

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y
ELÉCTRICA
UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN**

“ANÁLISIS DE ESFUERZOS PARA EL DISEÑO PRELIMINAR DE UN REGISTRO DE INSPECCIÓN EN EL ALA DE LA AERONAVE STELA-M1 FABRICADA EN MATERIALES COMPUESTOS”

T E S I S
**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO PROFESIONAL DE INGENIERO
EN AERONÁUTICA**

PRESENTA

ALBERTO EDUARDO MORALES HERNÁNDEZ

DIRECTORES DE TESIS

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



MÉXICO D.F.

NOVIEMBRE 2008

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:
MORALES HERNÁNDEZ ALBERTO EDUARDO

**“ANÁLISIS DE ESFUERZOS PARA EL DISEÑO PRELIMINAR DE UN REGISTRO DE INSPECCIÓN
EN EL ALA DE LA AERONAVE STELA-M1 FABRICADA EN MATERIALES COMPUESTOS”**

	RELACIÓN DE FIGURAS
	RELACIÓN DE TABLAS
	NOMENCLATURA
	RESUMEN
	ABSTRACT
	INTRODUCCIÓN
CAPÍTULO I	MARCO TEÓRICO SOBRE MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS Y
	ESTADO DEL ARTE
CAPÍTULO II	MARCO TEÓRICO SOBRE LA DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS SOBRE EL
	ALA
CAPÍTULO III	METODOLOGÍA Y DESARROLLO DEL PROBLEMA
CAPÍTULO IV	ANÁLISIS DE RESULTADOS
	CONCLUSIONES
	RECOMENDACIONES
	REFERENCIAS
	APÉNDICE

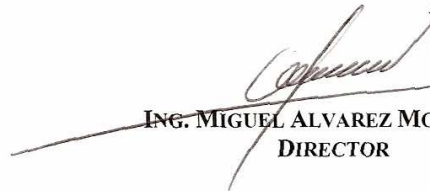
México, DF., a 31 de octubre de 2008.

A S E S O R E S


DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO


M. EN C. ERIK VARGAS ROJAS

Vo. Bo.


ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO
DIRECTOR



ÍNDICE

RELACIÓN DE FIGURAS	I
RELACIÓN DE TABLAS	VII
NOMENCLATURA	VIII
RESUMEN	X
ABSTRACT	XI
INTRODUCCIÓN	XII
 CAPÍTULO 1 MARCO TEÓRICO SOBRE MATERIALES	
COMPUESTOS LAMINADOS Y ESTADO DEL ARTE	1
1.1 FUNDAMENTOS DE MATERIALES COMPUESTOS	1
1.2 CONCEPTO DE LAMINADO	3
1.3 CONVENCIÓN PARA EL CÓDIGO DE LAMINADOS	6
1.4 RELACIONES ENTRE ESFUERZO Y DEFORMACIÓN EN UNA LÁMINA	7
1.5 ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LAMINADOS	14
1.6 FUERZAS Y MOMENTOS RESULTANTES EN LAMINADOS	19
1.7 ESTADO DEL ARTE SOBRE ANÁLISIS DE ESFUERZOS EN PANELES CONSTITUIDOS POR MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS	23
1.7.1 Reparación de paneles agrietados usados en aeronaves mediante la adhesión de parches constituidos de materiales compuestos	24
1.7.2 Análisis numérico del comportamiento de reparaciones mediante adhesión de parches en estructuras de uso aeronáutico	27
1.7.3 Procedimiento para la adhesión o reparación en bordes de laminados en elementos constituidos de materiales compuestos en el B-757-200	31
 CAPÍTULO 2 MARCO TEÓRICO SOBRE LA DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS SOBRE EL ALA	33
2.1 FACTOR DE CARGA	33
2.2 LIMITACIONES ESTRUCTURALES	35
2.3 DIAGRAMA DE MANIOBRA	36
2.4 DIAGRAMA BÁSICO DE RÁFAGA	38
2.5 DIAGRAMA COMPUESTO DE MANIOBRA-RÁFAGAS	43
2.6 CARGAS SOBRE EL ALA DE UNA AERONAVE	44
2.7 CÁLCULO DE LA DISTRIBUCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN EN UN ALA	46
2.8 FUNCIÓN DE LOS ELEMENTOS ESTRUCTURALES	49
2.9 ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LA CAJA DE TORSIÓN	51
2.10 PANELES DE ACCESO EN ALAS	59

CAPÍTULO 3 METODOLOGÍA Y DESARROLLO DEL PROBLEMA	60
3.1 DESCRIPCIÓN GENERAL DE LA AERONAVE DENOMINADA STELA-M1	60
3.2 DIAGRAMA DE MANIOBRA	64
3.3 MODELO GEOMÉTRICO DEL ALA DEL STELA-M1 Y UBICACIÓN DEL HERRAJE A INSPECCIONAR	67
3.3.1 Identificación de los elementos que componen la estructura del ala	67
3.3.2. Configuración de la unión entre ala y montante al fuselaje	74
3.3.3. Configuración de los registros existentes sobre el ala del Stela-M1	77
3.4 CÁLCULO DE LA DISTRIBUCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN EN LA SEMI-ALA DEL STELA-M1	80
3.5 CÁLCULO DE LA RESISTENCIA AL AVANCE EN EL PANEL DE LA SEMI-ALA DEL STELA-M1	97
3.6 ANÁLISIS DE LA CAJA DE TORSIÓN	98
3.7 MODELADO DEL PANEL DONDE SE SITUARÁ EL REGISTRO DE INSPECCIÓN	101
CÁPITULO 4 ANÁLISIS DE RESULTADOS	115
4.1 DEFINICIÓN DEL CRITERIO DE FALLA EN ANSYS	115
4.2 DISTRIBUCIONES DE ESFUERZO Y DEFORMACIÓN	117
4.3 ESFUERZOS EN CADA CAPA	119
4.4 DISTRIBUCIÓN DEL FACTOR DE SEGURIDAD POR TSAI-WU	124
CONCLUSIONES	127
RECOMENDACIONES	128
REFERENCIAS	129
APÉNDICE	131

RELACIÓN DE FIGURAS

Figura	Título	Página
Figura I.1	Aeronave Stela-M1.*	XII
Figura I.2	Unión del herraje principal que une la pieza montante hacia el fuselaje.**	XIII
Figura 1.1	Ejemplo de un laminado [3].	4
Figura 1.2	Ejemplo de una lámina unidireccional [3].	4
Figura 1.3	Ejemplo de láminas tipo tejido [3].	5
Figura 1.4	Ejemplo de una lámina tipo colchoneta [3].	5
Figura 1.5	Fibras orientadas en tres, cuatro y cinco direcciones distintas [2].	6
Figura 1.6	Sistema de coordenadas de referencia para una lámina [3].	8
Figura 1.7	Componentes de esfuerzo que actúan sobre un elemento diferencial de un laminado [4].	9
Figura 1.8	Sistema de coordenadas $l-t$ definido por el material [3].	10
Figura 1.9	Relaciones entre los esfuerzos y las deformaciones en una lámina [5].	11
Figura 1.10	Sistemas de coordenadas del material y arbitrario en una lámina [4].	13
Figura 1.11	Nomenclatura asignada a una placa para su análisis [2].	15
Figura 1.12	Amplificación que muestra el comportamiento de una placa al doblarse [2].	16
Figura 1.13	Vista aumentada de la placa al doblarse [2].	17
Figura 1.14	Ejemplo de distribución de deformación, rigidez y esfuerzo de un laminado [2].	19
Figura 1.15	Nomenclatura de las fuerzas por unidad de longitud presentes en una placa [2].	19
Figura 1.16	Nomenclatura de los momentos cortantes y flectores presentes en una placa [2].	20
Figura 1.17	Comportamiento de una lámina según el momento aplicado [2].	20
Figura 1.18	Convención para la numeración de las capas de un laminado [2].	21
Figura 1.19	Dimensiones de la primera capa sobre el panel de aluminio [6].	25
Figura 1.20	Reparación en el panel de aluminio sujeta a carga axial [6].	25

Figura 1.21	Modelado de la reparación para el análisis por elemento finito [6].	26
Figura 1.22	Distribución de esfuerzos sobre el panel sin reparar [6].	26
Figura 1.23	Reducción del esfuerzo máximo en la región cercana a la grieta [6].	27
Figura 1.24	Modelo geométrico de la mitad de la estructura a reparar [7].	28
Figura 1.25	Mallado del modelo, que incluye una malla refinada en la zona agrietada [7].	30
Figura 1.26	Reparación de delaminación en bordes de elementos laminados [8].	32
Figura 2.1	Descomposición de la fuerza de levantamiento en un viraje.	34
Figura 2.2	Diagrama de maniobra [9].	37
Figura 2.3	Zonas de falla estructural en el diagrama de maniobra [9].	39
Figura 2.4	Incremento del ángulo de ataque ante el encuentro con una ráfaga [5].	40
Figura 2.5	Forma típica de la gráfica de levantamiento de un perfil.	41
Figura 2.6	Diagrama de ráfaga [9].	42
Figura 2.7	Diagrama de ráfagas de 0 a 6100 m [9].	43
Figura 2.8	Diagrama compuesto de maniobra-ráfagas [9].	44
Figura 2.9	Distribución de presión típica en un perfil aerodinámico [10].	45
Figura 2.10	Fuerzas que actúan en el centro aerodinámico de un perfil [10].	45
Figura 2.11	Distribución de la sustentación total sobre el ala de una aeronave [10].	46
Figura 2.12	Distribución típica de levantamiento sobre la semi-envergadura de un ala [11].	47
Figura 2.13	Estructura típica de un ala.	50
Figura 2.14	Fuerzas a las que es sometida un ala de una aeronave en vuelo [10].	51
Figura 2.15	Ejemplo de una caja de torsión [10].	52
Figura 2.16	Diseño parcial de la caja de torsión [10].	52
Figura 2.17	Caja de torsión parte de un ala [10].	53
Figura 2.18	Caja de torsión bajo la aplicación de un momento [10].	54
Figura 2.19	Sección uni-celda idealizada con tres nodos [12].	54
Figura 2.20	Sección multi-celda idealizada [12].	56
Figura 2.21	Sección multi-celdas sometida a torsión pura [12].	57

Figura 2.22	Distribución del flujo de corte en la celda R en una sección de ala multi-celdas [12].	57
Figura 2.23	Sección de ala con N celdas en la condición de cortante [12].	58
Figura 2.24	Boceto de un registro de inspección en una sección de ala [12].	59
Figura 3.1	Stela-M1.*	60
Figura 3.2	Fuselaje del Stela-M1 tipo monocasco.**	61
Figura 3.3	Configuración de la estructura del ala del Stela-M1.**	62
Figura 3.4	Tablero de instrumentos del Stela-M1.**	62
Figura 3.5	Indicación visual de nivel de combustible para cada tanque del Stela-M1.**	63
Figura 3.6	Motor alternativo JABIRU 2200 montado en el Stela-M1.**	63
Figura 3.7	Diagrama de maniobra del Stela-M1.	65
Figura 3.8	Ubicación y dimensiones de las vigas que conforman la estructura del ala.	67
Figura 3.9	Ubicación de las costillas en la semiala del Stela-M1 (Vista en planta).	68
Figura 3.10	Modelo geométrico de la estructura de la semiala izquierda del Stela-M1.	69
Figura 3.11	Espacio para superficies hipersustentadoras, de control y tanques de combustible.	69
Figura 3.12	Materiales con los que se conforman los elementos de cada semiala del Stela-M1.	70
Figura 3.13	Secuencia de apilado de vigas y costillas en cada semiala del Stela-M1.	70
Figura 3.14	Secuencias de apilado del intrados en cada semiala del Stela-M1.	71
Figura 3.15	Laminado ortotrópicos con isotropía transversal.	72
Figura 3.16	Moldeo al vacío del intrados donde se observa la resina excedente.**	73
Figura 3.17	Unión entre montante, semiala y fuselaje del Stela-M1.**	74
Figura 3.18	Unión entre montante y la semiala del Stela-M1 [16].*	74
Figura 3.19	Detalles de las uniones montante-semiala y montante-fuselaje [16].*	75
Figura 3.20	Herraje a inspeccionar.	75
Figura 3.21	Dimensiones del herraje a inspeccionar.	76
Figura 3.22	Ubicación del herraje a inspeccionar en la semiala del Stela-M1.	76
Figura 3.23	Ubicación de los orificios necesarios para fijar el herraje en la viga principal V1.	77

Figura 3.24	Registro de inspección que da acceso al sistema de flaps.***	77
Figura 3.25	Molde de fabricación del intrados de la semiala izquierda.***	78
Figura 3.26	Dimensiones de los registros existentes.	79
Figura 3.27	Registros de inspección en el modelo geométrico de la semiala del Stela-M1.	80
Figura 3.28	Diagrama de flujo para el cálculo de la distribución del levantamiento.	81-82
Figura 3.29	Comportamiento de la viscosidad absoluta de algunos fluidos como función de la temperatura [15].	84
Figura 3.30	Curva de levantamiento del perfil NACA 4412.	86
Figura 3.31	Estaciones de la semi-ala de la aeronave Stela-1.	87
Figura 3.32	Primera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.	90
Figura 3.33	Segunda aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.	91
Figura 3.34	Tercera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.	92
Figura 3.35	Fuerza de levantamiento a lo largo de la semi-envergadura.	94
Figura 3.36	Aproximación polinomial del comportamiento de la fuerza de levantamiento a lo largo de la semi-envergadura.	95
Figura 3.37	Distribución de la fuerza de levantamiento sobre el ala del Stela-M1.	96
Figura 3.38	Sección transversal simplificada de la caja de torsión del Stela-M1.	98
Figura 3.39	Flujos de corte resultantes alrededor del perfil.	100
Figura 3.40	Panel donde estará situado el registro de inspección.	101
Figura 3.41	Panel a analizar.	101
Figura 3.42	Simplificación del panel debido a la condición simétrica.	102
Figura 3.43	Capas que constituyen el panel.	102
Figura 3.44	Bloques en los que se dividen las laminas del panel.	103
Figura 3.45	Modelo geométrico del panel.	103
Figura 3.46	Definición del material epoxi-carbono.	104
Figura 3.47	Definición del material vidrio-carbono.	105
Figura 3.48	Definición del material espuma (foam).	105
Figura 3.49	Configuración del elemento SOLID46 [17].	106
Figura 3.50	Configuración del elemento SOLID45 [17].	108
Figura 3.51	Panel mallado.	109

Figura 3.52	Esquema explicativo de sujeción del panel para el análisis por elemento finito.	110
Figura 3.53	Apoyo en la unión con la viga secundaria V2.	110
Figura 3.54	Apoyo en la unión con la costilla C4.	111
Figura 3.55	Apoyo en la unión con la viga principal V1.	111
Figura 3.56	Apoyo en el plano de simetría del panel.	112
Figura 3.57	Modelado de la fuerza de levantamiento sobre el panel.	113
Figura 3.58	Modelado de la fuerza de resistencia al avance sobre el panel.	113
Figura 3.59	Modelado del flujo de corte sobre el panel.	114
Figura 4.1	Distribución de la intensidad de esfuerzo normal en el panel.	117
Figura 4.2	Distribución de la intensidad de esfuerzo normal en la discontinuidad que forma la espuma.	117
Figura 4.3	Distribución de la componente de la deformación total sobre el panel en la dirección z.	118
Figura 4.4	Patrón de deflexión del panel.	119
Figura 4.5	Aplicación del comando LAYLIST en el laminado superior.	120
Figura 4.6	Aplicación del comando LAYLIST en el laminado inferior.	120
Figura 4.7	Error al aplicar el comando LAYLIST en un elemento no laminado.	120
Figura 4.8	Aplicación del comando LAYPLOT en el laminado superior.	121
Figura 4.9	Aplicación del comando LAYPLOT en el laminado inferior.	121
Figura 4.10	Designación del elemento característico de cada capa.	122
Figura 4.11	Especificación para la impresión de la distribución del factor de seguridad.	124
Figura 4.12	Distribución del factor de seguridad sobre el panel.	125
Figura 4.13	Distribución del factor de seguridad sobre la discontinuidad de la espuma.	125
Figura A.1	Modelo en el que una capa solo esta presente en una región del mismo [3].	136
Figura A.2	Subrutina típica para especificar un criterio de falla determinado [17].	138
Figura A.3	Secuencia de comandos FC para especificar un criterio de falla [3].	138
Figura A.4	Ejemplo de visualización de un componente usando el comando /ESHAPE.	140

Figura A.5	Ejemplo de las propiedades enlistadas de un cierto número de capas.	141
Figura A.6	Ejemplo de una secuencia de apilado usando el comando LAYPLOT.	141
Figura A.7	Constancia de participación en la XXXIV Semana de Ingeniería en Metalurgia y Materiales organizada por la ESIQIE del IPN, Octubre de 2008.	142
Figura A.8	Constancia de participación en el encuentro PIFI organizado por la ESIME Ticomán del IPN, Agosto de 2007.	143
Figura A.9	Constancia de la elaboración del instructivo para modelar componentes constituidos de materiales compuestos, Enero de 2008.	144

* Imágenes proporcionadas por Aeromarmi S.A. de C.V.

** Imágenes tomadas en una visita de trabajo a las instalaciones de Aeromarmi S.A. de C.V. en febrero de 2007, cedidas por el M. en C. Erik Vargas Rojas.

*** Imágenes tomadas durante la investigación de campo para este trabajo en mayo de 2007, propiedad de Alberto Eduardo Morales Hernández.

RELACIÓN DE TABLAS

Tabla	Título	Página
Tabla 1.1	Evaluación de algunos materiales sobre su utilidad en aplicaciones ingenieriles [2].	2
Tabla 1.2	Propiedades mecánicas del parche de compuesto B-Ep usado en la reparación.	29
Tabla 1.3	Aspectos relevantes del estado del arte para el análisis de esfuerzos en el Stela-M1.	32
Tabla 3.1	Velocidades características del Stela-M1 [13].	64
Tabla 3.2	Velocidades de pérdida del Stela-M1 [13].	64
Tabla 3.3	Propiedades mecánicas estimadas de los materiales empleados en el Stela-M1 [3], [14].	72
Tabla 3.4	Datos necesarios para el cálculo del número de Reynolds.	83
Tabla 3.5	Cálculo de la densidad a la altura de crucero.	84
Tabla 3.6	Características geométricas necesarias para el cálculo de distribución de sustentación.	85
Tabla 3.7	Cálculo de C_{lb} en la semiala del Stela-1.	88
Tabla 3.8	Cálculo de C_{la} en la semi-ala del Stela-1.	89
Tabla 3.9	Primera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.	89
Tabla 3.10	Segunda aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.	91
Tabla 3.11	Tercera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.	92
Tabla 3.12	Cálculo de la fuerza de levantamiento por unidad de envergadura en la condición de diseño.	93
Tabla 3.13	Áreas delimitadas por los nodos en la sección simplificada.	98
Tabla 3.14	Propiedades del elemento SOLID46 [17].	107
Tabla A1	Datos para el cálculo de la distribución básica de levantamiento a lo largo de la envergadura [11].	131
Tabla A2	Datos para el cálculo de la distribución adicional de levantamiento a lo largo de la envergadura [11].	133

NOMENCLATURA

Símbolo	Descripción
$\bar{A}$	alargamiento del ala
A	área
b	envergadura del ala
c	cuerda geométrica del ala
C	centroide
CA	centro aerodinámico del perfil
CP	centro de presiones del perfil
C_l	coeficiente de levantamiento local
C_{la}	coeficiente de levantamiento adicional
C_{lb}	coeficiente de levantamiento básico
C_L	coeficiente de levantamiento
C_{LALA}	coeficiente de levantamiento del ala
D	fuerza de resistencia al avance
E	módulo de elasticidad
ϵ	torcimiento geométrico del ala
F	factor de transición de velocidad de ráfaga
FAR	Federal Aviation Regulations
G	módulo al cortante
JAR	Joint Aviation Requirements
l	dirección longitudinal de las fibras
L	fuerza de levantamiento
L_a	fuerza de levantamiento adicional
L_b	fuerza de levantamiento básica
L_x	momento flector por efecto de L
L_z	componente del levantamiento en la dirección z
M	momento flector
M_o	momento de cabeceo
n	factor de carga
N	fuerza por unidad de longitud
q	flujo de corte
$[Q]$	matriz de rigidez de la lámina
$[\bar{Q}]$	matriz de rigidez del laminado
Re	número de Reynolds
S	superficie alar

$[S]$	matriz de flexibilidad de la lámina
$[\bar{S}]$	matriz de flexibilidad del laminado
t	dirección transversal a la fibras
$[T]$	matriz de transformación
u	desplazamiento en la dirección x
U	velocidad de ráfaga
v	desplazamiento en la dirección y
V	velocidad
V_A	velocidad de maniobra
V_B	velocidad de ráfaga de intensidad máxima
V_C	velocidad crucero
V_D	velocidad de picada
V_m	velocidad de pérdida en maniobra
V_s	velocidad de pérdida en vuelo rectilíneo
w	desplazamiento en la dirección z
W	peso
x, y, z	sistema de coordenadas cartesiano

Símbolos griegos

α	ángulo de ataque
α_0	pendiente de la curva de levantamiento del perfil
ΔC_L	incremento en el coeficiente de levantamiento
ΔL	variación del levantamiento con respecto al peso
$\Delta \alpha$	incremento en el ángulo de ataque
ε	deformación lineal
φ	ángulo de inclinación lateral en un viraje
γ	deformación angular
λ	conicidad del ala
σ	esfuerzo normal
ρ_0	densidad de referencia
τ	esfuerzo cortante
ν	relación de Poisson

RESUMEN

En esta tesis se realizó el análisis de esfuerzos a los que está sometida la sección del ala de la aeronave Stela-M1 donde se pretende construir un registro de inspección. Con dicho análisis se comienza la labor de diseño preliminar de un panel de acceso, o también llamado registro de inspección en el ala, que permita acceder fácilmente al herraje principal, para poder aplicar los procedimientos de inspección y mantenimiento pertinentes. Este trabajo forma parte del **convenio vinculado IPN-ESIME Ticomán y la empresa fabricante de aeronaves ligeras Aeromarmi S.A. de C.V.**

El análisis comienza con la descripción detallada de la aeronave Stela-M1, con especial énfasis en el ala y en la sección donde se encuentra el herraje a inspeccionar. Se construye el diagrama $V-n$ de maniobra para ubicar la condición de diseño para el registro de inspección. También se describe la configuración de la unión montante-ala y la configuración de los registros de inspección existentes en el ala. A lo largo de la descripción se va construyendo un modelo geométrico del ala. Posteriormente se realiza el cálculo de la distribución de sustentación y resistencia al avance usando el método de Anderson y el del flujo de corte de la caja de torsión que contempla la sección donde se encuentra el herraje a inspeccionar. Finalmente, se desarrolla una simulación estructural del comportamiento del panel donde se construirá el registro de inspección haciendo uso del software ANSYS, especificando las cargas a las que está sometido por efectos de la fuerza de levantamiento, la fuerza de resistencia al avance y por el flujo de corte alrededor de las costillas.

Del análisis se obtuvieron las distribuciones de esfuerzo y deformación sobre el panel, indicando las zonas estructurales críticas, especificando los esfuerzos a los que está sometida cada capa del laminado mediante un nodo característico de cada una de las mismas. Adicionalmente, se obtuvo la distribución del factor de seguridad en el panel para la teoría de falla Tsai-Wu (específica para materiales compuestos), parámetro indicativo de la resistencia en todas las zonas del panel.

Los resultados mostraron que, aun en las zonas más críticas, el panel no sufrirá falla estructural debido a que la zona donde se presenta el menor factor de seguridad podría soportar esfuerzos de mayor magnitud (85.8%) a los que soporta en la condición de diseño. Usando de referencia las magnitudes de los esfuerzos en cada capa del laminado y los factores de seguridad en el panel calculados en este trabajo, se puede iniciar con la labor de diseño del registro de inspección, en donde se proponga la reparación más adecuada para no alterar el comportamiento estructural de la sección donde se va a situar el panel de acceso.

ABSTRACT

In this dissertation is presented a stress analysis on a specific wing section where an inspection panel is intended to design for the Stela-M1 aircraft. This analysis represents the beginning of the basic engineering work required for preliminary design of the access panel on the wing, also called inspection panel, which will allow easy access to the main interface wing-strut fitting, in order to apply the pertinent inspection and maintenance procedures. This work is part of a **joint research project between IPN-ESIME Ticomán and the manufacturer of light aircrafts Aeromarmi S.A. de C.V.**

The analysis begins with a detailed description of the Stela-M1 aircraft; especially emphasis is taken in the wing and the section where the interface fitting is located. Maneuver V-n diagram (speed-load factor) is obtained in order to identify the design condition for the inspection panel. Also is described the wing-strut interface fitting configuration and the actual access panels present on the wing. Together with field research, a numeric geometrical model was obtained; following with an analytical-numerical calculus of the wing lift and drag distributions using Anderson method. Then, the shear flows on the specific wing web was calculated. Finally a numerical finite element model of the wing web was used to simulate structural mechanical behavior using ANSYS software, considering calculated lift and drag loads and shear flow loads between ribs.

From analytical and numerical simulation analyses, the stress and strain distributions on the wing web were obtained, and identified the critical structural zones, specifying stress on each laminate layer, using a characteristic node on each one. Additionally the web distribution of the stress factor (safety factor) was obtained for the Tsai-Wu composite failure criterion, which is an indicative parameter of the web strength.

Results show that structural failure does not occur even in most critical zones, because the stress factor indicates the capacity of the web to withstand 85.8% additional loading to the design condition. Using the stress magnitudes in each laminate layer and the safety factors obtained in this work as a reference, the register design phase can begin, where an adequate concept is going to be proposed, having in mind not to alter the structural behaviour of the web where the access panel must be located.

INTRODUCCIÓN

Esta investigación forma parte del convenio tecnológico que existe entre el Instituto Politécnico Nacional, específicamente con la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Profesional Ticomán a través del Departamento de Ingeniería Aeronáutica y la empresa mexicana fabricante de aeronaves de uso general Aeromarmi S.A. de C.V. Dicho convenio tiene por objetivo llevar a cabo diversos proyectos relacionados con el diseño, construcción y mantenimiento de aeronaves, mediante el uso de la más avanzada tecnología en materiales compuestos.

La empresa Aeromarmi S.A. de C.V. fabrica la aeronave denominada Stela-M1, que se define como un monoplano biplaza de ala alta empotrada al fuselaje y tren de aterrizaje triciclo. El fuselaje está constituido en su totalidad de fibra de carbono, y es monocasco desde el cortafuego en el frente, hasta el fin del plano horizontal en la parte trasera. Las partes fijas del estabilizador vertical y horizontal forman parte del fuselaje. El ala está fabricada, principalmente, de materiales compuestos constituidos de resina epóxica, fibra de carbono y fibra de vidrio, con una configuración estructural típica de dos vigas: la principal, en la que se empotra el herraje de unión hacia el fuselaje, y la secundaria, en la que se sujetan las superficies sustentadoras y de control (flaps y alerones). El Stela-M1 se muestra en la figura I.1:



Figura I.1 Aeronave Stela-M1.

De acuerdo con sus manuales de fabricación, esta aeronave esta constituida aproximadamente en un 95% por materiales compuestos de matriz polimérica (toda, excepto la planta motriz, las piezas que conforman el tren de aterrizaje y los elementos mecánicos de unión. **Debido a la configuración del diseño original, no se tiene acceso al herraje colocado en la viga principal del ala, el cual une la pieza montante hacia el fuselaje y el ala, lo que resulta en la imposibilidad de inspección, ajuste o reemplazo de algún componente de esta unión crítica.** La unión se muestra en la figura I.2:



Figura I.2: Unión del herraje principal que une la pieza montante hacia el fuselaje.

Además, el herraje principal está fabricado de acero inoxidable 304, el cual al estar en contacto con un material conductor como lo es el material compuesto con el cual está constituida la aeronave, podría estar expuesto a celdas galvánicas que pudieran provocar corrosión. Por lo explicado anteriormente, resulta necesario modificar la configuración original para poder acceder fácilmente a dicha zona para realizar inspecciones regulares, sin que esta modificación altere la integridad de la aeronave. Esta zona es una parte crítica de la aeronave, ya que la falla de la unión ala - montante hacia el fuselaje podría causar un accidente y en el peor de los casos la pérdida de vidas humanas.

Para poder modificar la configuración de la aeronave es necesario conocer el comportamiento de la sección de estudio (donde se va a efectuar la modificación) bajo los efectos provocados por las condiciones de operación de la aeronave. **El objetivo de este trabajo es realizar el análisis de esfuerzos a los que está sometida la sección del ala de la aeronave donde se pretende construir un registro de inspección.** Con dicho análisis se comienza la labor de diseño preliminar de un panel de acceso, o también llamado registro de inspección en el ala, que permita acceder fácilmente al herraje principal para poder aplicar los procedimientos de inspección y mantenimiento pertinentes.

Una vez concluido el análisis de esfuerzos, se espera que un trabajo de investigación complementario a éste se ocupe de definir la reparación estructural más adecuada para finalizar la labor de diseño de detalle del registro de inspección. Posteriormente, teniendo el diseño de detalle del registro, se espera que se realice la modificación a las aeronaves actualmente fabricadas por la empresa Aeromarmi S.A. de C.V. a través de un boletín de servicio en sus instalaciones.

Para esto, se propone una metodología de diseño para fabricar paneles de acceso en elementos constituidos por materiales compuestos de fibras y resina epóxica, mediante la adaptación de las ya existentes para diseño de registros en materiales convencionales. La metodología a desarrollar se limita a ser aplicada a aeronaves que ya fueron fabricadas, y será adaptada por la empresa por medio de un boletín de servicio post-fabricación.

Este trabajo se fundamenta en la necesidad de desarrollar líneas de investigación sobre materiales compuestos en el país, ya que en México se tiene poco conocimiento sobre el comportamiento mecánico de los materiales compuestos poliméricos, hecho que contrasta con la tendencia mundial de los últimos años, que indica el aumento de las aplicaciones de los materiales compuestos en diversas áreas (Aeronáutica, Aeroespacial, Naval, etc.) [1]. Además se busca resaltar la importancia del diseño y rediseño de partes de aeronaves fabricadas en materiales compuestos, para ampliar las fuentes de información y la difusión del tema.

Este trabajo se encuentra dividido en cuatro capítulos de la siguiente forma:

En el capítulo 1 se desarrolla el marco teórico sobre los materiales compuestos, con especial énfasis en los compuestos laminados y su comportamiento estructural. Adicionalmente se describen algunas investigaciones experimentales y de simulación sobre diseño de paneles constituidos por compuestos laminados.

En el capítulo 2 se presenta el marco teórico sobre el cálculo de las cargas sobre el ala de una aeronave. Se describe el cálculo del flujo de corte alrededor de las costillas mediante la aplicación del concepto de caja de torsión. Finalmente, se describe el procedimiento general para construir paneles de acceso en aeronaves, puntualizando su aplicación en alas.

En el capítulo 3 se describe detalladamente a la aeronave Stela-M1, poniendo énfasis en la configuración estructural del ala y su unión con el fuselaje. Se desarrolló un modelo geométrico del panel donde se construirá el registro de inspección haciendo uso del software ANSYS, especificando las cargas a las que está sometido por efectos de las distintas fuerzas que actúan sobre él.

En el capítulo 4 se presentan los resultados de la simulación estructural, específicamente los esfuerzos a los que está sometida cada capa del laminado y la distribución del factor de seguridad aplicando el criterio de falla Tsai-Wu sobre el panel donde se ubicará el registro de inspección, para poder definir la reparación estructural adecuada para afectar en lo menos posible el comportamiento estructural del ala antes de ser modificada por el registro de inspección.

Finalmente se presentan las conclusiones obtenidas en la realización de este trabajo y se proponen recomendaciones para las investigaciones complementarias.

CAPÍTULO 1

MARCO TEÓRICO SOBRE MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS Y ESTADO DEL ARTE

En este capítulo se hace una descripción acerca de qué son los materiales compuestos y la manera en que 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, así como simulaciones del comportamiento de reparaciones de materiales compuestos sobre estructuras de uso aeronáutico aplicando el método de elemento finito. Adicionalmente se describe una reparación estructural hecha actualmente en México sobre partes constituidas de materiales compuestos laminados en aeronaves.

