibles errores de diseño se reduzcan al mínimo. Los resultados de análisis por elementos finitos se utilizan para verificar y optimizar el prototipo en su fase de diseño antes de pasar a la fabricación.

Con el fin de simplificar los cálculos, las propiedades de los materiales en su configuración tridimensional, para el caso de cascarones, se asimilan a una superficie que corresponde a la superficie media con respecto al espesor del cascaron.

Esta consideración se compone de estos criterios: a) Las cubiertas del sándwich se consideran muy delgadas en comparación con el espesor del panel de abeja (núcleo del sándwich), por lo tanto la rigidez a la flexión de las cubiertas puede ser despreciada. b) Las cubiertas absorben los momentos de flexión y torsión. El panel de abeja no contribuye a la resistencia en flexión. c) El panel de abeja se supone que es muy rígido en la dirección perpendicular a la superficie media de la placa (en corte transversal). Por lo tanto, en el material del panel de abeja actúan solo los esfuerzos cortantes transversales  $\tau_{xz}$  y  $\tau_{yz}$  considerando además que son casi uniformes en todo el espesor. d) el plano de x, y es el principal plano de ortotropía.

Usando un software CAD (CATIA), se puede simplificar la geometría original, se puede borrar geometría o ensamblajes del modelo que no se requieran en FEMAP.

En los materiales orto trópicos las propiedades son definidas en dos direcciones principales, los valores de resistencia que se utilizan son los calculados al límite de fractura, y son los mismos que se utilizan para calcular la resistencia máxima en el pos-procesamiento en FEMAP.

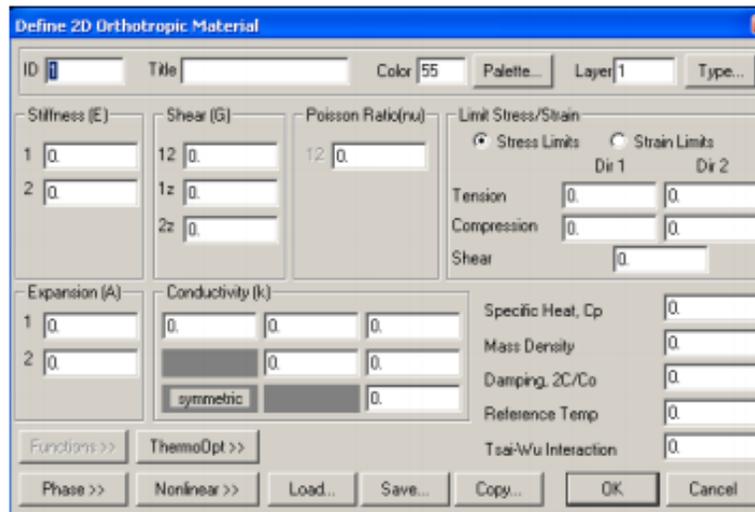


Fig. 31 Propiedades de materiales ortotrópicos

Las propiedades de los materiales empleados fueron obtenidas por parte del proveedor, existen tablas de resultados de pruebas a tensión y compresión para materiales compuestos, los valores de esfuerzo a la ruptura en las dos direcciones principales, con respecto a la orientación de las fibras, es decir a  $0^\circ$  y  $90^\circ$  la dirección  $0^\circ$  corresponde a la dirección longitudinal y la dirección  $90^\circ$  corresponde a la dirección transversal. La descripción de estas pruebas se encuentra en el apéndice [A1].

#### 4.4- PROCESO DE IMPORTACION DEL MODELO

El proceso se inicia con la superficie de la guarda enviada por el fabricante de avión, tal como se presenta en la figura 32. Posteriormente, se realizan los diferentes análisis como son: desmolde (ver figura 33), radios y dimensionamiento general.



Fig.32 Superficie de guarda en Catia v5

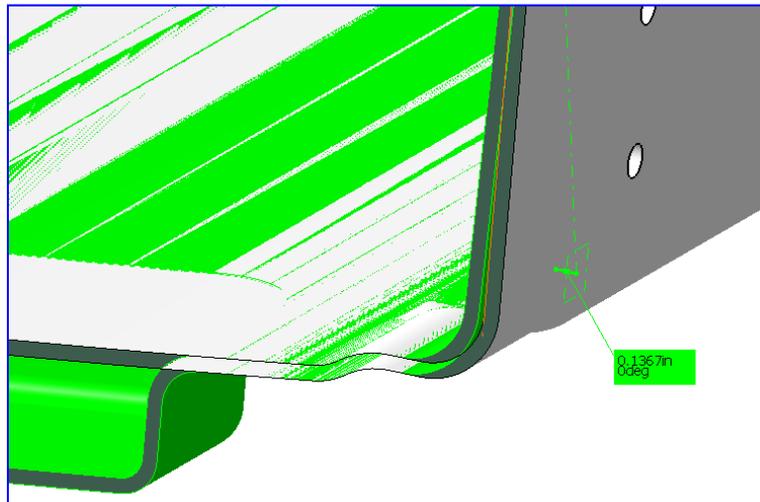


Fig. 33 Ángulo de desmolde de la superficie de la guarda

Una vez que se realiza el análisis de la superficie, y no se encuentran problemas se puede el modelo importar de Catia V5 hacia Nastran-Femap.

El procedimiento de importar es el siguiente: se abre el archivo dentro de Catia, se guarda con la extensión .igs, se accede a la barra de herramientas file / import / Geometry, y se busca el archivo que se quiere exportar a FEMAP. Una vez que la geometría aparece ya en FEMAP, se da la ruta a donde se quiere guardar y se salva. Este procedimiento se ilustra en figura 34.

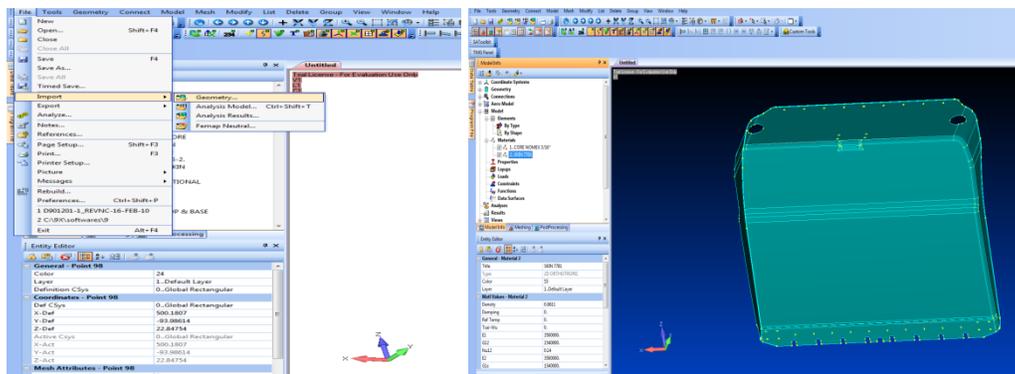


Fig. 34 Referencias de procedimiento de importar geometría a Femap

Después de importado el modelo a Femap, se abre un dialogo que requiere un factor de escala del modelo importado, la escala debe ser de 39.37 para que el modelo importado no varíe las dimensiones originales, ya que el modelo virtual en Catia V5 es pequeño con respecto al modelo virtual de Femap y se requiere que dentro de Femap concuerde con las dimensiones. La introducción del factor de escala se ilustra en la figura 35.

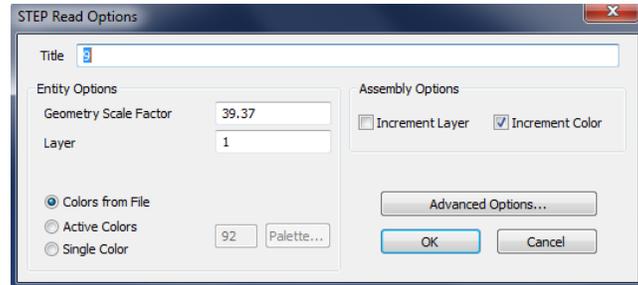


Fig. 35 Referencia del valor de escala

#### 4.5 PROCESO DE MALLADO

Se procede a mallar la geometría con los siguientes comandos; geometry / surface y se selecciona la geometría a mallar, después de mallar la geometría, se verifica que la malla tenga un limitado número de elementos triangulares ya que de lo contrario puede producir como consecuencia una desviación del resultado o arrojar un esfuerzo excesivo en donde no existe. En la figura 36 se muestra el dialogo de información del modelo, donde muestra las diferentes áreas de la malla con muchos elementos triangulares y se debe cambiar por cuadrados de 10mm x 10mm.

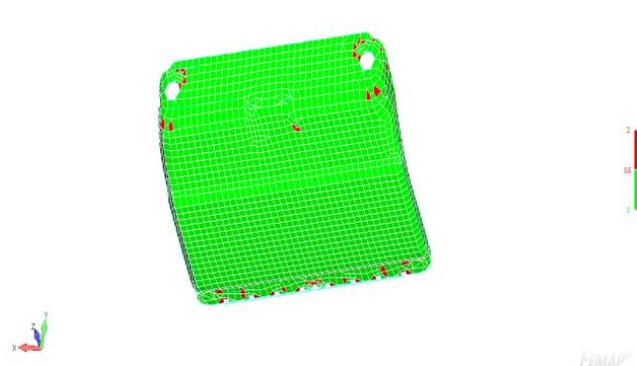


Fig. 36 Referencia de triángulos en la malla

Una forma para arreglar una malla es reducir los elementos triangulares y tal vez algunos de los elementos que están alrededor tienen que eliminarse para empatar todos los elementos con sus cuatro nodos. El siguiente paso es para arreglar la malla dentro de Femap, para ello se requiere verificar las zonas de triángulos y eliminarlos de la malla, dividir en un mayor número de elementos a la superficie y crear nodos en ella. El segundo paso es editar el elemento, para llevarlo a cabo se selecciona el elemento cuadrado, enseguida se seleccionan los cuatro nodos en sentido de las manecillas del reloj y se crea el elemento. Se verifica que los elementos sean coincidentes y se encuentre cerrada la malla. Enseguida, se procede a verificar la superficie para comprobar que esté completamente cerrada para esto se hace visible solo el borde de la superficie mallada, tal como se presenta en la figura 37. Si hubiera un problema de mal mallado o que un elemento quedara mal unido, la superficie mostrará que los elementos no están unidos y se tendrá que realizar las operaciones necesarias para cerrarla con el fin de continuar al siguiente paso.

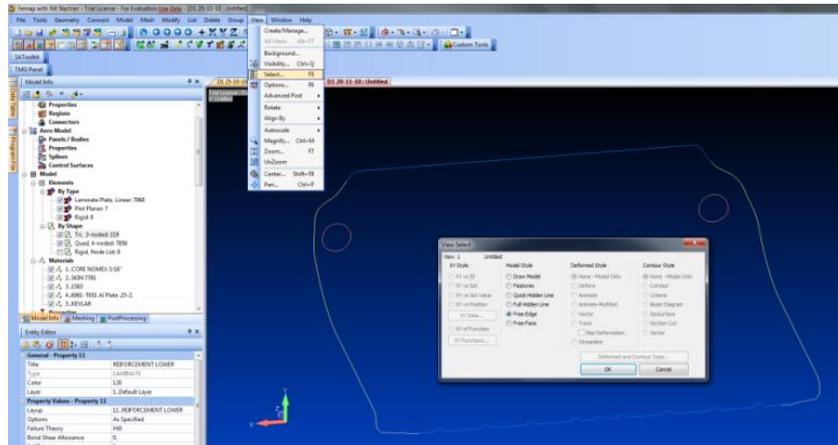


Fig. 37 Referencia de malla totalmente cerrada

#### 4.6- PROCESOS DE ASIGNACION DE MATERIALES

Una vez examinada la superficie y que se encuentra cerrada se procede a dar de alta los materiales, para ello se utiliza la barra izquierda, en donde se encuentra un apartado para ello (ver figura 38).

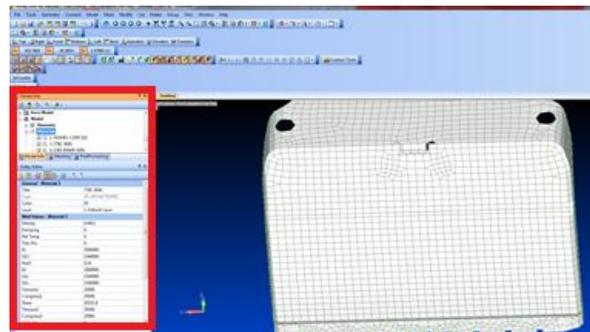


Fig. 38 Referencia de propiedades de materiales

A continuación se presentan las especificaciones de los materiales involucrados en la guarda:

- Nomex panel de abeja, 4 lb de densidad, 3/16" de espesor, 1/8" tamaño de celda.
- Fibra de vidrio / fenólica preimpregnada APF1180-7781-E-60"
- Fibra de vidrio / fenólica preimpregnada APF1180-1583-E-50"
- Kevlar/fenólico Pre impregnado L-726-285K-50"

El proceso de asignación de materiales se inicia con el panel de abeja de 4 lb de densidad, 3/16" de espesor, 1/8" tamaño de celda, se dan de alta las propiedades y tipo de material orto trópico (ver figura 39).

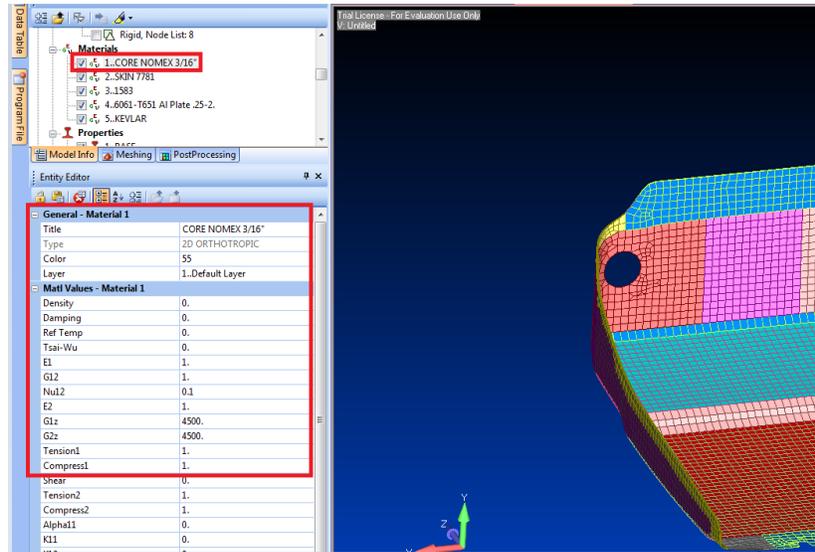


Fig. 39 Propiedades del material panel de abeja nomex

Enseguida, se procede a realizar lo propio para las propiedades de la fibra de vidrio-fenólica preimpregnada APF1180-7781-E-60" Tipo de material orto trópico (ver figura 40).

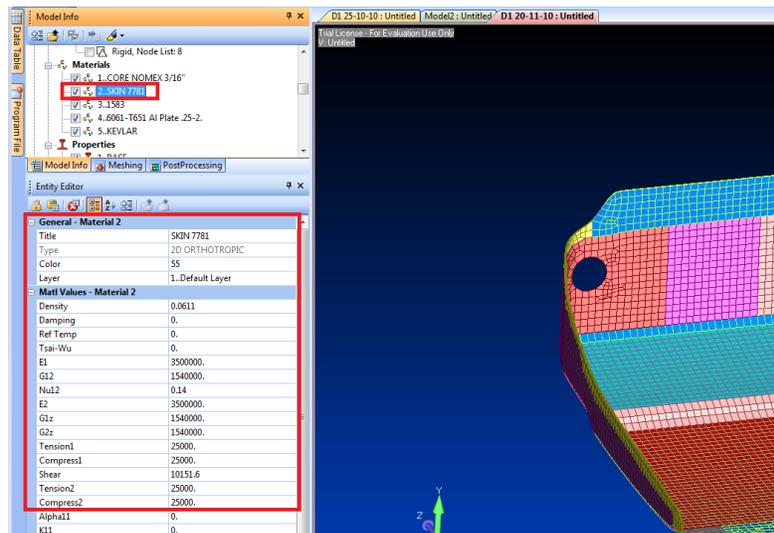


Fig. 40 Propiedades de la fibra de vidrio - fenólica APF1180-7781-E-60"

Posteriormente se realiza la misma operación con la fibra de vidrio-fenólica pre impregnada APF1180-1583-E-50", como se muestra en la figura 41.

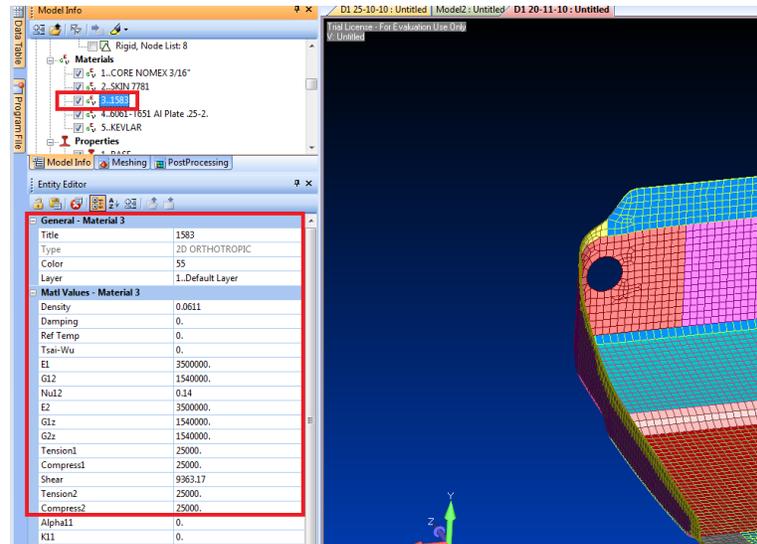


Fig. 41 Propiedades de la fibra de vidrio / fenólica APF1180-1583-E-50"

Se continua con el ingreso de las propiedades para la fibra de Kevlar-fenólico preimpregnado L-726-285K-50" (ver figura 42).

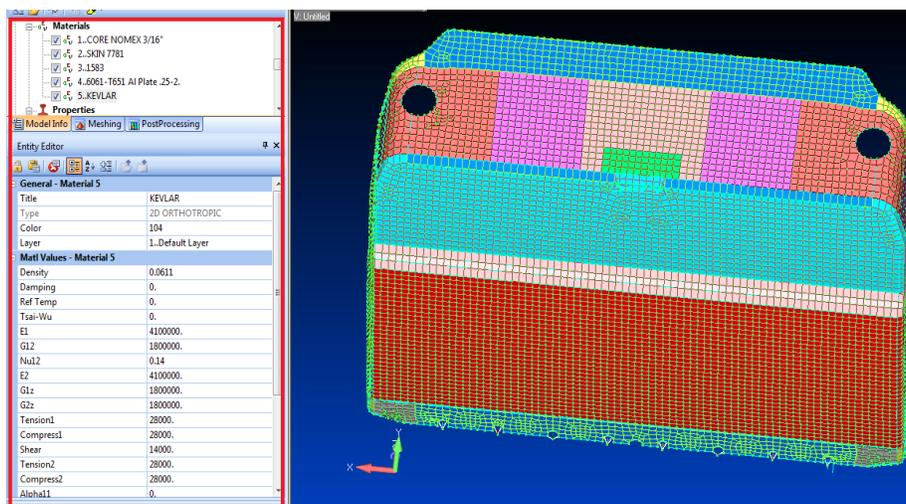


Fig. 42 Propiedades de la fibra de Kevlar-fenólico preimpregnado L-726-285K-50"

Finalmente se introducen las propiedades del refuerzo de aluminio 6061-T651 de 6.35mm de espesor que se ensambla en la zona superior de la guarda, debido a la naturaleza de este material se declara como isotrópico, tal como se ilustra en la figura 43.

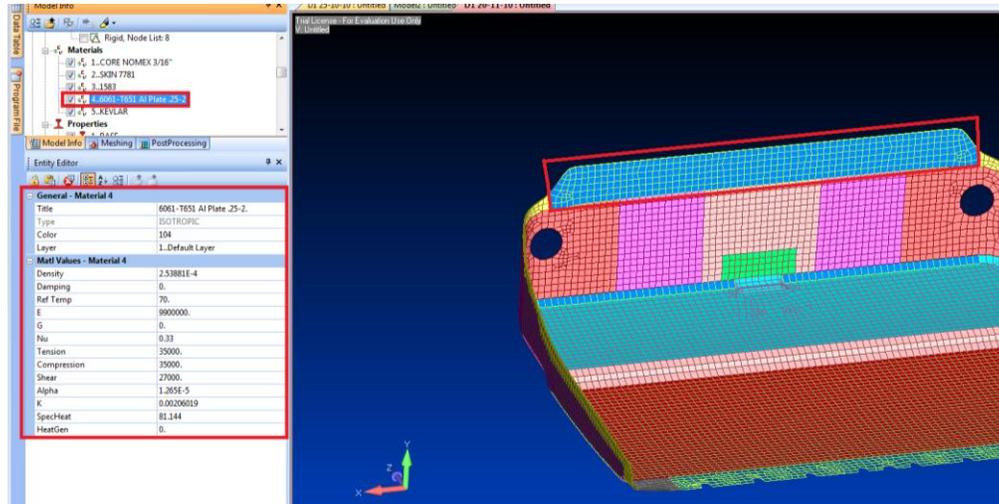


Fig. 43 Propiedades de refuerzo de aluminio 6061-T651 de 6.35mm de espesor

Una vez que se definieron los materiales en Femap, se procede a dar de alta las propiedades de cada área de la malla, cada una de ellas es un reflejo de las diferentes secuencias de apilado que tiene la guarda en toda su superficie, tal como se muestra en la figura 44.

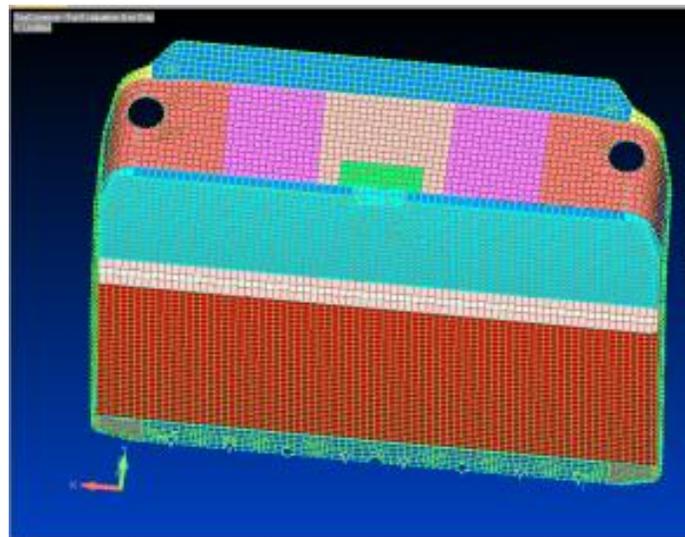


Fig. 44 Diferentes secuencias de apilado en la guarda

#### 4.7- PROCESO DE MODELO LAMINADO

En la figura 45 se presenta una imagen de la guarda con las diferentes zonas de acuerdo con la secuencias de apilado. La guarda se constituye de 16 laminados diferentes.

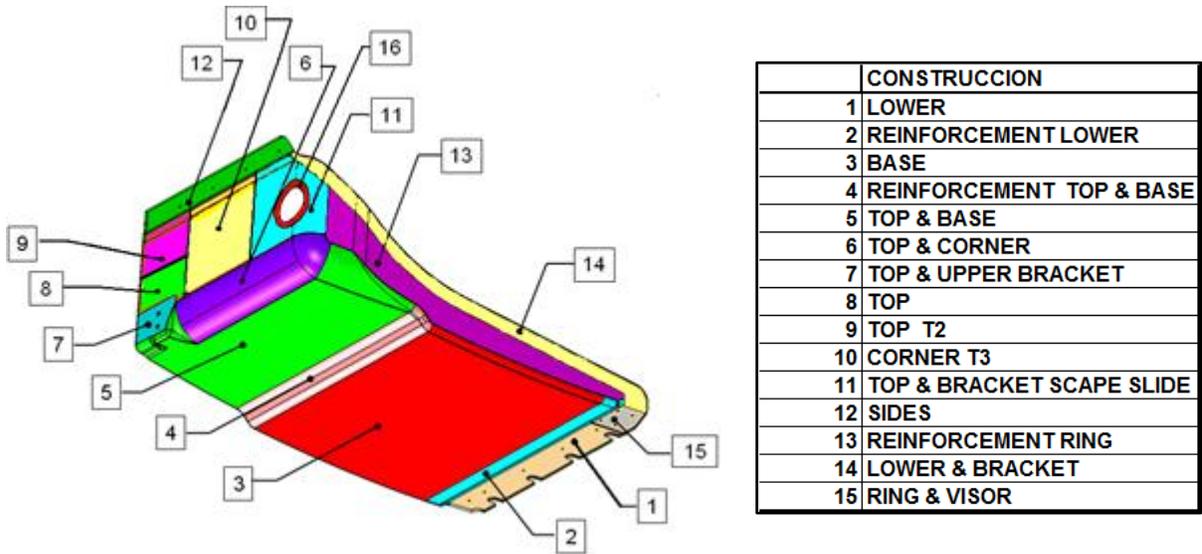


Fig. 45 Identificación de las zonas de acuerdo con la secuencia de apilado

También uno de los parámetros importantes a considerar antes de la asignación de los materiales es la especificación de las restricciones de espesores, las que son previamente especificadas por el constructor del avión, como se muestra en la figura 46.

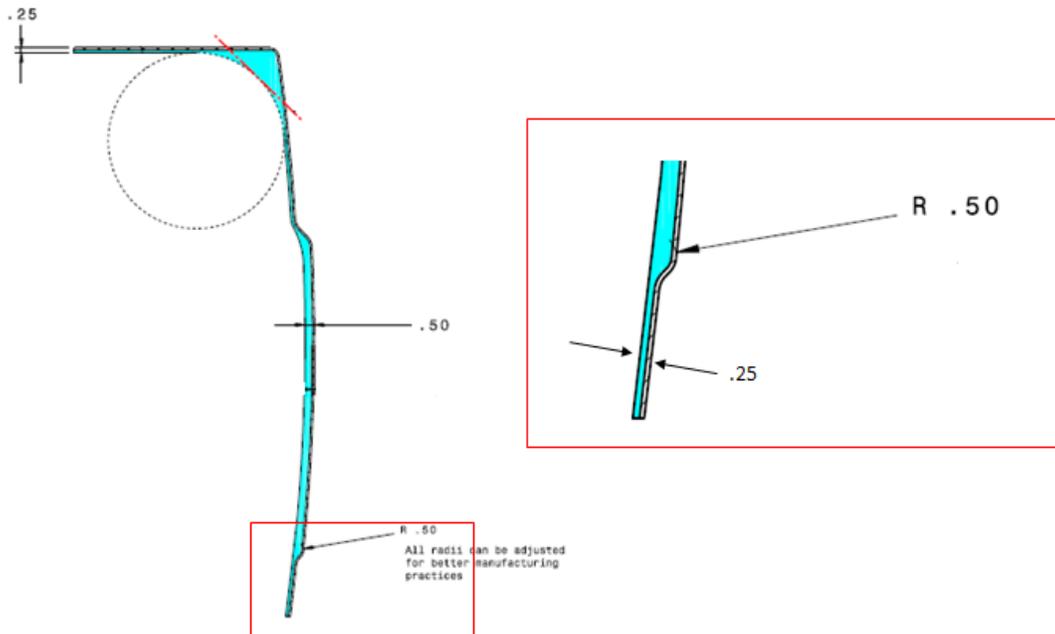


Fig. 46 Restricciones de espesores de la guarda [5]

Tomando los espesores en cuenta para el laminado de la guarda, se obtuvieron los valores de las tablas 15 y 16, después de muchas iteraciones. En dichas tablas queda en evidencia que se cumple con los espesores y las cargas a las que debe de trabajar la guarda y se respetan los materiales propuestos en el inicio.