1.1 Fundamentos de materiales compuestos

Un material compuesto puede ser definido como aquel que está constituido por al menos dos materiales que pueden ser distinguidos físicamente y/o visualmente, en donde uno de ellos es un refuerzo y otro es la matriz. Haciendo uso de esta definición, cualquier material que contenga dos fases puede ser considerado como un material compuesto. Los materiales compuestos usados en ingeniería deben ser definidos de forma estricta, esto con el fin de enfatizar su importancia y utilidad que actualmente tienen o que pueden tener en aplicaciones en diversas ramas de la ingeniería. Un material compuesto de uso ingenieril debe satisfacer los siguientes criterios [2]:

1. Contiene dos o más materiales diferentes en su constitución.
2. Deben ser fabricados de una manera en la cual se permita controlar la forma, la distribución y la cantidad de cada uno de sus materiales constituyentes.
3. Deben tener un comportamiento único, útil y superior al que se hubiese podido predecir haciendo uso de las propiedades, cantidades y arreglos de sus materiales constituyentes y de la mecánica de materiales.

La tabla 1.1 muestra un ejemplo de algunos materiales evaluados sobre su utilidad en aplicaciones ingenieriles:

Tabla 1.1 Evaluación de algunos materiales sobre su utilidad en aplicaciones ingenieriles [2].

Material	Dos constituyentes	Control en el proceso de fabricación	Predicción del comportamiento	Útil para ingeniería
Fibra de vidrio/carbono/resina epóxica	SI	SI (en la mayoría de los casos)	SI (en la mayoría de los casos)	SI
Hierro fundido	SI	SI	NO	SI
Acero/polipropileno	SI	SI	SI	SI
Ladrillo de adobe	SI	SI	SI	SI (en ciertas aplicaciones)
Madera	SI	NO	NO	SI (en ciertas aplicaciones)
Hueso	SI	NO	NO	SI (en escasas aplicaciones)

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 compuesta, con respecto a la magnitud y dirección de las cargas 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.

De forma general, los materiales constituyentes dentro de un compuesto se pueden clasificar en dos grandes rubros: **refuerzo y matriz**:

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 cargas y contribuyen significativamente con la rigidez en un compuesto polimérico. Las fibras pueden ser continuas o discontinuas.

La matriz es la fase continua 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 cargas de fibra en fibra o de partícula en partícula, y proteger el refuerzo del fenómeno conocido como abrasión mecánica. Las propiedades de la matriz dependen en gran medida del tipo de la misma. A continuación se enumeran los tipos de matriz más utilizados:

1. Polimérica.- Este tipo de matriz contribuye de forma mínima a la resistencia y a la rigidez del compuesto. Son usadas principalmente para mantener los refuerzos fijos.
2. Metálica.- Este tipo de matriz contribuye significativamente (pero no predominantemente) a la resistencia y a la rigidez del compuesto, además de proveerle resistencia a altas temperaturas. Son usadas en aplicaciones en las que se requiere conductividad eléctrica o térmica. La temperatura de fundición de la matriz incrementa el costo del proceso de fabricación, aparte de que algunas matrices metálicas tienden a reaccionar químicamente con fibras de uso común, pudiéndose presentar fenómenos como corrosión u oxidación.
3. Cerámica.- Este tipo de matriz contribuye, de manera dominante, a la resistencia y a la rigidez del compuesto. La función del refuerzo en las matrices cerámicas es incrementar la dureza del cerámico. El incorporar fibras a una matriz cerámica es, generalmente, más difícil que en una matriz metálica, debido a su alta temperatura de fundición.

1.2 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 la dirección de su espesor. Por tanto, en estructuras de material compuesto, la lámina constituye la unidad básica del laminado. La figura 1.1 muestra un laminado:

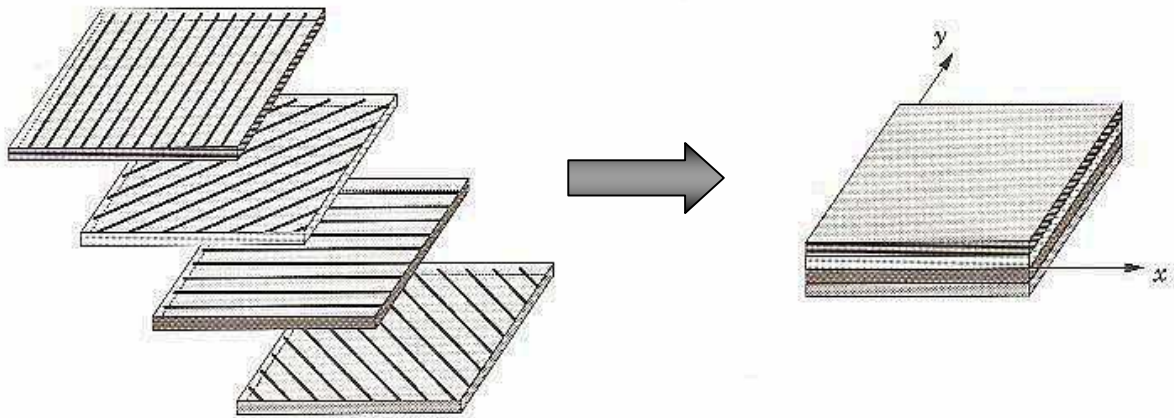


Figura 1.1 Ejemplo de un laminado [3].

Los tres tipos de láminas más frecuentemente empleadas son:

1. Lámina unidireccional, donde todas las fibras están orientadas en una única 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. En la figura 1.2 se muestra un ejemplo de una lámina unidireccional:

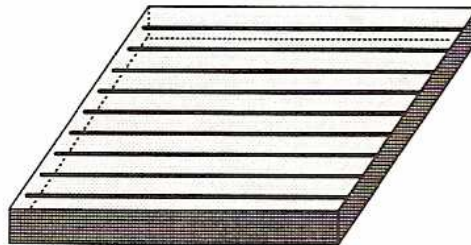


Figura 1.2 Ejemplo de una lámina unidireccional [3].

2. Lámina tipo tejido, donde todas las fibras están orientadas en dos direcciones perpendiculares entre sí. Las fibras longitudinales están entrelazadas con las fibras transversales. La mitad de las fibras pueden estar orientadas en cada dirección, formando un tejido equilibrado, o puede haber más fibras en una dirección que en la otra, formando un tejido no equilibrado. En la figura 1.3 se muestra un ejemplo de una lámina tipo tejido:

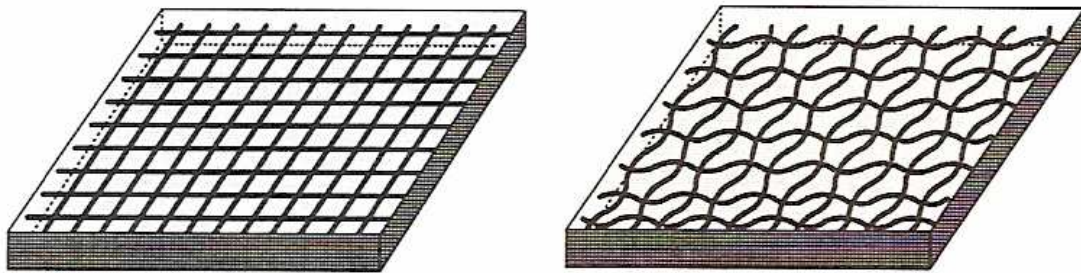


Figura 1.3 Ejemplo de láminas tipo tejido [3].

3. Lámina tipo colchoneta, la cuál esta compuesta por fibras discontinuas aleatoriamente orientadas. Se considera que existe isotropía en el plano de la lámina, es decir, que existen las mismas propiedades en todas las direcciones. En la figura 1.4 se muestra un ejemplo de una lámina tipo colchoneta:

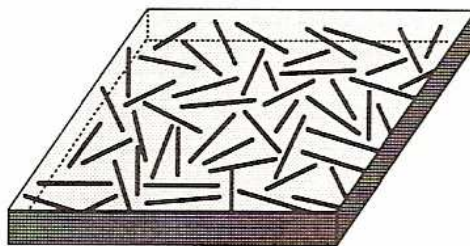


Figura 1.4 Ejemplo de una lámina tipo colchoneta [3].

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 cargas. Para propósitos de diseño de materiales compuestos, la dirección de las fibras con respecto a la dirección de las cargas es relevante.

Los laminados también pueden ser clasificados con respecto a su secuencia de apilado:

1. Laminado simétrico.- En un laminado simétrico todas las capas que se encuentran por encima del plano medio tienen la misma orientación que la capa que se encuentra en la posición equivalente por debajo del plano medio, por tanto, el plano medio de un laminado es, geoméricamente, el plano de simetría del mismo.
2. Laminado anti-simétrico.- Todas las capas que se encuentran por encima del plano medio tienen una orientación opuesta (negativa) que 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.
3. Laminado asimétrico.- El plano medio del laminado no corresponde a un plano de simetría.

4. Laminado cuasi-isotrópico.- Cuando en tres o más capas en las cuales la orientación de las fibras va incrementando en intervalos de π/n , donde n es el número total de capas. En la figura 1.1 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.

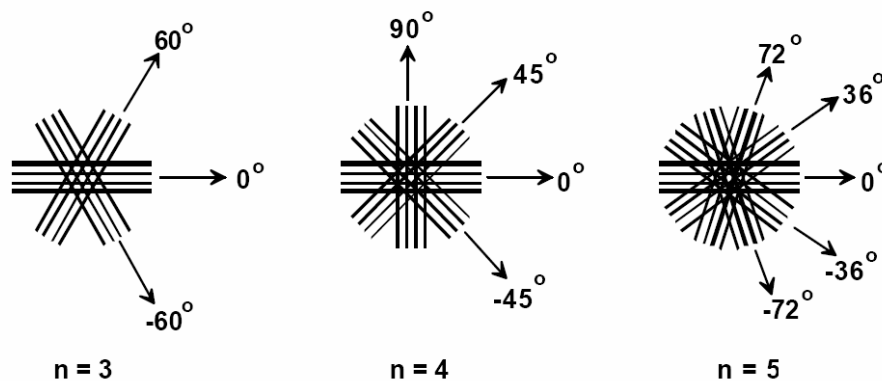


Figura 1.5 Fibras orientadas en tres, cuatro y cinco direcciones distintas [2].

1.3 Convención para el código de laminados

Para evitar confusiones acerca de la orientación de las fibras desde la fabricación de laminados, se usa como convención que la orientación de las fibras se toma con respecto a la dirección de carga, recordando que la dirección de carga es llamada también dirección arbitraria (dirección x) [2]. La convención acerca de la orientación de las fibras en laminados puede verse reflejada en el código del laminado. Considérese un laminado con seis capas: 0° , 45° , 90° , 90° , 45° , 0° , apiladas en la secuencia indicada. Entonces, como se trata de un laminado con un número de capas par, el código para el laminado se puede escribir como:

$$[0/45/90]_S$$

El subíndice S , indica la existencia de un plano de simetría en el laminado. Para un laminado con cinco capas apiladas en la secuencia 0° , 45° , 90° , 45° , 0° , se tiene un laminado con un número de capas impar, por lo que el código se puede escribir como:

$$[0/45/\overline{90}]_S$$

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 ser mostrado antes del valor de la orientación.

Los pares de capas positiva y negativa pueden ser indicados por “ $\pm$ ”. Por ejemplo, para la secuencia de apilado $0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 0^\circ$, el código del laminado es el siguiente:

$$[0/\pm 45/\overline{90}]_S$$

Considérese la secuencia de apilado: $0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 45^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ$, el código de laminado se puede expresar como:

$$[0/90/0_4/45]_S$$

Para pares repetidos, por ejemplo: $0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 0^\circ$ el código correspondiente es el siguiente:

$$[0/(\pm 45)_3/0_2]_S$$

Basándose en el ejemplo anterior, si se tuviese una capa extra con orientación 0° y se insertará en el plano medio del laminado, el código cambiaría de la siguiente forma:

$$[0/(\pm 45)_3/0_2/\overline{0}]_S$$

Si la secuencia de apilado corresponde a un laminado antisimétrico, el subíndice S es reemplazado con el subíndice A .

1.4 Relaciones entre esfuerzo y deformación en una lámina

Como se mencionó anteriormente, un laminado está conformado por láminas reforzadas unidireccionalmente orientadas en distintas direcciones con respecto a los ejes de referencia del laminado. Para efectos de análisis, se define el marco de referencia para una lámina como se muestra en la figura 1.6:

- l en la dirección de las fibras.
- t en la dirección transversal a las fibras.
- z en la dirección normal al plano de la lámina.

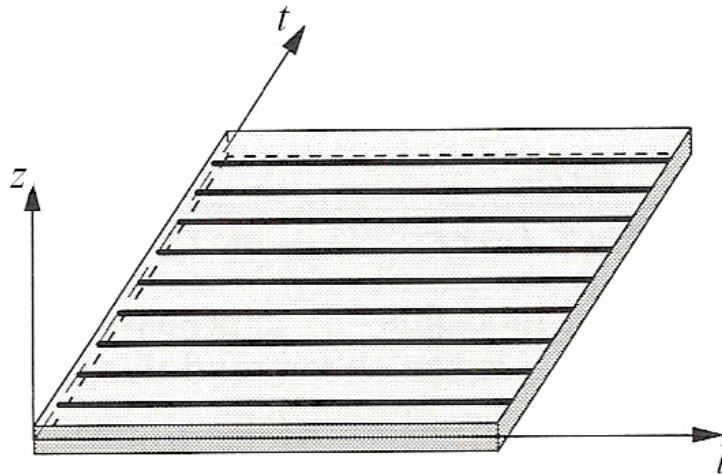


Figura 1.6 Sistema de coordenadas de referencia para una lámina [3].

Para llevar a cabo el cálculo de una estructura construida en materiales compuestos se requiere una caracterización del material a utilizar. Ésta es la única manera de conocer con precisión el comportamiento de estos materiales y por consiguiente la única forma de calcular, de manera confiable, una estructura realizada con este tipo de materiales [4]. Existen diversas formas de estimar las características mecánicas que definen la rigidez de un elemento de material compuesto. Para definir por completo el comportamiento mecánico de un laminado de material compuesto se requiere conocer el valor de las siguientes constantes:

- E_l Módulo de elasticidad en la dirección de las fibras.
- E_t Módulo de elasticidad en dirección transversal a las fibras.
- G_{lt} Módulo al cortante en el plano principal de la lámina.
- ν_{lt} Relación de Poisson en la dirección de las fibras.
- ν_{tl} Relación de Poisson en la dirección transversal a las fibras.

El valor de las constantes ingenieriles puede calcularse con ecuaciones encontradas en la bibliografía especializada [2], [3], [4], [5] y dependen del tipo de láminas de las cuales se compone el laminado. A partir de las constantes ingenieriles, se puede obtener la matriz de flexibilidad $[S]$, la cual relaciona los esfuerzos normales (σ_i) y cortantes (τ_i) con las deformaciones lineales (ε_i) y angulares (γ_i). Posteriormente, invirtiendo la matriz de flexibilidad, se obtiene la matriz de rigidez $[Q]$ que relaciona las deformaciones lineales y angulares con los esfuerzos normales y cortantes.

Los laminados convencionales más usados, se pueden considerar, de forma global, como materiales ortotrópicos con isotropía transversal, ya que el comportamiento mecánico en la dirección transversal a la dirección de las fibras y la dirección normal al plano de la lámina, es totalmente el mismo, y sólo es diferente en la dirección de las fibras.

La relación matricial esfuerzo-deformación de una lámina ortotrópica en un espacio tridimensional se puede representar haciendo uso de la matriz de flexibilidad $[S]$, como se muestra en la ecuación 1.1:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{tz} \\ \gamma_{zl} \\ \gamma_{lt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \sigma_z \\ \tau_{tz} \\ \tau_{zl} \\ \tau_{lt} \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

en donde S_{ij} son los elementos de la matriz de rigidez, ε_l , ε_t y ε_z son las deformaciones lineales en las tres direcciones, γ_{tz} , γ_{zl} y γ_{lt} son las deformaciones angulares en los tres planos, σ_l , σ_t y σ_z son los esfuerzos normales en las tres direcciones y τ_{tz} , τ_{zl} y τ_{lt} son los esfuerzos cortantes en los tres planos.

Las componentes de esfuerzo actuantes en un elemento diferencial de un laminado se observan en la figura 1.7:

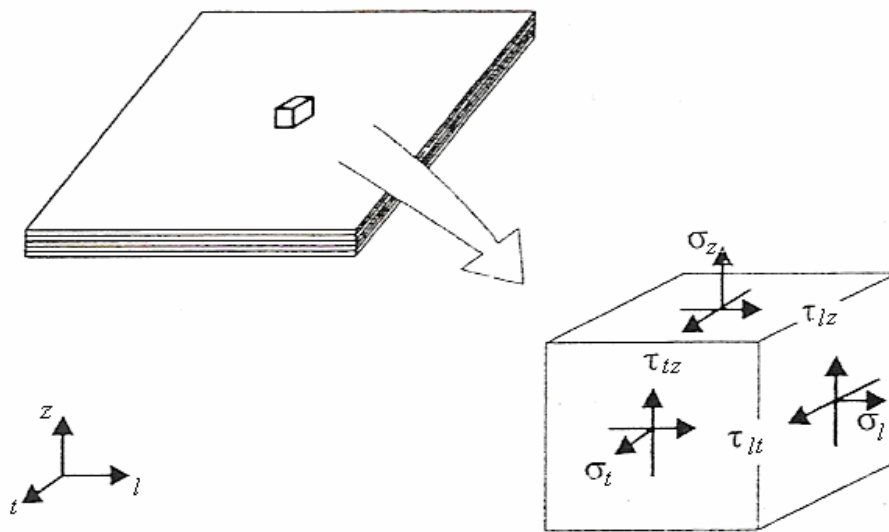


Figura 1.7 Componentes de esfuerzo que actúan sobre un elemento diferencial de un laminado [4].

Para un estado de esfuerzo plano, es decir, considerando despreciables los esfuerzos y deformaciones que actúan en dirección transversal al plano principal de la lámina, se deduce que:

$$\gamma_{tz} = \gamma_{zt} = 0 \quad (1.2)$$

$$\sigma_z = \tau_{tz} = \tau_{zt} = 0 \quad (1.3)$$

Por lo que la relación esfuerzo-deformación, en términos de flexibilidad, toma la forma matricial mostrada en la ecuación 1.4:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \gamma_{lt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_{lt} \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

La relación 1.4 puede ser escrita de forma compacta como se ve en la ecuación 1.5:

$$\{\varepsilon_{lt}\} = [S]\{\sigma_{lt}\} \quad (1.5)$$

Donde el subíndice lt es usado para denotar el sistema coordenado definido por el material mostrado en la figura 1.8 como los ejes $l-t$ (dirección longitudinal y transversal de las fibras):

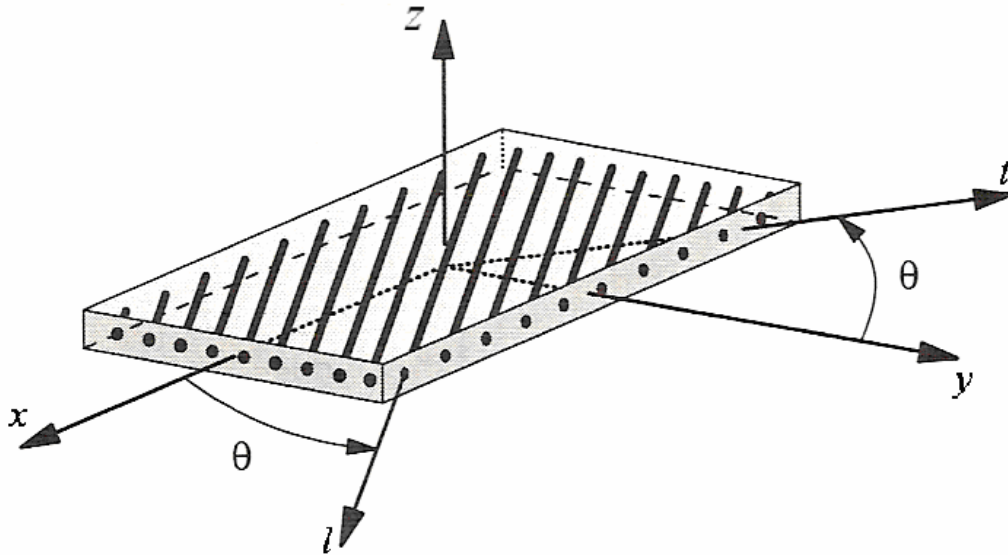


Figura 1.8 Sistema de coordenadas $l-t$ definido por el material [3].

Los elementos de la matriz de flexibilidad, $[S]$, son dependientes de constantes ingenieriles y están definidos mediante las ecuaciones (1.6), (1.7), (1.8) y (1.9):

$$S_{11} = \frac{1}{E_l} \quad (1.6)$$

$$S_{12} = -\frac{\nu_{lt}}{E_l} = \frac{\nu_{tl}}{E_t} \quad (1.7)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_t} \quad (1.8)$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{lt}} \quad (1.9)$$

En la figura 1.9, se muestran las relaciones entre los esfuerzos y las deformaciones en una lámina:

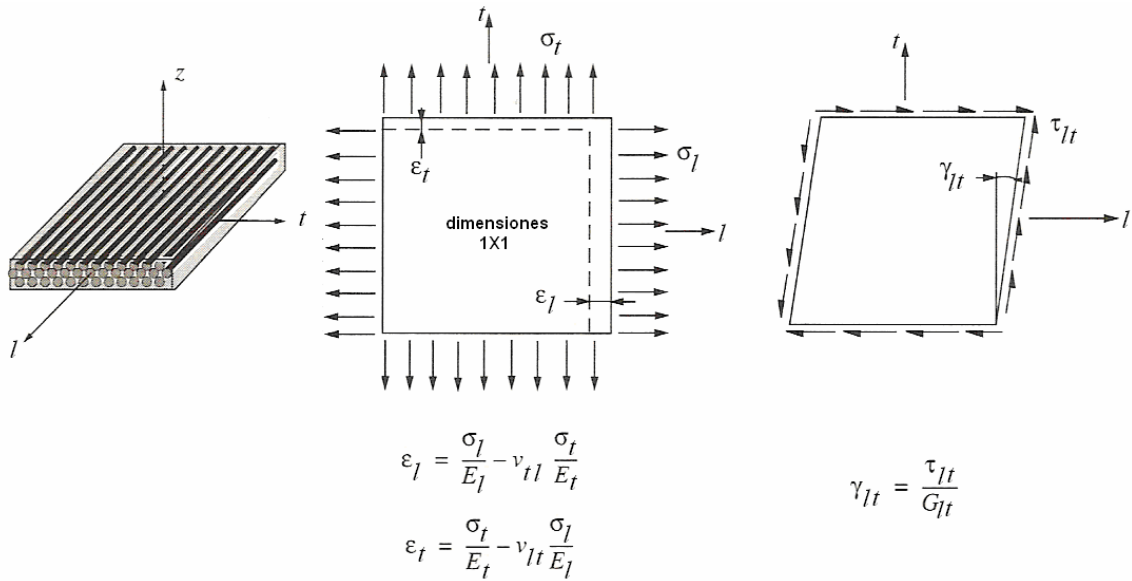


Figura 1.9 Relaciones entre los esfuerzos y las deformaciones en una lámina [5].

La matriz de rigidez se obtiene al invertir la matriz de flexibilidad y se denota por Q , por lo que la relación deformación-esfuerzo, en términos de rigidez, toma la forma mostrada en la ecuación (1.10):

$$\begin{bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_{lt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \gamma_{lt} \end{bmatrix} \quad (1.10)$$

De forma compacta, la relación deformación-esfuerzo descrita en la ecuación 1.10 puede escribirse de forma compacta como se muestra en la ecuación 1.11:

$$\{\sigma_{lt}\} = [Q]\{\varepsilon_{lt}\} \quad (1.11)$$

Invirtiendo la matriz de flexibilidad se pueden obtener los términos de la matriz de rigidez, mostrados en las ecuaciones (1.12), (1.13), (1.14) y (1.15):

$$Q_{11} = \frac{E_l}{1 - \nu_{lt}\nu_{tl}} \quad (1.12)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{lt}E_t - \nu_{tl}E_l}{1 - \nu_{lt}\nu_{tl}} \quad (1.13)$$

$$Q_{22} = \frac{E_t}{1 - \nu_{lt}\nu_{tl}} \quad (1.14)$$

$$Q_{66} = G_{lt} \quad (1.15)$$

Para definir el comportamiento del material en direcciones diferentes a la principal de la lámina (dirección l) es necesario el uso de relaciones de transformación. En la figura 1.10 se muestran dos sistemas de coordenadas distintos presentes en una lámina. El sistema de coordenadas $l-t$ corresponde a la dirección principal de la lámina, definida por la dirección de las fibras, mientras que el sistema de coordenadas $x-y$ se define arbitrariamente, y se relaciona con el sistema $l-t$ a través de una rotación con respecto al eje normal al plano principal de la lámina.

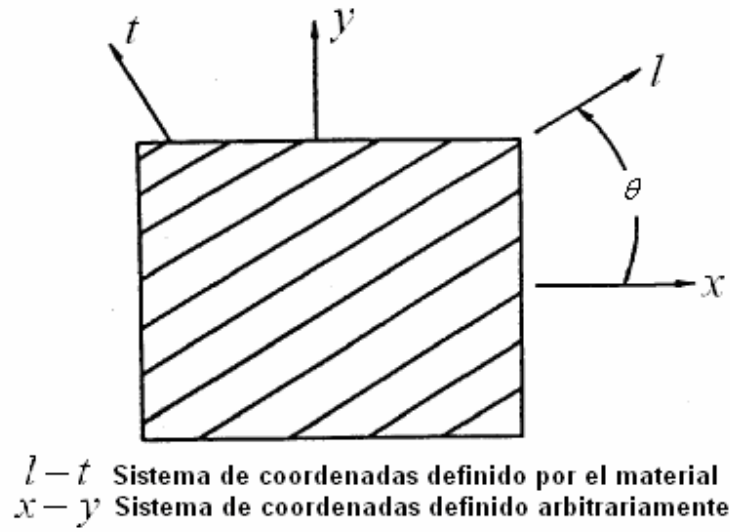


Figura 1.10 Sistemas de coordenadas del material y arbitrario en un lámina [4].

El ángulo, denominado θ , se define como la rotación existente desde el sistema arbitrario $x-y$ hasta el sistema definido por el material $l-t$. La transformación del estado de esfuerzos desde el sistema $x-y$ hacia el sistema $l-t$ se puede realizar mediante una matriz de rotación, como se muestra en la ecuación (1.16):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_{lt} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1.16)$$

La relación 1.16 puede escribirse de forma compacta como se muestra en la ecuación 1.17:

$$\{\sigma_{lt}\} = [T] \{\sigma_{xy}\} \quad (1.17)$$

En la ecuación 1.17, el subíndice x es usado para indicar el sistema de coordenadas definido aleatoriamente para estudiar el comportamiento global del laminado. En términos de deformación real, se establece la relación mostrada en la ecuación 1.18:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -\sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & \sin \theta \cos \theta \\ 2 \sin \theta \cos \theta & -2 \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_l \\ \epsilon_t \\ \gamma_{lt} \end{Bmatrix} \quad (1.18)$$

La ecuación 1.18 se puede expresar de forma compacta como se muestra en la ecuación 1.19:

$$\{\varepsilon_{xy}\} = [F^{-1}]\{\varepsilon_{lt}\} \quad (1.19)$$

La matriz de flexibilidad en coordenadas del laminado $[\bar{S}]$ se relaciona con la matriz de flexibilidad en coordenadas de la lámina $[S]$ por medio de la relación mostrada en la ecuación 1.20:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [F^{-1}] \begin{bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \gamma_{lt} \end{bmatrix} = [F^{-1}][S] \begin{bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_{lt} \end{bmatrix} = [F^{-1}][S][T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \Rightarrow [\bar{S}] = [F^{-1}][S][T] \quad (1.20)$$

La matriz de rigidez en coordenadas del laminado $[\bar{Q}]$ se relaciona con la matriz de rigidez en coordenadas de la lámina $[Q]$ aplicando la relación 1.21:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T^{-1}] \begin{bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_{lt} \end{bmatrix} = [T^{-1}][Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \gamma_{lt} \end{bmatrix} = [T^{-1}][Q][F] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \Rightarrow [\bar{Q}] = [T^{-1}][Q][F] \quad (1.21)$$

1.5 Análisis estructural de laminados

El análisis estructural de laminados de material compuesto esta basado en la Teoría Clásica de Placas, que a su vez conduce a la teoría clásica de placas en configuración laminado (CLPT por sus siglas en inglés, Classical Laminate Plate Theory) [2]. En la teoría clásica de placa, enfocada a placas y cascarones delgados, sólo se consideran las deformaciones en el plano principal de la placa, denominadas ε_x , ε_y y γ_{xy} mientras que las deformaciones en la dirección del espesor de la placa son consideradas insignificantes y por tanto, despreciables. La nomenclatura asignada a una placa para su análisis se muestra en la figura 1.11. Las direcciones de las flechas en la figura 1.11 indican la dirección positiva de los ejes coordinados x , y , z , así como de los desplazamientos u , v y w .

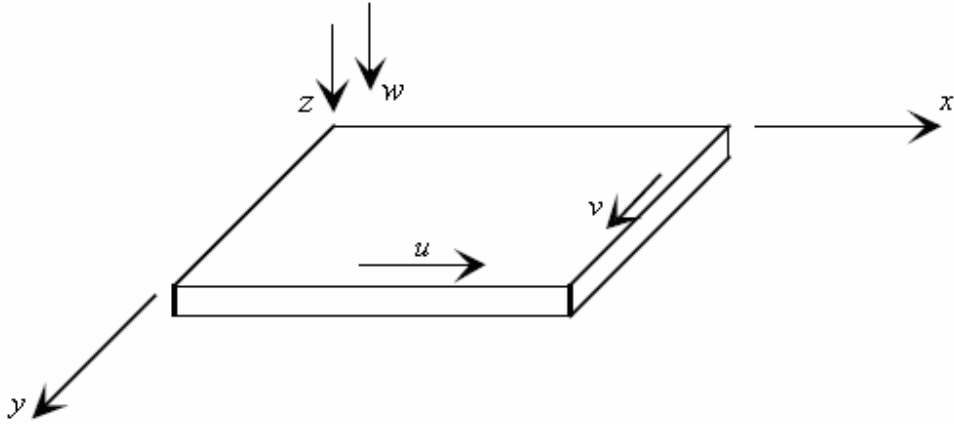


Figura 1.11 Nomenclatura asignada a una placa para su análisis [2].

La deformación en la dirección x esta definida por la ecuación (1.22), en donde u_0 es el desplazamiento de cualquier punto en la dirección x proyectada sobre la superficie mediana de la placa (subíndice 0).

$$\epsilon_x^0 = \frac{\partial u_0}{\partial x} \quad (1.22)$$

La deformación en la dirección y esta definida por la ecuación 1.23, en donde v_0 se extiende en la dirección y sobre la superficie mediana de la placa.

$$\epsilon_y^0 = \frac{\partial v_0}{\partial y} \quad (1.23)$$

La deformación angular producto del esfuerzo cortante en el plano xy , se puede representar mediante la ecuación 1.24:

$$\gamma_{xy}^0 = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \quad (1.24)$$

Las deformaciones en la dirección z (ϵ_z) y las correspondientes a los planos zx (γ_{zx}) y zy (γ_{zy}) son insignificantes y tienden al valor de cero en la teoría clásica de placas delgadas. Despreciando el espesor de la placa, la deformación en la dirección z está definida por la ecuación 1.25:

$$\varepsilon_z^0 = \frac{\partial w_0}{\partial z} = 0 \quad (1.25)$$

Despreciando cualquier esfuerzo cortante en la dirección del espesor, las deformaciones correspondientes a los planos zx y zy están definidas por las ecuaciones 1.26 y 1.27 respectivamente:

$$\gamma_{zx}^0 = \frac{\partial w_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial z} = 0 \quad (1.26)$$

$$\gamma_{zy}^0 = \frac{\partial w_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial z} = 0 \quad (1.27)$$

Cuando la placa está sometida a extensión y flexión, como se muestra en la figura 1.12, se puede deducir la teoría clásica de placas, considerando sólo los desplazamientos significativos, es decir u , v y w .

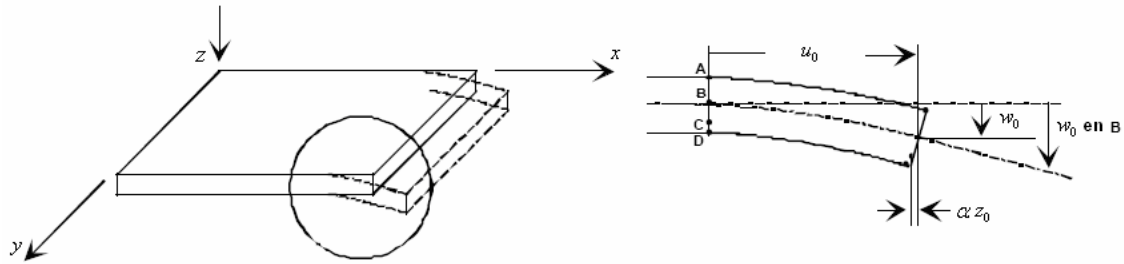


Figura 1.12 Amplificación que muestra el comportamiento de una placa al doblar [2].

La línea ABCD representa la arista original de la placa. Después de doblar la placa, dicha línea permanece perpendicular a la superficie mediana de la placa. Esto puede asumirse como cierto porque no hay deformación por esfuerzo cortante a través de la dirección del espesor (γ_{zy} y γ_{zx} son cero). La extensión del plano medio en la dirección x es el desplazamiento u_0 . Nótese que el punto C se extendió menos que el punto B con respecto al plano medio. Esto puede ser visto claramente en la figura 1.13, en donde se ha aumentado la vista de detalle en la sección de análisis de la placa:

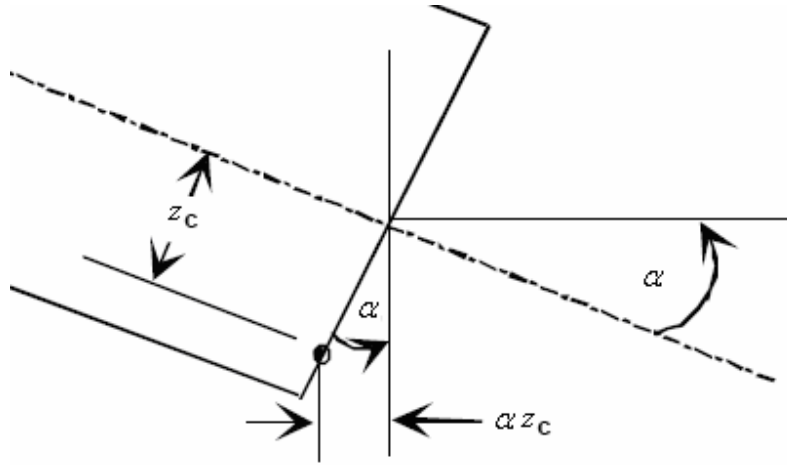


Figura 1.13 Vista aumentada de la placa al doblar [2].

El desplazamiento total, u en la dirección x en el punto C, después de una extensión y flexión, es $u_0 - z \sin \alpha$. Para valores muy pequeños del ángulo α , el desplazamiento puede aproximarse como lo define la ecuación 1.28:

$$u = u_0 - z\alpha \quad (1.28)$$

Asumiendo que valores pequeños de ángulo pueden considerarse iguales a la tangente de dicho ángulo, el ángulo α puede escribirse también como se muestra en la ecuación 1.29:

$$\alpha = \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (1.29)$$

Siguiendo el mismo método, el desplazamiento total v en la dirección y está definido por la ecuación 1.30:

$$v = v_0 - z\alpha \quad (1.30)$$

y análogamente, también puede expresarse por medio de la ecuación 1.31:

$$\alpha = \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (1.31)$$

Sustituyendo los valores correspondientes de α en las ecuaciones 1.28 y 1.30, resultan las expresiones 1.32 y 1.33 que definen los desplazamientos totales u y v respectivamente:

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (1.32)$$

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (1.33)$$

Sustituyendo las ecuaciones 1.32 y 1.33 en las ecuaciones 1.22, 1.23 y 1.24 se obtienen las expresiones que permiten calcular las deformaciones, mostradas en 1.34, 1.35 y 1.36 respectivamente:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (1.34)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v_0}{\partial x} + z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (1.35)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (1.36)$$

Las ecuaciones 1.34, 1.35 y 1.36 pueden ser expresadas en un arreglo matricial, como se muestra en la ecuación 1.37:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1.37)$$

Donde ε_x^0 , ε_y^0 y γ_{xy}^0 son las deformaciones sobre el plano medio de la placa $\frac{\partial u_0}{\partial x}$, $\frac{\partial v_0}{\partial x}$ y $\frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y}$ así como k_x , k_y y k_{xy} , son las curvaturas $\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2}$, $\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2}$ y $2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y}$ respectivamente.

Haciendo uso de la Ley de Hooke, el esfuerzo en cualquier capa de un laminado puede ser calculado a partir de las deformaciones y la matriz de rigidez en coordenadas del laminado $[\bar{Q}]$ calculado en la ecuación 1.21, aplicando la ecuación 1.38:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \right\} \quad (1.38)$$

Por ejemplo, aplicando la ecuación 1.38 a un laminado de 3 capas, podrían producirse las distribuciones de deformación, rigidez y esfuerzo ilustradas en la figura 1.14:

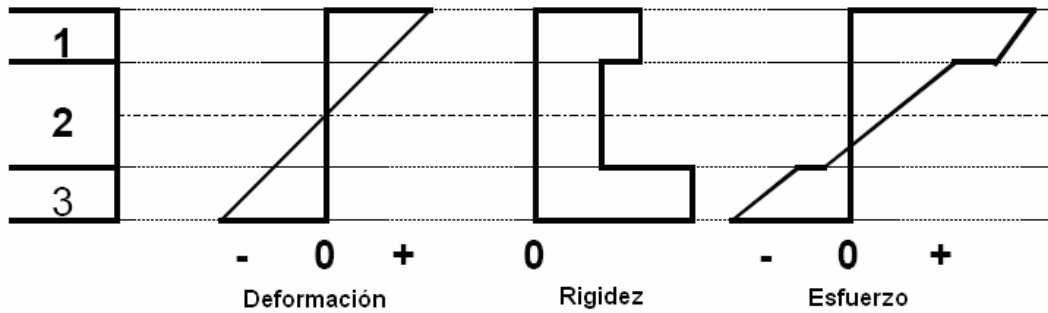


Figura 1.14 Ejemplo de distribución de deformación, rigidez y esfuerzo de un laminado [2].

En un laminado, se asume que existe una perfecta unión entre las capas. Esta distribución de deformación tiene un comportamiento lineal y continuo perpendicular a las fronteras entre capas. Los esfuerzos se comportan de manera lineal, pero no necesariamente de forma continua como se observa en la figura 1.14.

1.6 Fuerzas y momentos resultantes en laminados

Una vez que los esfuerzos son calculados para cada lámina, las cargas y momentos resultantes en el laminado pueden ser determinados. Las fuerzas son definidas por unidad de longitud, y la nomenclatura asignada para el análisis se muestra en la figura 1.15, así como sus sentidos positivos:

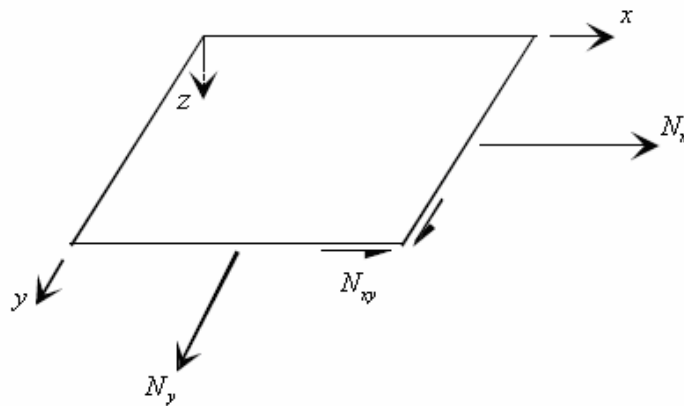


Figura 1.15 Nomenclatura de las fuerzas por unidad de longitud presentes en una placa [2].

Los momentos flectores y los momentos cortantes por unidad de longitud están definidos para el análisis como se muestra en la figura 1.16:

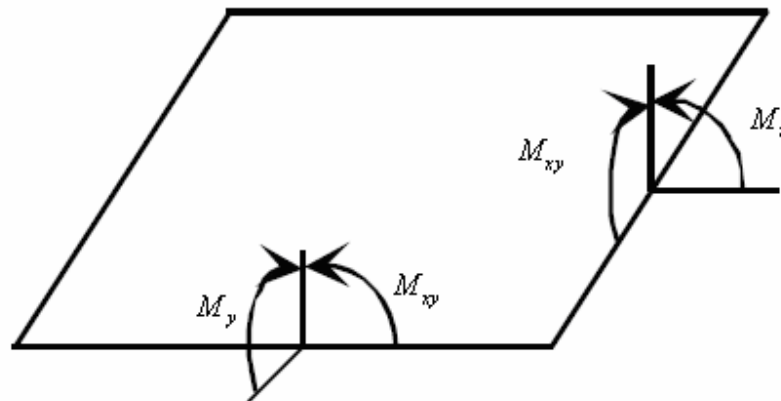


Figura 1.16 Nomenclatura de los momentos cortantes y flectores presentes en una placa [2].

Los momentos flectores pueden producir tres estados del comportamiento en una lámina según la naturaleza del momento aplicado. Un momento con respecto del eje y , (M_y), resulta en una lámina doblada alrededor del eje x . Un momento con respecto del eje x , (M_x), resulta en una lámina doblada alrededor del eje y . Un momento con respecto del eje x ó y M_{xy} , perpendicular a M_x y M_y , resulta en una lámina torcida. En la figura 1.17 se muestran estos tres estados para una lámina:

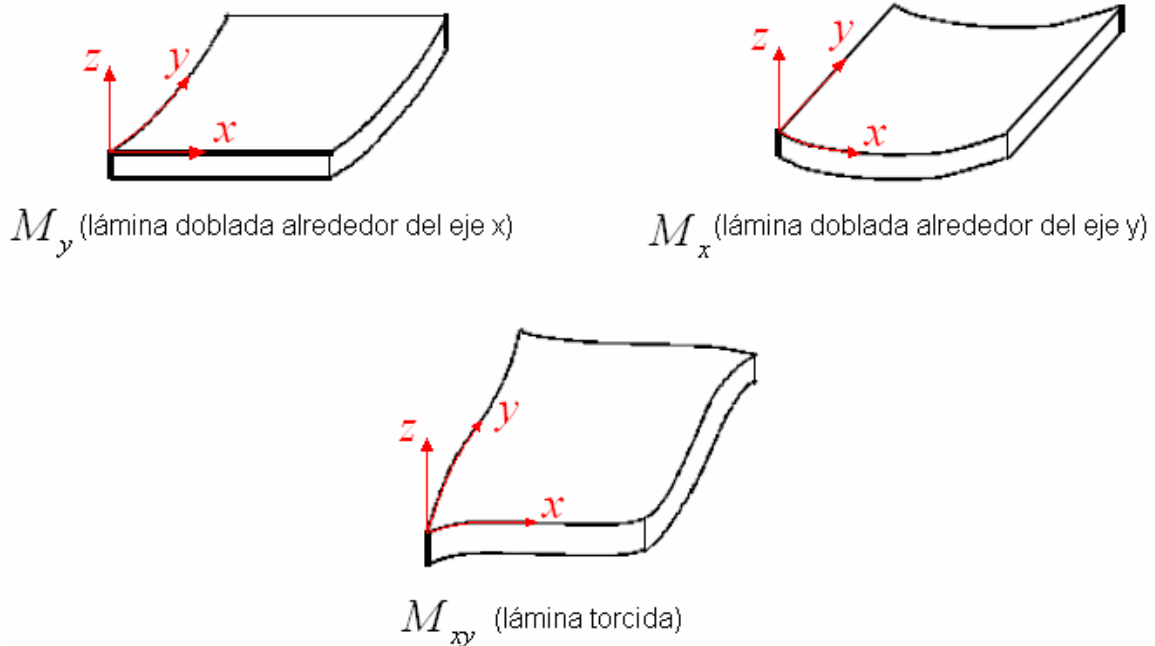


Figura 1.17 Comportamiento de una lámina según el momento aplicado [2].

Las cargas y momentos negativos son en dirección contraria a la mostrada en la figura 1.17. Las cargas y momentos en un laminado pueden encontrarse por integración de los esfuerzos con respecto al espesor h , como se ve en las ecuaciones (1.39) y (1.40):

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_0^h \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (1.39)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_0^h \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (1.40)$$

Es conveniente hacer la integración en cada capa y sumar los resultados de la integración. Para que puedan ser sumados los efectos de las integraciones, cada capa debe ser numerada. Una convención para numerar las capas en un laminado se ilustra en la figura 1.18:

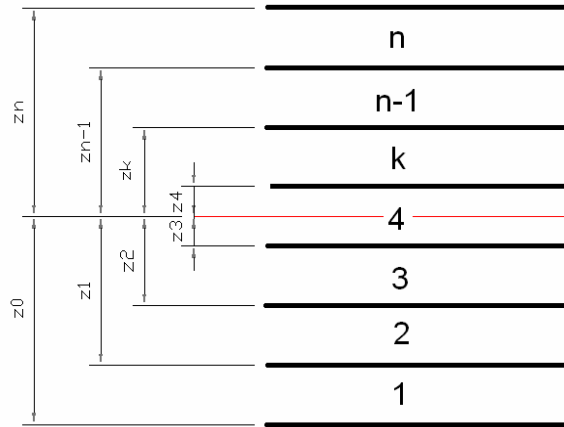


Figura 1.18 Convención para la numeración de las capas de un laminado [2].

Dicha convención consiste en que las capas son numeradas desde la parte inferior del laminado, empezando por 1, y las distancias que caracterizan a cada capa se miden desde el plano medio del laminado. Aplicando dicha convención a la definición para fuerzas y momentos antes mencionada, podemos reescribir las ecuaciones 1.39 y 1.40:

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (1.41)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (1.42)$$

Sustituyendo los valores de esfuerzo en términos de rigidez y deformación y desarrollando las integrales, resulta:

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k \left[\frac{1}{2} (z_k^2 - z_{k-1}^2) \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \frac{1}{3} (z_k^3 - z_{k-1}^3) \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \right] \quad (1.43)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k \left[(z_k - z_{k-1}) \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \frac{1}{2} (z_k^2 - z_{k-1}^2) \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \right] \quad (1.44)$$

Los resultados de la integración pueden ser combinados con los términos de la matriz de rigidez en coordenadas del laminado $[\bar{Q}_{ij}]$, con el fin de encontrar nuevos coeficientes, llamados coeficientes de rigidez y denominados A_{ij} , B_{ij} y D_{ij} . Los coeficientes de rigidez se pueden calcular mediante las ecuaciones 1.45, 1.46 y 1.47:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k (z_k - z_{k-1}) \quad (1.45)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (1.46)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (1.47)$$

Las cargas y momentos por unidad de longitud en un laminado, ahora pueden ser expresados en términos de los coeficientes de rigidez, las deformaciones en el plano medio y las curvaturas, formando así, una matriz constitutiva, mostrada en la expresión 1.48:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1.48)$$

La matriz constitutiva puede escribirse de forma compacta como se muestra en la expresión 1.49:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ k \end{Bmatrix} \quad (1.49)$$

Donde los coeficientes de rigidez de extensión A relacionan las fuerzas en el plano con las deformaciones en el mismo plano. Los coeficientes de acoplamiento B definen el acoplamiento entre extensión-flexión, es decir, relacionan los momentos fuera del plano con las deformaciones en el plano y las curvaturas fuera del plano con las fuerzas en el mismo plano. Finalmente, los coeficientes de rigidez en flexión D relacionan los momentos en el plano con las curvaturas en el mismo plano.

1.7 Estado del arte sobre análisis de esfuerzos en paneles constituidos por materiales compuestos laminados

Al ser el análisis de esfuerzos en un panel fabricado con materiales compuestos el tema central de este trabajo de investigación, el estado del arte se compone de algunas investigaciones en donde se describen diversas técnicas de análisis de componentes constituidos por material compuesto usando el Método del Elemento Finito, esto con el fin de obtener algunos aspectos relevantes para el análisis de esfuerzos en el panel del Stela-M1, como lo son el tipo de elemento finito a usar en el análisis, el tipo de malla más conveniente para este tipo de análisis, el orden de magnitud de los esfuerzos que se pueden esperar y el criterio de falla utilizado. Adicionalmente, se pueden observar las técnicas usadas para adicionar capas o parches en un laminado y los diversos aspectos que esto conlleva, es decir, los materiales usados, los adhesivos, las herramientas necesarias, etc.

El análisis de esfuerzos del panel se realiza con el objetivo de conocer el comportamiento estructural de la sección para poder construir un registro de inspección mediante una modificación. Estos registros de inspección, también llamados paneles de acceso, producen discontinuidades sobre las estructuras tipo cascarón, por lo que provocan que las cargas sean re-distribuidas en la proximidad del registro, modificando las cargas sobre la piel, atezadores, costillas y en el marco del registro, por lo que estas secciones deben ser objeto de una reparación que garantice la integridad estructural del elemento con el menor aumento de peso en la estructura.

1.7.1 Reparación de paneles agrietados usados en aeronaves mediante la adhesión de parches constituidos de materiales compuestos

Durante su vida útil, una aeronave se encuentra bajo la influencia de cargas estructurales y aerodinámicas. Dichas cargas pueden causar desgaste o falla en la estructura, afectando así la capacidad de la aeronave para soportar dichas cargas. Debido a esto, la reparación o el reforzamiento de las partes de la estructura dañadas con el fin de restaurar la eficiencia estructural de las mismas para asegurar que la aeronave cumpla con su función de manera segura, ha sido un concepto importante en años recientes.

Por ejemplo, la Fuerza Aérea de los Estados Unidos de América ha mostrado un considerable interés en el uso de materiales compuestos avanzados para reparar estructuras metálicas de uso aeronáutico que presentan grietas con el fin de poder alargar su vida útil [6]. Una desventaja que se presenta al realizar reparaciones por medio de la adhesión de parches en estructuras metálicas de uso aeronáutico es que se desconoce la integridad de la reparación después de realizarla.

En el trabajo de investigación descrito por Chukwujekwu A.O. et al [6] se analiza la reparación con adhesión de parches sobre paneles de aluminio de uso aeronáutico que presentan grietas. Usando el Método del Elemento Finito, se analizó el parche y la propia unión al panel con el objetivo de conocer la distribución de esfuerzos en distintas zonas del ensamble panel de aluminio/adhesivo/parche.

Se incrementó el tamaño de una grieta en el panel de aluminio para la fácil visualización de distribución de esfuerzos cerca de las fronteras de la grieta, y su comportamiento con respecto a la propagación de la misma. Estos esfuerzos pueden ser disminuidos de manera significativa mediante la adhesión de capas (láminas) de material compuesto. En esta investigación, para comenzar la labor de diseño de la reparación, se analizó una lámina delgada de aluminio 2024-T3 de dimensiones 381 X 89 X 1.6 mm con una grieta de 25.4 mm en el centro.

La configuración básica de los elementos para la reparación reportada, es un parche unidireccional de forma octagonal constituido de fibras de boro y resina epóxica (B-Ep) con 5 ó 6 capas que corresponden a una relación de rigidez de 1.14 y 1.38 respectivamente y que se unen mediante una capa de adhesivo FM-73 de 0.18 mm de espesor.

Las dimensiones del parche octagonal se muestran en la figura 1.19:

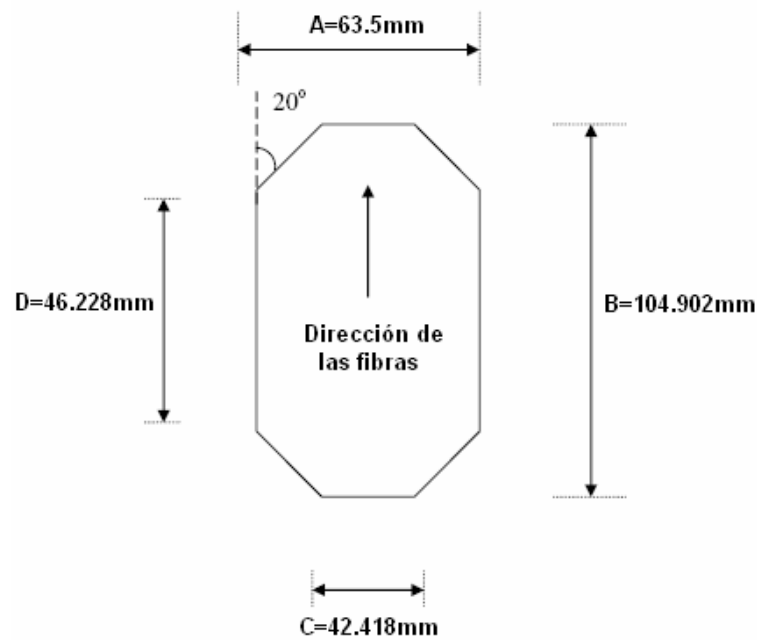


Figura 1.19 Dimensiones de la primer capa sobre el panel de aluminio [6].

El diagrama del panel de aluminio con la reparación de compuestos a analizar bajo el efecto de carga axial se muestra en la figura 1.20:

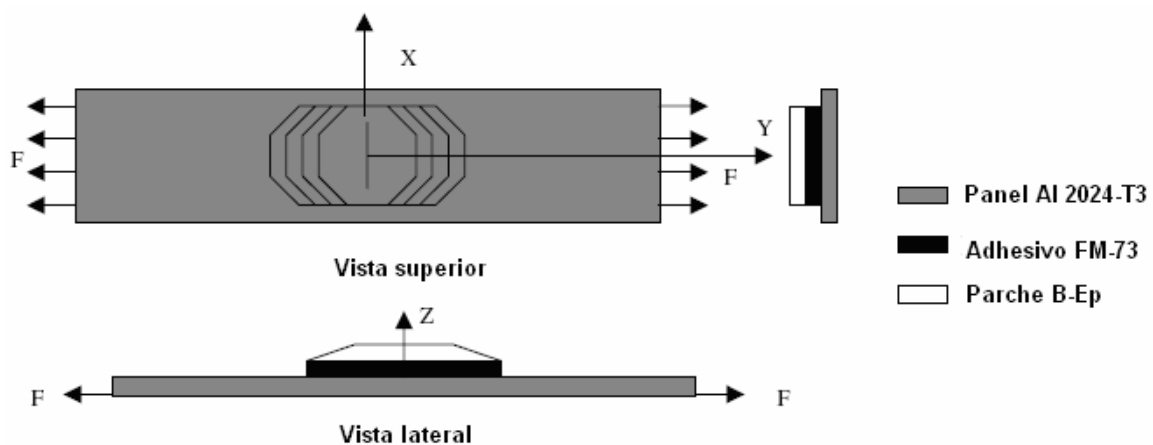


Figura 1.20 Reparación en el panel de aluminio sujeta a carga axial [6].

El análisis por elemento finito se realizó en el código comercial Patran 2002r2 usando el software Nastran v70.7. El tipo de elemento usado fue hexagonal de 8 nodos con 24 grados de libertad (DOF), denominado HEX8. La configuración para el análisis por elemento finito se muestra en la figura 1.21:

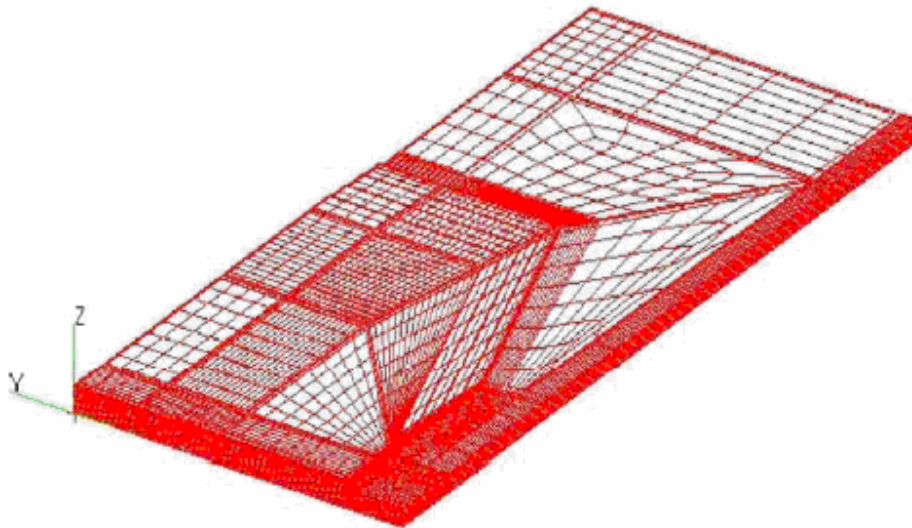


Figura 1.21 Modelado de la reparación para el análisis por elemento finito [6].

La distribución de esfuerzos sobre el panel de aluminio sin la reparación se muestra en la figura 1.22:

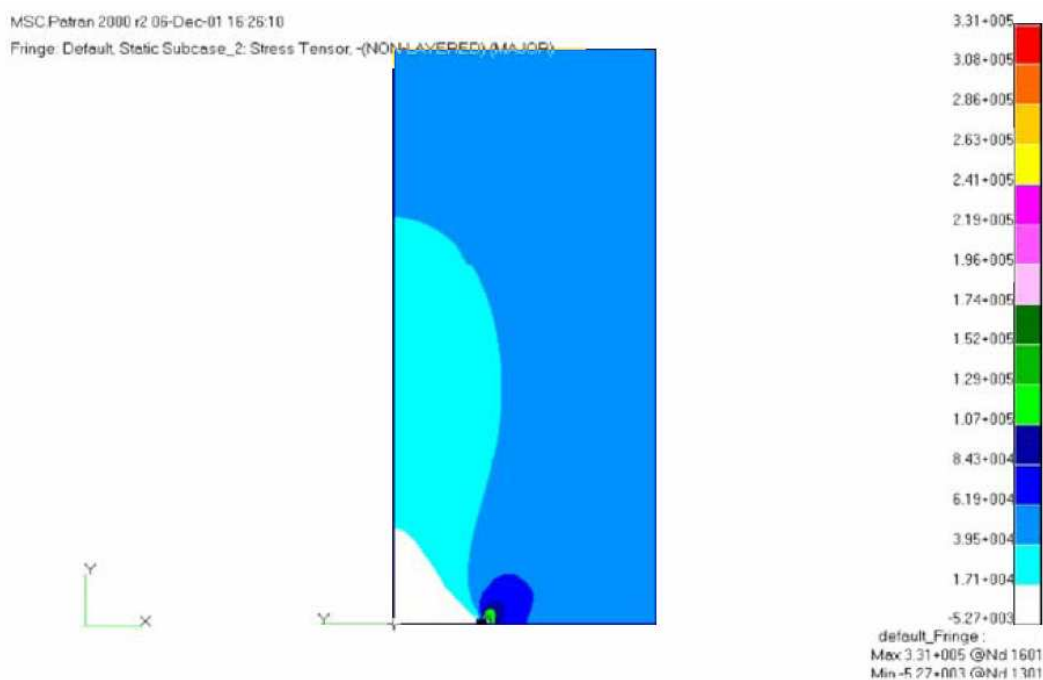


Figura 1.22 Distribución de esfuerzos sobre el panel sin reparar [6].

El esfuerzo sobre la piel que arrojó el análisis no lineal es mayor que el que se obtiene mediante un análisis lineal. Sin embargo, el valor del esfuerzo de corte presente en el adhesivo es mayor para el análisis lineal que para el análisis no lineal. Como se observa en la figura 1.23, existe una reducción sustancial en el valor de máximo esfuerzo sobre el panel de aluminio en la región próxima a la grieta:

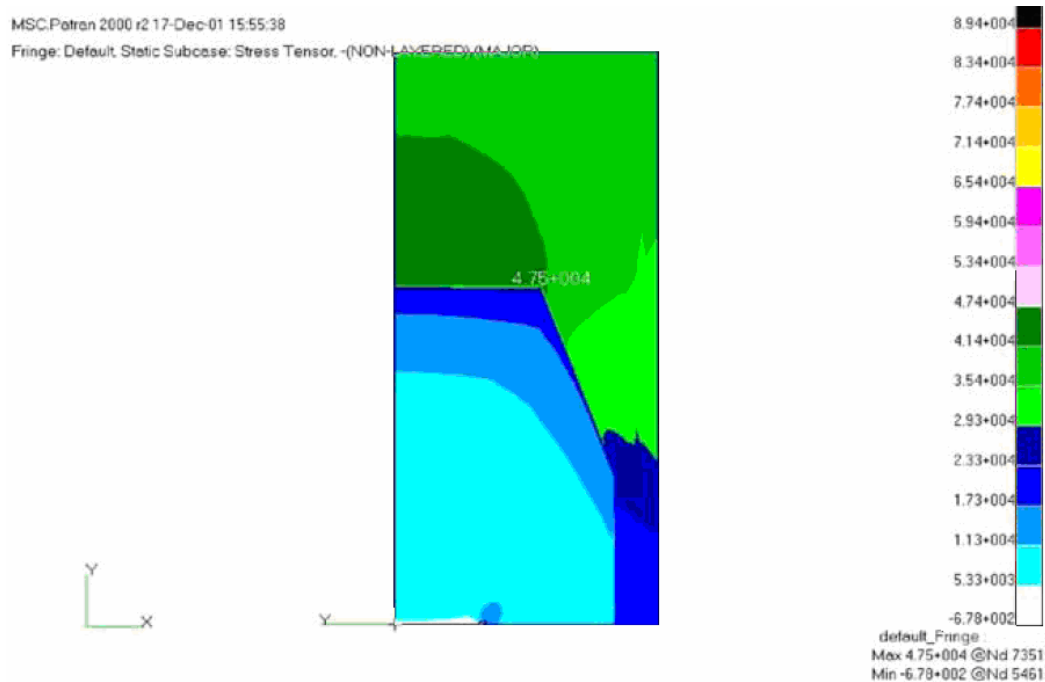


Figura 1.23 Reducción del esfuerzo máximo en la región cercana a la grieta [6].

En este artículo se concluye que el valor máximo de esfuerzo sobre el panel disminuye de manera significativa, aproximadamente del 83%-85% después de la adhesión de los parches. Los análisis lineales de las configuraciones de 5 y de 6 capas muestran resultados similares, mientras que en los análisis no lineales se muestra que la configuración con 6 capas presenta un valor de esfuerzo máximo sobre el panel menor a la reparación con 5 capas.

1.7.2 Análisis numérico del comportamiento de reparaciones mediante adhesión de parches en estructuras de uso aeronáutico

Con el fin de extender la vida de servicio de las aeronaves, el método de reparación usando parches de material compuesto para reforzar componentes de aluminio fracturados ha sido muy empleado, debido a que, en general, los materiales compuestos laminados no sufren corrosión, son fáciles de fabricar y poseen valores altos de rigidez [7]. Después de que se lleva a cabo una reparación que contempla adhesión de parches, el factor de intensidad de esfuerzo muestra un comportamiento asintótico, lo cual se refleja en el incremento en la longitud de la grieta.

Por lo anterior es recomendable incrementar la calidad en la reparación de unión usando compuestos en vez de usar un adhesivo, ya que este último posee un valor mayor de módulo cortante, lo cual incrementaría los esfuerzos en la capa del adhesivo y por tanto incrementaría el riesgo de falla en la capa del mismo. El adhesivo que se usa en reparaciones de unión usando materiales compuestos juega dos roles opuestos. El primero consiste en la transferencia de las cargas entre el parche de material compuesto y el componente de aluminio fracturado. El segundo es asegurar la conexión entre estos dos elementos estructurales con el objeto de evitar fracturas en el adhesivo.

El trabajo de investigación descrito por Bouiadjra B. B. et al [7] propone un método de reparación basado en el depósito de adhesivo. Este consiste en introducir dos capas adhesivas con diferentes propiedades mecánicas o dos capas con las mismas propiedades pero de diferente espesor. La capa de adhesivo con mayor valor de módulo al cortante (o con menor espesor) es aplicada para reparar la región cercana a la grieta y la segunda capa con menor valor de módulo de corte (ó mayor espesor) es usada para evitar la falla estructural en el adhesivo que une al componente de aluminio con el parche de material compuesto. El ensamble se modeló con base en el análisis por elemento finito y se calculó el factor de intensidad de esfuerzo con el objeto de estimar el comportamiento de la configuración usada en esta reparación.