Tabla 15. Numero de laminados en la guarda secciones de 1 a la 8.

	1	2	3	4	5	6	7	8
STEP	LOWER	REINFORCEMENT LOWER	BASE	REINFORCEMENT TOP&BASE	TOP & BASE	TOP & CORNER	TOP & UPPER BRACKET	TOP
1	7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781
2							7781	7781
3								
4	7781	7781	7781	7781	7781	7781		
5								
6	7781					7781	7781	
7	1583						7781	
8	7781						7781	
9							7781	
10		KEVLAR					7781	KEVLAR
11	1583	KEVLAR					7781	KEVLAR
12	7781	KEVLAR					7781	KEVLAR
13	1583	KEVLAR					7781	KEVLAR
14	7781	KEVLAR					7781	KEVLAR
15	1583	CORE 0.360"	CORE 0.360"	1583	CORE 0.180"	CORE 0.180"	7781	CORE 0.180"
16	7781	KEVLAR					7781	KEVLAR
17	1583	KEVLAR					7781	KEVLAR
18		KEVLAR					7781	KEVLAR
19		KEVLAR					7781	KEVLAR
20		KEVLAR				7781	7781	KEVLAR
21							7781	
22	7781			7781		7781	7781	
23	1583							
24	7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781	
25	1583							
26								7781
27	7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781
NOM.	0.202"	0.486"	0.396"	0.061"	0.216"	0.243"	0.189"	0.306"

Tabla 16. Numero de laminados en la guarda secciones de 9 a la 16.

	9	10	11	12	13	14	15
TOP T2	CORNER T3	TOP & BRACKET	SCAPE SLIDE	SIDES	REINFORCEMENT RING	LOWER & BRACKET	RING & VISOR
7781	7781	7781		7781	7781	7781	7781
		1583			7781	7781	7781
		7781			7781		
						7781	
		1583				7781	
		7781			7781	7781	
	KEVLAR					7781	
	KEVLAR					7781	7781
	KEVLAR	1583				7781	7781
	KEVLAR	7781	KEVLAR	7781		7781	7781
KEVLAR	KEVLAR	1583	KEVLAR			7781	7781
KEVLAR	KEVLAR	7781	KEVLAR			7781	7781
CORE 0.180"	CORE 0.180"	1583	CORE 0.180"	7781		7781	7781
KEVLAR	KEVLAR	7781	KEVLAR			7781	7781
KEVLAR	KEVLAR	1583	KEVLAR			7781	7781
	KEVLAR	7781	KEVLAR			7781	7781
	KEVLAR	1583	KEVLAR			7781	
	KEVLAR					7781	
	KEVLAR					7781	
		7781			7781	7781	
		1583					
		7781			7781	7781	7781
		1583					
					7781	7781	7781
7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781	7781
0.234"	0.306"	0.234"	0.261"	.090"	0.198"	0.126"	

#### 4.8- ELEMENTOS DE SUJECIÓN Y RESTRICCIÓN DE LA GUARDA

A continuación se estudian los elementos de sujeción de la guarda. Para ellos, se requieren de tres análisis para resolver el modelo MEF por medio de Femap: 1) empaque del tobogán, 2) Fuerzas dinámicas combinadas y 3) Fuerzas después de empaque. Para el análisis de empaque del tobogán se tendrán elementos de sujeción restringiendo los diferentes planos de trabajo x, y, z y en diferentes zonas, como se muestra en la figura 47 y 48, las cuales son: el área de color rojo se restringe en el plano z, el área de color amarillo restringe planos x,y,z. y el área en color verde restringe el plano y.

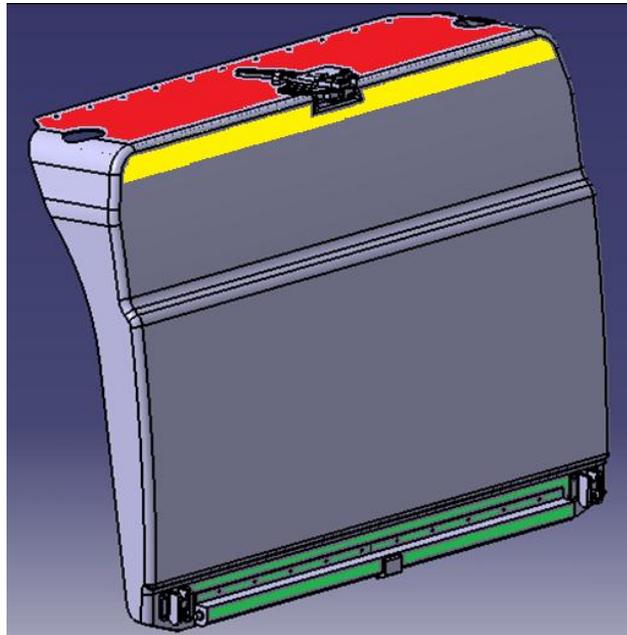


Fig. 47 Zonas de restricción de guarda en modelo geométrico

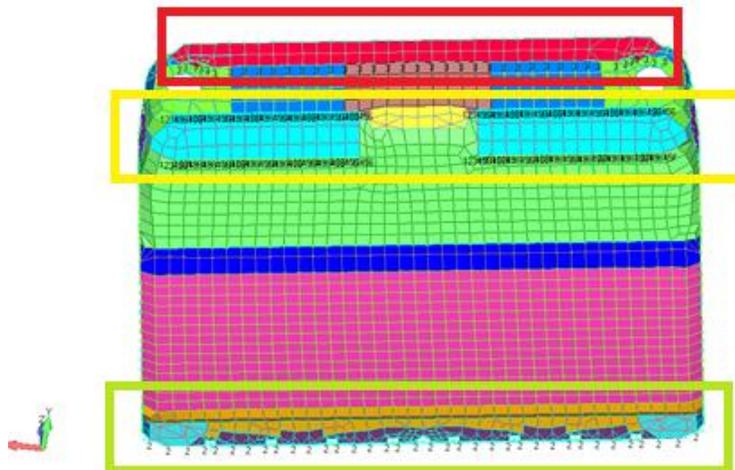


Fig. 48 Zonas de restricción de guarda en Femap

Para el análisis 1) - Empaque de tobogán y 2) - Fuerzas dinámicas combinadas, se tienen elementos de sujeción restringida en los diferentes planos de x, y, z, tal como se muestra en la figura 49.

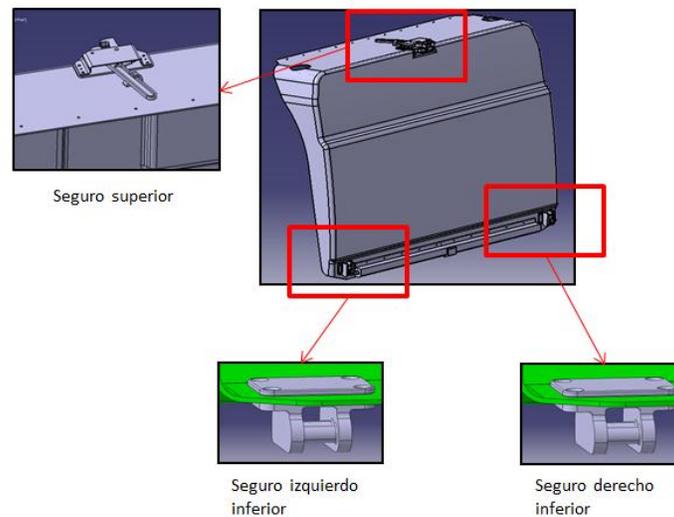


Fig. 49 Guarda restringida en 3 puntos de fijación contra la estructura del avión.

A continuación, en la figura 50, se presenta un esquema del seguro superior, el cual va alojado en la guarda como se muestra en la figura. 49

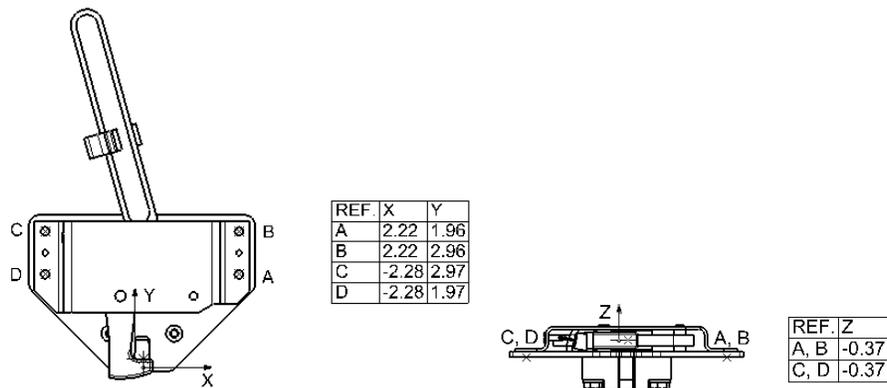


Fig.50 Soporte superior (Acot: pulg.)

Tomando en consideración las fuerzas críticas del capítulo 3, se analizan los orificios de sujeción, ya que es el caso en que las fuerzas dinámicas tienen los valores más altos que debe de soportar la guarda, en las posiciones que se encuentran especificadas en las figuras 49 y 50.

De la tabla 7 del capítulo 3, se toma el valor de  $-5.28\text{KN}$  ( $-1186.5\text{ lb}$ ) que se presenta en el caso 1, del documento elaborado por Santiago y Harris [5], de la misma manera se toma el valor  $3.17\text{KN}$  ( $714.8\text{ lb}$ ), estos dos valores representan las fuerzas máximas que deberá soportar el seguro superior.

$F_x = -5.28\text{kN}$  ( $-1186.5\text{ lb}$ ) tabla 6 caso 1

$F_y = 3.17\text{kN}$  ( $714.8\text{ lb}$ ) referencia [5]

$F_z = 0\text{ kN}$  ( $0\text{ lb}$ )

Tabla 17. Fuerzas en orificios del seguro superior

CARGA j	FUERZAS APLICADAS		
	$F_{x_j}$ kN(lb)	$F_{y_j}$ kN(lb)	$F_{z_j}$ kN(lb)
	1	-5.25 (-1186.5)	3.16 (714.8)
Sum:	-5.25 (-1186.5)	3.16 (714.8)	0

PUNTO i	COORDENADAS DE FIJACION			TENSION Y CORTE DE FIJACIONES		
	$X_i$ mm(pulg)	$Y_i$ mm(pulg)	$Z_i$ mm(pulg)		$P_{t_i}$ kN(lb)	$P_{s_i}$ kN(lb)
1	54.39 (2.22)	48.26 (1.97)	-9.31 (-0.38)		0.81 (183)	1.71 (387)
2	54.39 (2.22)	72.76 (2.97)	-9.31 (-0.38)		-0.37 (-85)	1.15 (262)
3	-55.86 (-2.28)	72.76 (2.97)	-9.31 (-0.38)		-0.81 (-183)	2.37 (537)
4	-55.86 (-2.28)	48.26 (1.97)	-9.31 (-0.38)		0.37 (85)	2.69 (608)
				Max/Min	-0.81 (-183)	2.69 (608)

De la tabla 17 se obtienen los valores de la fuerza máxima al corte y tensión en el área del seguro superior:  $F_{tensión} = 0.81\text{KN}$  (183 lb),  $F_{corte} = 2.69\text{KN}$  (608 lb). Las fuerzas mencionadas se toman con referencia en el documento CDR609-15-II [A1], dicho documento es un compendio de pruebas de varios laminados, entre ellos el que aparece de ejemplo en la tabla 18. De ésta tabla, se obtiene valores de fuerza de tensión y de corte:  $F_{tensión} = 1023\text{N}$  (230lb),  $F_{corte} = 1965\text{N}$  (381lb). De un laminado doble de fibra de vidrio-fenólica Pre impregnada APF1180-7781-E-60" del cual se apilan 21 laminados en el área del seguro superior, que es la zona 7 de la figura 45.

Tabla 18. Fuerzas soportadas por el laminado doble del material APF1180-7781 a tensión y corte

No. DE PRUEBA	CORTE kN (lb)	TENSION kN (lb)
1	1.69 (380)	1.06 (240)
10	2.00 (450)	1.33 (300)
11	2.01 (453)	1.37 (308)
12	2.06 (463)	1.42 (320)
Prom.	1.92 (433)	1.25 (282.6)
SD	0.10 (23.38)	0.10 (24)
k	0.009 (2.21)	0.009 (2.21)
B-valor Carga (lb)	1.73 (381)	1.02 (229.62)

En la figura 45 y tablas 15 y 16, se muestran en el panel las diferentes secciones de la guarda (16) que deben construirse con diferentes secuencias de apilado, por ejemplo: La sección 7 se

constituye de un estratificado sándwich de cubiertas de fibra con resina fenólica 7781 y corresponde al área de sujeción del seguro superior.

Este análisis considera un inserto y 21 capas de fibra con resina fenólica 7781. Para el cálculo se toma que el plano medio se encuentra entre la capa número 10 y la capa 11 y se obtienen las fuerzas:  $F_{\text{tensión}} = 230 \times 10 = 10.12 \text{ kN}$  (2300 lb),  $F_{\text{corte}} = 381 \times 10 \times 0.34 = 5.76 \text{ kN}$  (1295 lb).

La fuerza de tensión: se obtiene de multiplicar 230 (proveniente de la tabla 18) por el número 10, que representa el número de cubiertas dobles de fibra con resina fenólica 7781 que posee la sección de laminado 7 de la figura 45.

La fuerza de corte: se obtiene de multiplicar 381 (proveniente de la tabla 18) por el número 10 que son el número de cubiertas dobles de fibra con resina fenólica 7781 de las que se encuentra constituida la sección de laminado 7 de la figura 45, la relación de diámetros del tornillo con respecto al inserto tiene un valor de 0.34, como se establece por medio de la ecuación 4.1.

$$K = \frac{\text{Diámetro de tornillo}}{\text{Diámetro de inserto}} = \frac{0.189}{0.562} = 0.34 \quad \text{Ecuación (4.1)}$$

El margen de seguridad se calcula por el método de interacción el cual es predecir falla estructural bajo cargas combinadas para determinar el esfuerzo principal.