La geometría básica de la estructura agrietada para el análisis se muestra en la figura 1.24:

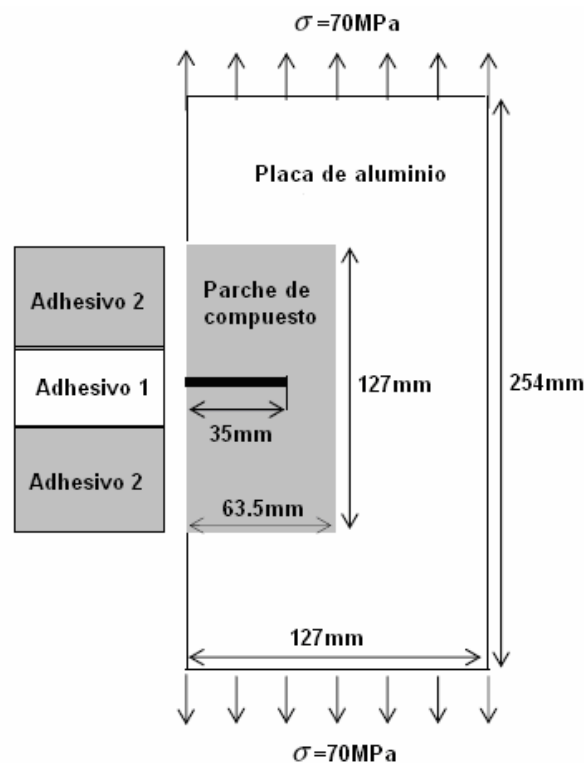


Figura 1.24 Modelo geométrico de la mitad de la estructura a reparar [7].

La estructura agrietada consiste en una placa rectangular elástica de aluminio de 3 mm de espesor, con un valor de módulo de elasticidad igual a 72 GPa y una relación de Poisson de 0.33. Se induce una grieta en la sección central en la dirección de la carga aplicada, la cual es de tensión e induce un esfuerzo aproximado de 70 MPa. Esta grieta fue reparada con un parche del compuesto B-Ep de 2 mm de espesor, cuyas dimensiones se muestran en la figura 1.24, y cuyas propiedades mecánicas se enlistan en la tabla 1.2:

Tabla 1.2 Propiedades mecánicas del parche de compuesto B-Ep usado en la reparación.

Propiedad	Símbolo	Magnitud
Módulo de elasticidad longitudinal	E_l	210 GPa
Módulo de elasticidad transversal	E_t	19.6 GPa
Módulo al cortante	G_{lt}	5.46 GPa
Relación de Poisson longitudinal	ν_{lt}	0.3
Relación de Poisson transversal	ν_{tl}	0.028

El parche es pegado mediante dos bandas adhesivas: la primera, marcada como adhesivo 1, es aplicada en la región de la grieta y la segunda banda es usada en los alrededores de la grieta. Se probaron dos distintas configuraciones de bandas: la primera consiste en dos bandas adhesivas con el mismo valor de módulo de corte y diferentes espesores, mientras que la segunda consiste en dos bandas adhesivas del mismo espesor y diferentes valores de módulo de corte.

La configuración del análisis por elemento finito se realizó usando el código Franc2D/L desarrollado por la Universidad de Kansas. A los elementos estructurales laminados se les consideró sólidos tridimensionales. En esta investigación, se usaron diversas simplificaciones con el fin de efectuar el análisis más rápidamente obteniendo las características esenciales de los resultados. Algunas de las simplificaciones son:

- Cada capa es considerada como una estructura bidimensional bajo el estado de esfuerzo plano. Las capas están conectadas entre sí mediante bandas adhesivas.
- Se asume que la capa adhesiva es homogénea, de comportamiento elástico lineal e isotrópica.
- Se supone que el material adhesivo sólo se deforma en cortante y que la deformación correspondiente es uniforme en la dirección del espesor.
- El esfuerzo cortante en la superficie transmitido a través del adhesivo actúa como una carga uniformemente distribuida sobre el panel.

La estructura global se malló usando un tipo de elemento estándar de 8 nodos con funciones cuadráticas tipo cascarón. Este tipo de elemento es muy útil para análisis elásticos y tiene la ventaja de poder mover la zona de interés cercana a la grieta mediante el reacomodo de 8 nodos. El número de elementos obtenidos fue de 25 567. El mallado del modelo se muestra en la figura 1.25.

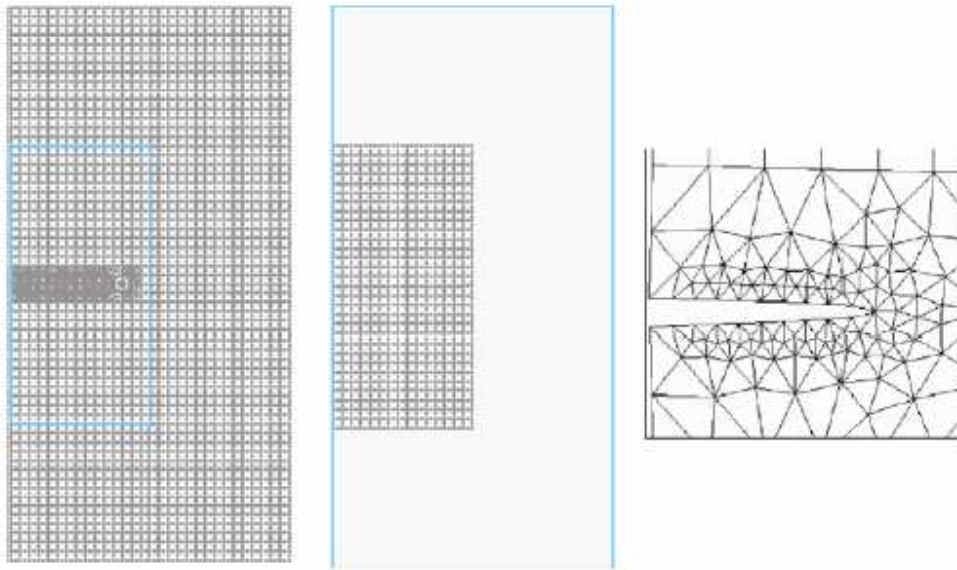


Figura 1.25 Mallado del modelo, que incluye una malla refinada en la zona agrietada [7].

Del análisis por elemento finito del modelo descrito en este artículo se concluyó que el factor de intensidad de esfuerzo en la punta de la grieta se ve altamente afectado por la presencia de dos bandas adhesivas con diferentes valores de módulos de corte. La reducción de este factor puede ser hasta del 40%, lo que representa una mejora en cuanto a la vida útil de la estructura.

La segunda configuración de la reparación puede alcanzar una disminución del factor de intensidad de esfuerzo del 15 %. El efecto de la longitud de la banda adhesiva usada en la región agrietada no representa variaciones sobre ninguna de las dos configuraciones, es decir, la reparación usando dos bandas adhesivas no se ve afectada por consideraciones geométricas.

1.7.3 Procedimiento para la adhesión o reparación en bordes de laminados en elementos constituidos de materiales compuestos en el B-757-200

En esta sección se describe un procedimiento de reparación que se lleva a cabo actualmente en aeronaves comerciales [8]. Aunque se especifica al B-757-200 como la aeronave de referencia, es relevante mencionar que se siguen los mismos procedimientos de reparación en aeronaves similares, como el B-737 ó el B-767, que tienen mayor presencia en el país.

Estas reparaciones son aplicables a todos los componentes de fibras de carbono, aramida y vidrio, y también a los elementos laminados, excepto en los componentes usados en el radomo y en los paneles de acceso en el piso del aeronave B-757-200. Se debe corroborar que la sección del componente estructural a reparar se encuentre dentro de los límites de reparación, así mismo, se deben especificar los requerimientos de inspección y el material necesario para la misma antes de hacer uso de las siguientes instrucciones para la reparación. El no obedecer estas acciones puede resultar en una reparación inaceptable y además no autorizada.

A continuación, se describen, de forma general, las instrucciones necesarias para reparar elementos de material compuesto que han sufrido delaminación, en donde se identifican metodologías para la adición de capas o refuerzos en estos componentes:

- a) Determinar el nivel de daño del componente. Inicialmente, se debe examinar visualmente la extensión del daño, esto es, revisar en los alrededores si hubo entrada de agua, aceite, combustible u otro tipo de material ajeno al mismo. Posteriormente se debe asegurar que el agua o cualquier otro contaminante sea removido en su totalidad. Una vez hecho esto, la delaminación debe ser localizada.
- b) El siguiente paso consiste en aplicar una resina mixta para el contacto entre capas, denominada BMS 5-25 ó BMS 5-92 tipo 1, grado 1, dentro del área de la delaminación.
- c) Posteriormente, se sujeta con una abrazadera o un tornillo de banco el área en reparación y se remueve el exceso de resina.
- d) El proceso finaliza con el curado de la reparación, (cambio las propiedades de la resina termoestable por medio de una reacción química con agentes de curado, calor y/o presión) y con las operaciones de acabado, de acuerdo con el tipo de material del cuál está conformado el componente. El procedimiento se ilustra en la figura 1.26:

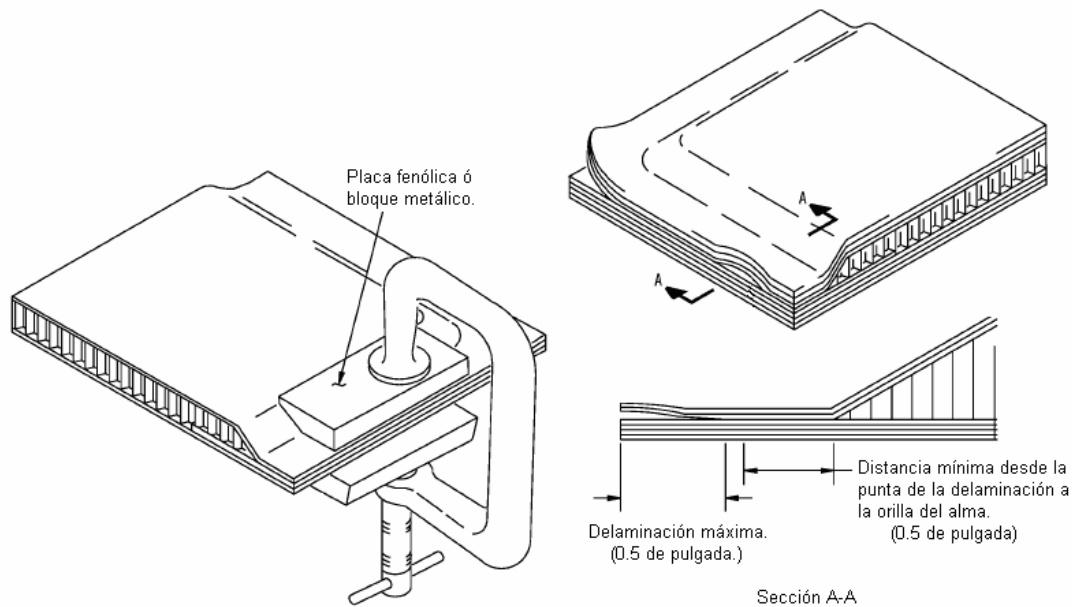


Figura 1.26 Reparación de delaminación en bordes de elementos laminados [8].

Del estado del arte se pueden recopilar aspectos relevantes como referencia para el análisis de esfuerzos sobre el panel del Stela-M1, los cuales se enlistan en la tabla 1.3:

Tabla 1.3 Aspectos relevantes del estado del arte para el análisis de esfuerzos en el Stela-M1.

Investigación	Software utilizado	Tipo de elemento	Detalles de malla	Panel a analizar	Resultado
Chukwujekwu A.O. et al [6]	Nastran V70.7	Elemento sólido HEX8, 24 DOF.	Refinación sobre cambios de geometría.	Parche unidireccional octagonal, B-Ep, 5 y 6 capas, de dimensiones 10.49 X 6.35 cm.	Disminución de esfuerzos presentes en un componente agrietado de aluminio desde 174kPa hasta 23.3kPa.
Bouiadjra B. et al [7]	Franc2D/L (U. de Kansas)	Elemento estándar de 8 nodos tipo cascarón.	El número de elementos obtenidos fue de 25567.	Parche rectangular de B-Ep de 2 mm de espesor, de dimensiones 12.7 X 6.35 cm.	Elemento sometido a esfuerzo axial igual a 70 MPa. Disminución del factor de intensidad de esfuerzo en un 40 y 15%.

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO SOBRE LA DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS SOBRE EL ALA

En este capítulo se describe el procedimiento general para determinar las cargas a las que esta sometida un ala. Inicialmente se da una explicación de lo que es el diagrama velocidad – factor de carga (diagrama $V-n$), su importancia y su utilidad para definir condiciones de diseño. Posteriormente se explica el procedimiento para calcular la distribución de sustentación por el método de Anderson [11], obteniendo una ecuación polinomial que permite calcular, mediante integración numérica, la fuerzas de levantamiento y resistencia al avance sobre cualquier sección del ala. Adicionalmente, se describe la estructura típica de un ala, caracterizando sus elementos y desarrollando el análisis estructural típico en la sección representativa de la misma, introduciendo el concepto de caja de torsión. Se hace énfasis en el análisis unicelda que contempla tres nodos, ya que el ala de la aeronave Stela-M1 tiene una configuración estructural simple que consta de dos vigas formando celdas o cajas de torsión simples, y además carece de elementos atezadores. El objetivo del análisis en la caja de torsión es encontrar el flujo de corte alrededor de las costillas. Finalmente, se describe el procedimiento general para construir paneles de acceso en aeronaves, puntualizando su aplicación en alas.

2.1 Factor de carga

El factor de carga para una aeronave en vuelo se define como:

$$n = \frac{\text{sustentación}}{\text{peso}} = \frac{L}{W} \quad (2.1)$$

En vuelo horizontal a velocidad constante, la fuerza de levantamiento L es igual al peso W y por tanto n es igual a la unidad. Sin embargo, en condiciones de vuelo en las que la sustentación es superior al peso, n es mayor a la unidad. En la condición de pérdida con ó sin maniobra el valor del coeficiente de levantamiento (C_L) es el máximo, y se denota como $C_{L_{\max}}$. En maniobra, la fuerza de levantamiento está dada por la ecuación 2.2:

$$L = \frac{1}{2} \rho_0 V_m^2 S C_{L_{\max}} \quad (2.2)$$

Donde ρ_0 es la densidad de referencia correspondiente a la altura donde opere la aeronave, V_m es la velocidad de pérdida en una maniobra con factor de carga n y S es la superficie alar. En vuelo rectilíneo horizontal, la fuerza de levantamiento está regida por la ecuación 2.3:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_0 V_s^2 S C_{L_{\max}} \quad (2.3)$$

Siendo V_s la velocidad de pérdida en vuelo rectilíneo horizontal. Dividiendo la ecuación 2.2 entre la ecuación 2.3, resulta otra expresión para el factor de carga mostrada en la ecuación 2.4:

$$n = \left(\frac{V_m}{V_s} \right)^2 \quad (2.4)$$

Por ejemplo, un avión en una maniobra que exigiera un factor de carga igual a 2, entraría en pérdida a una velocidad V_m :

$$V_m = \sqrt{2} \cdot V_s \approx 1.41 V_s \quad (2.5)$$

esto es, 1.41 veces mayor que en la condición de vuelo rectilíneo horizontal.

En un viraje, siendo φ el ángulo de inclinación lateral, la fuerza de levantamiento se descompone como se muestra en la figura 2.1, siendo L_z la componente del levantamiento vertical y L_y la componente de levantamiento horizontal

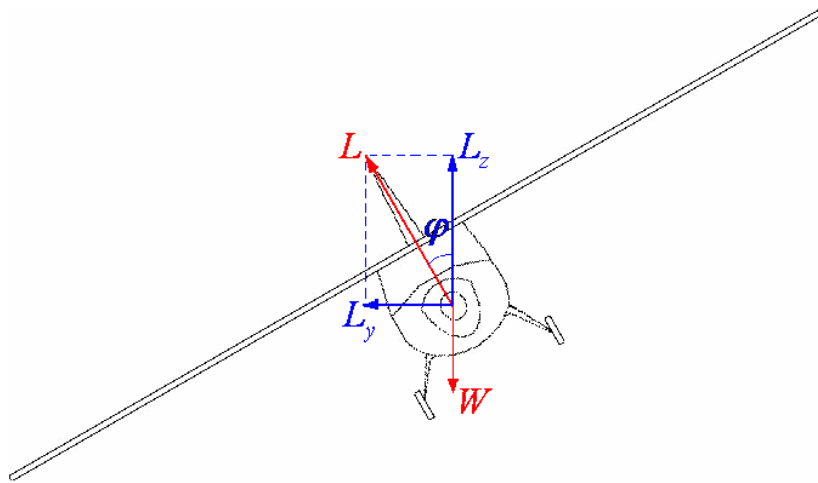


Figura 2.1 Descomposición de la fuerza de levantamiento en un viraje.

En este caso el peso de la aeronave se equilibra con la componente de levantamiento vertical L_z , como se observa en la figura 2.1 y se expresa en la ecuación 2.6:

$$W = L_z = L \cos \varphi \quad (2.6)$$

En la ecuación 2.6, debido a la presencia de la función trigonométrica coseno, la sustentación siempre será mayor que el peso. El factor de carga en un viraje esta dado por la ecuación 2.7:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{L}{L \cos \varphi} = \frac{1}{\cos \varphi} \quad (2.7)$$

Si el ángulo de inclinación fuera de 60° , $\cos(60^\circ) = 0.5$, el factor de carga sería $n = 2$; es decir, en estas condiciones de vuelo, la sustentación debería ser el doble del peso, y el ala estaría sometida a una carga del doble de magnitud que la que soportaría en vuelo horizontal.

Del estudio de otros tipos de maniobras, se puede ver de qué forma varía el factor de carga y se puede deducir la necesidad de diseñar la estructura de la aeronave de forma que sea capaz de soportar 2, 3, 4, etc. veces su peso. El factor de carga al que se diseña una aeronave dependerá del tipo de maniobras que se prevé ejecutará la misma y por consiguiente depende del uso al que está destinada [9].

2.2 Limitaciones estructurales

De forma general una aeronave cuando realiza ciertas maniobras tiene que ser capaz de generar una fuerza de sustentación igual a n veces su propio peso, es decir, $L = nW$ y además la estructura del avión debe soportar los esfuerzos que resulten. Por otro lado, las fuerzas que se generan sobre la aeronave son proporcionales al cuadrado de la velocidad, V^2 , por lo que se puede concluir que los esfuerzos a los que se ve sometida la aeronave son proporcionales al factor de carga n y al cuadrado de la velocidad [9]. Con el objeto de diseñar la estructura de la aeronave, el diseñador debe establecer los valores de la velocidad de operación y del factor de carga, aunque no tiene completa libertad para la elección de dichos valores ya que están delimitados por las normas de cada país. En general existen dos normativas internacionales que sirven como referencia para las demás a lo largo del mundo. Una es la normatividad establecida en las FAR (Federal Air Regulations) de los Estados Unidos de América y la otra normativa en los documentos llamados CS-23 (Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes) [21] usados en Europa, supliendo a los documentos JAR (Joint Air Requirements) aplicables hasta hace algunos años.

El método más confiable para representar la combinación de los esfuerzos que producen ambas variables (factor de carga y velocidad) es la envolvente de vuelo o diagrama $V-n$. Debido a que se puede obtener un factor de carga diferente a la unidad no sólo por maniobras, sino también por la existencia de ráfagas de viento, existen dos tipos de diagramas $V-n$:

- Diagrama de maniobra.
- Diagrama de ráfagas.

Las autoridades de la industria aeronáutica exigen, para la certificación de una aeronave, que la estructura tenga la resistencia suficiente para soportar cualquier combinación de velocidad y factor de carga descrita en los diagramas de maniobra y ráfagas, para el intervalo de altitudes de vuelo y para el intervalo de pesos. Las limitaciones estructurales se pueden considerar desde dos puntos de vista diferentes: el del diseñador y el del operador.

Desde el punto de vista del diseñador lo más importante es la resistencia estructural mínima que debe tener el avión para obtener la certificación correspondiente. Desde el punto de vista del operador lo más importante es respetar los límites impuestos para el uso de la aeronave, de modo que las cargas a las que esté sometida sean inferiores a las cargas de cálculo.

2.3 Diagrama de maniobra

Sabiendo que excepto cuando la fuerza de levantamiento es igual al peso el factor de carga no es igual a la unidad, se puede denotar como ΔL a la variación de levantamiento sobre el peso para el cálculo del factor de carga en determinada condición de vuelo [9], como lo muestra la ecuación 2.8:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{W + \Delta L}{W} = 1 + \frac{\Delta L}{W} \quad (2.8)$$

El diagrama de maniobra, mostrado en la figura 2.2 consiste en un gráfico en donde se representan los factores de carga n en función de las velocidades equivalentes, suponiendo que la aeronave está sometida a cargas simétricas y que los movimientos de cabeceo no sean acelerados.

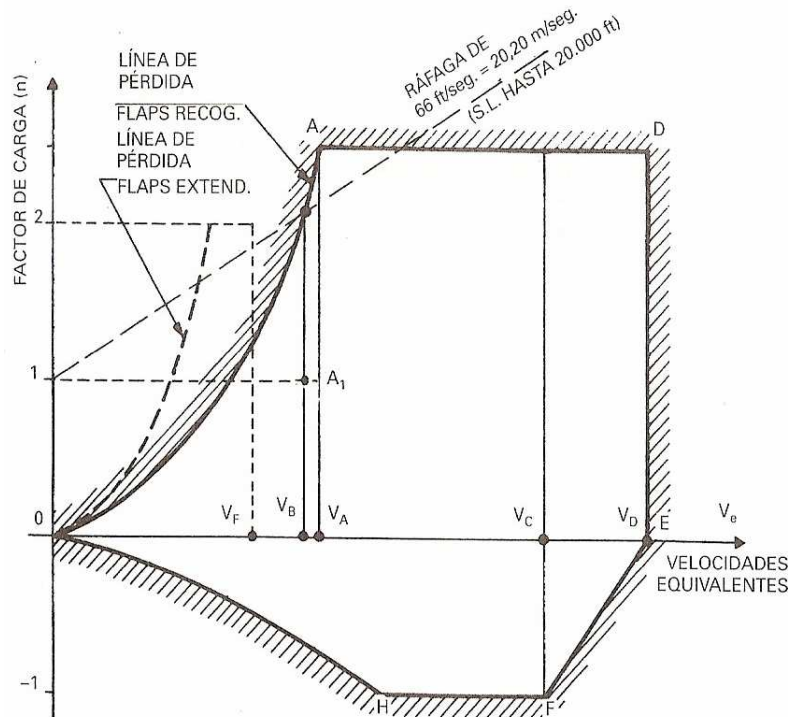


Figura 2.2 Diagrama de maniobra [9].

La figura 2.2 se interpreta de la siguiente manera: La sección OA está regida por la ecuación 2.9:

$$V_m = \sqrt{n} \cdot V_s \quad (2.9)$$

Donde V_m es la velocidad de pérdida para el factor de carga (o en maniobra) que se considere y V_s la velocidad de pérdida en vuelo rectilíneo y horizontal con flaps recogidos. El motivo de usar velocidades equivalentes es porque los esfuerzos son proporcionales al cuadrado de dicha velocidad, independientemente de la altitud y la densidad, mientras que utilizando velocidades verdaderas habría que tener en cuenta ambas.

La parte HO corresponde a una situación en la cual la sustentación fuera negativa (n también sería negativo); la diferencia en cuanto a la parte OA es que la velocidad necesaria para producir un determinado factor de carga negativo es mayor que la que se necesitaría para el mismo factor de carga positivo. La curva HOA define la región en la que el avión entra en pérdida.

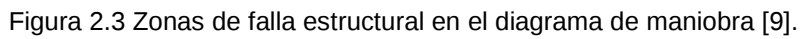
El factor de carga límite es el máximo que se supone se puede encontrar la aeronave en servicio, y adicionalmente existe el factor de carga último que es equivalente al factor de carga límite multiplicado por un coeficiente de seguridad igual a 1.5. El resto del diagrama está determinado por las siguientes reglas:

- a) Entre las velocidades V_A (velocidad de maniobra) y la V_D (velocidad de picado), el factor de carga límite será de por lo menos 2.5 para aviones comerciales, es decir, el avión estará diseñado para soportar una carga equivalente al doble de su peso y de 4 para aviones de uso general.
- b) El punto E está definido por la velocidad V_D .
- c) En la parte de factores de carga negativos (sustentación negativa) el punto H está definido por la intersección de la parábola que representa la pérdida con sustentación negativa y la condición $n = -1$.
- d) Entre la velocidad que corresponde al punto H y la V_C (velocidad crucero), el factor de carga límite será de -1, definiendo el punto F.
- e) Entre el punto F y el E, el factor de carga disminuirá linealmente.

Los valores del factor de carga que limitan el diagrama de maniobra mostrado en la figura 2.2 son los mínimos exigidos para los aviones de transporte. Además de esto, la normatividad en aeronáutica establece que la estructura debe estar calculada con un margen de seguridad de 1.5, esto es, que las cargas necesarias para producir un fallo estructural en la aeronave deberían exceder en 1.5 veces a las que se originarían volando en alguna condición representada por la línea de fallo estructural de la figura 2.3

2.4 Diagrama básico de ráfaga

Un caso que da lugar a cargas simétricas son las ráfagas ascendentes o descendentes cuando la aeronave se encuentra en vuelo horizontal. La ráfaga de viento proviene de la existencia de dos masas de aire con velocidades relativas verticales distintas entre sí. Normalmente no se pasa bruscamente de una masa de aire en reposo a otra en movimiento, sino que existe un período de transición. Respecto a las cargas que origina una ráfaga en la aeronave, se considera una masa de aire que produzca una ráfaga equivalente a la que se podría esperar si el cambio fuera brusco.



El ángulo de ataque al encontrar la ráfaga sufrirá un incremento $\Delta\alpha$ cuya tangente está definida por:

39

La interpretación geométrica del incremento en el ángulo de ataque se muestra en la figura 2.4:

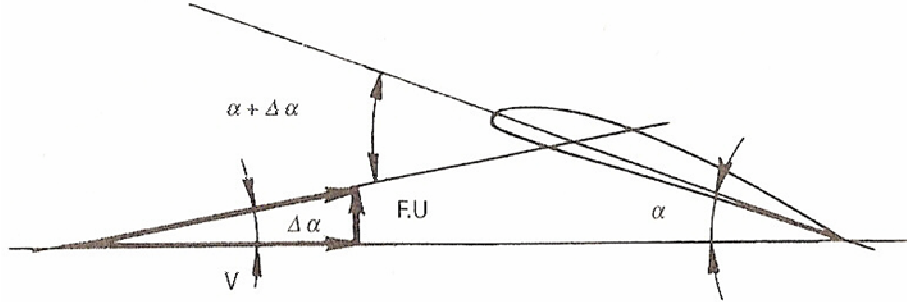


Figura 2.4 Incremento del ángulo de ataque ante el encuentro con una ráfaga [5].

El valor de la tangente de ángulos pequeños se aproximan a los mismos ángulos, por lo que se puede reescribir la ecuación 2.10 como:

$$\Delta\alpha = \frac{FU}{V} \quad (2.11)$$

La sustentación generada por la aeronave se verá aumentada por los efectos de la ráfaga, al aumentar el ángulo de ataque. El factor de carga considerando los efectos del incremento en el ángulo de ataque esta definido por:

$$n = \frac{L + \Delta L}{W} = 1 + \frac{\Delta L}{W} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V^2 S \Delta C_L}{W} \quad (2.12)$$

Como se muestra en la ecuación 2.12, el incremento en la sustentación depende del incremento en el coeficiente de levantamiento C_L , que a su vez depende del aumento de α . Incluyendo en la ecuación el incremento en el ángulo de ataque, la ecuación 2.12 se puede reescribir como:

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V^2 S \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \Delta \alpha}{W} \quad (2.13)$$

El término $\frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha}$ es la pendiente de la curva representada por C_L en función de α , cuyo valor es constante en la zona útil del perfil, como se muestra en la figura 2.5:

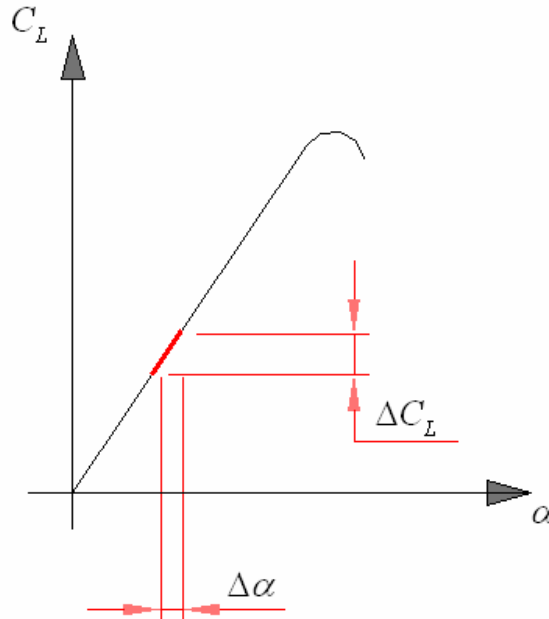


Figura 2.5 Forma típica de la gráfica de levantamiento de un perfil.

Sustituyendo la ecuación 2.11 en la ecuación 2.13, resulta:

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V^2 S \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} \cdot \frac{(FU)}{V}}{W} \quad (2.14)$$

Simplificando la ecuación 2.14:

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V S \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha} (FU)}{W} \quad (2.15)$$

Para cada ráfaga corresponde un valor de U distinto y por tanto un valor diferente de factor de carga, pero cuando la V equivalente sea igual a cero el factor de carga será igual a la unidad sin importar que valor tenga la velocidad U . En un diagrama $V-n$, como el mostrado en la figura 2.6, la ecuación 2.15 estará representada por una familia de rectas dependientes del valor que tome U que pasan por el punto $(n=1, V=0)$.

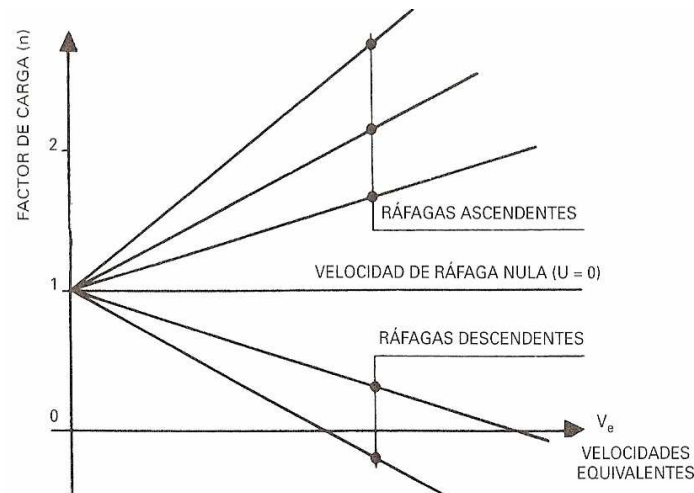


Figura 2.6 Diagrama de ráfaga [9].

De la figura 2.6 se pueden hacer varias conclusiones:

- Cuanto mayor es la velocidad de vuelo, mayor será el factor de carga que corresponde a esa condición de vuelo.
- El peso es inversamente proporcional al factor de carga. Esto no significa que con un peso grande y en consecuencia un factor de carga pequeño la aeronave vaya a resistir mejor, ya que la influencia del peso en el momento de flexión en las partes empotradas suele ser muy grande.
- Cuanto mayor sea el alargamiento del ala ($\bar{A}$), el valor de la pendiente de la curva de levantamiento en función del ángulo de ataque también será mayor, por lo que se concluye que las ráfagas afectarán de forma más significativa a las aeronaves con valores de alargamiento altos.
- De manera opuesta, las alas flechadas tienen una pendiente de la curva de levantamiento en función del ángulo de ataque menor con respecto a las alas rectas, por lo que se puede concluir que las ráfagas provocan factores de carga menores cuanto más alto sea el ángulo de flechado.

La velocidad para ráfaga de intensidad máxima, V_B , se determina por la intersección de la línea que representa la pérdida con la ráfaga de intensidad máxima. En la figura 2.7 se representan los puntos B' , C' y D' que corresponden a los casos antes descritos a), b) y c), así como los puntos G' , F' y E' correspondientes a las ráfagas descendentes y de las mismas intensidades.

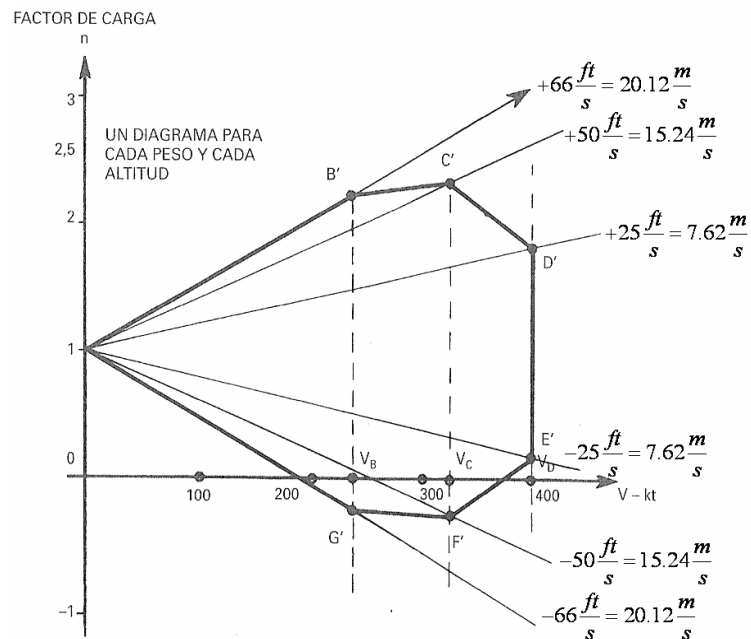


Figura 2.7 Diagrama de ráfagas de 0 a 6100 m [9].

La figura 2.7 corresponde a altitudes entre 0 y 6100 m, como se puede ver por los valores indicados sobre las ráfagas. Para altitudes superiores es necesario calcular un diagrama específico para cada altitud debido a la variación lineal de las intensidades de las ráfagas. Es importante mencionar que para una misma intensidad de ráfaga, la influencia de las ráfagas horizontales es menor que la de las verticales [9].

2.5 Diagrama compuesto de maniobra-ráfagas

La estructura de la aeronave debe ser capaz de soportar cualquier esfuerzo que origine un factor de carga tanto del diagrama de maniobra (figura 2.2) como del diagrama de ráfagas (figura 2.7), de modo que si alguno de los puntos del diagrama de ráfagas sobresaliera fuera del diagrama de maniobra haría falta re-diseñar la estructura para ese valor superior del factor de carga. Análogamente podría ocurrir con la parte negativa del factor de carga y sería necesario diseñar la estructura del avión para soportar factores de carga negativos superiores en módulo a la unidad. La mejor forma de representar lo antes expuesto es dibujar los dos diagramas superpuestos, y obtener el diagrama compuesto mostrado en la figura 2.8. La estructura de la aeronave debe ser capaz de soportar cualquier esfuerzo combinado provocado por la combinación factor de carga y velocidad dentro del diagrama.

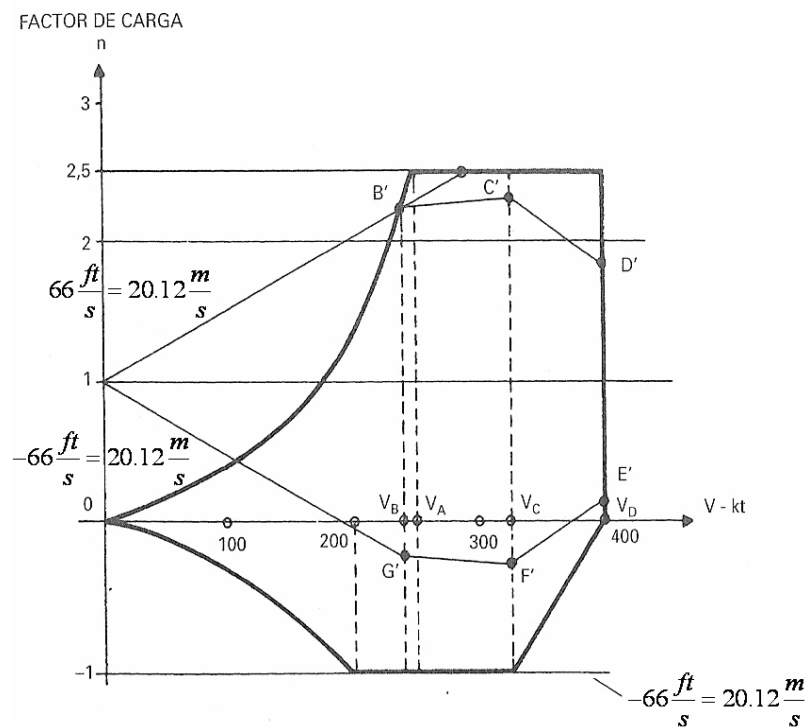


Figura 2.8 Diagrama compuesto de maniobra-ráfagas [9].

2.6 Cargas sobre el ala de una aeronave

La estructura de una aeronave debe soportar dos clases distintas de cargas: las primeras, llamadas cargas en tierra, incluyen todas las cargas a las que se somete la aeronave durante el movimiento o traslado en tierra; mientras que las segundas, llamadas cargas en aire, contemplan las cargas que se imponen en la estructura de la aeronave durante el vuelo, por efecto de maniobras y de ráfagas de viento. Además, las cargas sobre las aeronaves también pueden ser clasificadas como fuerzas de superficie, las cuales están en contacto directo con la superficie de la estructura (como las presiones aerodinámica e hidrostática) y fuerzas de cuerpo, que actúan sobre toda la aeronave como un solo volumen y se producen por efectos gravitacionales e inerciales [10].

Durante el vuelo y de forma general, la fuerza de sustentación equilibra al peso de la aeronave, pero esta aseveración no significa que estas dos fuerzas actúan sobre la misma línea de acción, lo que produce un momento no equilibrado que se compensa por acción del estabilizador horizontal en la cola del avión. Una consecuencia del fenómeno de levantamiento es una distribución de presión alrededor del perfil. Una distribución de presión típica, como la mostrada en la figura 2.9, tiene componentes vertical y horizontal que actúan en el centro de presión del perfil (CP):

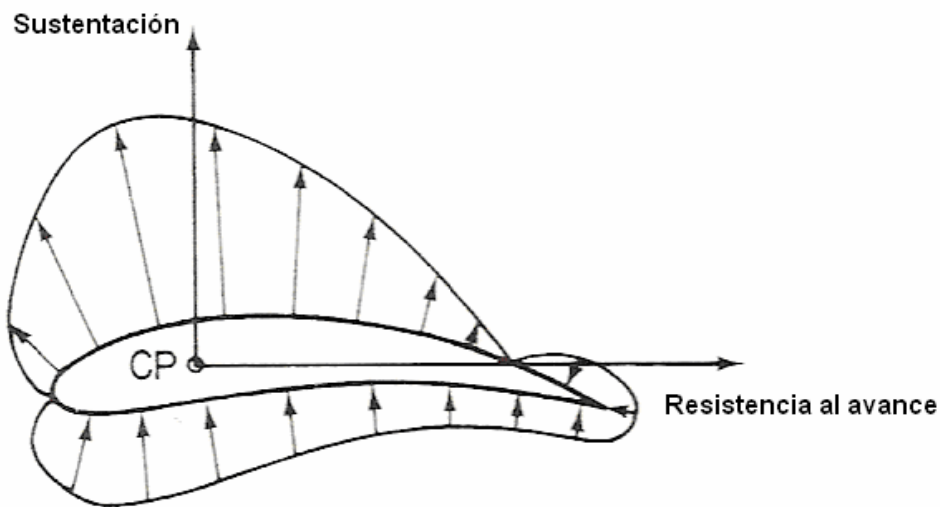


Figura 2.9 Distribución de presión típica en un perfil aerodinámico [10].

Como se puede esperar, el CP cambia conforme la distribución de presión varía con respecto a las condiciones del flujo. Sin embargo, por conveniencia, se define al CP como el punto del perfil aerodinámico donde el momento producido por el levantamiento y la resistencia al avance permanece constante. Basado en lo anterior, se pueden sustituir las fuerzas de levantamiento y resistencia al avance que actúan en el CP por las fuerzas de levantamiento y resistencia al avance que actúan en el centro aerodinámico (CA) más el momento de magnitud constante M_0 , como se muestra en la figura 2.10:

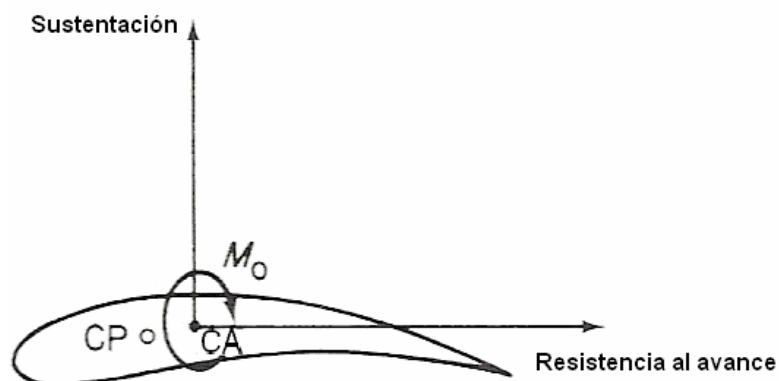


Figura 2.10 Fuerzas que actúan en el centro aerodinámico de un perfil [10].

Mientras que en la distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil se mantiene la posición de la carga aerodinámica resultante en la sección transversal del ala, la distribución a lo largo de la envergadura localiza la posición en relación a la raíz del ala. Un ejemplo de la distribución general en una aeronave se muestra en la figura 2.11:

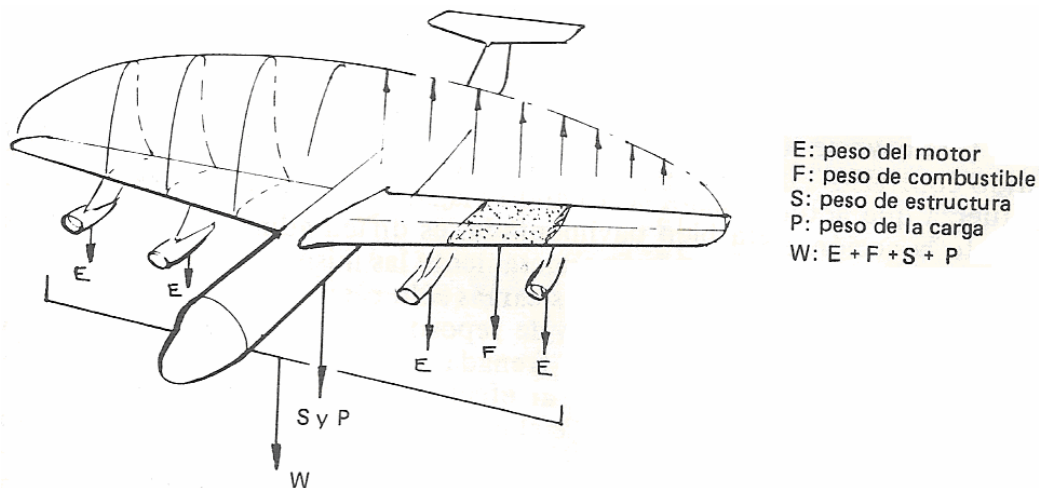


Figura 2.11 Distribución de la sustentación total sobre el ala de una aeronave [10].

2.7 Cálculo de la distribución del levantamiento en un ala

Uno de los métodos más utilizados para calcular la distribución del levantamiento sobre un ala es el usado por Anderson [11], el cual a su vez, se basó en el análisis de Glauert, quien aplicó series de Fourier para desarrollar soluciones para alas con cualquier forma y cualquier grado de torcimiento. Anderson aplicó los métodos de Glauert para determinar las características de alas que se encuentran dentro de un amplio intervalo de valores de alargamiento y conicidad y con una variación del torcimiento lineal a lo largo de la envergadura.

Anderson consideró que la distribución de levantamiento a lo largo de la envergadura para cualquier ala consiste en dos partes:

- La primera, llamada distribución básica, es la distribución que depende principalmente del torcimiento del ala y ocurre cuando el levantamiento total del ala es igual a cero; esta parte no cambia con el ángulo de ataque del ala [11].
- La segunda parte de la distribución de levantamiento, llamada distribución adicional, es el levantamiento debido al cambio en el ángulo de ataque del ala; esta parte es independiente del torcimiento del ala [11].

Una distribución típica del levantamiento sobre la semi-envergadura de un ala recta con torcimiento con un coeficiente de levantamiento relativamente alto se muestra en la figura 2.12:

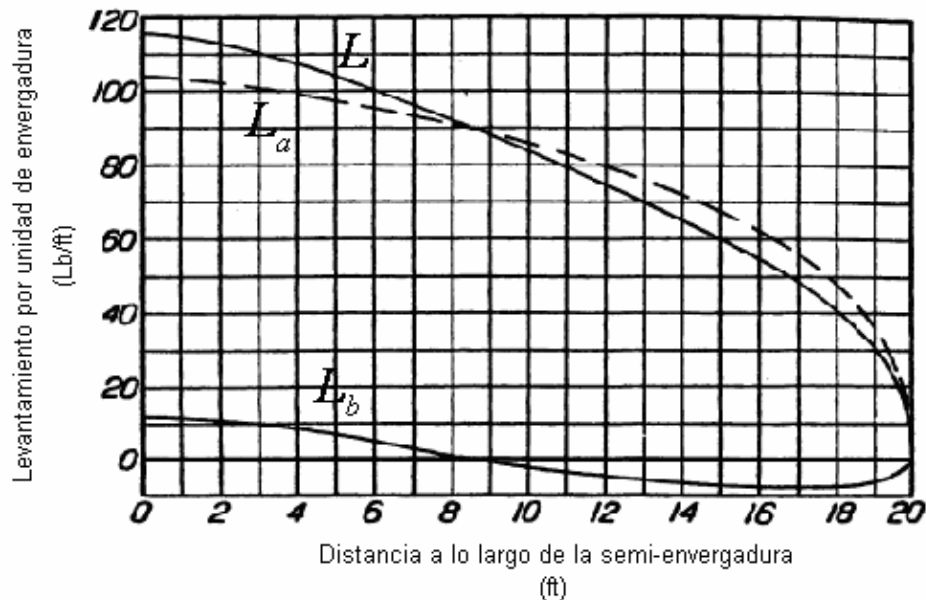


Figura 2.12 Distribución típica de levantamiento sobre la semi-envergadura de un ala [11].

Anderson presentó sus soluciones en forma de tablas y gráficas fáciles de aplicar. Para poder emplear estas soluciones, es necesario conocer los siguientes aspectos geométricos del ala:

- S superficie alar.
- b envergadura.
- $\bar{A}$ alargamiento.
- λ conicidad.
- ϵ torcimiento.
- α_0 pendiente de la curva de levantamiento del perfil.
- c cuerda en cada estación del ala.

Los datos requeridos para calcular la distribución del levantamiento a lo largo de la envergadura se dan en las tablas A1 y A2 del apéndice. Se presentan los valores de la fuerza de levantamiento básica y adicional, L_b y L_a para varias estaciones de la envergadura, dentro de un amplio intervalo de valores de alargamiento y conicidad.

El coeficiente de levantamiento básico local para una sección, C_{lb} , para un coeficiente de levantamiento del ala igual a cero, está dado por la ecuación 2.16:

$$C_{lb} = \frac{\epsilon \alpha_0 S}{cb} L_b \quad (2.16)$$

El coeficiente de levantamiento adicional local para una sección, C_{la} , para un coeficiente de levantamiento del ala igual a C_L , se obtiene aplicando la ecuación 2.17:

$$C_{la} = \frac{S}{cb} L_a \quad (2.17)$$

El coeficiente de levantamiento total local para una sección, C_l , para una ala con coeficiente de levantamiento C_L , se obtiene con la ecuación 2.18:

$$C_l = C_{lb} + C_L C_{la} \quad (2.18)$$

Se grafica el C_{LMAX} del perfil como referencia con el fin de encontrar el C_{LMAX} del ala, que debe ser menor al del perfil a lo largo de la envergadura y de igual magnitud en el empotre, ya que es donde el perfil no tiene torcimiento. El valor de C_L que corresponde al ala será aquel que intersecte en un punto a la recta del C_L máximo del perfil.

El siguiente paso es relacionar los coeficientes de levantamiento locales con el coeficiente de levantamiento global. El coeficiente de levantamiento global de la aeronave se calcula despejando C_L de la ecuación de levantamiento 2.19, considerando la fuerza de levantamiento, L , igual al peso máximo al despegue de la aeronave, W_{max} , la densidad del aire a la condición de diseño especificada, ρ , y la velocidad de la aeronave en la misma condición de diseño $\bar{V}^2$:

$$L = W_{max} = \frac{1}{2} \rho_0 \bar{V}^2 S C_L \quad (2.19)$$

Debe considerarse que al ala de una aeronave se le atribuye aproximadamente el 95% del levantamiento total de la aeronave en vuelo estable [9], por lo que el C_L global para el ala se puede aproximar mediante la ecuación 2.20:

$$C_{LALglobal} = 0.95 C_{Lglobal} \quad (2.20)$$

Multiplicando el coeficiente de levantamiento global del ala, $C_{L,ALAglobal}$, por cada uno de los coeficientes de levantamiento locales de la misma, C_l , se puede conocer el coeficiente de levantamiento real para cada sección, el cual sirve para poder conocer la fuerza de levantamiento a lo largo de la envergadura. Una vez conocida la fuerza de levantamiento en cada sección de la envergadura y haciendo uso de una aproximación polinomial, se puede conocer la distribución del levantamiento en cualquier región del ala por medio de la integración numérica de la función polinomial que define la distribución de levantamiento. Si se define una línea de tendencia que no fuera polinomial, es decir, que sea una función compleja como una logarítmica por ejemplo, se puede encontrar la magnitud de la fuerza de levantamiento mediante un método numérico de integración.

2.8 Función de los elementos estructurales

Las funciones básicas de la estructura de una aeronave son transmitir y resistir las cargas aplicadas, proveer una forma aerodinámica y proteger la carga, pasajeros, sistemas, etc., de las condiciones ambientales encontradas en vuelo [10]. Estos requerimientos, en la mayoría de las aeronaves, se pueden satisfacer con estructuras delgadas tipo cascarón, donde la superficie externa del cascarón o piel es usualmente soportada por miembros rígidos longitudinales y elementos transversales para permitirle resistir cargas flectoras, de compresión y de torsión sin pandearse. Dichas estructuras son conocidas como semi-monocoque, mientras que los cascarones delgados que dependen enteramente de su propia piel por su capacidad para resistir cargas son conocidos como monocoque. Los elementos que debe contener una estructura alar para soportar las cargas combinadas a las que es sometida se mencionan a continuación y se muestran en la figura 2.13:

- **Piel.**- Transmite las fuerzas aerodinámicas a los elementos. Soporta esfuerzos de corte producidos por momentos flectores y de torsión. Junto con los elementos longitudinales (vigas y atiezadores), resiste fuerzas flectoras y axiales.
- **Costillas.**- Mantienen la forma de perfil a lo largo del ala. Otras de sus funciones es distribuir las cargas concentradas y proporcionar apoyo a vigas y a la piel.
- **Atiezadores.**- Le dan soporte a la piel, dividiéndola en tableros angostos. Resisten esfuerzos axiales y de flexión.
- **Vigas.**- Resisten esfuerzos axiales principalmente, y secundariamente, resisten esfuerzos de flexión y cortantes. En conjunto con las costillas, delimitan la caja de torsión en el ala.

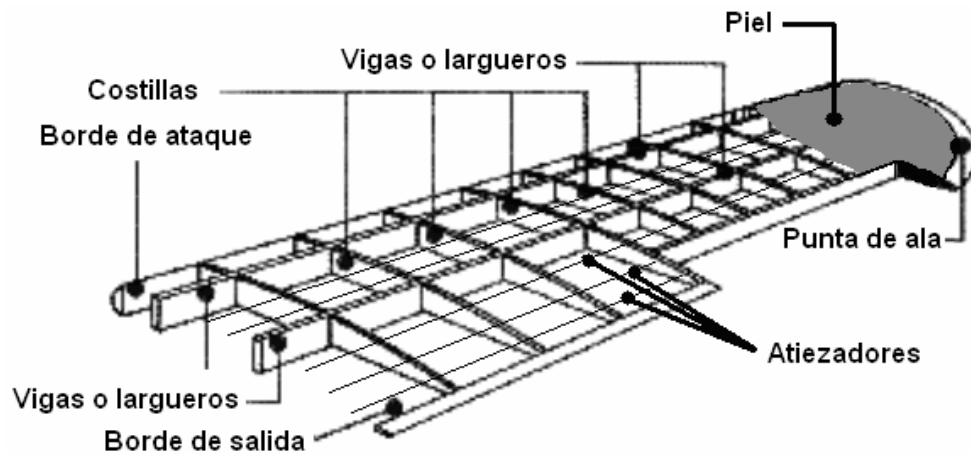


Figura 2.13 Estructura típica de un ala.

En una estructura alar, la forma de la sección transversal está definida por razones aerodinámicas y debe mantenerse para todas las combinaciones de carga. Lo anterior es una de las funciones de las costillas, las cuales también actúan con la piel al resistir las cargas aerodinámicas distribuidas por efecto de la presión. Las costillas distribuyen las cargas en la estructura y redistribuyen los esfuerzos alrededor de discontinuidades, tales como el espacio para equipaje, paneles de inspección y tanques de combustible, en la superficie del ala.

Las costillas aumentan la rigidez para evitar el pandeo en los elementos longitudinales que trabajan como columnas, ya que les representan una restricción geométrica limitando su longitud. De manera similar, las costillas incrementan la rigidez de los paneles de piel que se encuentran entre ellas, para evitar el pandeo de los mismos.

La función primaria de la piel del ala es formar una superficie impermeable para soportar la distribución de presión aerodinámica. Estas fuerzas aerodinámicas son transmitidas hacia las costillas y atezadores por medio de la piel, que trabaja estructuralmente como una placa delgada. La resistencia a las cargas de corte y de torsión es suministrada mediante el comportamiento de los esfuerzos de corte desarrollados en la piel y los largueros, mientras que las cargas flectoras y axiales son soportadas por la acción combinada de la piel y los atezadores.

Aunque la delgada piel puede resistir cargas de corte y de tensión, también está sometida bajo cargas de compresión relativamente bajas. En lugar de incrementar el espesor de la piel aumentando el peso del componente, se utilizan atezadores adheridos a la piel y a las costillas, dividiendo así, la piel en pequeños paneles con la finalidad de incrementar la rigidez y evitar el pandeo. Esta acción estabilizadora de los atezadores sobre la piel es recíproca en alguna medida, aunque el efecto normal a la superficie de la piel es mínimo. Los atezadores dependen principalmente de la unión con las costillas para prevenir la condición de columna en dicha dirección.

2.9 Análisis estructural de la caja de torsión

De forma general un ala es un elemento conformado por vigas, atezadores, costillas y piel. La estructura resultante frecuentemente consta de una, dos o más celdas y es muy redundante, por lo que para su estudio estructural, un ala puede ser representada por una serie de celdas o cajas. De forma simplificada, un ala está sometida a tres tipos de fuerzas, que son la fuerza de levantamiento L , la fuerza de resistencia al avance D , y el momento de cabeceo M_o , como se muestran en la figura 2.14:

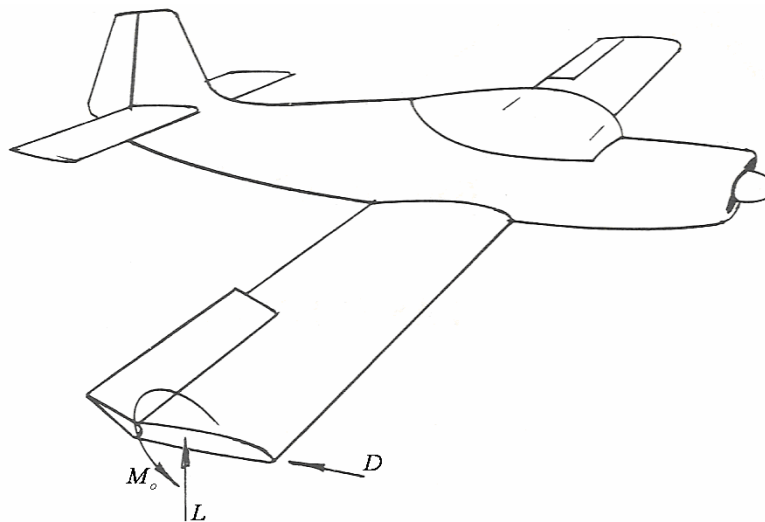


Figura 2.14 Fuerzas a las que es sometida un ala de una aeronave en vuelo [10].

Para hacer el análisis estructural de un ala, se tiene que considerar una sección representativa de la misma sometida a las mismas cargas aerodinámicas que el ala, comúnmente denominada como caja de torsión. Un ejemplo de una caja de torsión se muestra en la figura 2.15:

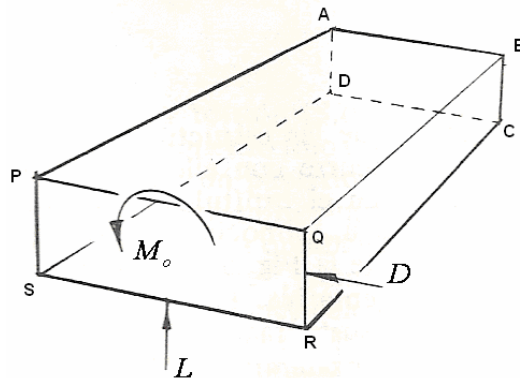


Figura 2.15 Ejemplo de una caja de torsión [10].

Para simplificar el análisis, se estudia el efecto de las tres cargas por separado. El método que se utiliza para resolver sistemas de carga complicados se llama principio de superposición [10]. En general, cuando una estructura está cargada, cambia de forma en alguna dirección, donde la carga y la deflexión que pueden ser medidas están relacionadas con el esfuerzo y la deformación. El principio de superposición dice que si dos o más cargas separadas se aplican a una estructura elástica, cada carga producirá una deflexión, y si las cargas se aplican de forma conjunta, la deflexión será el resultado de las sumas parciales. Cuando las cargas y deflexiones se pueden sumar, los esfuerzos y deformaciones producidos por ellas pueden así mismo sumarse.

Considerando sólo la carga L , aplicada en un punto de la línea RS como se muestra en la figura 2.15, la piel por sí sola no sería capaz de resistirla, por lo que es necesario colocar un elemento plano PQRS, que en el caso del ala, será una costilla. Con la carga L actuando hacia arriba y considerando la caja como una viga, la cara PABQ estará sometida a compresión y la SDCR a tracción. Ya que las cargas tienden a concentrarse en los patines de las vigas, es necesario reforzar los bordes de la caja de torsión, por ejemplo el borde QB. El diseño parcial de la caja de torsión se muestra en la figura 2.16:

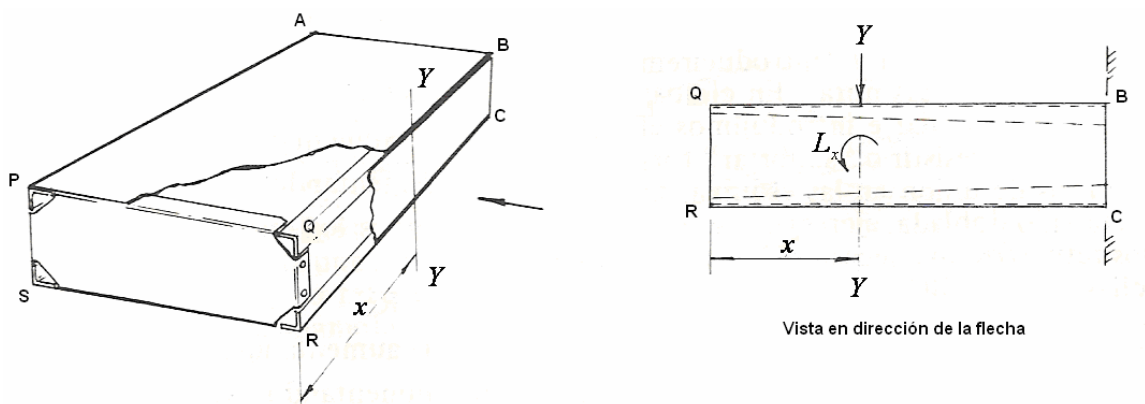


Figura 2.16 Diseño parcial de la caja de torsión [10].

Tomando en cuenta el efecto de transferir la carga L a cualquier posición YY la cual está a una distancia x de QR y sabiendo que solo se transmite la mitad de dicha fuerza a cada lado del cajón se tiene que en la posición YY se tiene la carga L y además un momento L_x , llamado momento flector. En cualquier punto YY , la carga siempre será la misma, pero el momento L_x va a variar desde 0 en QR hasta un máximo en BC. Por tanto, la sección de material debe ser menor donde la carga sea más baja, y los ángulos deberán ser decrecientes como se mostró en la figura 2.16.

Resumiendo los efectos de la carga L se tiene:

- Fuerza cortante sobre las almas ADSP y BCRQ.
- Fuerza de compresión en los bordes PA y QB, aumentando hacia AB.
- Fuerza de tracción en los bordes SD y RC aumentando hacia DC.

De manera análoga considerando sólo los efectos de la carga D , se presentan los siguientes fenómenos:

- Fuerza cortante en las almas PABQ y SDCR.
- Fuerza de compresión en los bordes PA y SD, aumentando hacia AD.
- Fuerza de tracción en los bordes QB y SD, aumentando hacia BC.

Debido a los refuerzos en los bordes paralelos a QB, el elemento ejerce una fuerza estabilizadora contra ondulaciones. Sin embargo, las amplias caras PABQ y SDCR necesitan ser divididas en secciones pequeñas, para evitar grandes oscilaciones o retrasar el comienzo de la inestabilidad en la piel. En la figura 2.17 se muestra el aspecto interno y externo de la caja de torsión, la cual ya se reconoce como parte de un ala:

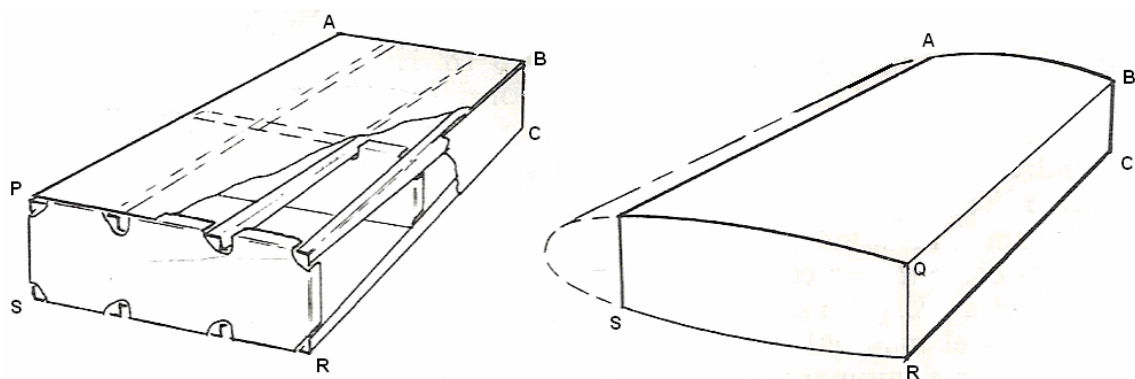


Figura 2.17 Caja de torsión parte de un ala [10].

Un aspecto importante de la aplicación de un momento a una caja de torsión en un ala es que bajo la influencia de la carga se distorsiona en el sentido de alabeo las costillas, como la sección PQRS mostrada en la figura 2.18:

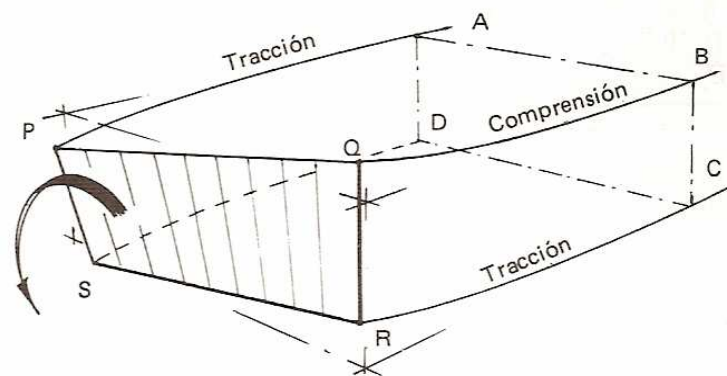


Figura 2.18 Caja de torsión bajo la aplicación de un momento [10].

Una de las costillas no alabearía porque la otra mitad del ala, el otro lado de ABCD, originaría una simetría de carga. Si no hubiera estructura de compensación o si, por alguna razón, la carga en la otra mitad del ala fuera diferente (como pasa durante una maniobra de alabeo), entonces la costilla ABCD tendería también a sufrir una torsión.