Los fundamentos de este método son los siguientes:

- La fuerza en cada condición de carga sencilla (tensión, cortante, flexión, pandeo, etc.) se determina por ensayo o de manera teórica.
- La condición de carga combinada queda representada por la relación de carga, "R", descrita por medio de la ecuación 4.2.

$$R = \frac{F}{F_u} \quad \text{Ecuación (4.2)}$$

F = fuerza aplicada

F<sub>u</sub> = fuerza de ruptura o deformación

Esta teoría se utiliza en Zodiac Aerospace para analizar la capacidad de carga de insertos y tornillos. Todas las cargas de ruptura para los insertos se toman en cuenta como lo es: tensión y corte

El margen de seguridad se calcula por medio de la ecuación 4.3 de la siguiente manera:

$$M.S. = \frac{1}{FF \sqrt{\left[\frac{F_t}{F_{tu}}\right]^2 + \left[\frac{F_s}{F_{su}}\right]^2}} - 1 \quad \text{Ecuación (4.3)}$$

Donde:

FF= factor de seguridad del fabricante de aviones

F<sub>t</sub> = fuerza aplicada de corte

F<sub>s</sub> = fuerza aplicada de tensión

F<sub>tu</sub> = fuerza a la ruptura de corte

F<sub>su</sub> = fuerza a la ruptura de tensión

El factor de seguridad del fabricante se ve a continuación en la tabla 19

Tabla 19. Factor de seguridad del fabricante

CONSTRUCTOR	FACTOR DE SEGURIDAD DEL FABRICANTE	
	MODELO	FACTOR DE SEGURIDAD
Douglas	DC-9, DC-10, MD80, MD90, MD11	1.15
Boeing	B-737, B747, B757, B767, B777	1.15
Airbus	A300, A310, A319, A320, A321, A330, A340, A350	No requiere
Embraer	ERJ 135, ERJ 140, ERJ 145	1.15
Embraer	, ERJ170, ERJ190	No requiere
Canadair	CRJ 200, CRJ 700, CRJ 900	No requiere
De Havilland	Dash 8-100 /-200 / -300 / -400	1.20

Para este análisis, el cálculo del margen de seguridad se toma el caso de Airbus A350, el cual con base en la tabla 19 (basada en el del documento CDE4006 [12]), no se especifica un factor extra, ya que en las fuerzas que se tomaron del documento elaborado por Santiago y Harris [5], ya se tiene incorporado un margen de seguridad de 1.33, como lo marca el FAR 25.561 [2]. Tomando esto en cuenta, el margen de seguridad queda con valor de 1.09, como se desarrolla a continuación. Como información complementaria, la teoría del margen de seguridad por el método de interacción establece que el resultado debe ser positivo.

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{\left[\frac{183}{2300}\right]^2 + \left[\frac{608}{1265}\right]^2}} - 1 = 1.09$$

A continuación en la figura 51, se presenta un esquema del soporte inferior, el cual va alojado en la guarda como se muestra en la figura. 49

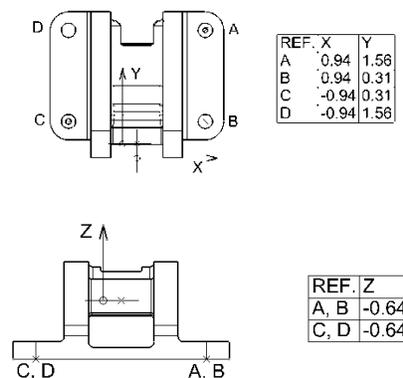


Fig. 51 Soporte inferior (Acot: pulg.).

Considerando las fuerzas críticas del capítulo 3, se analizan los orificios de sujeción, ya que es el caso en que las fuerzas dinámicas tienen los valores más altos, los que debe de soportar la guarda, los cuales se presenta en los orificios de sujeción de los soportes inferiores. Estas cargas se presentan en la tabla 20.

De la tabla 7 del capítulo 3, se toma el valor de -5.95 kN (-1337.9 lb) que se presenta en el caso 1, del documento elaborado por Santiago y Harris [5] se toma el valor 3.75kN (844.1 lb), -5.96kN (-1340.2 lb) estos dos valores representan las fuerzas máximas que deberá soportar el seguro inferior.

$F_x = -5.95$  kN (-1337.9 lb) Tabla 7 caso 1

$F_y = 3.75$  kN (844.1 lb) Referencia [5]

$F_z = -5.96$  kN (-1340.2 lb) Referencia [5]

Tabla 20. Fuerzas en orificios de soporte inferior

CARGA j	FUERZAS APLICADAS		
	$F_{x_j}$ kN(lb)	$F_{y_j}$ kN(lb)	$F_{z_j}$ kN(lb)
	1	-5.95 (-1337.9)	3.75 (844.2)
Sum:	-5.95 (-1337.9)	3.75 (844.2)	-5.96 (-1340)

PUNTO i	COORDENADAS DE FIJACION			TENSION Y CORTE DE FIJACIONES		
	$X_i$ mm(pulg)	$Y_i$ mm(pulg)	$Z_i$ mm(pulg)		$P_{t_i}$ kN(lb)	$P_{s_i}$ kN(lb)
1	23.03 (0.94)	15.68 (0.64)	7.59 (0.31)		1.25 (283)	3.01 (682)
2	23.03 (0.94)	15.68 (0.64)	38.22 (1.56)		- 4.57 (-1034)	2.21 (500)
3	-2.20 (-0.09)	15.68 (0.64)	38.22 (1.56)		0.62 (141)	1.17 (266)
4	-2.20 (-0.09)	15.68 (0.64)	7.59 (0.31)		6.43 (1454)	2.36 (535)
				Max/Min	6.43 (1454)	3.01 (682)

De la tabla 20 se obtienen los valores de la fuerza máxima al corte y tensión en el área del soporte inferior, los cuales son:  $F_{tensión} = 6.41$  kN (1454 lb),  $F_{corte} = 3.01$  kN (682 lb).

Tomando como referencia el documento CDR609-15-II [A1], el cual es un compendio de pruebas de varios laminados, entre ellos el que aparece de ejemplo en la tabla 18. De ésta tabla, se obtiene valores de fuerza de tensión y de corte:  $F_{tensión} = 1023$  N (230 lb),  $F_{corte} = 1965$  N (381 lb). De un laminado doble de fibra de vidrio-fenólica preimpregnada APF1180-7781-E-60" del cual se apilan 22 laminados en el área de soporte superior, que es la zona 15 de la figura 45.

Para este análisis de acuerdo con la figura 45 y tablas 15 y 16, la sección 15 se constituye de un estratificado sándwich de cubiertas de fibra con resina fenólica 7781 y corresponde al área de sujeción del soporte inferior.

Este análisis considera un inserto y 22 capas de fibra con resina fenólica 7781. Ahora entonces, para el cálculo, se toma que el plano medio se encuentra entre la capa 11 y la capa 12 y se obtienen las fuerzas:  $F_{tensión} = 230 \times 11 = 11.25$  kN (2530 lb),  $F_{corte} = 381 \times 11 \times 0.34 = 6.33$  kN (1425 lb). La fuerza de tensión: se obtiene de multiplicar 230 (proveniente de la tabla 18) por el número 11 que son las cubiertas dobles de fibra con resina fenólica 7781 que posee la sección de laminado 15 de la figura 45.

La fuerza de corte: se obtiene de multiplicar 381 (proveniente de la tabla 18) por el número 11 que son las cubiertas dobles de fibra con resina fenólica 7781 que posee la sección de laminado 15 de la figura 45, por la relación de diámetros del tornillo con respecto al inserto (0.34), tal como se desarrolla a continuación.

$$K = \frac{\text{Diámetro de tornillo}}{\text{Diámetro de inserto}} = \frac{0.189}{0.562} = 0.34$$

$$F_{\text{tensión}} = 230 \times 11 = 11.25 \text{ kN (2530 lb)}$$

$$F_{\text{corte}} = 381 \times 11 \times 0.34 = 6.33 \text{ kN (1425 lb)}$$

El margen de seguridad se calcula por el método de interacción para predecir la falla estructural bajo cargas combinadas, de manera similar a la ecuación (4.2). Para este caso el margen de seguridad calculado es de 1.31.

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{\left[\frac{183}{2530}\right]^2 + \left[\frac{608}{1424}\right]^2}} - 1 = 1.31$$

A continuación se estudian los elementos de sujeción de la guarda. Para el análisis de fuerzas dinámicas combinadas se tendrán elementos de sujeción restringiendo los planos de trabajo x,y,z como se muestra en la figura 52, las cuales son: los orificios de sujeción donde se empotran los soportes inferiores y el soporte superior.

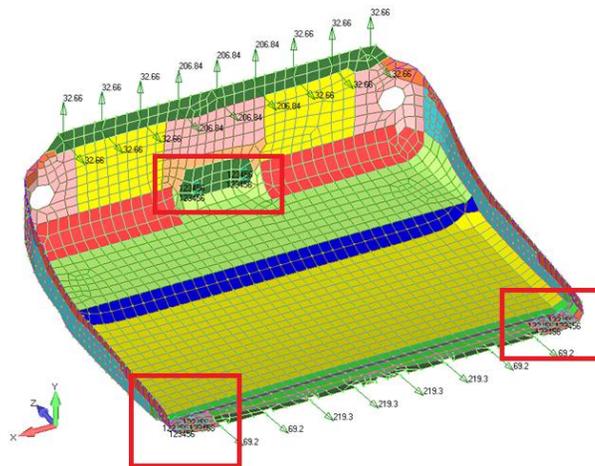


Fig.52 Restricciones para fuerzas dinámicas

#### 4.9- DISTRIBUCIÓN DE FUERZAS EN LA GUARDA

A continuación en la figura 53 se presenta el porcentaje de distribución de las fuerzas en la parte superior de la guarda para todos los 3 casos ya descritos anteriormente y en la figura 54 se muestra la zona inferior de la guarda y los porcentajes de distribución de la fuerza.

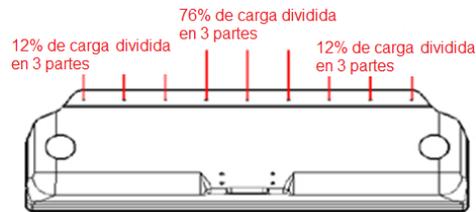


Fig. 53 Zona superior de la guarda y los porcentajes de la fuerza [3]

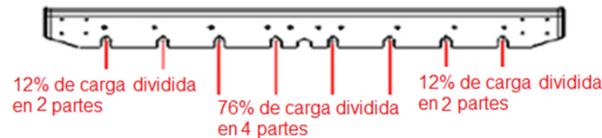


Fig. 54 Zona inferior de la guarda y los porcentajes de la fuerza [3]

#### 4.10- RESOLUCION DE ANALISIS DE CASOS EN FEMAP

A continuación se presenta el análisis del caso de la fuerza de empaque de la resbaladilla para la zona superior de la guarda en la cual se tienen las fuerzas:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 7.25 \text{ kN}$  (1619 lb),  $F_z = -7.25 \text{ kN}$  (-1619 lb), así como para la zona inferior, en donde se tiene:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 10.19 \text{ kN}$  (2290 lb),  $F_z = 0$ . Un esquema con las cargas aplicadas se muestra en la figura 55.

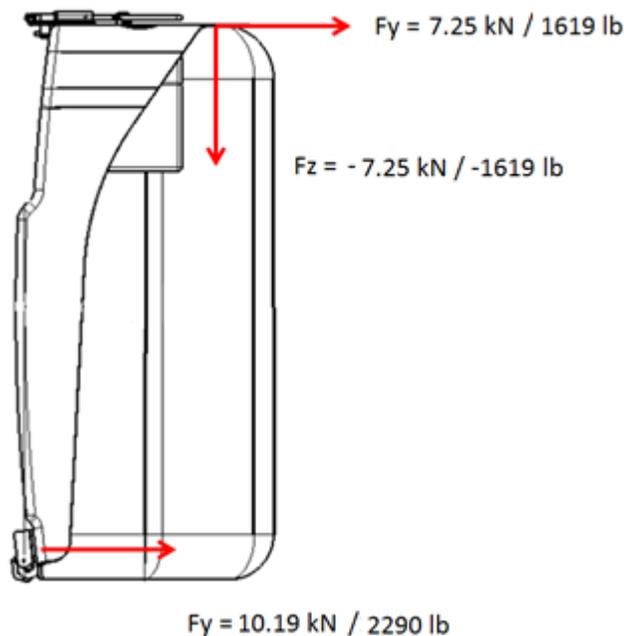


Fig. 55 Fuerza de empaque en la zona superior e inferior

Para la resolución de este caso se tomarán los porcentajes de fuerzas descritos en las figuras 53 y 54, con las restricciones que aparecen en la figura 48.

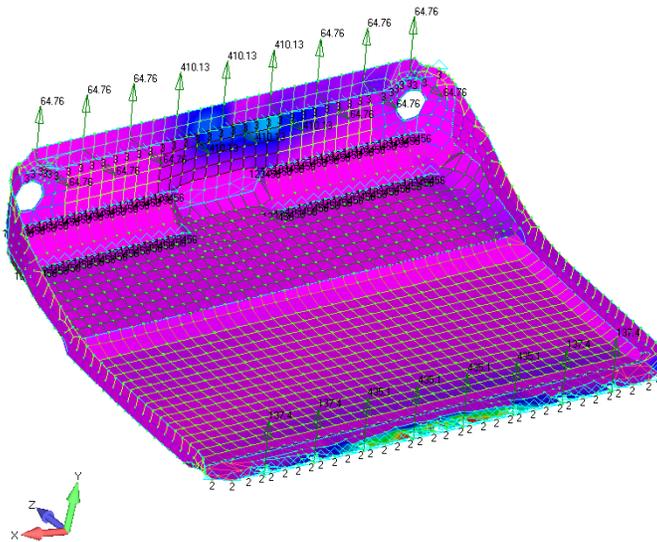


Fig. 56 Fuerzas en la zona superior e inferior y zona de esfuerzo para el caso de la fuerza de empuje de la resbaladilla.