El análisis estructural entre costillas empieza con la idealización de una sección transversal del ala en la cual los esfuerzos normales se concentran en nodos y los esfuerzos de corte se concentran únicamente en los paneles que forma la piel [12]. Un ejemplo de una sección simplificada con tres nodos se muestra en la figura 2.19:

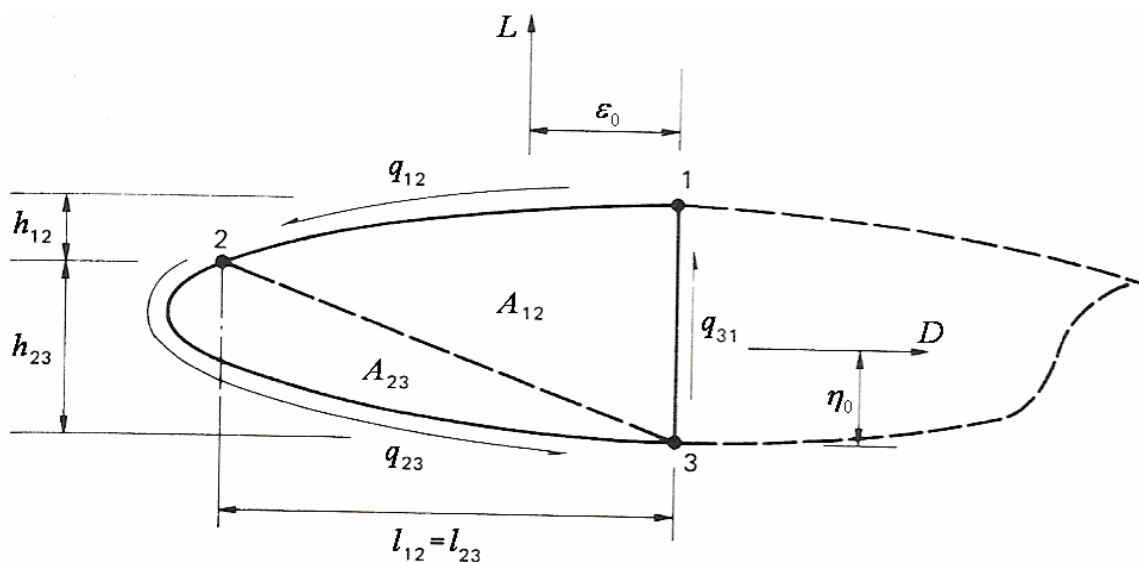


Figura 2.19 Sección uni-celda idealizada con tres nodos [12].

La parte del borde de entrada opuesta al elemento 3-1 interviene sólo con fines aerodinámicos, por lo que se puede considerar como una sección donde no se presentan esfuerzos estructurales. Las fuerzas de levantamiento y resistencia al avance, denotadas en la figura como L y D respectivamente, inducen flujos de corte en los paneles formados por la piel, los cuales son constantes entre los nodos adyacentes en una sección idealizada. En la figura 2.18 se muestran los flujos de corte entre los nodos, denotados por q_{12} , q_{31} y q_{23} , las distancias verticales entre nodos se especifican mediante h_{12} y h_{23} , las distancias horizontales entre nodos están dadas por l_{12} y l_{23} y las distancias horizontal y vertical del elemento 3-1 hacia el punto de aplicación de las cargas L y D son, respectivamente, ε_0 y η_0 .

Entonces, resolviendo estáticamente por medio de la sumatoria de fuerzas sobre el eje horizontal y considerando que la resultante de los flujos de corte internos es equivalente a la carga aplicada, se tiene:

$$D = -q_{12}l_{12} + q_{23}l_{23} \quad (2.21)$$

Resolviendo sobre el eje vertical:

$$L = q_{31}(h_{12} + h_{23}) - q_{12}h_{12} - q_{23}h_{23} \quad (2.22)$$

Finalmente se resuelve estáticamente tomando momentos con respecto de un nodo, por ejemplo, con respecto al nodo 3:

$$D\eta_0 + L\varepsilon_0 = -2A_{12}q_{12} - 2A_{23}q_{23} \quad (2.23)$$

De esta manera, se tiene un sistema de tres ecuaciones con tres valores de flujo de corte como incógnitas. Se puede recurrir a la simplificación de 3 nodos en una sección de ala cuando se pretende examinar distribuciones de carga y flujos de corte en costillas de alas. En análisis diferentes se tiene que considerar la flexión, torsión y esfuerzo cortante de secciones de alas conformadas por multi-celdas.

Los momentos flectores en una sección cualquiera de un ala usualmente son producidos por cargas de corte en otras secciones de la misma. La idealización para una sección del ala formada por multi-celdas se muestra en la figura 2.20:

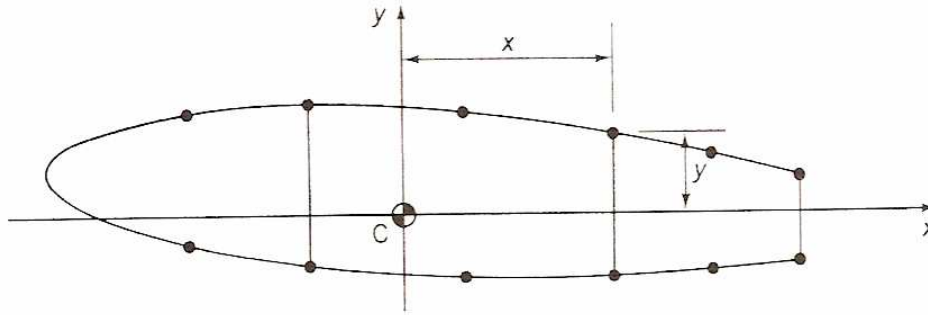


Figura 2.20 Sección multi-celda idealizada [12].

El comportamiento de los esfuerzos debidos a la flexión está definido por la ecuación 2.24:

$$\sigma_z = \frac{M_x (I_{yy}y - I_{xy}x)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} + \frac{M_y (I_{xx}x - I_{xy}y)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} \quad (2.24)$$

en la cual las coordenadas, x, y , de cualquier punto en la sección transversal y las propiedades de la misma están referidas a los ejes C_{xy} , en los que el origen C coincide con el centroide del área de la sección a analizar, de acuerdo a la figura 2.20. La distribución de presión sobre una superficie aerodinámica a lo largo de la cuerda puede ser representada por fuerzas de corte (levantamiento y resistencia al avance) actuando sobre el centro aerodinámico junto con el momento de cabeceo M_0 .

Este sistema de fuerzas de corte puede ser transportado a la sección en forma de fuerzas cortantes D y L junto con un momento M_0 , teniendo así el caso de torsión pura para la sección transversal del ala. En este análisis se asume que no hay restricciones axiales y que la forma de la sección transversal del ala permanece sin cambios de geometría debidos a la aplicación de las cargas.

La sección transversal de un ala mostrada en la figura 2.21 comprende N celdas y está sometida a un momento M_0 , el cual genera momentos individuales y desconocidos en cada una de las N celdas. Alrededor de cada celda se producen flujos constantes de corte $(q_I, q_{II}, \dots, q_R, \dots, q_N)$ definidos por la ecuación (2.25):

$$M_0 = 2Aq \quad (2.25)$$

por lo que el momento total puede escribirse como en la ecuación 2.26:

$$M_0 = \sum_{R=1}^N 2A_R q_R \quad (2.26)$$

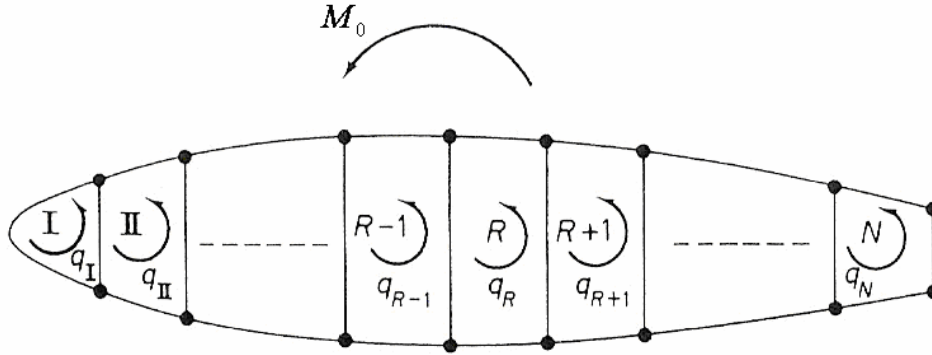


Figura 2.21 Sección multi-celdas sometida a torsión pura [12].

La aplicación de la ecuación 2.26 es suficiente para resolver el caso especial de una sección uni-celda estáticamente determinada. Para una sección multi-celdas se requieren más ecuaciones, las cuales se obtienen considerando la razón de cambio del torcimiento en cada celda y la compatibilidad de la condición de desplazamiento, la cual define que todas las N celdas poseen la misma variación del torcimiento $d\theta/dz$. Considerando que el flujo de corte es constante a lo largo de cada pared de la celda, se pueden sumar algebraicamente resultando en la distribución de flujo de corte sobre la celda R mostrada en la figura 2.22:

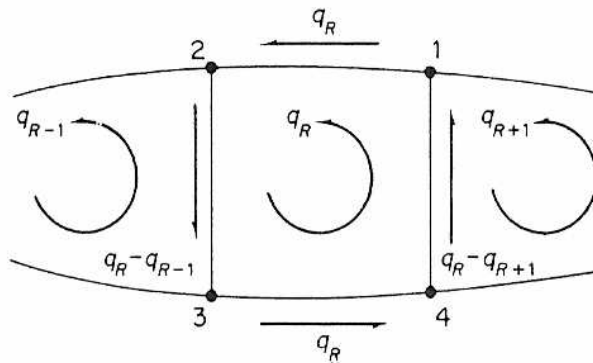


Figura 2.22 Distribución del flujo de corte en la celda R en una sección de ala multi-celdas [12].

Hasta ahora se ha considerado el caso general de una sección de ala con N celdas formadas por nodos y por paneles de piel, la cual es capaz de resistir tanto esfuerzos normales como esfuerzos cortantes. La sección del ala es sometida a los efectos de las fuerzas cortantes D y L cuyas líneas de acción no necesariamente pasan a través del centro de corte S , como se muestra en la figura 2.23. La distribución resultante de los flujos de corte se debe a los efectos combinados de las condiciones de torsión y cortante.

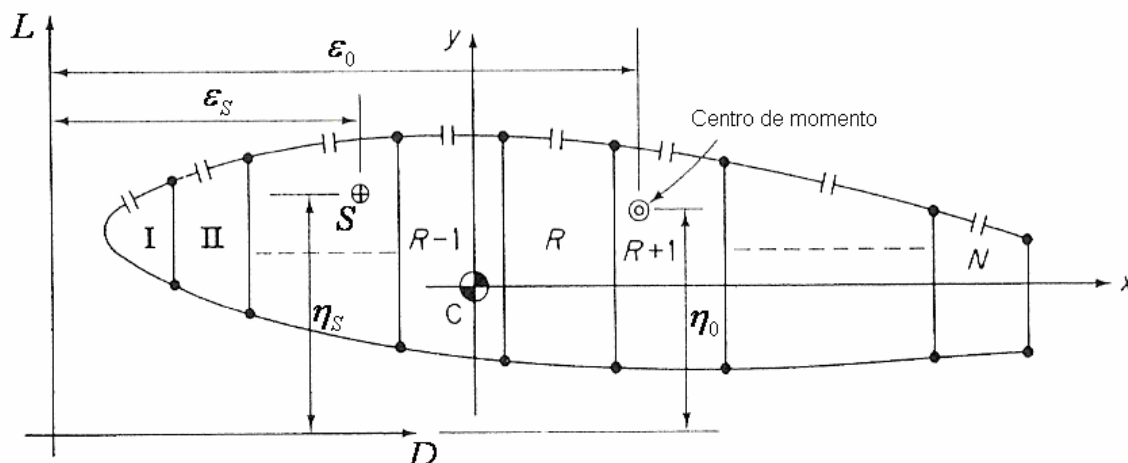


Figura 2.23 Sección de ala con N celdas en la condición de cortante [12].

En la figura 2.23 se muestran las distancias horizontales y verticales del centro de corte y del centro de momento a las fuerzas L y D , denotadas por ϵ_S , ϵ_0 , η_S y η_0 . El método para determinar la distribución del flujo de corte y la variación del torcimiento está basado en una simple extensión del análisis realizado sobre una celda simple sometida a los efectos de fuerzas cortantes. Teniendo la sección del ala dividida en N celdas puede volverse estáticamente determinada mediante el "cortar" sobre el panel de la piel en cada una de las celdas, como se muestra en la misma figura 2.23.

Generalmente en estos puntos de corte, los flujos de corte redundantes, $q_{S,0}$, son tan pequeños que el flujo de corte final difiere muy poco de aquel que se presentaría en una estructura estáticamente determinada. El sistema de ecuaciones simultáneas desde el cual se calcula el flujo de corte final está totalmente determinado y provee resultados confiables.

2.10 Paneles de acceso en alas

Idealmente se han considerado alas y fuselajes como cuerpos cerrados rígidos por medio de costillas colocadas de forma transversal y atiezadores. En la práctica es necesario proveer espacio para el acceso en estos cascarones rígidos cerrados. Por ejemplo, en las alas es necesario tener espacios para mecanismos de carga no retráctiles; otros accesos pueden ser requeridos para tanques de combustible, empotres del motor e instalaciones para armas. Las estructuras de los fuselajes tienen espacios para puertas, ventanas, en cabinas, etc. Otros paneles proveen acceso para la inspección y el mantenimiento de los diferentes mecanismos presentes en la aeronave. En la figura 2.24 se muestra un boceto de un panel de acceso sobre el intrados de un ala:

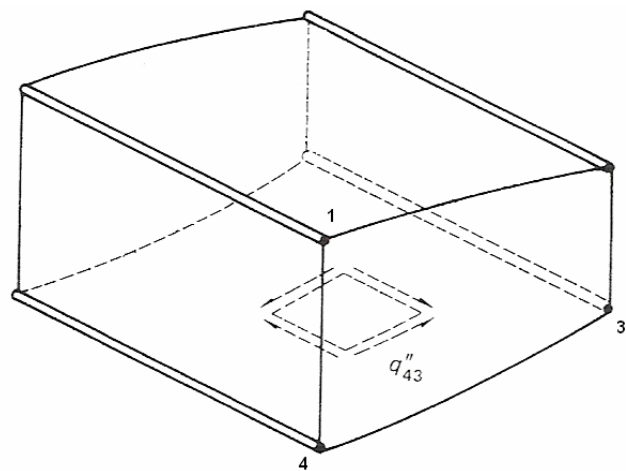


Figura 2.24 Boceto de un registro de inspección en una sección de ala [12].

Estos paneles de acceso, o también llamados registros de inspección, producen discontinuidades sobre las estructuras tipo cascarón, por lo que provocan que las cargas sean re-distribuidas en la proximidad del registro, modificando las cargas sobre la piel, atiezadores, costillas y en el marco del registro. Generalmente, estas secciones deben ser reforzadas con la desventaja de aumentar de forma inevitable el peso de la estructura [12]. El método más simple consiste en primero determinar el flujo de corte en los paneles que constituyen la piel como si la caja que define al ala fuera una sección continua. Posteriormente se aplican valores iguales y opuestos de flujo de corte para recalculer los flujos de corte alrededor de los bordes del panel de acceso.

CAPÍTULO 3

METODOLOGÍA Y DESARROLLO DEL PROBLEMA

En este capítulo se describe la aeronave Stela-M1 haciendo énfasis en el ala y en la sección donde se encuentra el herraje a inspeccionar. Se construye el diagrama $V-n$ de maniobra para ubicar la condición de diseño para el registro de inspección. Se presentan descripciones sobre los elementos que componen la estructura del ala, incluyendo sus dimensiones, su geometría, los materiales que los componen, la secuencia de apilado de los elementos laminados y las propiedades mecánicas de los materiales constituyentes. También se describe la configuración de la unión montante-ala y la configuración de los registros de inspección existentes en el ala. A lo largo de la descripción se va mostrando un modelo geométrico del ala. Adicionalmente se presentan los cálculos de la distribución de sustentación sobre el ala usando el método de Anderson y el del flujo de corte de la caja de torsión que contempla la sección donde se encuentra el herraje a inspeccionar descritos en el capítulo 2. Finalmente, se muestra un modelo geométrico del panel donde se construirá el registro de inspección haciendo uso del software ANSYS, especificando las cargas a las que está sometido por efectos de la fuerza de levantamiento, la fuerza de resistencia al avance y por el flujo de corte alrededor de las costillas.

3.1 Descripción general de la aeronave denominada Stela-M1

El Stela-M1, mostrado en la figura 3.1 es una aeronave biplaza de ala alta empotrada al fuselaje y con tren de aterrizaje triciclo.



Figura 3.1 Stela-M1.

El fuselaje está construido enteramente con fibra de carbono y es monocasco desde el tapafuego hasta las partes fijas de los estabilizadores horizontal y vertical, como se muestra en la figura 3.2:



Figura 3.2 Fuselaje del Stela-M1 tipo monocasco.

El ala esta construida de fibra de carbono y vidrio y tiene la configuración estructural típica, formada por dos vigas, la anterior que es la principal contiene el punto de anclaje del herraje de sujeción del montante entre ala y fuselaje. La posterior sirve para sujetar las superficies hipersustentadoras (flaps) y los alerones. La estructura del ala se muestra en la figura 3.3.

Los asientos son desplazables sobre una estructura rígida que forma parte del fuselaje. Los mandos de vuelo son de tipo convencional y la operación de las superficies de control es a través de tubos de torsión para flaps, alerones y timón de profundidad, mientras que para el timón de dirección es a través de cables. La aeronave tiene los mandos por duplicado, por lo que puede ser controlada tanto por el piloto como por el copiloto.



Figura 3.3 Configuración de la estructura del ala del Stela-M1.

La aeronave está provista con anemómetro, altímetro, tacómetro y un contador horario, mostrados en la figura 3.4:



Figura 3.4 Tablero de instrumentos del Stela-M1.

Además contiene indicadores de temperatura de aceite, presión y temperatura en los cilindros. La indicación del nivel de combustible es de mirilla directa para cada tanque alojado en cada una de las dos semialas, como se muestra en la figura 3.5, teniendo una capacidad total de 70 litros.



Figura 3.5 Indicación visual de nivel de combustible para cada tanque del Stela-M1.

A la fecha en la que se realizó esta investigación, la planta motriz de la aeronave es un motor alternativo marca JABIRU modelo 2200 que provee 80 Hp provisto de arranque y generador, mostrado en la figura 3.6:



Figura 3.6 Motor alternativo JABIRU 2200 montado en el Stela-M1.

Las velocidades características de la aeronave se muestran en la tabla 3.1:

Tabla 3.1 Velocidades características del Stela-M1 [13].

Velocidad	Símbolo	Magnitud (km/h)
De picado	V_D	241
Nunca exceder	V_{NE}	217
Crucero	V_C	170
De maniobra	V_A	150

3.2 Diagrama de maniobra

Como se mencionó en el capítulo 2, cuando una aeronave realiza ciertas maniobras tiene que ser capaz de generar una fuerza de sustentación igual a n veces su propio peso y soportar los esfuerzos resultantes. Adicionalmente, las fuerzas que se generan sobre la aeronave son proporcionales al cuadrado de la velocidad, V^2 , por lo que se puede concluir que los esfuerzos a que se ve sometida la aeronave son proporcionales al factor de carga n y al cuadrado de la velocidad.

El método más confiable para representar la combinación de los esfuerzos que producen ambas variables (factor de carga y velocidad) es la envolvente de vuelo o diagrama $V-n$. De la memoria de cálculo de la aeronave Stela-M1 [13] se pueden obtener los valores de las velocidades necesarios para la construcción del diagrama envolvente de vuelo por maniobra. Los factores de carga límites a los que está sometida la aeronave según su clasificación (aeronave de uso general) son +4.4 y -2.2, acorde con la sección 23.337 de las FAR (Federal Aviation Regulation) implementada por la FAA (Federal Aviation Administration) y las velocidades de pérdida se muestran en la tabla 3.2:

Tabla 3.2 Velocidades de pérdida del Stela-M1 [13].

Velocidad de pérdida ó de maniobra al factor de carga	Km/h
Con flaps recogidos	66
En configuración de aterrizaje	55

El diagrama $V-n$ por maniobra de la aeronave denominada Stela-M1 se muestra en la figura 3.7:

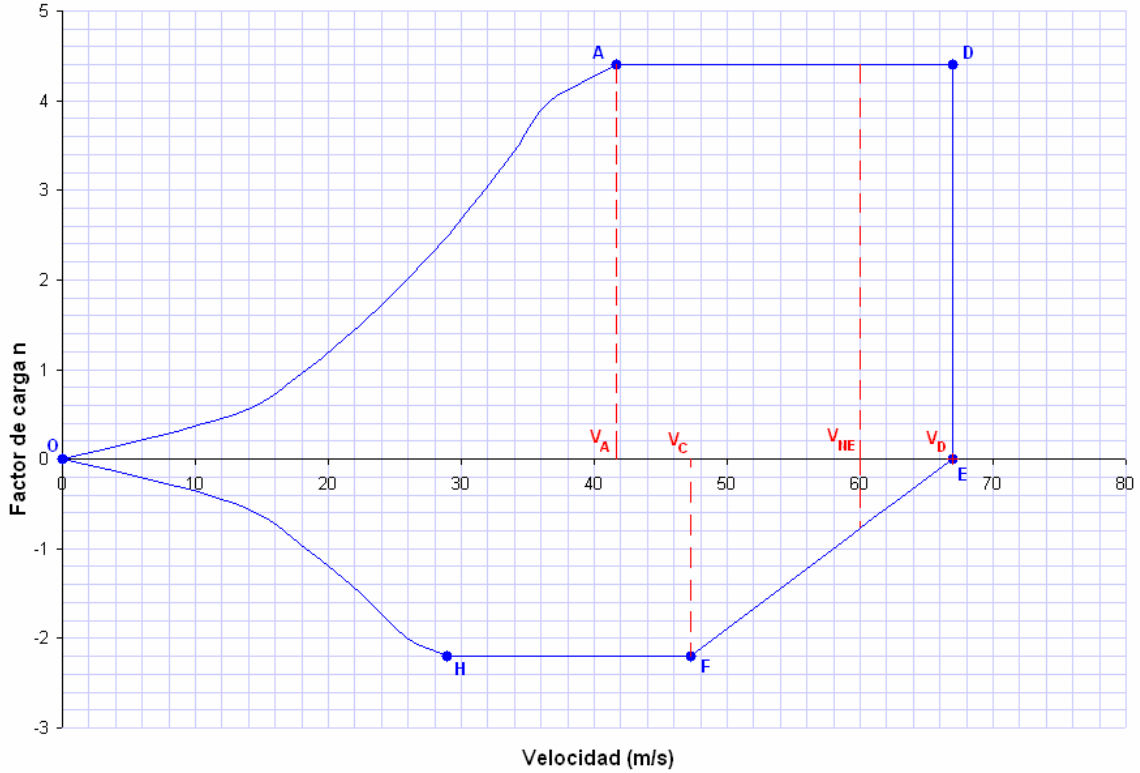


Figura 3.7 Diagrama de maniobra del Stela-M1.

La construcción del diagrama por maniobra del Stela-M1 mostrado en la figura 3.7 se describe a continuación:

El punto A está definido por la velocidad de maniobra al factor de carga correspondiente, en este caso, a un factor de carga igual a +4.4; dato obtenido de la memoria de cálculo de la aeronave [13]:

$$V_A = 150 \frac{km}{h} \left(\frac{1000m}{1km} \right) \left(\frac{1h}{3600s} \right) = 41.66667 \frac{m}{s} \quad (3.1)$$

El comportamiento de la curva OA está regido por la ecuación 2.9, que se puede reescribir como:

$$V_m = \sqrt{n} \cdot V_s = \left(66 \frac{km}{h} \left(\frac{1000m}{1km} \right) \left(\frac{1h}{3600s} \right) \right) \sqrt{n} = 18.3333 \sqrt{n} \frac{m}{s} \quad (3.2)$$

La curva OA se obtiene sustituyendo el valor de n en la ecuación 3.2 desde un valor inicial igual a 0 hasta un valor final de +4.4. La parte de la curva OH corresponde a la situación en la cual la sustentación fuera negativa, y por consiguiente n también sería negativo. La diferencia en cuanto a la parte OA es que en la mayoría de las aeronaves comerciales la velocidad necesaria para producir un factor de carga negativo es mayor que la necesaria para producir el mismo factor de carga positivo, fenómeno que raramente se presenta en aeronaves de uso general como el Stela-M1. La curva HOA define la región donde la aeronave entra en pérdida.

El punto F está definido por la velocidad de crucero V_C , mientras que los puntos D y E están definidos por la velocidad de picado V_D . La parte de la curva FE se comporta linealmente desde la velocidad de crucero hasta la velocidad de desplome. En el diagrama de maniobra se indica la velocidad máxima de operación, también llamada velocidad de nunca exceder V_{NE} , y con esto se asegura que la aeronave nunca entrará en la zona de falla estructural por exceso de velocidad.

$$V_{NE} = 217 \frac{km}{h} \left(\frac{1000m}{1km} \right) \left(\frac{1h}{3600s} \right) = 60.28 \frac{m}{s} \quad (3.3)$$

La construcción del diagrama de ráfaga se puede omitir, ya que la memoria de cálculo de la aeronave reporta que para el valor calculado para la velocidad de crucero V_C el posible efecto de ráfagas no modifica el diagrama $V - n$.

Del diagrama de maniobra se puede concluir que la condición de diseño para el registro de inspección es la especificada por el punto D, a la velocidad crítica de picado y con un factor de carga de +4.4, es decir, cuando la aeronave soporta 4.4 veces su peso y está sometida a valores máximos de fuerza de levantamiento y resistencia al avance en proporción con la velocidad, por lo que los esfuerzos que debe soportar la estructura serán los máximos.

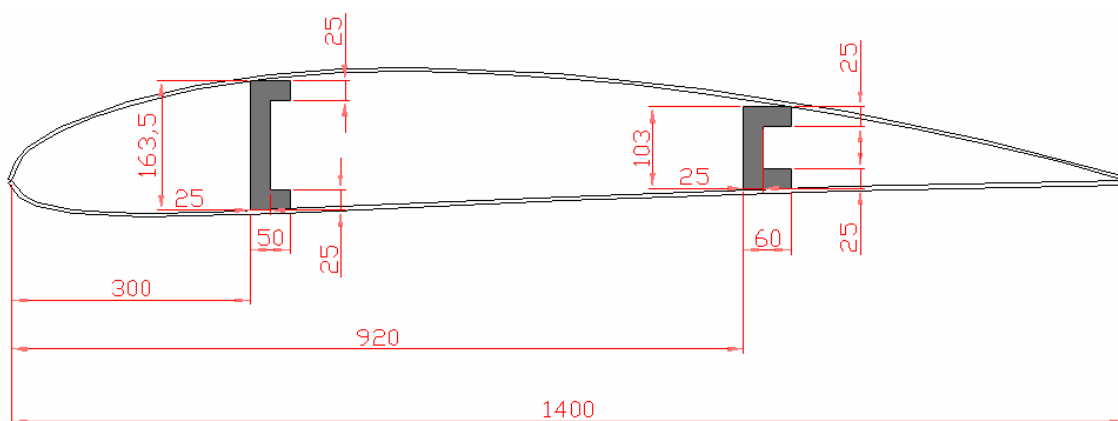
3.3 Modelo geométrico del ala del Stela-M1 y ubicación del herraje a inspeccionar

Para poder comenzar la **labor de diseño del nuevo registro de inspección en el ala del Stela-M1** es necesario desarrollar un modelo geométrico detallado del ala, con énfasis en la sección donde estará situado el ya mencionado registro de inspección. Para ello, se realizó una investigación de campo sobre el problema, la cual consistió básicamente en visitar las instalaciones de la empresa con el fin de recopilar de la mejor manera (midiendo directamente) los datos necesarios. Las actividades que se desarrollaron en la visita a las instalaciones de Aeromarmi S.A. de C.V. en el mes de julio del año 2007 se enlistan a continuación:

3.3.1 Identificación de los elementos que componen la estructura del ala

a) Dimensiones de los elementos que conforman la estructura del ala.

El ala esta formada a partir del perfil NACA 4412 y es constante a lo largo de toda la envergadura. La cuerda del perfil mide 1.4 m. El ala tiene una configuración estructural típica que consta de dos vigas, una anterior y otra posterior. Las dimensiones de las secciones transversales de las vigas y su ubicación en el ala se muestran en la figura 3.8:



Acot. mm

Figura 3.8 Ubicación y dimensiones de las vigas que conforman la estructura del ala.

La distancia desde el empotre a la punta de cada semiala es de 4.5 m. El ala está reforzada con 8 costillas distribuidas como se muestra en la figura 3.9:

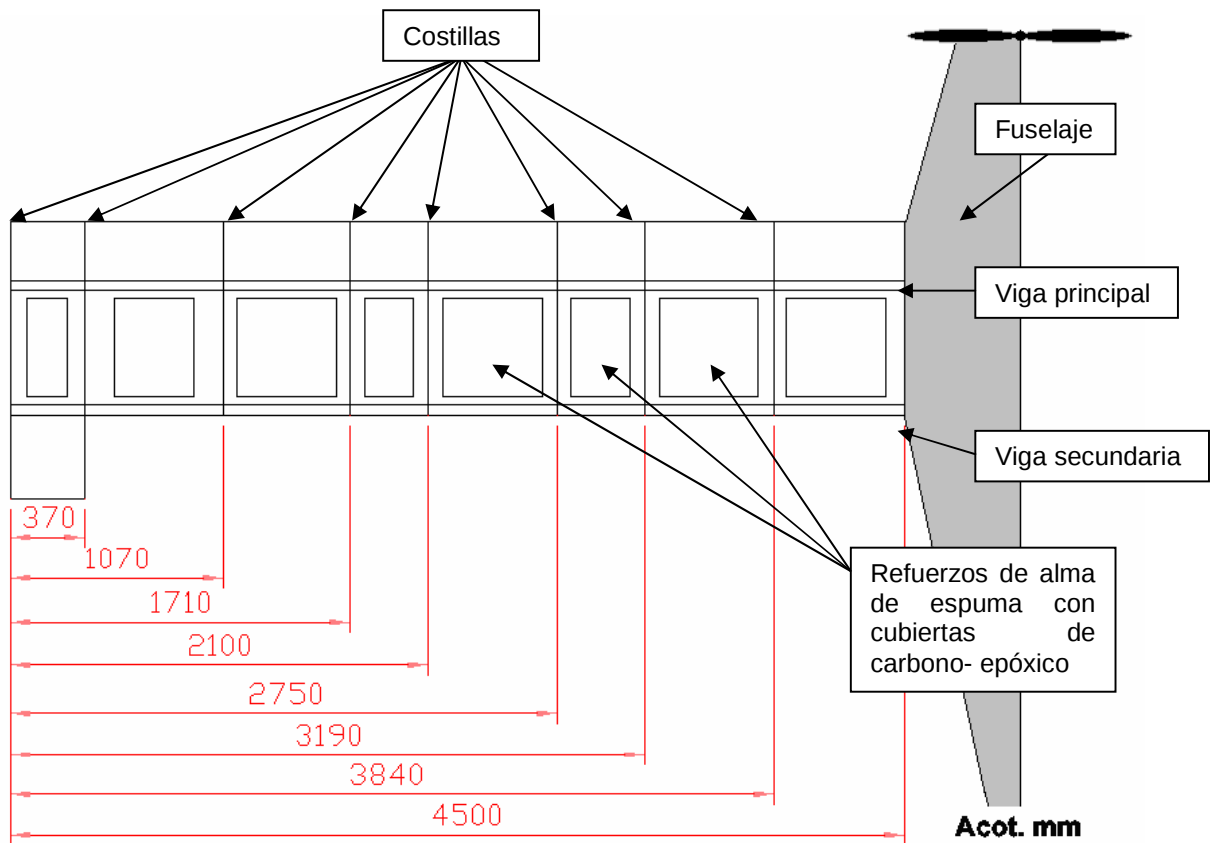


Figura 3.9 Ubicación de las costillas en la semiala del Stela-M1 (Vista en planta).