El caso de análisis para las fuerzas dinámicas combinadas, en la zona superior de la guarda tendremos fuerzas totales en la guarda de:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 6.49 \text{ kN}$  (1460 lb),  $F_z = -6.49 \text{ kN}$  (-1460 lb) y para la zona inferior se tiene:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 4.05 \text{ kN}$  (910 lb),  $F_z = -5.14 \text{ kN}$  (-1154.4 lb). Como lo muestra la figura 57. Para el análisis de fuerzas dinámicas combinadas se introducen por separado los valores de las fuerzas, con el fin de obtener una combinación de fuerzas y restricciones en la misma solución. Para la zona inferior del caso 2a de fuerzas combinadas:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 2.89 \text{ kN}$  (643.5 lb),  $F_z = -2.86 \text{ kN}$  (-643.5 lb) y para la zona inferior se tiene:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 4.05 \text{ kN}$  (910 lb),  $F_z = 0$ . Ahora, para la zona inferior del caso 2b de fuerzas combinadas:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 3.86 \text{ kN}$  (871.5 lb),  $F_z = -3.86 \text{ kN}$  (-871.5 lb) y para la zona inferior se tiene:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 0$ ,  $F_z = -5.14 \text{ kN}$  (-1154.4 lb). El análisis de fuerzas dinámicas combinadas contiene dos casos que se resuelven dentro del mismo análisis. En la figura 57 se presenta la suma de los casos 2a y caso 2b de las fuerzas dinámicas combinadas. Para obtener la resolución se restringe la guarda como muestra la figura 52. Para el caso 2b los tres puntos de sujeción (seguro superior y los dos soportes inferiores) de la guarda restringida en los planos  $x$ ,  $y$ ,  $z$ .

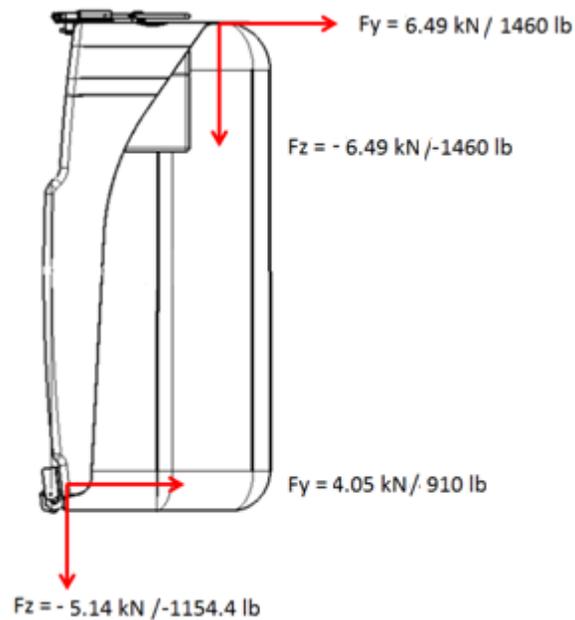


Fig. 57 Fuerzas en la zona superior e inferior para el análisis de fuerzas dinámicas combinadas

Se descomponen las fuerzas y para el caso 2a de fuerzas dinámicas combinadas en teoría serán las que soporta la guarda en estado estático con tobogán ya empacado y la guarda ya anclada en el avión. Se tienen elementos de sujeción restringida en los diferentes planos de trabajo x, y, z en diferentes zonas, tal como aparece en la figura 58.

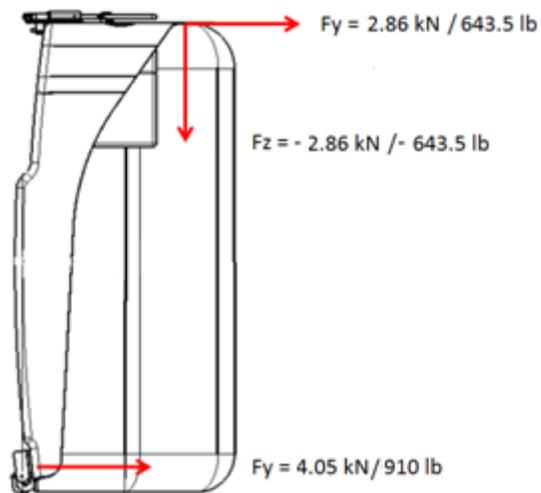


Fig. 58 Fuerzas en la zona superior e inferior para el caso 2a fuerzas dinámicas combinadas

A continuación en la figura 59, se muestra un esquema de cargas para el caso 2b donde las fuerzas dinámicas que se presentan ocurren en condiciones de aterrizaje de emergencia. Las cuáles representan las más altas de todas las condiciones de carga que soporta la guarda.

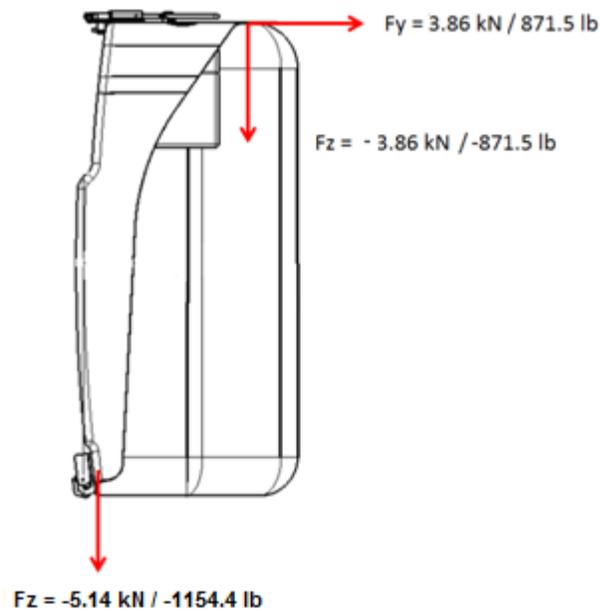


Fig. 59 fuerzas en la zona superior e inferior para el caso 2b fuerzas dinámicas combinadas

Para el caso 2b se toman las fuerzas dinámicas en aterrizaje de emergencia aplicadas a la guarda, tomando en cuenta solo la restricción de la figura 52. Los tres puntos de sujeción (seguro superior y los dos soportes inferiores) de la guarda restringida en los planos x, y, z. Con las fuerzas del caso 2a y 2b aplicadas en el mismo análisis, así como tomando en cuenta las condiciones de las figuras 53 y 54 para la distribución de las fuerzas en ambos casos, una ilustración se presenta en la figura 60.

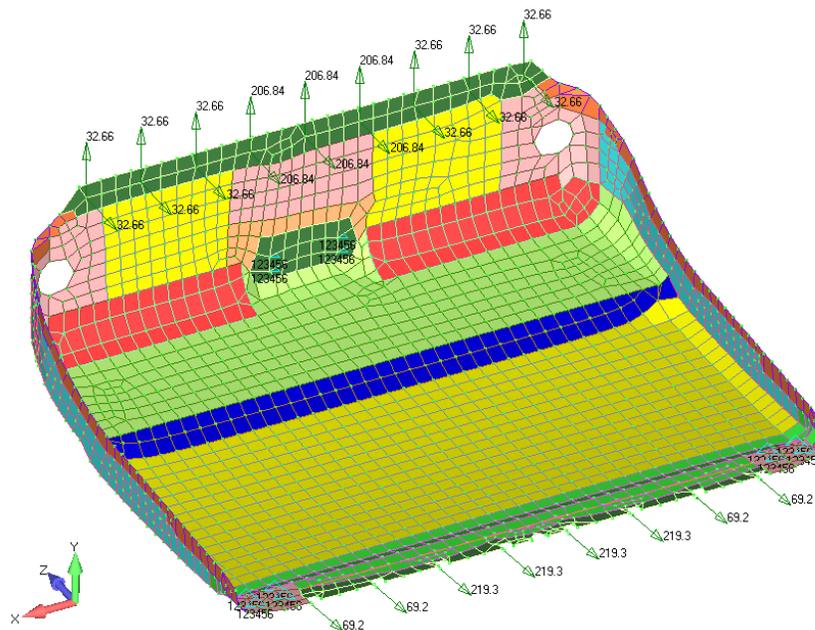


Fig. 60 fuerzas en la zona superior e inferior para el caso de fuerzas dinámicas combinadas

A continuación se presenta el análisis de fuerzas después del empaque. En la zona superior de la guarda se tienen las fuerzas:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 2.86 \text{ kN}$  (643.5 lb) y  $F_z = -2.86 \text{ kN}$  (-643.5 lb) y para la zona inferior se tiene:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 4.05 \text{ kN}$  (910 lb),  $F_z = 0$ . Un esquema se muestra en la figura 61.

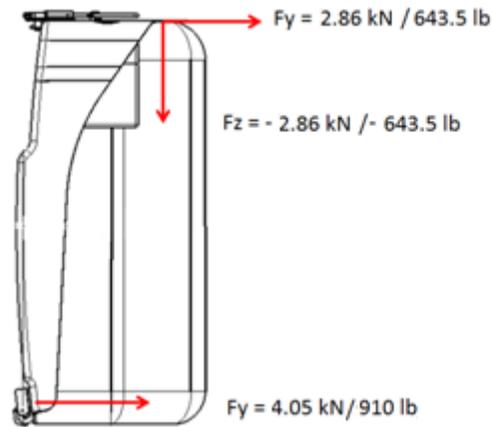


Fig. 61 fuerzas en la zona superior e inferior para el análisis de fuerzas después de empaque.

Para el análisis de fuerzas después del empaque, se toman en cuenta las restricciones de la figura 48 y se tienen elementos de sujeción restringiendo los diferentes planos de trabajo x, y, z y en diferentes zonas. Para este análisis se toman en cuenta las figuras 53 y 54 para la distribución de las fuerzas, una imagen del mallado para este caso se presenta en la figura 62.

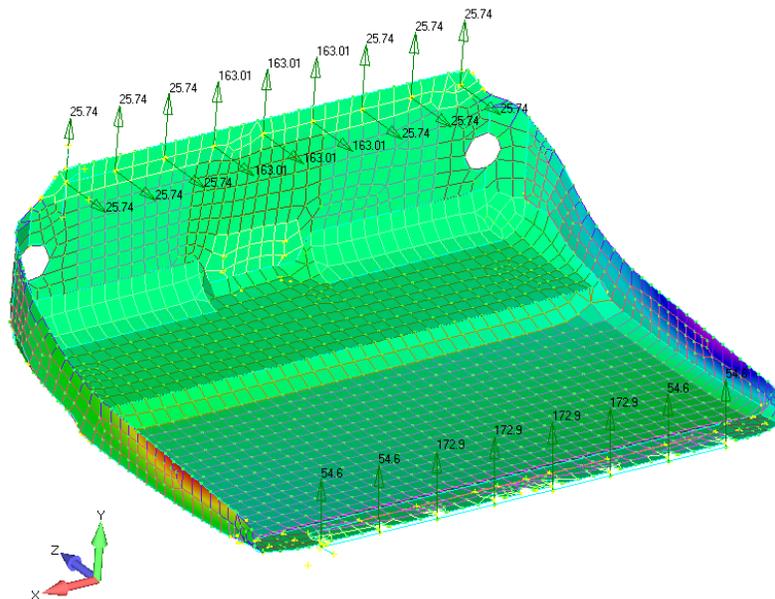


Fig. 62 fuerzas en la zona superior e inferior para el análisis de fuerzas después de empaque

## 5.0 ANÁLISIS DE RESULTADOS

### 5.1 FUERZAS DINAMICAS COMBINADAS

En el análisis de fuerzas dinámicas combinadas, sin lugar a duda, es el análisis más importante del desarrollo de la guarda ya que intervienen las fuerzas más altas. En la zona superior de la guarda hay fuerzas totales de:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 6.49$  kN (1460 lb),  $F_z = -6.49$  kN (-1460 lb) y para la zona inferior se tiene:  $F_x = 0$ ,  $F_y = 4.05$  kN (910 lb),  $F_z = -5.14$  kN (-1154.4lb), esta fuerzas corresponde a las fuerzas dinámicas mostradas en la sección 3.4 del presente trabajo, incluyendo las fuerzas de empaque relajadas. Las fuerzas dinámicas se separaran en dos casos con diferentes restricciones. La combinación de los resultados de los dos casos es el resultado de la fuerza dinámica total, se Introducen los 2 casos en la misma solución. Una imagen del modelo para el análisis de las fuerzas relajadas de empaque con sus respectivas restricciones se muestra en la figura 63. La solución para las fuerzas dinámicas utilizando la teoría de falla de Tsai-Hill, se presenta en la figura 64 en dónde los valores corresponden al índice de falla.