En la figura 3.10 se muestra un modelo geométrico de la semiala izquierda del Stela-M1, con la nomenclatura asignada a los componentes para este trabajo:

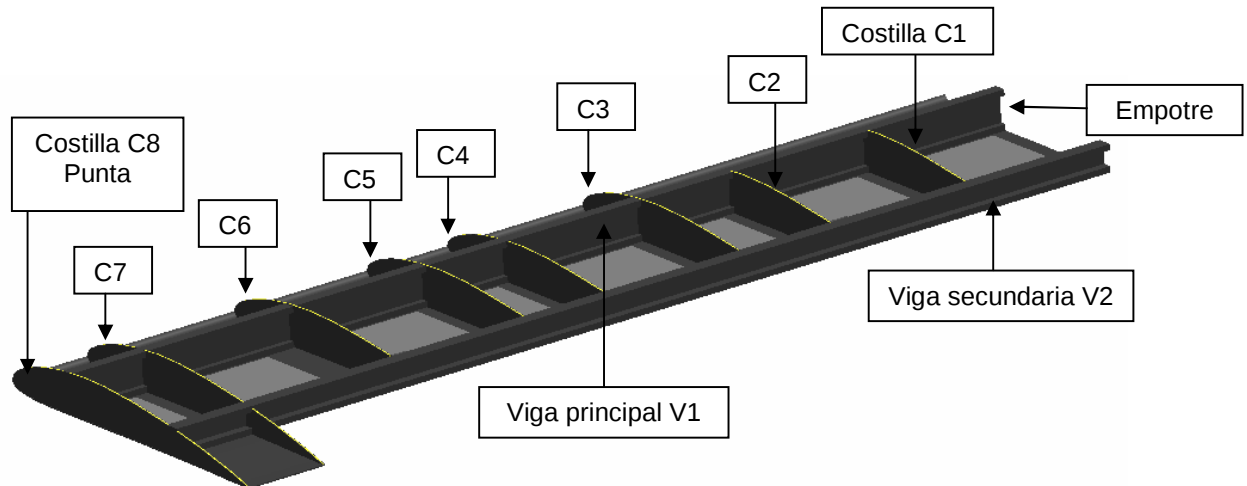


Figura 3.10 Modelo geométrico de la estructura de la semiala izquierda del Stela-M1.

El empotre de cada semiala con el fuselaje se realiza por medio de un herraje montado en la sección transversal de la viga principal V1, es decir, sin la presencia de una costilla en la raíz. Las costillas C1, C2, C3, C4, C5 y C6 carecen de la parte del borde de salida, ya que las partes de alerones y flaps se fabrican por separado. Las costillas C1 y C2 carecen de la parte del borde de ataque debido al espacio requerido por los tanques de combustible, como lo muestra la figura 3.11:

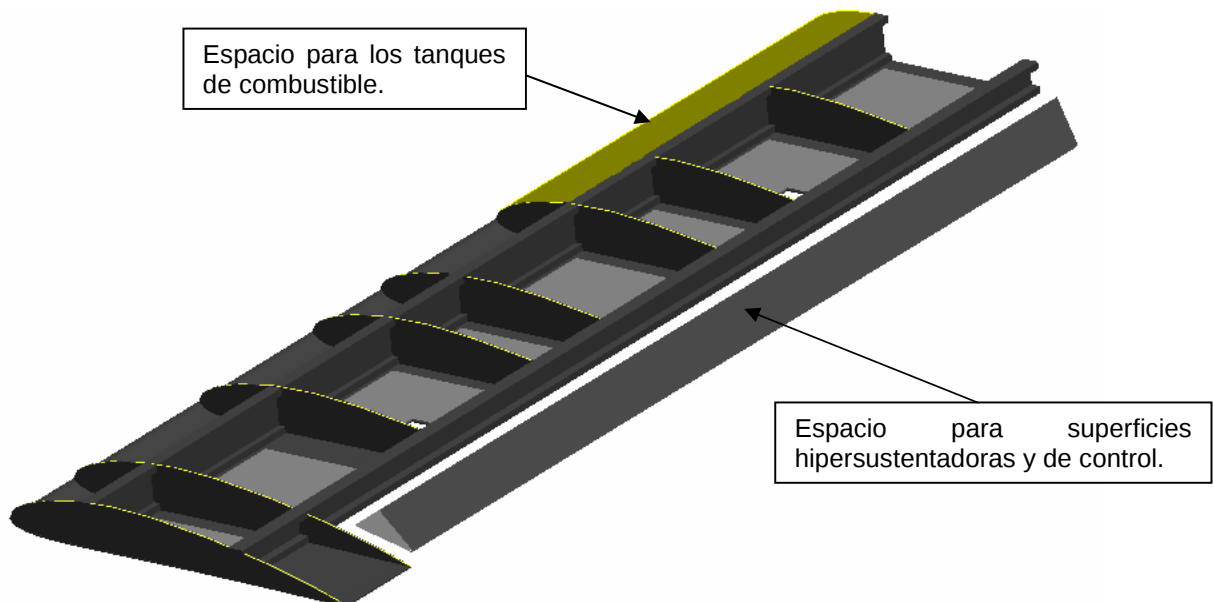


Figura 3.11 Espacio para superficies hipersustentadoras, de control y tanques de combustible.

b) Materiales de los elementos que componen la estructura del ala.

En la figura 3.12 se muestran los materiales con los que se conforma cada elemento de la semiala:

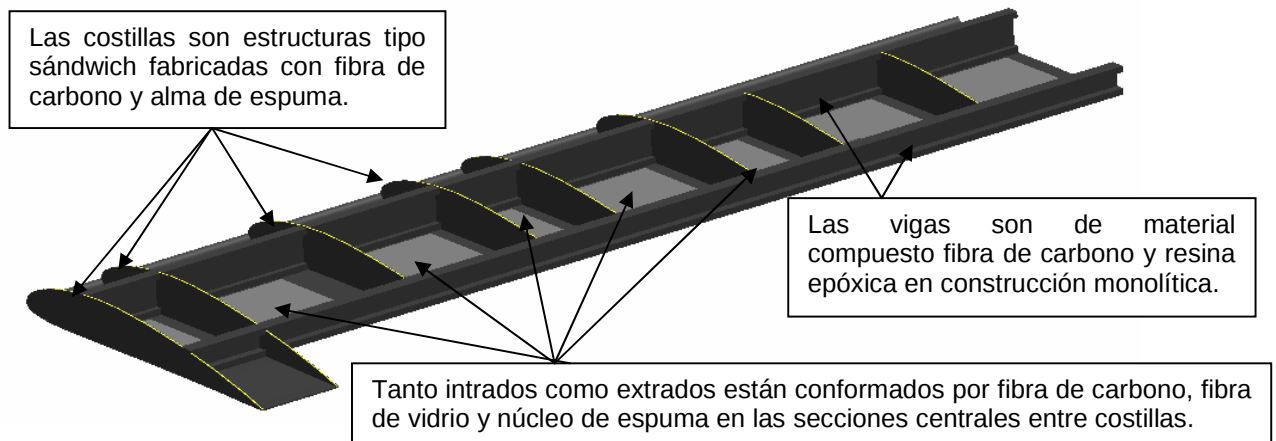


Figura 3.12 Materiales con los que se conforman los elementos de cada semiala del Stela-M1.

c) Secuencia de apilado de los elementos que componen la estructura del ala.

La secuencia de apilado de las vigas y las costillas que conforman la estructura del ala del Stela-M1 se muestra en la figura 3.13 y se describen según el código para laminados descrito en la sección 1.3:

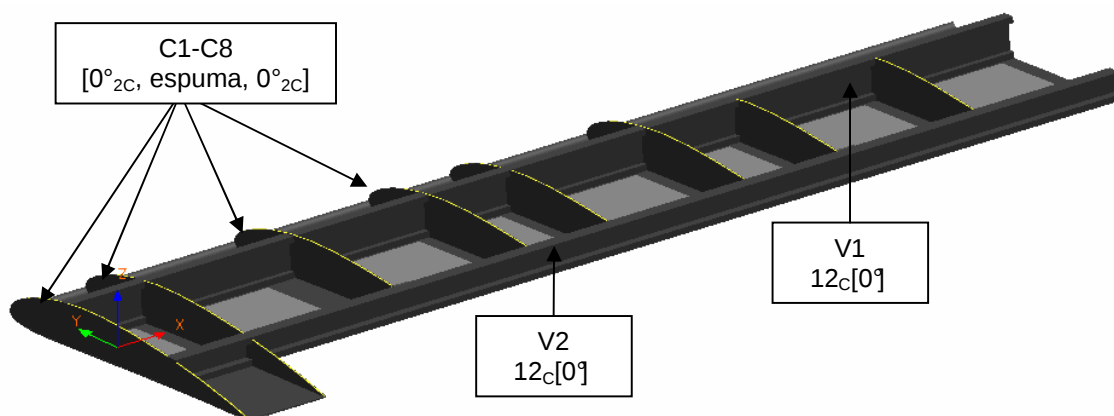


Figura 3.13 Secuencia de apilado de vigas y costillas en cada semiala del Stela-M1.

El subíndice C presente en las secuencias de apilado tanto de vigas como de costillas indica que se trata de una lámina de fibra de carbono y resina epóxica (C-Ep).

La orientación de las fibras se especificó con respecto a la dirección x del sistema de coordenadas mostrado y cabe aclarar que las telas usadas (tanto fibra de carbono como fibra de vidrio) son telas bidireccionales tipo tejido, por lo que constan de fibras entrelazadas a 0° y a 90° . Sin embargo, es necesario definir la orientación a 0° para indicar que no hay ninguna rotación entre capa y capa.

En el intrados se pueden identificar dos secuencias de apilado distintas: la primera en el cuerpo del intrados y la segunda en las zonas de refuerzo entre costillas. En la figura 3.14 se muestran las secuencias de apilado correspondientes al intrados:

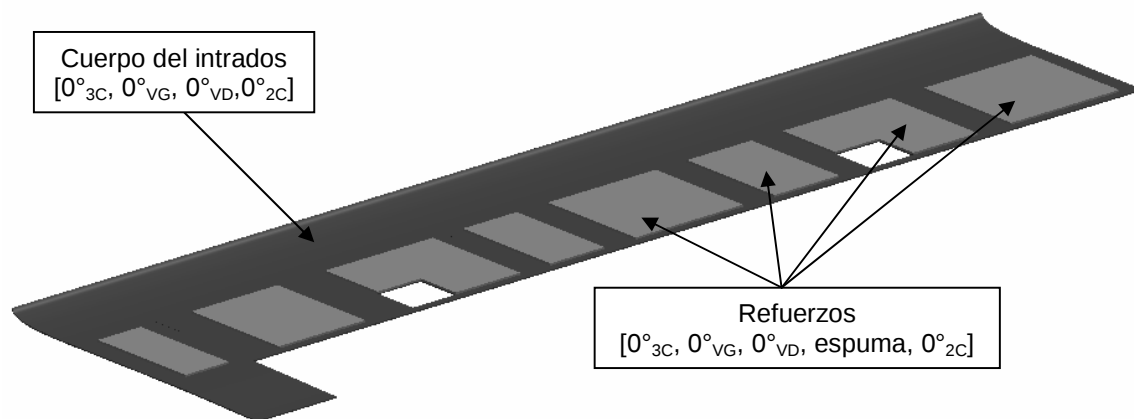


Figura 3.14 Secuencias de apilado del intrados en cada semiala del Stela-M1.

El subíndice VG denota una lámina gruesa (0.19 mm de espesor) de fibra de vidrio y resina epóxica (G-Ep), mientras que el subíndice VD indica una lámina delgada (0.09 mm de espesor) de fibra de vidrio y resina epóxica (G-Ep). Cabe señalar que la sección del empotre de cada semiala se refuerza con láminas extra de fibra de carbono y resina epóxica, tanto en el intrados como en la viga principal V1.

La secuencia de apilado del extrados es similar a la del intrados y no se especifica debido a que el registro de inspección a construir se encontraría situado sobre el intrados, entre las dos vigas y las costillas C3 y C4.

- d) Propiedades de los materiales usados en los elementos que componen la estructura del ala.

Los laminados que conforman los elementos del ala del Stela-M1, tanto de fibra de carbono como de fibra de vidrio, se pueden considerar como elementos ortotrópicos con isotropía transversal, ya que tienen las mismas propiedades en las direcciones x y y (pero solo en esas direcciones) debido a que las fibras tienen una configuración tipo tejido (en cualquier otra orientación diferente sus propiedades en el sentido longitudinal y transversal de las fibras pueden variar), por lo que sus propiedades solo difieren en la dirección z , como lo muestra la figura 3.15:

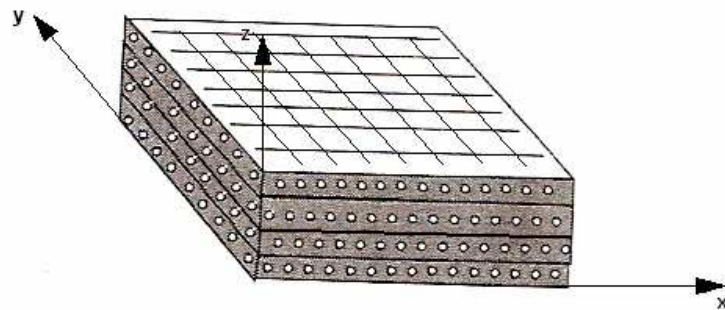


Figura 3.15 Laminado ortotrópicos con isotropía transversal.

El material denominado como espuma se comporta como un material isotrópico. Las propiedades mecánicas de los materiales empleados se enlistan en la tabla 3.3, y se tomaron de la bibliografía especializada [5] y de las fichas técnicas de los mismos [14], considerando laminados con una fracción volumétrica, V_f , aproximada de 0.6.

Tabla 3.3 Propiedades mecánicas estimadas de los materiales empleados en el Stela-M1 [3], [14].

Material	$E_x = E_y$	E_z	G_{xy}	$G_{yz} = G_{xz}$	ν_{xy}	$\nu_{yz} = \nu_{xz}$
Fibra de carbono/resina epóxica ($V_f=0.6$)	54 GPa	14 GPa	4 GPa	4.2 GPa	0.045	0.25
Fibra de vidrio/resina epóxica ($V_f=0.6$)	20 GPa	24 GPa	2.85 GPa	4.5 GPa	0.13	0.3
Espuma	70 MPa	70 MPa	28 MPa	28 MPa	0.3	0.3

Cabe aclarar que a pesar de usarse telas bidireccionales tipo tejido, estas propiedades pertenecen a una lámina, es decir, las propiedades homogeneizadas se definen como si fueran el equivalente a dos capas bidireccionales (0/90), en las cuales cualquiera de sus orientaciones (0° o 90°) puede tomarse como la dirección longitudinal de las fibras. La fracción volumétrica se calcula con respecto al volumen de la resina, el cual debe representar el 40% del volumen total del compuesto. Sin embargo, este porcentaje se ve ligeramente afectado debido a que los componentes se fabrican mediante la técnica de moldeo al vacío, en la cuál se usa una tela absorbente para quitar la resina excedente, como se ejemplifica en el proceso de fabricación del intrados mostrado en la figura 3.16, por lo que no se puede controlar de forma exacta el volumen de resina que constituye al elemento laminado. A pesar de esto, se estima que el volumen de resina excedente representa aproximadamente menos del 2% del volumen total del compuesto, por lo que los efectos debido a la extracción de resina excedente se pueden considerar despreciables.

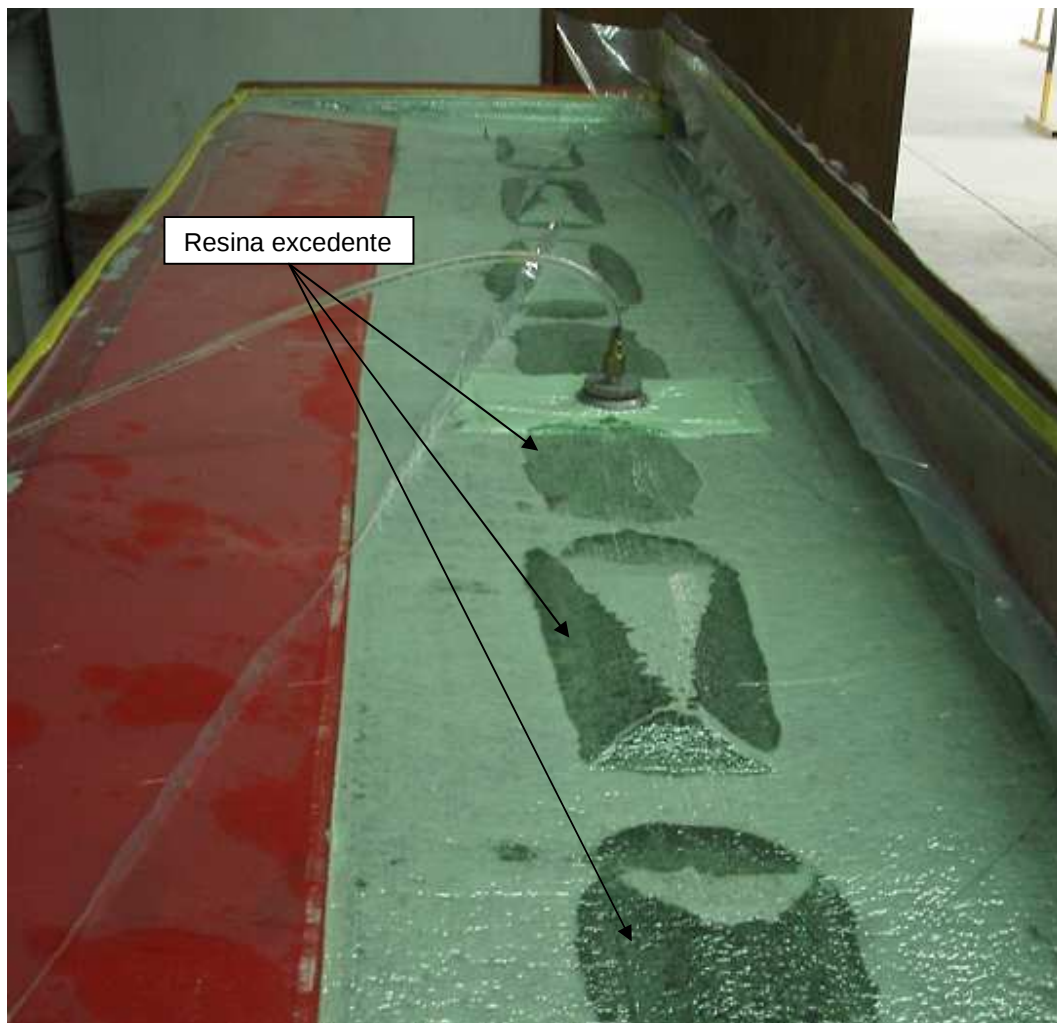


Figura 3.16 Moldeo al vacío del intrados donde se observa la resina excedente.

3.3.2. Configuración de la unión entre ala y montante al fuselaje

Cada semiala está empotrada a la parte alta del fuselaje por medio de un herraje fijo en la sección transversal de la viga principal V1. Adicionalmente, la semi-ala está sostenida del fuselaje por medio de una pieza montante, la cual, por un extremo se ensambla a un herraje empotrado al fuselaje y por el otro extremo al herraje ensamblado en la viga principal V1 del ala entre las costillas C4 y C5. La unión entre montante y semiala se muestra en las figuras 3.17 y 3.18:

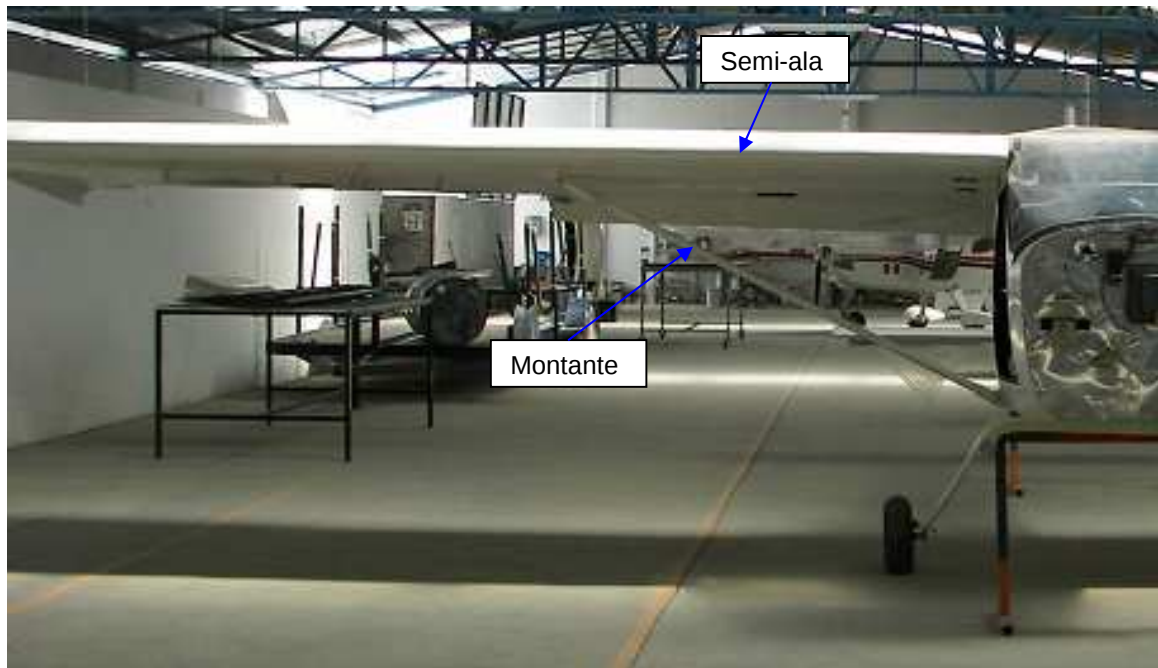


Figura 3.17 Unión entre montante, semiala y fuselaje del Stela-M1.

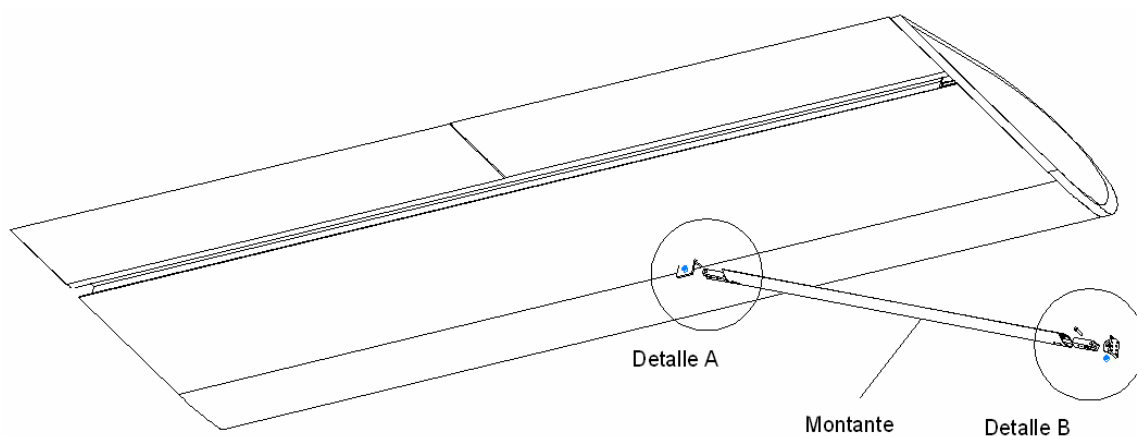


Figura 3.18 Unión entre montante y la semiala del Stela-M1 [16].

La unión del montante con la semiala y la del montante con el fuselaje son por medio de un tornillo pasado completo con denominación AN-8 y una rótula con denominación GEZ-08ES en cada unión, como se muestra respectivamente en el detalle A y en el detalle B de la figura 3.19:

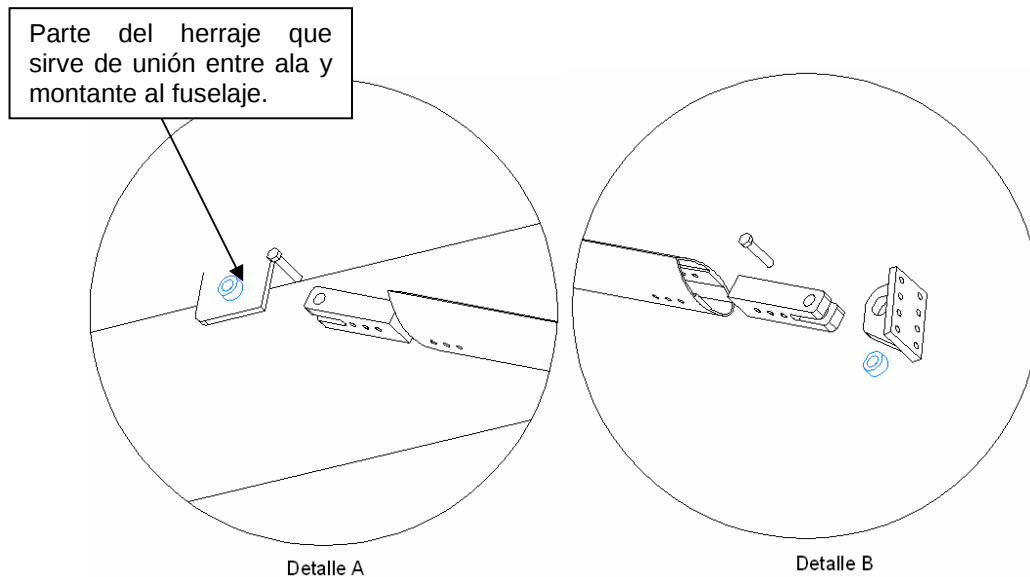


Figura 3.19 Detalles de las uniones montante-semiala y montante-fuselaje [16].

El herraje que sirve de interfaz entre el elemento montante y la viga principal V1 del ala esta fabricado de acero inoxidable 304, y es el herraje que se pretende se pueda inspeccionar. Este herraje se muestra en la figura 3.20:

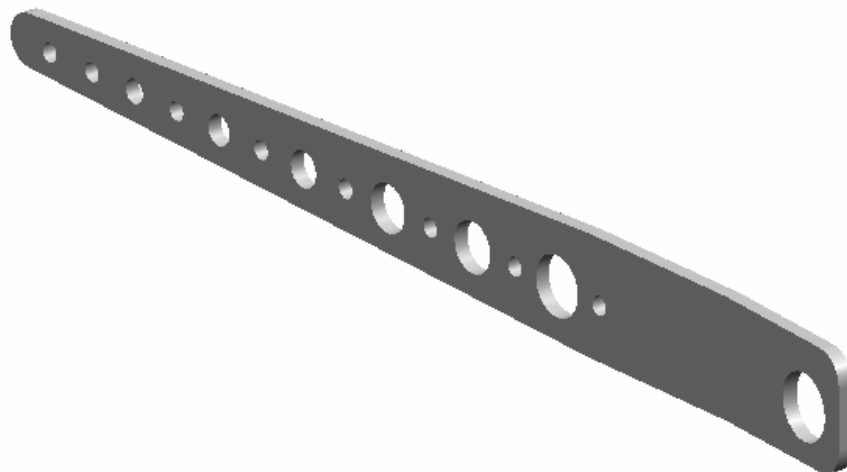


Figura 3.20 Herraje a inspeccionar.

Las dimensiones del herraje a inspeccionar se muestran en la figura 3.21:

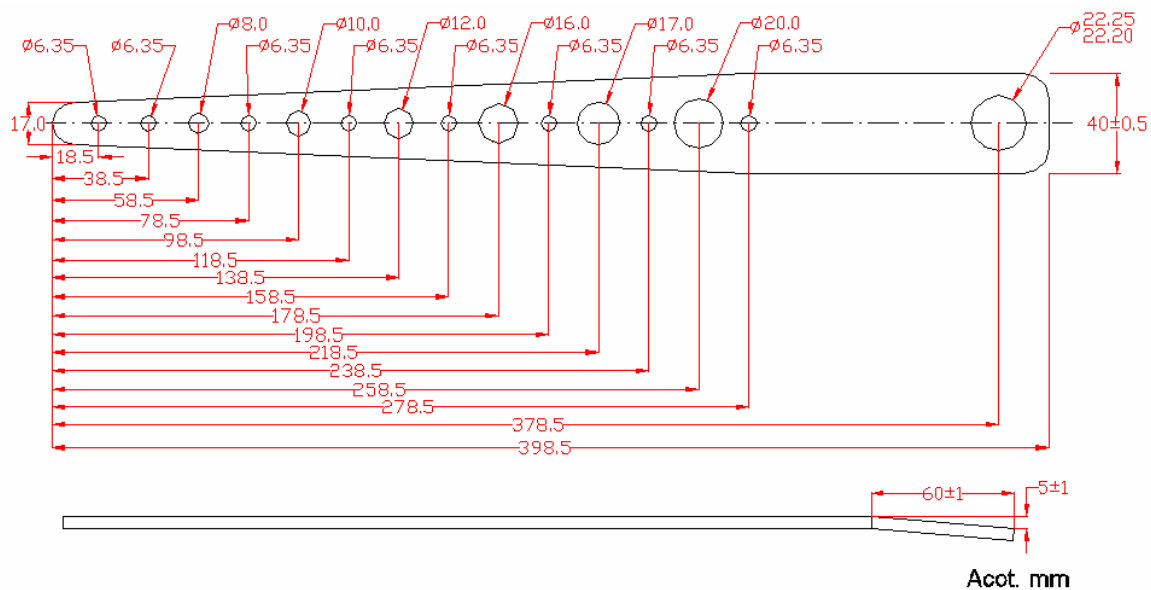


Figura 3.21 Dimensiones del herraje a inspeccionar.

El herraje se monta específicamente sobre la parte frontal de la viga principal, entre las costillas C3 y C4, como lo muestra la figura 3.22:

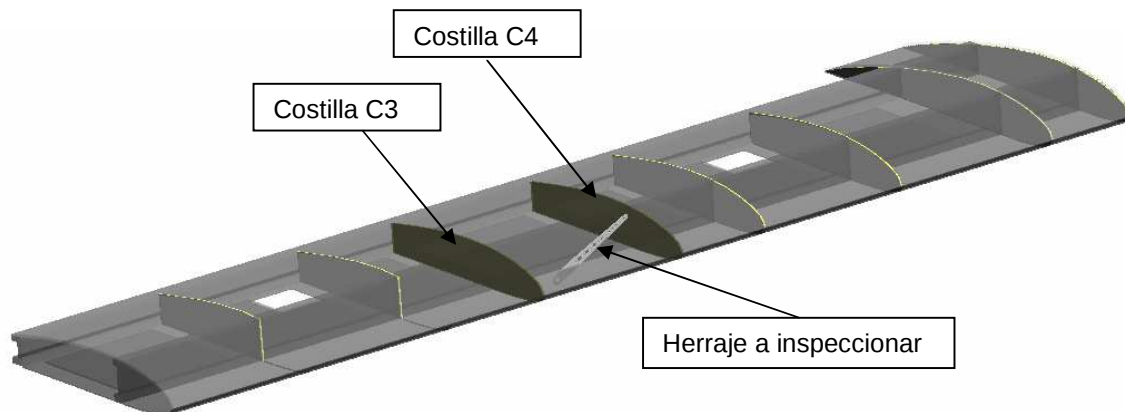


Figura 3.22 Ubicación del herraje a inspeccionar en la semiala del Stela-M1.

El herraje se fija a la viga principal por medio de 7 tornillos de uso aeronáutico de denominación AN4-10A de 1/4 de pulgada de diámetro y 1-1/32 pulgada de largo (considerando la longitud del vástago del tornillo, sin cabeza), fabricados de acero aleado medio carbono 4037 - SAE8740, tratados térmicamente y recubiertos con cadmio.

La figura 3.23 muestra una vista frontal de la viga principal V1 donde se especifica la ubicación de los orificios necesarios para empotrar el herraje:

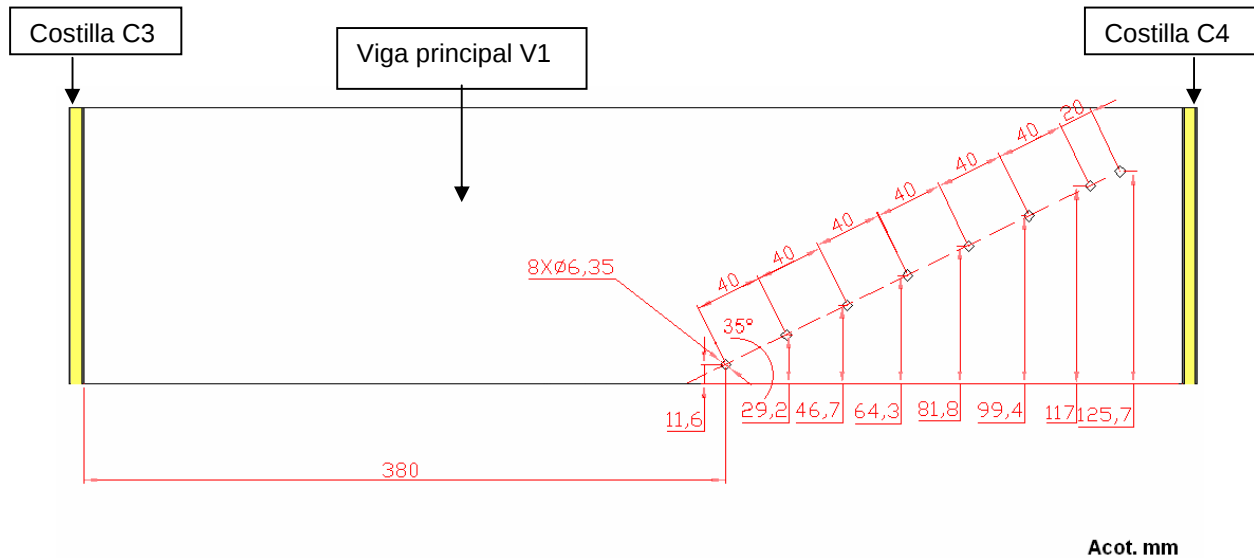


Figura 3.23 Ubicación de los orificios necesarios para fijar el herraje en la viga principal V1.