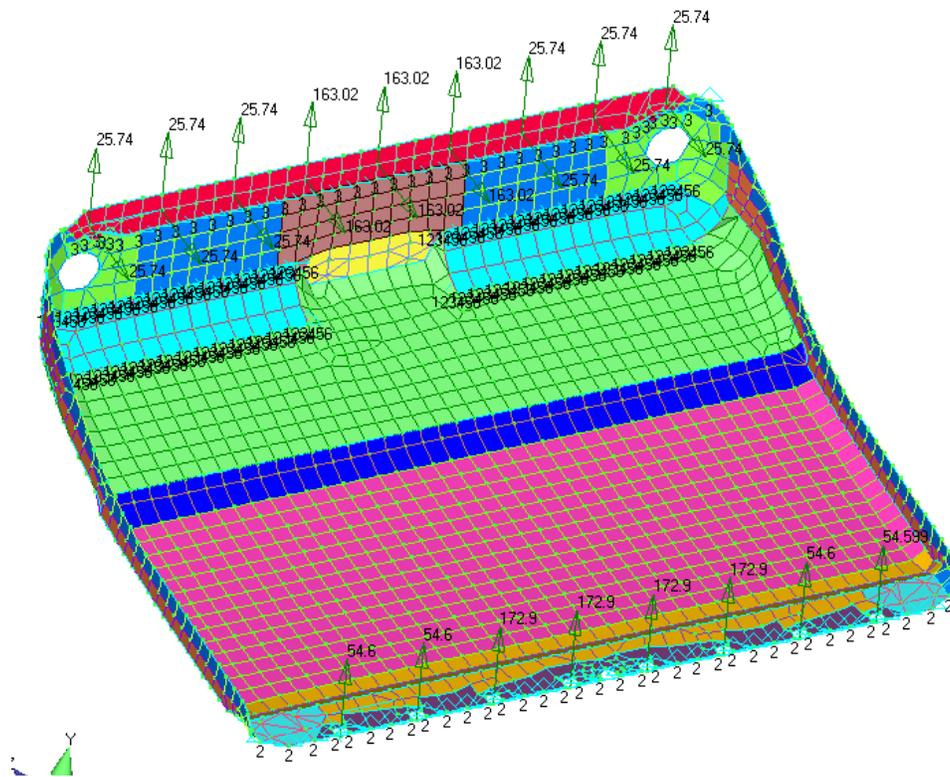


Fig.63 fuerzas relajadas de empaque con restricciones

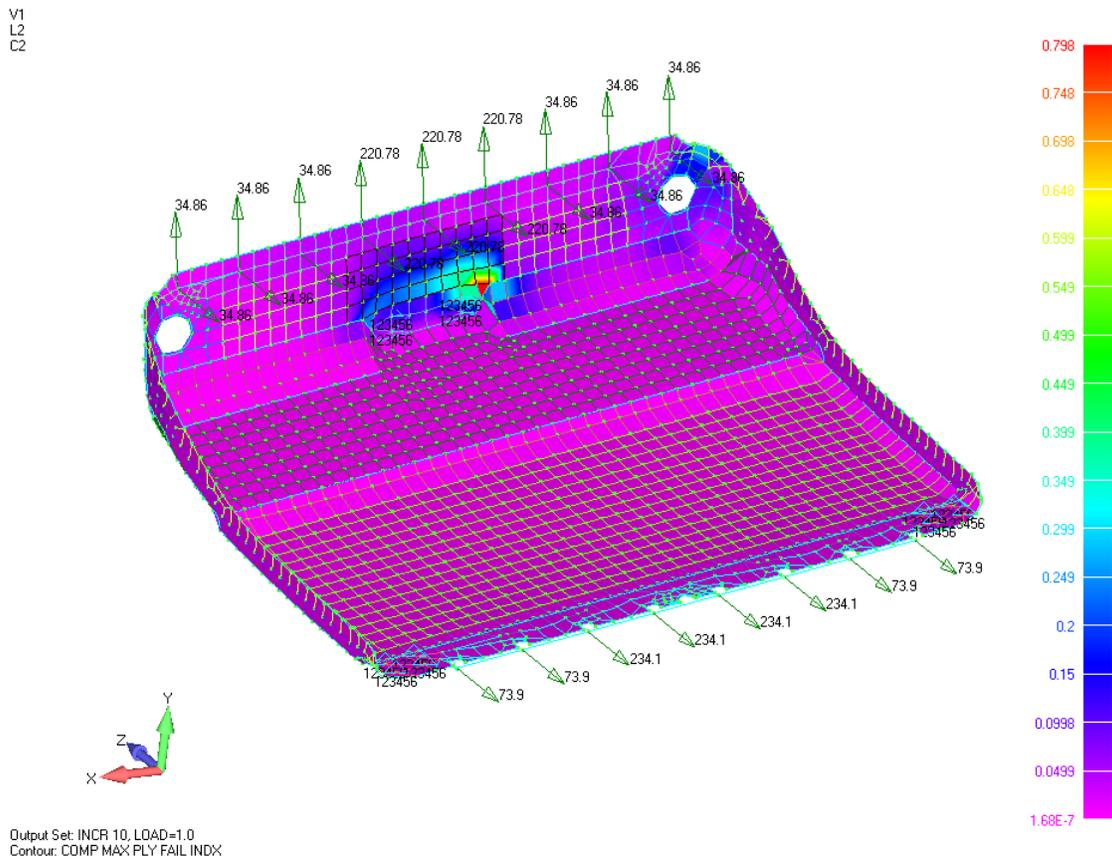


Fig. 64 Índice de falla por Tsai Hill de la guarda

La teoría de falla de Tsai-Hill se utiliza para predecir el fallo en los materiales compuestos (como panel de abeja). El índice de falla de Tsai-Hill se calcula por medio de la ecuación 4.4

$$FI = \frac{F_x^2}{X^2} + \frac{F_x * F_y}{X^2} + \frac{F_y^2}{Y^2} + \frac{F_{xy}^2}{T^2}$$

Ecuación (4.4)

Dónde:

$F_x$  = Tensión normal del panel de abeja en la dirección X.

$F_y$  = Tensión normal del panel de abeja en la dirección Y.

$F_{xy}$  = Esfuerzo de corte en el plano del panel de abeja.

X = Esfuerzo normal permisible del panel de abeja en la dirección X.

Y = Esfuerzo normal permisible del panel de abeja en la dirección Y.

T = Esfuerzo de corte admisible del panel de abeja

El margen de seguridad queda expresado por medio de la ecuación 4.5

$$M.S. = \frac{1}{MVF * \sqrt{FI}} - 1$$

Ecuación (4.5)

El MVF es un factor de variación material que a veces requieren algunos de los constructores de aeronaves. Para este caso, dicho factor se toma para la aeronave Airbus A350, con base en la tabla 19, la cual está basada en el documento CDE4006 [12].

A partir de dicha tabla no se requiere un factor extra, ya que en las fuerzas que se tomaron del documento elaborado por Santiago y Harris [5], ya tienen incorporado un margen de seguridad de 1.33 como lo marca el FAR) 25.561 [2]. Tomando esto en cuenta el margen de seguridad queda de la siguiente manera:

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{XXXX}} - 1$$

Por lo tanto, el índice de falla en la figura 64 por Tsai Hill es 0.798, lo que corresponde a un margen de la seguridad de 0.11, como se detalla a continuación.

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{0.798}} - 1 = 0.11$$

Calculando el margen de seguridad obtenemos el resultado de 0.11, la teoría del margen de seguridad por el método de Tsai Hill dice que el resultado debe ser positivo. El margen de seguridad 0.11 es marginal y se aceptó la guarda con este valor ya que la guarda al empacar el tobogán lleva un refuerzo de aluminio 6061-T651 por ambos lados, en la prueba dinámica de prototipos no tuvo deformación ni fractura en la zona donde se aloja el seguro superior de la guarda. Nota: Solamente se está exhibiendo el resultado del análisis de la fuerza máxima dinámica porque el software solo puede desplegar un sistema de fuerzas en un tiempo.

Para el caso del análisis para la fuerza máxima dinámica, el cual corresponde a un evento de aterrizaje de emergencia (caso de los valores más altos de fuerza), se propusieron laminados prototipo para evaluar el material y la rigidez de la parte. Se inició con la propuesta de un laminado constituido solo fibra de vidrio y resina fenólica, dicha secuencia de apilado exploratoria no arrojó un resultado satisfactorio como lo muestra la figura 65.



Fig. 65 Laminado prototipo de la guarda con fibra de vidrio y resina fenólica

Se realizaron otras combinaciones de laminados con los mismos materiales sin obtener los resultados deseados, tanto de reducción de peso, como en el cálculo de esfuerzos para soportar las fuerzas dinámicas. Esto obligó a buscar otras combinaciones con materiales que tuvieran propiedades más altas de resistencia en tensión, compresión y al corte.

La combinación de fibra de vidrio y Kevlar de tipo fenólico se acerca más a los valores deseados para soportar las fuerzas dinámicas, no obstante, el peso era elevado y no se redujo considerablemente. Una de las características del Kevlar es su higroscopia y para poder usarlo en el laminado de la guarda se debe considerar un margen en los cortes de 5 cm alejados del borde.

Se trabajó en diferentes laminados en distintas áreas de la guarda, donde se realizan mayores esfuerzos, buscando laminados apropiados y solo así, se logró alcanzar los resultados esperados para soportar las fuerzas dinámicas y reducir el peso significativamente.

## 5.2 EMPAQUE DE TOBOGAN

Esta sección presenta el análisis de la guarda basada en las fuerzas de empaque mostradas en la sección 3.5 del presente trabajo, el Índice para el caso de fuerza máxima de empaque de tobogán es el que se muestra en la figura 66.

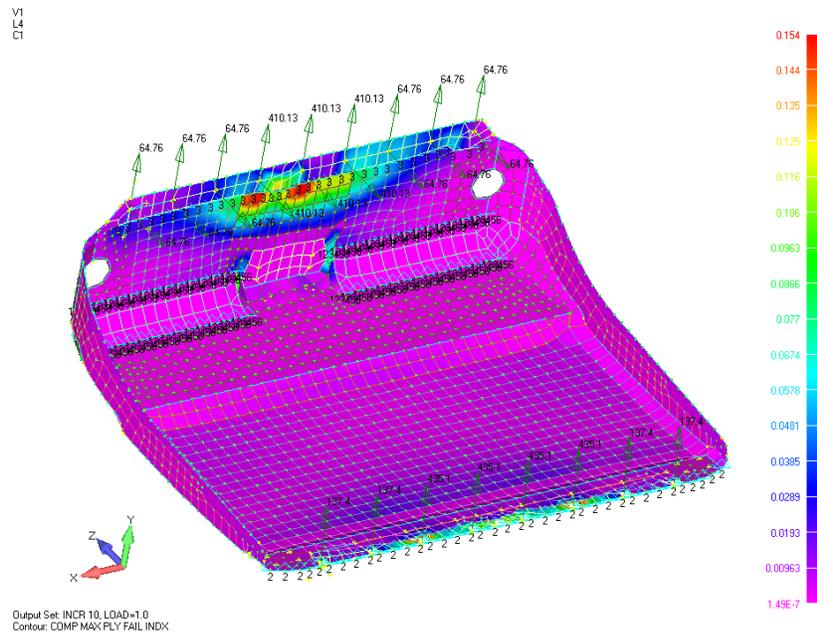


Fig. 66. Índice para el caso de fuerza máxima de empaque

El índice de falla por Tsai Hill es 0.083 por lo tanto que el margen de la seguridad calculado es de 1.5, tal como se detalle a continuación.

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{0.154}} - 1 = 1.5$$

## 5.3 COMPRESION

El caso de compresión es el que contiene la fuerza máxima estática puntual, (empaquetamiento de tobogán) para este caso se propusieron laminados prototipo para evaluar la rigidez del laminado considerando una carga de prueba en compresión por unidad de superficie de 2206kPa (320 lb/plg<sup>2</sup>), por lo tanto, cualquier área de la base de la guarda debe soportarla.

El primer laminado de la base de la guarda se realizó con el material Nomex panel de abeja para el núcleo, y cubiertas de 4 capas, constituidas de fibra de vidrio/fenólica preimpregnada. Esta zona soportó una carga de compresión de 3603.36kPa (522.7 lb/pulg<sup>2</sup>) como lo muestra la figura 67.

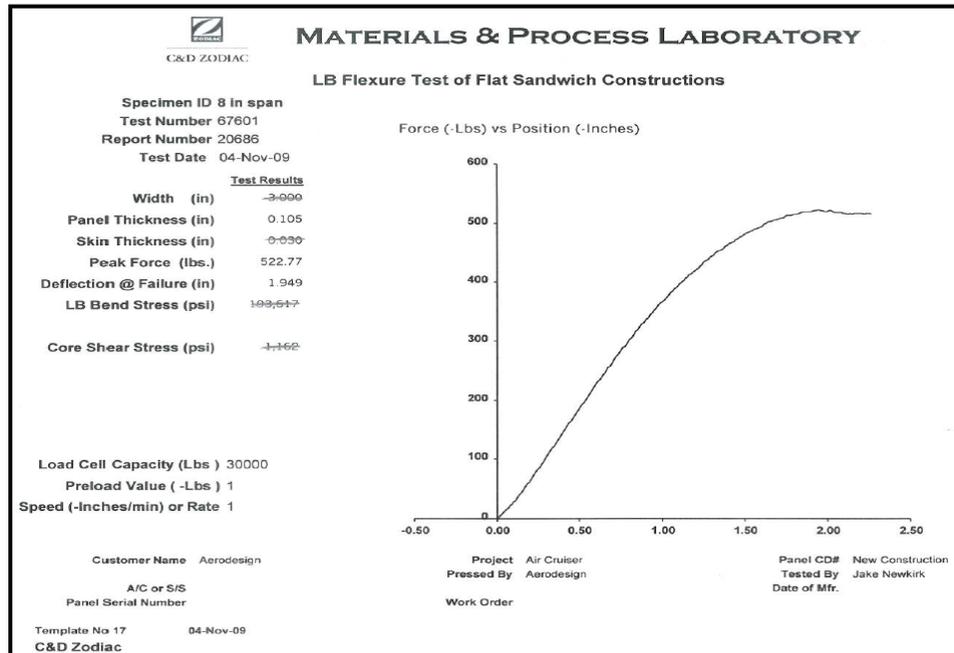


Fig. 67 Índices de carga máxima para laminado de la base de guarda

Como el resultado es más elevado que el requerimiento de carga (320 lb/pulg<sup>2</sup>), se propone un nuevo laminado prototipo, en el cual se eliminan dos capas arriba y abajo de fibra de vidrio/fenólica preimpregnada APF1180-7781. Con ello, este laminado prototipo soporta una fuerza por unidad de superficie de 320 lb/pulg<sup>2</sup> y se toma como la construcción ideal para la base de la guarda.

#### 5.4 FUERZAS DESPUES DE EMPAQUE

Esta sección presentará el análisis de la guarda basada en las fuerzas relajadas después de empaque presentadas en la sección 3.6 del presente trabajo. Las desviaciones máximas permitidas se muestran en la figura 68.

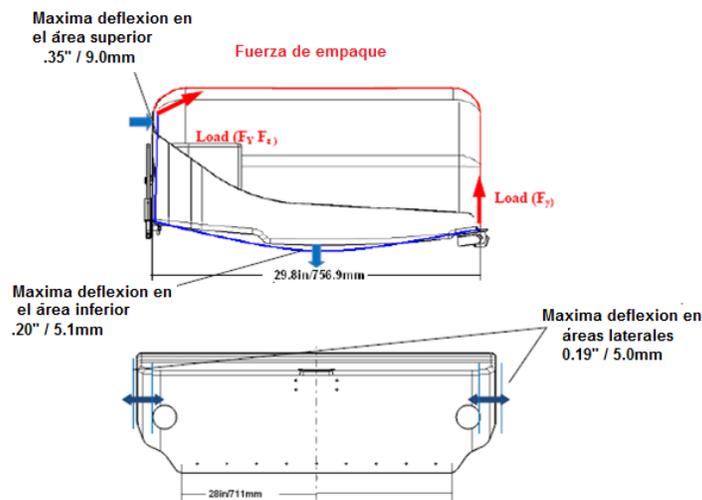


Fig. 68. Fuerzas después de empaque / requerimientos de deflexión

Se presenta el esfuerzo máximo en el caso de fuerzas después de empaque en el cual su valor es bajo y un margen de seguridad alto.

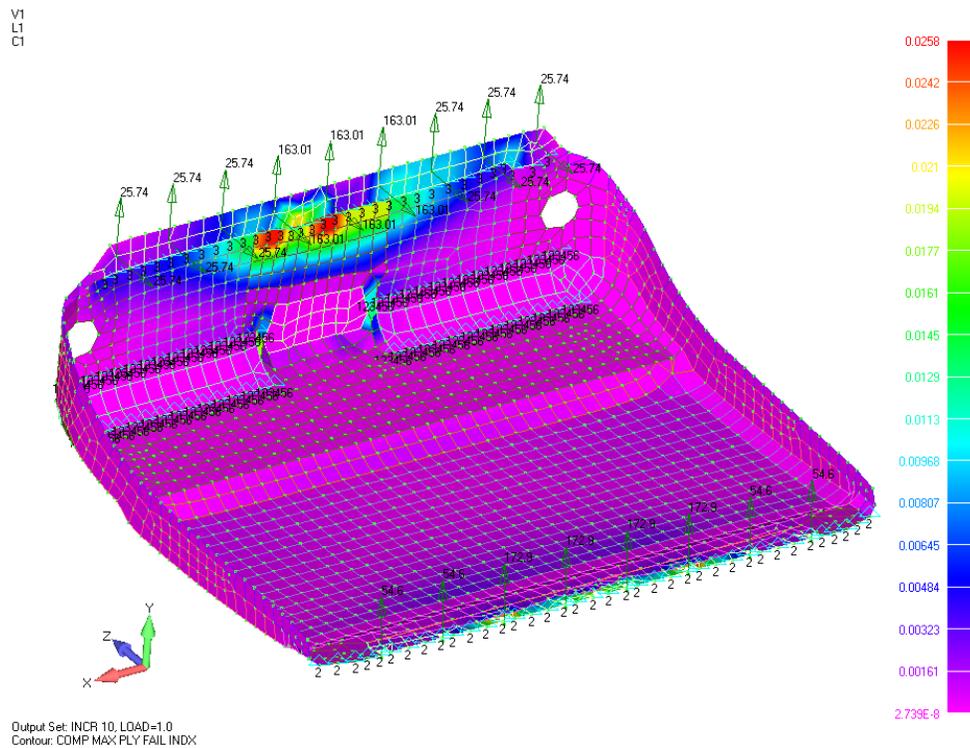


Fig. 69. Índice de fuerzas relajadas después de empaque

El índice de falla por Tsai Hill calculado es de 0.025 por lo tanto que el margen de la seguridad es de 5.32, esto sobrepasa el requerimiento de 1.33, por lo tanto se cumple la condición, tal como se demuestra a continuación.

$$M.S. = \frac{1}{\sqrt{0.025}} - 1 = 5.32$$

El cálculo de la deflexión en el eje X, para fuerzas después de empaque, arroja una deformación de 0.006" (0.15mm) que comparado con las deflexiones permitidas en la fig. 68 para el eje X, la cual corresponde a 5mm, entonces el resultado obtenido se encuentra dentro del requerimiento, como queda ilustrado en la figura 70.

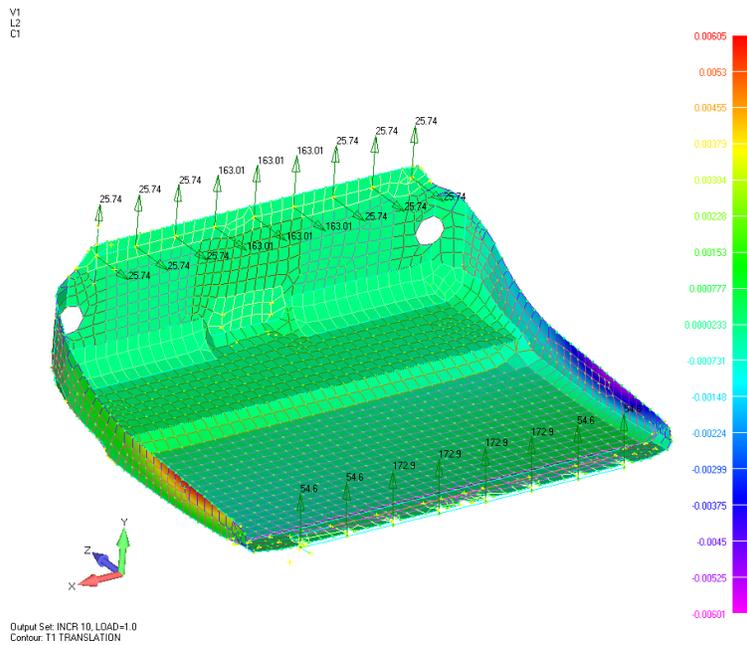


Fig. 70. Desplazamientos en el eje X, para fuerzas después de empaque.

En lo que corresponde a la deflexión en el eje Y, para las fuerzas después de empaque, el cálculo da como resultado un desplazamiento de 0.034” (0.86mm), el cual, al compararse con la deflexión permitida en la figura 68 para el eje Y (5.1mm), permite afirmar entonces que el resultado de cálculo se ubica dentro del requerimiento, tal como se presenta al imagen de la figura 71.

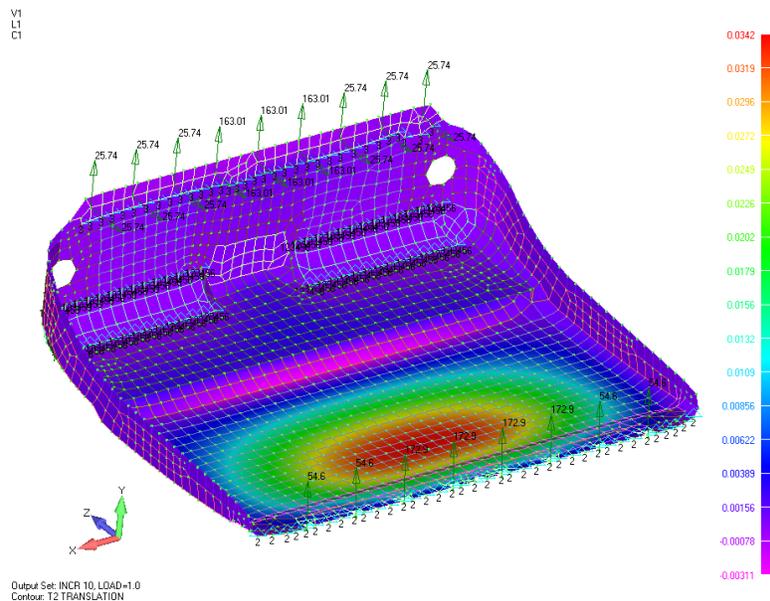


Fig. 71 Desplazamientos en el eje Y, para fuerzas después de empaque.

Para el análisis de la deflexión en el eje Z, de las fuerzas después de empaque, el cálculo arroja una deflexión de -0.037” (-1.1mm), este valor se encuentra comprendido dentro de la deflexión



## CONCLUSIONES

La descripción del proceso de desarrollo de la guarda, como objetivo principal de este trabajo, se ha realizado, tratando de ser lo más explícito aunque con limitaciones. La experiencia que ha dejado la participación en este proceso, se plasma en este trabajo con la finalidad de colaborar en el manejo de materiales compuestos en forma virtual y física.

Se tuvieron que analizar los requerimientos para la guarda, con el fin de traducirlos en términos mensurables y traducidos en términos de condiciones de carga con sus respectivos valores, así como los requerimientos de flamabilidad y toxicidad para un componente estructural que se encuentra en el interior de la cabina de pasajeros.

En el proceso de diseño y mediante la simulación del comportamiento estructural de la guarda se obtienen deformaciones aceptables a la acción de las fuerzas dinámicas con valor máximo, sin vulnerar el margen de seguridad requerido por el cliente, así como por la normatividad emitida por la FAA. El diseño conceptual de la guarda se valida con pruebas físicas no descritas en este trabajo las cuales sustentan el análisis virtual realizado.

Los resultados en lo referente a las distribuciones de fuerzas, indican las zonas más críticas en la guarda, son las zonas donde se empotran los seguros superiores e inferiores y donde se sitúa el mayor número de laminados en la guarda. El criterio de falla de Tsai-Hill empleado en este trabajo es un parámetro indicativo, el cual se calculó con la ayuda del software Femap-Nastran. Este cálculo permite validar que la guarda soporta los esfuerzos requeridos. La prueba de las fuerzas combinadas (dinámicas y de empaque) da como resultado un margen de seguridad, el cual fue suficiente para que el cliente aceptara el diseño de la guarda, debido a no tener deformaciones en el área superior.

Las pruebas de flamabilidad se realizaron en los laboratorios de Zodiac Aerospace, en el capítulo 4.1 se mencionan estas pruebas, se realizaron 3 pre-pruebas para validar los materiales a usar. En una pre-prueba se consideró fibra de carbono pero su alto costo y sus niveles de toxicidad en las pruebas de flamabilidad hicieron que se descartara. Finalmente se eligió al Kevlar como refuerzo estructural de la guarda obteniendo valores positivos en las pruebas de toxicidad. Estas pre-pruebas ayudaron a la selección de materiales, al mismo tiempo se construyen prototipos con las resinas seleccionadas, esto para que el equipo de manufactura conociera los materiales y sus propiedades. En el desarrollo de las partes prototipo se observó que las construcciones tenían en algunas zonas un alto número de laminados (22 capas) y que el proceso de laminado simple (laminado por bolsa de vacío) que ronda las 1.72 bar (25 lb/pulg<sup>2</sup>), no era suficiente para comprimir las aéreas de mayor número de laminados, se concluyó entonces que se debería compactar con la ayuda de un autoclave ya que la presión de este proceso puede alcanzar los 10.34 bar (150 lb/pulg<sup>2</sup>), lo que ayuda a conformar mejor la guarda,

La selección y uso de materiales compuestos como: resinas fenólicas y Kevlar con los 16 laminados diferentes encontrados en el desarrollo de la guarda, cumplen con los parámetros exigidos por el fabricante, así también se alcanza una reducción de peso al 50% con respecto a una guarda convencional construida en aluminio del avión Boeing 777.

## RECOMENDACIONES

Se sugiere; realizar la construcción de otras partes no estructurales del avión con estos materiales siguiendo el mismo desarrollo, de manera que se pueda hacer un análisis estadístico que permita inferir que este desarrollo pueda ser o no, un método a establecer. Adicional a esto, se propone como trabajo complementario a esta tesis, el cálculo virtual de durabilidad de la guarda para cinco años en condiciones normales de trabajo

---

**REFERENCIAS**

- [1] **Airbus reference**  
[www.airbus.comhttp://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a350xwbfamily/](http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a350xwbfamily/)
- [2] **FAR 25.561 Federal Aviation Regulations**, “factores de diseño para aviones Airbus producidos en serie”, FAA, USA 2010.
- [3] **Kenneth Lau**, “CDRD901-4 stress pack board analysis” Zodiac company, Publishing in Bolsa Ave, Huntington Beach, CA 92647, 2010, 1- 54
- [4] **Engineering document number 3510**, “Fire properties test plan”, Zodiac company, Publishing in Bolsa Ave, Huntington Beach, CA 92647, 2010, 1- 24.
- [5] **AG Santiago, Jhon Harris**, “Packboard A350XW loads EDN-3626 - Rev. D”, Aircrusers company, Publishing in New Jersey, 2009, 1- 29
- [6] **Universidad Nacional de la Plata**  
<http://www.aero.ing.unlp.edu.ar/catedras/descargas.php?cat=mat-comp>
- [7] **Construmatica**  
[http://www.construmatica.com/construpedia/Resina\\_Fen%C3%B3lica](http://www.construmatica.com/construpedia/Resina_Fen%C3%B3lica)
- [8] **Robert M. Jones**, “Mechanics of Composite Materials”, CRC Press, 2 sub edition, July 1998.
- [9] **Valery V. Vasiliev, Evgeny V. Morozov**, “Mechanics and Analysis of Composite Materials”, Elsevier Science, 1 edition, February 22 2001.
- [10] **Amateau M.F.**, “Composite Materials”, Engineering Science and Mechanics department, Pennsylvania State University, USA, 2003.
- [11] **Noran Engineering, Inc.** “NEiNastran and Modeler Tutorial”, 5555 Garden Grove Blvd, Suite 300 Westminster, CA 92683-1886 USA.
- [12] **Khai Nguyen**, “CDE4006 Material allowable and criteria for structural failure” Zodiac company, Publishing in Bolsa Ave, Huntington Beach, CA 92647, 1997, 1- 290.

APÉNDICE

[A1] Tabla 19. La fuerza de adhesión de los insertos en el panel con referencia en el documento CDR609-15-II de Zodiac Aerospace, dicho documento es un compendio de pruebas de varios laminados entre ellos el que aparece en el cálculo de los soportes superiores e inferiores.

 <small>5412 APOCAY DR. S.E. HUNTINGTON BEACH, CA 92649</small>	REPORT NO.	TYPE:	REV.	PAGE
	CDR609-15	MATERIAL	A	9.37
	CUSTOMER	TEST RESULTS	PRP. BY:	DATE
	AIR CANADA	APPLICATION:	SA	04/26/93
			CHKD BY:	DATE
			AV	05-18-93

**DATA REDUCTION  
INSERT TESTING  
PANEL CD172**

No. of Test Specimen	Failure Load (lb.)					
	Shear	Tension	Shear w/ Doubler (1 Side)	Tension w/ Doubler (1 Side)	Shear w/ Doubler (2 Sides)	Tension w/ Doubler (2 Sides)
1	380	240	1420	1050	2125	1900
2	403	245	1450	1150	2380	2000
3	420	266	1460	1150	2760	2115
4	422	270	1560	1175	2825	2125
5	433	282	1600	1180	2850	2140
6	440	283	1600	1200	2880	2150
7	442	289	1610	1225	2945	2200
8	443	293	1625	1230	3000	2215
9	447	296	1700	1250	3000	2300
10	450	300	1725	1275	3010	2325
11	453	308	1760	1300	3060	2450
12	463	320	1770	1425	3100	2510
Ave	433.00	282.67	1606.67	1217.50	2827.92	2202.50
SD	23.38	24.01	119.25	92.99	291.78	174.08
k	2.21	2.21	2.21	2.21	2.21	2.21
B-Value Load (LB)	381.33	229.62	1343.13	1011.99	2183.07	1817.79

[A2] Tabla 4. La fuerza de adhesión de los insertos en el panel con referencia en el documento EDN-3626 de Air Cruisers Zodiac Aerospace, el documento muestra un extracto de FAR 25.561 Donde se muestra las fuerzas de aterrizaje de emergencia

<u>Load</u>		<u>Fitting Factor</u>
9.0G	Forward	1.33
4.5G	Up	1.33
9.0G	Down	1.33
3.0G	Side	1.33
2.9G	Aft	1.33

[A3] Modelado de componentes constituidos de materiales compuestos usando el software FEMAP-NASTRAN

FEMAP-NASTRAN permite modelar materiales compuestos con elementos especializados llamados elementos en capas. Después de construir el modelo usando estos elementos, se puede realizar un análisis estructural, los elementos a considerar son; la superficie media del sólido o la superficie que envió Airbus, con ello se inició el mallado, utilizando una cuadrícula de 10mm x 10mm, evitando tener triángulos en la malla, lo que puede ocasionar una merma en la exactitud del análisis.

Se configura que método de resolución del problema y se cargan las fuerzas así como las restricciones, dependiendo los casos a analizar, se cargan las propiedades de los materiales ortotrópicos con los cuales se va a trabajar o constituyen la parte a analizar. Se especifica el criterio de falla que en este caso es Tsai-Hill.

A continuación se muestra un resumen obtenido de FEMAP – NASTRAN del último análisis con el cual se validó la guarda.

```

Material 1 - 3/16" 4.0# NOMEX CORE
  Type 2D ORTHOTROPIC Color 55 Layer 1 #Prop/Ply 8
  Density 0.0023148 Damping 0. Ref Temp 0.
  Tsai-Wu 0.
STIFFNESS E1 1. G12 1. Nu12 0.1
           E2 1. G1z 4500.
           G2z 4500.
STRENGTH Tension1 1. Compress1 1. Shear 0.
          Tension2 1. Compress2 1.
THERMAL Alpha11 0. K11 0. K12 0.
         Alpha22 0. K22 0. K13 0.
           K33 0. K23 0.
          Spec Heat 0.
OPTICAL Front Off Reverse Off
Material 2 - 7781 OUTER PLY SKIN
  Type 2D ORTHOTROPIC Color 55 Layer 1 #Prop/Ply 107
  Density 0.0611 Damping 0. Ref Temp 0.
  Tsai-Wu 0.
STIFFNESS E1 3500000. G12 1540000. Nu12 0.14
           E2 3500000. G1z 1540000.
           G2z 1540000.
STRENGTH Tension1 25000. Compress1 25000. Shear 10151.6
          Tension2 25000. Compress2 25000.
THERMAL Alpha11 0. K11 0. K12 0.
         Alpha22 0. K22 0. K13 0.
           K33 0. K23 0.
          Spec Heat 0.
OPTICAL Front Off Reverse Off
Material 3 - 1583 INNER PLY SKIN
  Type 2D ORTHOTROPIC Color 55 Layer 1 #Prop/Ply 17
  Density 0.0611 Damping 0. Ref Temp 0.

```

Tsai-Wu 0.  
 STIFFNESS E1 3500000. G12 1540000. Nu12 0.14  
 E2 3500000. G1z 1540000.  
 G2z 1540000.  
 STRENGTH Tension1 25000. Compress1 25000. Shear 9363.17  
 Tension2 25000. Compress2 25000.  
 THERMAL Alpha11 0. K11 0. K12 0.  
 Alpha22 0. K22 0. K13 0.  
 K33 0. K23 0.  
 Spec Heat 0.  
 OPTICAL Front Off Reverse Off  
**Material 4 - 6061-T651 Al Plate .25-2.**  
 Type ISOTROPIC Color 104 Layer 1 #Prop/Ply 2  
 Density 0.00025388 Damping 0. Ref Temp 70.  
 STIFFNESS E 9900000. G 0. Nu 0.33  
 STRENGTH Tension 35000. Compress 35000. Shear 27000.  
 THERMAL Alpha 0.00001265 K 0.0020602 SpecHeat 81.144  
 HtGen 0.  
 OPTICAL Front Off Reverse Off  
**Material 5 - KEVLAR INNER PLY SKIN**  
 Type 2D ORTHOTROPIC Color 104 Layer 1 #Prop/Ply 43  
 Density 0.0611 Damping 0. Ref Temp 0.  
 Tsai-Wu 0.  
 STIFFNESS E1 4100000. G12 1800000. Nu12 0.14  
 E2 4100000. G1z 1800000.  
 G2z 1800000.  
 STRENGTH Tension1 28000. Compress1 28000. Shear 14000.  
 Tension2 28000. Compress2 28000.  
 THERMAL Alpha11 0. K11 0. K12 0.  
 Alpha22 0. K22 0. K13 0.  
 K33 0. K23 0.  
 Spec Heat 0.  
 OPTICAL Front Off Reverse Off

Propiedades de los diferentes laminados

**Property 1 - BASE**

Type LAMINATE Color 84 Layer 1 Material 0 #Elem 546  
 Laminate Option As Specified  
 Failure Theory HILL Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp 0. Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0. Bottom Surf OFF 0.  
 Layup 1 - BASE  
 Ply 1 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.  
 Ply 2 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.  
 Ply 3 Material 1 Thickness 0.36 Angle 0.  
 Ply 4 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.  
 Ply 5 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.

**Property 2 - TOP & BASE**

Type LAMINATE Color 72 Layer 1 Material 0 #Elem 368  
 Laminate Option As Specified  
 Failure Theory HILL Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp 0. Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0. Bottom Surf OFF 0.  
 Layup 2 - TOP & BASE  
 Ply 1 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.  
 Ply 2 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.  
 Ply 3 Material 1 Thickness 0.18 Angle 0.  
 Ply 4 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.  
 Ply 5 Material 2 Thickness 0.009 Angle 0.

**Property 3 - REINFORCEMENT TOP & BASE**

Type LAMINATE Color 100 Layer 1 Material 0 #Elem 82  
 Laminate Option As Specified  
 Failure Theory HILL Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp 0. Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0. Bottom Surf OFF 0.

Layup 3 - REINFORCEMENT TOP & BASE

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 3	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 4	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 5	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 6	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 4 - TOP & CORNER**

Type LAMINATE           Color 120   Layer 1           Material 0           #Elem 90  
 Laminate Option       As Specified  
 Failure Theory   HILL           Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp       0.           Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0.           Bottom Surf OFF 0.

Layup 4 - TOP & CORNER

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 3	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 4	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 5	Material 1	Thickness 0.18	Angle 0.
Ply 6	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 7	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 8	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 5 - TOP**

Type LAMINATE           Color 63   Layer 1           Material 0           #Elem 42  
 Laminate Option       As Specified  
 Failure Theory   HILL           Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp       0.           Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0.           Bottom Surf OFF 0.

Layup 5 - TOP

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 3	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 4	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 5	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 6	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 7	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 8	Material 1	Thickness 0.18	Angle 0.
Ply 9	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 10	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 11	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 12	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 13	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 14	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 15	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 6 - SIDES**

Type LAMINATE           Color 39   Layer 1           Material 0           #Elem 72  
 Laminate Option       As Specified  
 Failure Theory   HILL           Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp       0.           Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0.           Bottom Surf OFF 0.

Layup 6 - SIDES

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 3	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 4	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 5	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 6	Material 1	Thickness 0.18	Angle 0.
Ply 7	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 8	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 9	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 10	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 7 - LOWER**

Type LAMINATE           Color 57   Layer 1           Material 0           #Elem 72  
 Laminate Option       As Specified  
 Failure Theory   HILL           Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp       0.           Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0.           Bottom Surf OFF 0.

Layup 7 - LOWER

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 3	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 4	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 5	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 6	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 7	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 8	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 9	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 10	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 11	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 12	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 13	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 14	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 15	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 16	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 17	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 8 - TOP & BRACKET SCAPE SLIDE**

Type LAMINATE            Color 29    Layer 1            Material 0            #Elem 84

Laminate Option    As Specified  
 Failure Theory    HILL            Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp        0.                Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0.            Bottom Surf OFF 0.

Layup 8 - TOP & BRACKET SCAPE SLIDE

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 3	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 4	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 5	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 6	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 7	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 8	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 9	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 10	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 11	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 12	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 13	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 14	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 15	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 16	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 17	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 18	Material 3	Thickness 0.016	Angle 0.
Ply 19	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 20	Material 4	Thickness 0.063	Angle 0.

**Property 9 - TOP & UPPER BRACKET**

Type LAMINATE            Color 49    Layer 1            Material 0            #Elem 20

Laminate Option    As Specified  
 Failure Theory    HILL            Bond Shear Allowable 0.  
 Ref Temp        0.                Damping Coef 0.  
 NS Mass/Area 0.            Bottom Surf OFF 0.

Layup 9 - TOP & UPPER BRACKET

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 3	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 4	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 5	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 6	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 7	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 8	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 9	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 10	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 11	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 12	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 13	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 14	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 15	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

---

Ply 16	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 17	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 18	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 19	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 20	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 21	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 22	Material 4	Thickness 0.125	Angle 0.

**Property 10 - REINFORCEMENT RING**

Type LAMINATE	Color 110	Layer 1	Material 0	#Elem 104
Laminate Option	As Specified			
Failure Theory	HILL	Bond Shear Allowable 0.		
Ref Temp	0.	Damping Coef 0.		
NS Mass/Area	0.	Bottom Surf OFF 0.		

Layup 10 - REINFORCEMENT RING

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 3	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 4	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 5	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 6	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 7	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 8	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

Ply 9	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 10	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 11 - REINFORCEMENT LOWER**

Type LAMINATE	Color 19	Layer 1	Material 0	#Elem 126
Laminate Option	As Specified			
Failure Theory	HILL	Bond Shear Allowable 0.		
Ref Temp	0.	Damping Coef 0.		
NS Mass/Area	0.	Bottom Surf OFF 0.		

Layup 11 - REINFORCEMENT LOWER

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 3	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 4	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 5	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 6	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 7	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 8	Material 1	Thickness 0.36	Angle 0.
Ply 9	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 10	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 11	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 12	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 13	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 14	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 15	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.

**Property 12 - CORNER T3**

Type LAMINATE	Color 47	Layer 1	Material 0	#Elem 62
Laminate Option	As Specified			
Failure Theory	HILL	Bond Shear Allowable 0.		
Ref Temp	0.	Damping Coef 0.		
NS Mass/Area	0.	Bottom Surf OFF 0.		

Layup 12 - CORNER T3

Ply 1	Material 2	Thickness 0.009	Angle 0.
Ply 2	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 3	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 4	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 5	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 6	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 7	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 8	Material 1	Thickness 0.18	Angle 0.
Ply 9	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 10	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 11	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 12	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 13	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.
Ply 14	Material 5	Thickness 0.008	Angle 0.

---

```

    Ply 15 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
Property 13 - TOP T2
Type LAMINATE           Color 110   Layer 1      Material 0      #Elem 64
Laminate Option        As Specified
Failure Theory HILL      Bond Shear Allowable 0.
Ref Temp 0.             Damping Coef 0.
NS Mass/Area 0.         Bottom Surf OFF 0.
Layup 13 - TOP T2

    Ply 1 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 2 Material 5      Thickness 0.008      Angle 0.
    Ply 3 Material 5      Thickness 0.008      Angle 0.
    Ply 4 Material 1      Thickness 0.18       Angle 0.
    Ply 5 Material 5      Thickness 0.008      Angle 0.
    Ply 6 Material 5      Thickness 0.008      Angle 0.
    Ply 7 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
Property 14 - LOWER & BRACKET
Type LAMINATE           Color 121   Layer 1      Material 0      #Elem 30
Laminate Option        As Specified
Failure Theory HILL      Bond Shear Allowable 0.
Ref Temp 0.             Damping Coef 0.
NS Mass/Area 0.         Bottom Surf OFF 0.
Layup 14 - LOWER & BRACKET
    Ply 1 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 2 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.

    Ply 3 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 4 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 5 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 6 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 7 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 8 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 9 Material 2      Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 10 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 11 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 12 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 13 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 14 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 15 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 16 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 17 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 18 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 19 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 20 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 21 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.
    Ply 22 Material 2     Thickness 0.009      Angle 0.

```