3.3.3. Configuración de los registros existentes sobre el ala del Stela-M1

Actualmente, el Stela-M1 cuenta con dos registros en cada semiala, los cuales sirven para la inspección de los sistemas mecánicos de flaps y alerones. En la figura 3.24 se muestra parte de los sistemas mecánicos a los cuales se tiene acceso mediante los registros de inspección existentes en la aeronave y la configuración de los mismos:



Figura 3.24 Registro de inspección que da acceso al sistema de flaps.

Los registros existentes se contemplan desde la fabricación del intrados, ya que están previstos desde el molde usado para su construcción. En la figura 3.25 se muestra el molde de fabricación del intrados de la semiala izquierda, con el espacio de los registros de inspección:



Figura 3.25 Molde de fabricación del intrados de la semiala izquierda.

Los espacios de los registros existentes están resaltados en el molde de fabricación del intrados y posteriormente son cortados y removidos usando un cortador de disco. Los marcos de los paneles de acceso son recubiertos con pasta de fibra de vidrio con el fin de evitar alguna delaminación. Los bordes de los registros se redondean (R 30 mm) para evitar la concentración de esfuerzos en las esquinas de los mismos.

Las dimensiones de los registros existentes tienen la misma configuración geométrica entre sí, y los de la semiala izquierda se muestran en la figura 3.26 y están presentes de forma simétrica en la semiala derecha:

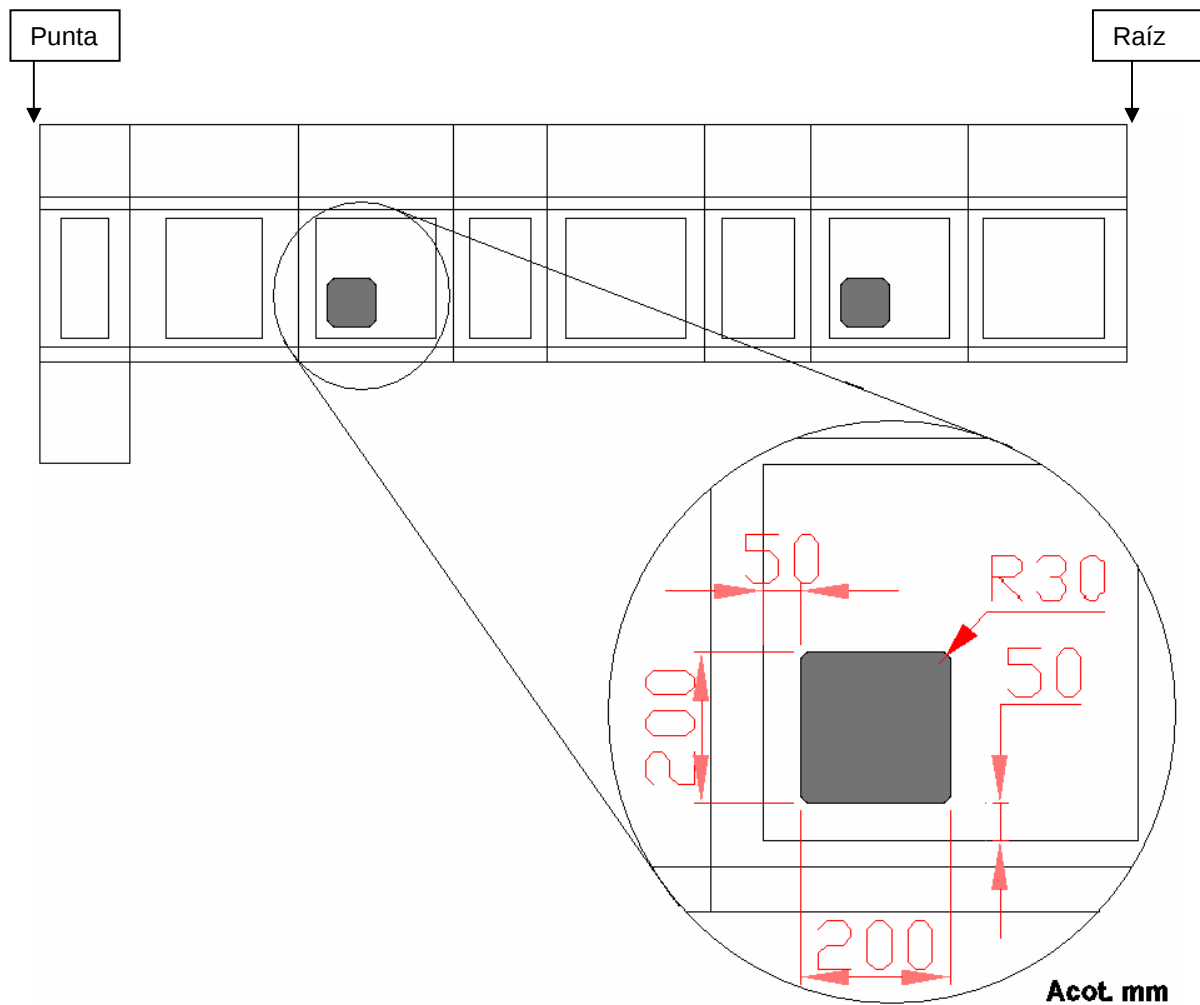


Figura 3.26 Dimensiones de los registros existentes.

En la figura 3.27 se muestran los registros de inspección en el modelo geométrico de la semiala izquierda del Stela-M1:

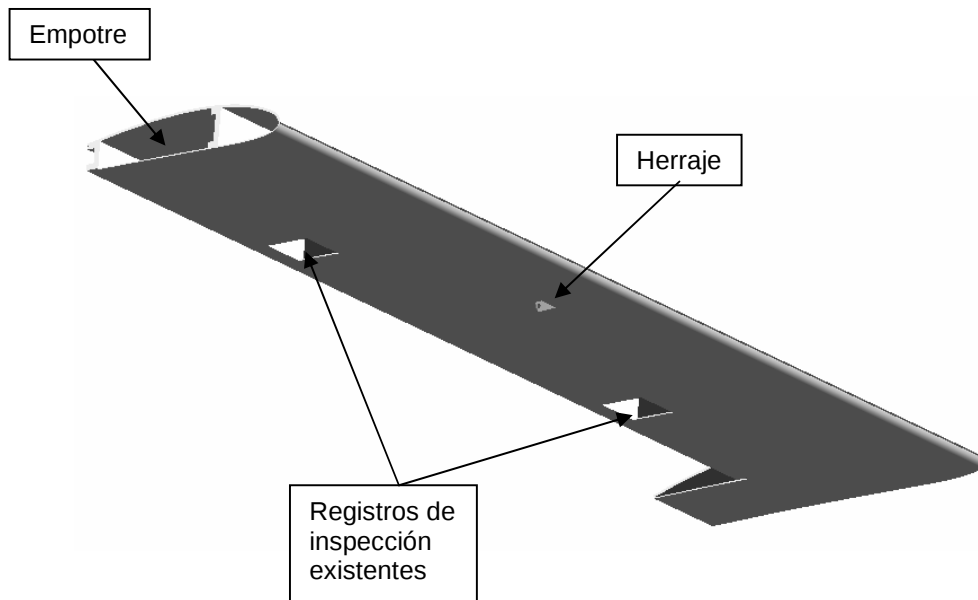


Figura 3.27 Registros de inspección en el modelo geométrico de la semiala del Stela-M1.

De forma específica, los registros existentes en el Stela-M1 se usan para inspeccionar, mediante el uso de líquidos penetrantes, las posibles fracturas que se puedan presentar en las piezas que conforman el sistema mecánico de flaps y alerones, y para hacer ajustes mecánicos a dichos sistemas.

Hasta este momento ya se tiene especificada la configuración geométrica del ala así como la configuración al detalle del panel en el cual se pretende realizar el registro de inspección, a partir de este momento hacen falta conocer las cargas a las que está sometida la sección del panel donde estará situado el registro de inspección. Dicho panel estará sometido a la fuerza de sustentación local, la fuerza de la resistencia al avance local y el flujo de corte sobre el intrados entre las costillas C3 y C4, para esto se tiene que obtener la distribución de levantamiento sobre el ala para poder conocer las cargas sobre el panel de análisis; dicho procedimiento se detalla en la siguiente sección.

3.4 Cálculo de la distribución del levantamiento en la semiala del Stela-M1

La condición a la cual se realiza el cálculo de la distribución de la fuerza de levantamiento sobre el ala del Stela-M1 es la identificada por el punto D del diagrama de maniobra, por considerarse la condición más crítica que tiene que resistir la estructura de la misma. El procedimiento para calcular la distribución de la fuerza de levantamiento es un proceso iterativo y se resume en el diagrama a bloques mostrado en la figura 3.28:

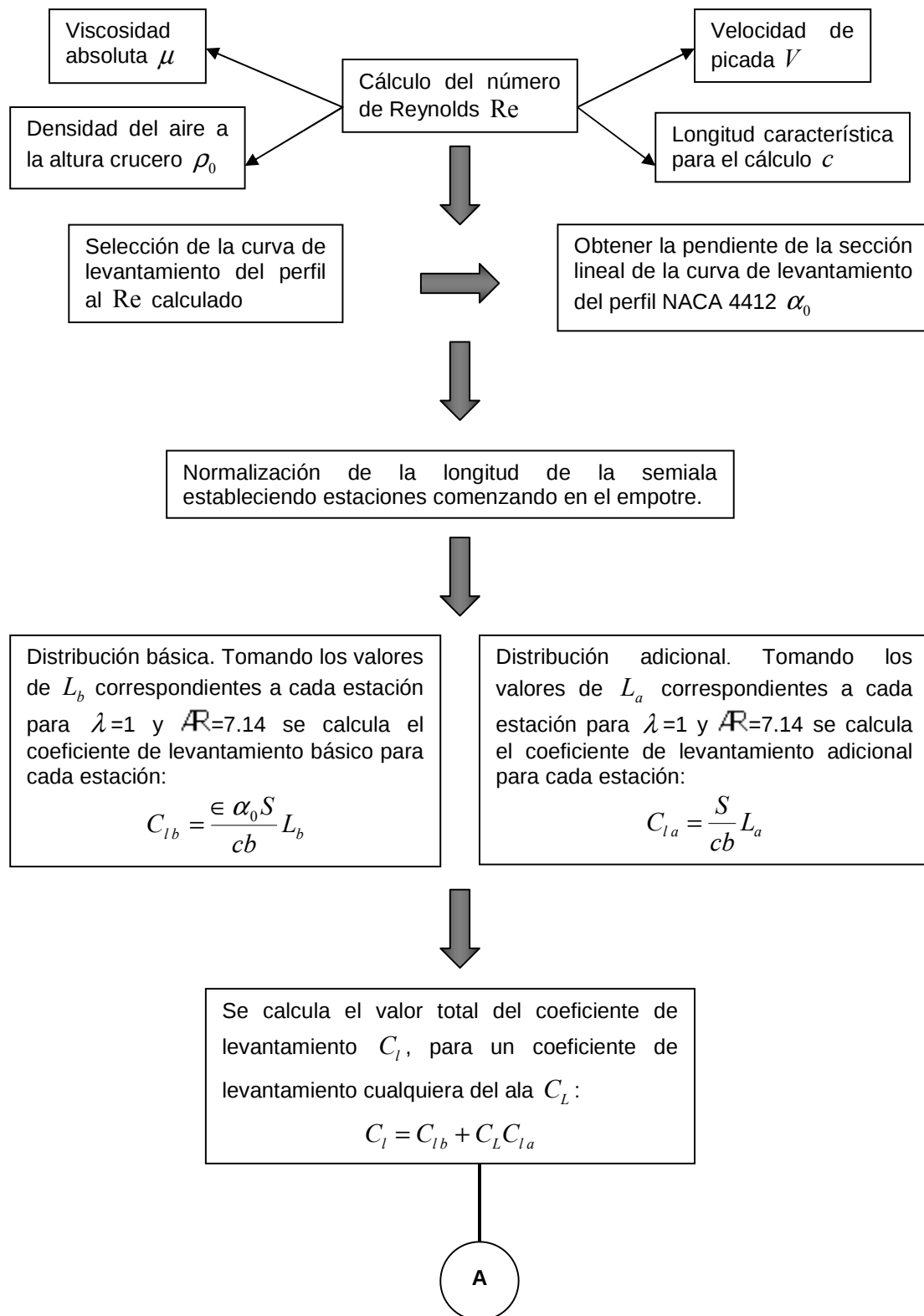


Figura 3.28 Diagrama de flujo para el cálculo de la distribución del levantamiento.

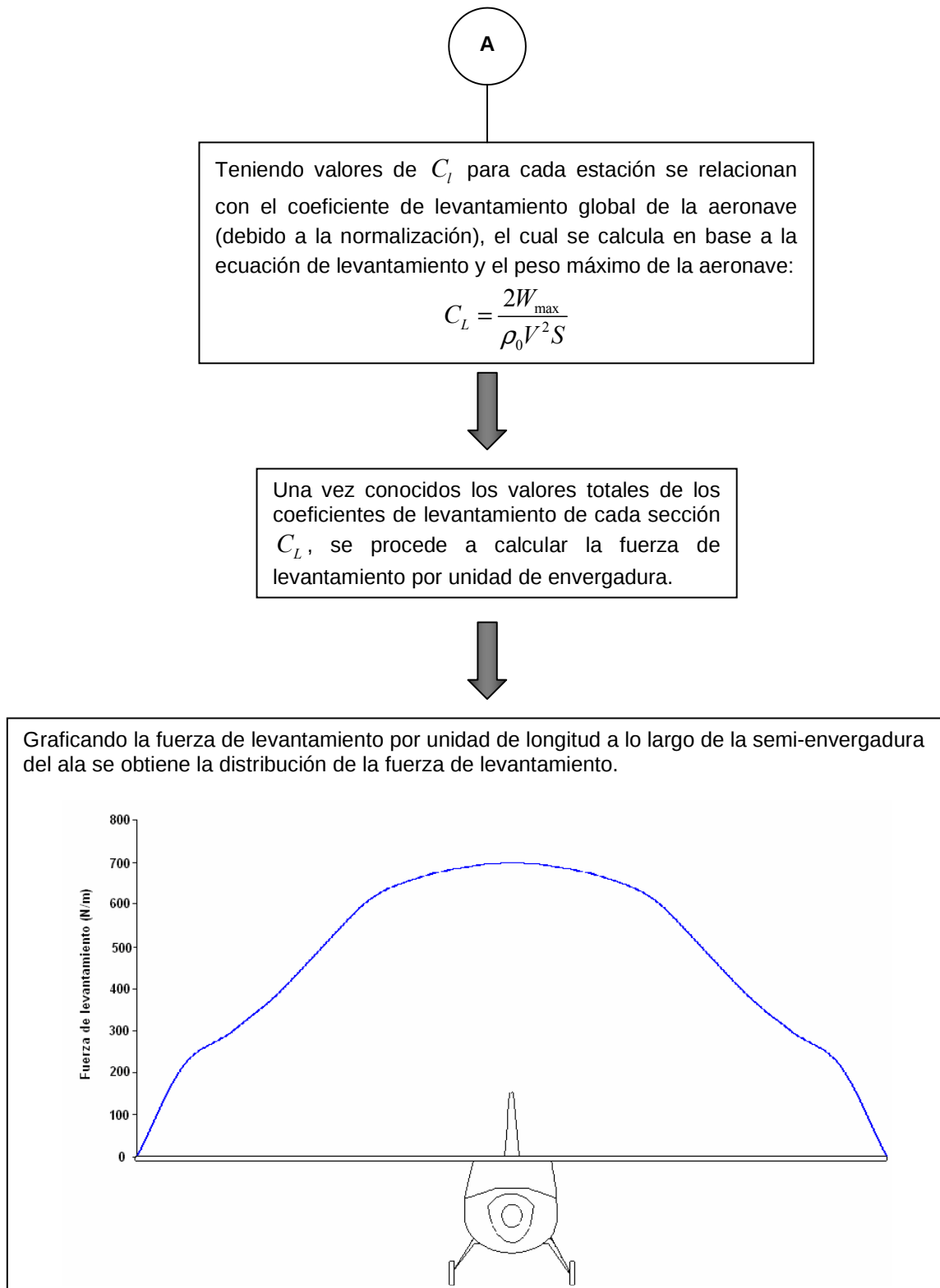


Figura 3.28 Diagrama de flujo para el cálculo de la distribución del levantamiento (continuación).

Para comenzar el cálculo de la distribución de levantamiento, es necesario el cálculo del número de Reynolds, para esto es necesario obtener la viscosidad absoluta, la cual a su vez depende de la temperatura y la densidad del aire en las condiciones de cálculo, de acuerdo con los datos de la atmósfera estándar.

El número de Reynolds (Re) es útil para seleccionar la curva de levantamiento del perfil usado en el ala del aeronave, ya que en la bibliografía especializada [11] se encuentran distintos comportamientos de la curva de levantamiento para el mismo perfil a diferentes intervalos del número de Reynolds, es decir, sirve de referencia para conocer el comportamiento del perfil aerodinámico a diferentes relaciones de condiciones cinemáticas y viscosas. El Re se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho_0 V c}{\mu} \quad (3.4)$$

Donde ρ_0 es la densidad del aire a la altura de crucero de la aeronave $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$, V es la velocidad de picada de la aeronave $\left(\frac{m}{s}\right)$, c es la longitud característica para el cálculo del número de Reynolds en la dirección paralela al flujo, en este caso, la cuerda del perfil (m) y μ es la viscosidad absoluta del aire a la temperatura correspondiente a la altura de crucero de la aeronave $\left(\frac{Ns}{m^2}\right)$.

Algunos de los datos necesarios para el cálculo del número de Reynolds se obtienen de la memoria de cálculo de la aeronave Stela-M1 [13] y son mostrados en la tabla 3.4:

Tabla 3.4 Datos necesarios para el cálculo del número de Reynolds.

Dato	Magnitud
Altitud de crucero	11000 ft = 3352.8 m
Velocidad de picada	241 km / h = 66.9444 m/s
Cuerda del perfil	1.4 m

De la tabla característica de aire de la atmósfera estándar [15], se puede obtener el valor de la densidad del aire a la altura de crucero, mediante una interpolación lineal mostrada en la tabla 3.5:

Tabla 3.5 Cálculo de la densidad a la altura de crucero.

Altura (m)	Densidad (Kg / m ³)
3000	0.90932
3352.8	0.8769
3500	0.86338

El cálculo de la densidad se muestra en la ecuación 3.5:

$$\rho_{\text{aire a } 3352.8\text{m}} = \frac{(3352.8 - 3000)}{3500 - 3000} (0.86338 - 0.90932) + 0.90932 = 0.8769 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} \quad (3.5)$$

De la figura 3.29 tomada de la referencia [15] se puede obtener la viscosidad absoluta (μ) del aire a la temperatura de 266.37 K (-6.78°C), que es la temperatura correspondiente a la altura de crucero de 3352.8 m:

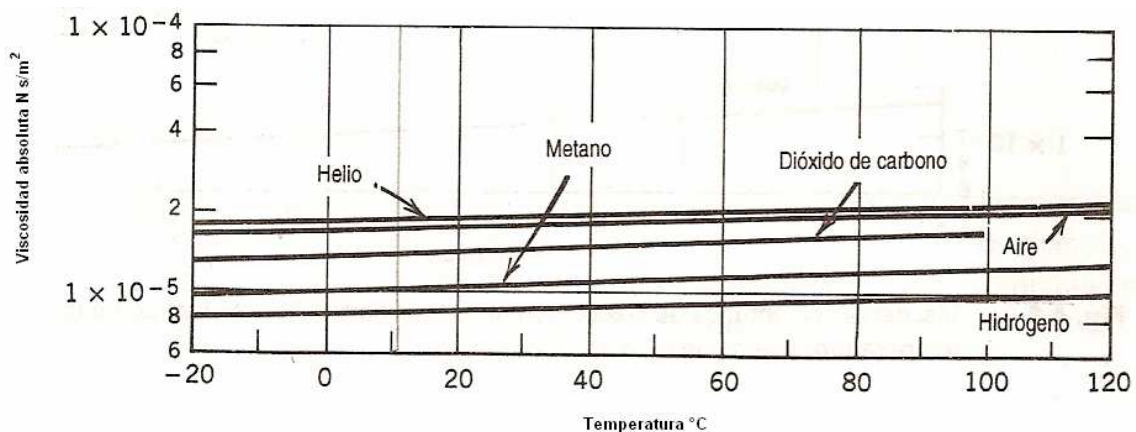


Figura 3.29 Comportamiento de la viscosidad absoluta de algunos fluidos como función de la temperatura [15].

Obteniendo una viscosidad absoluta de:

$$\mu \cong 1.8 \times 10^{-5} \frac{\text{Ns}}{\text{m}^2} \quad (3.6)$$

Sustituyendo los valores de densidad, velocidad, longitud característica (cuerda del perfil) y viscosidad absoluta, se calcula el número de Reynolds como se muestra en la ecuación 3.7:

$$Re = \frac{\rho \bar{V} c}{\mu} = \frac{\left(0.8769 \frac{kg}{m^3}\right) \left(241 \frac{km}{h} \left(\frac{1h}{3600s}\right) \left(\frac{1000m}{1km}\right)\right) (1.4m)}{1.8 \times 10^{-5} \frac{Ns}{m^2}} = 4.5658 \times 10^6 \quad (3.7)$$

Por lo anterior, el cálculo de distribución del levantamiento para la semiala de la aeronave Stela-M1 se realiza en el intervalo de número de Reynolds entre 3×10^6 y 9×10^6 , que concuerda con el margen de operación de la aeronave reportado en la memoria de cálculo [13].

Con los valores obtenidos previamente del número de Reynolds y la densidad, se procede a la aplicación del método de Anderson [11], descrito a detalle en la sección 2.7, para la obtención de la distribución de levantamiento sobre la semiala de la aeronave Stela-M1. Algunas de las características geométricas necesarias se obtienen de la memoria de cálculo y se listan en la tabla 3.6:

Tabla 3.6 Características geométricas necesarias para el cálculo de distribución de sustentación.

Característica geométrica	Símbolo	Valor
Superficie alar	S	14m ²
Envergadura	<i>b</i>	10m
Alargamiento	ΛR	7.14
Conicidad	λ	1
Torcimiento geométrico	ϵ	-2°
Cuerda	<i>c</i>	1.4m

Adicionalmente, se requiere conocer la pendiente de la sección lineal de la curva de levantamiento característica del perfil C_L vs. α (ver figura 2.5). El perfil empleado en el ala de la aeronave Stela-M1 es el NACA 4412 [13], cuya curva de levantamiento característica se presenta en la figura 3.30, la cual fue tomada de la referencia [11].

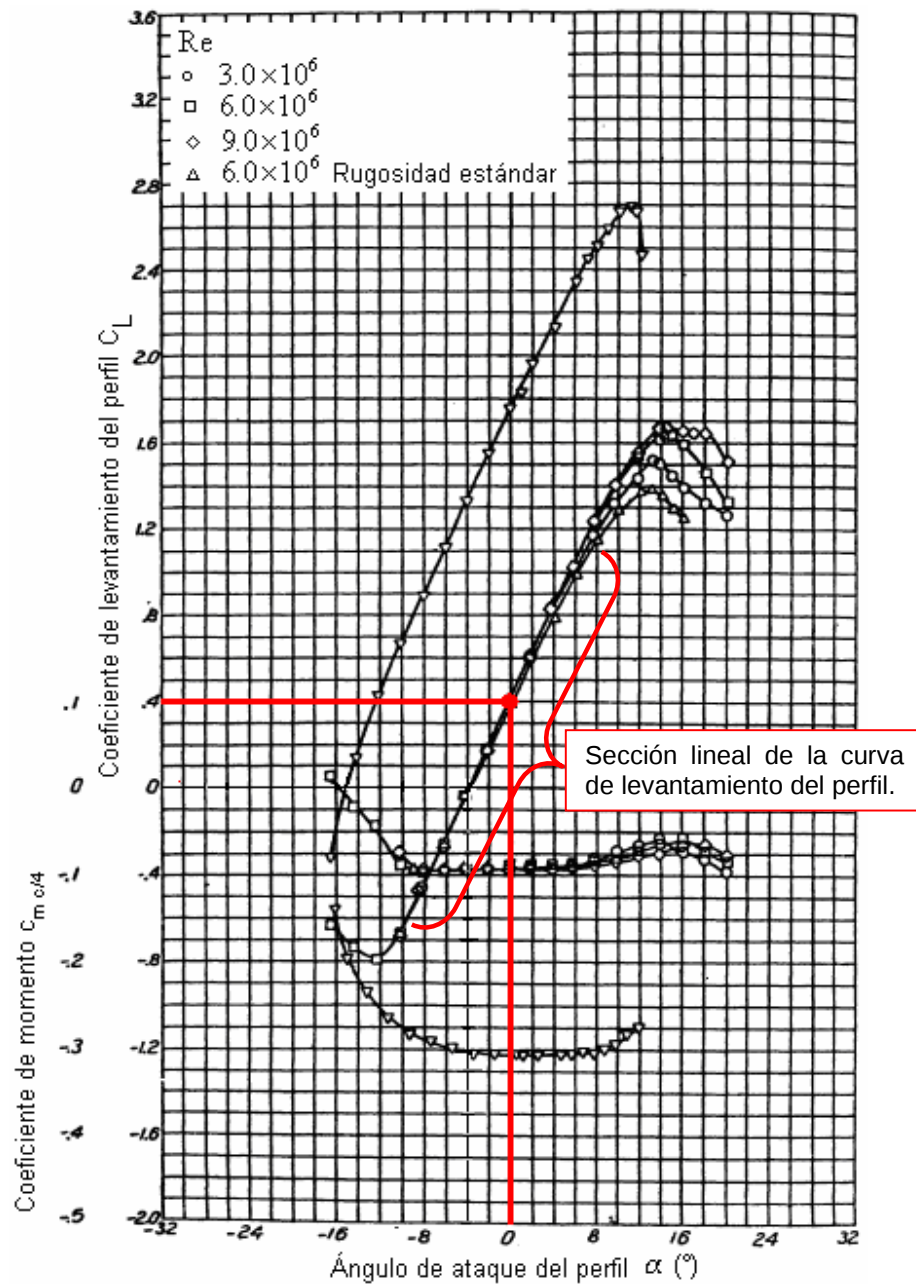


Figura 3.30 Curva de levantamiento del perfil NACA 4412.

Con base en la figura 3.30 se puede obtener la pendiente de la sección lineal de la curva de levantamiento del perfil NACA 4412, aplicando la forma de la ecuación de la recta:

$$C_L = m\alpha + b \quad (3.8)$$

Donde m es la pendiente de la sección lineal $\Delta C_L / \Delta \alpha$, α es el ángulo de ataque (variable independiente), C_L es el coeficiente de levantamiento (variable dependiente) y b es la ordenada al origen, es decir, donde la recta cruza al eje correspondiente al coeficiente de levantamiento.

De la figura 3.30 se lee el valor de C_L , el valor correspondiente de α y la ordenada al origen para un punto dentro de la sección lineal, por ejemplo, el punto $(-4^\circ, 0)$, en un valor del número de Reynolds entre 3×10^6 y 9×10^6 . En dicho punto, se puede leer el valor de la ordenada al origen aproximado a 0.4. Sustituyendo el valor de la ordenada al origen y las proyecciones en los ejes α y C_L en el punto de referencia, se obtiene la pendiente de la sección lineal de la curva de sustentación del perfil:

$$m = \frac{C_L - b}{\alpha} = \frac{0 - 0.4}{-4} = 0.1 \frac{1}{\text{grad}} \quad (3.9)$$

Con el objeto de normalizar la longitud de la semi-ala del Stela-M1, se considera de longitud unitaria y se divide en estaciones que van desde una distancia 0 en el empotre hasta 0.975 en la punta (para no tomar en cuenta la región de luces). Esta división se muestra en la figura 3.31:

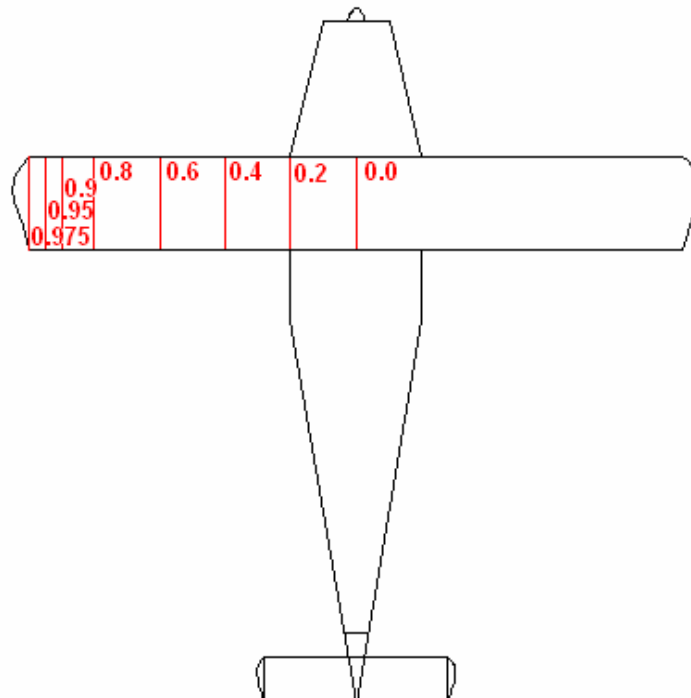


Figura 3.31 Estaciones de la semi-ala de la aeronave Stela-1.

Para calcular la parte de la distribución del levantamiento que es función del torcimiento (distribución básica) se hace uso de la tabla A1 mostrada en el apéndice. Se toman los valores de levantamiento básico, L_b , correspondientes a cada estación para $\lambda=1$ y $\mathcal{R}=7.14$. Ya que la tabla A1 sólo maneja valores enteros de $\mathcal{R}$, se hace una interpolación lineal para obtener valores más aproximados a los reales. Con los valores de L_b se calculan los valores del coeficiente de levantamiento básico, C_{lb} , mediante la ecuación 2.16:

$$C_{lb} = \frac{\epsilon \alpha_0 S}{cb} L_b \quad (2.16)$$

Los resultados de L_b y C_{lb} se muestran en la tabla 3.7:

Tabla 3.7 Cálculo de C_{lb} en la semiala del Stela-1.

	Estaciones							
$\mathcal{R}$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9	0.95	0.975
7	-0.258	-0.189	-0.029	0.108	0.175	0.172	0.145	0.11
7.14	-0.26052	-0.1911	-0.02914	0.10912	0.17626	0.1741	0.14696	0.11154
8	-0.276	-0.204	-0.03	0.116	0.184	0.187	0.159	0.121
C_{lb}	0.052104	0.03822	0.005828	-0.021824	-0.035252	-0.03482	-0.029392	-0.022308

Para calcular la parte del levantamiento que es función del ángulo de ataque α (distribución adicional) se hace uso de la tabla A2, mostrada en el apéndice. Se toman los valores de levantamiento adicional, L_a , correspondientes a cada estación para $\lambda=1$ y $\mathcal{R}=7.14$. Al igual que para la distribución básica, en la tabla A2 se manejan valores enteros de $\mathcal{R}$, por lo que se hace una interpolación lineal para obtener valores más aproximados a los reales. Con los valores de L_a se calculan los valores del coeficiente de levantamiento adicional, C_{la} , mediante la ecuación 2.17:

$$C_{la} = \frac{S}{cb} L_a \quad (2.17)$$

Los resultados de L_a y C_{la} se muestran en la tabla 3.8:

Tabla 3.8 Cálculo de C_{la} en la semi-ala del Stela-1.

	Estaciones							
$\bar{AR}$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9	0.95	0.975
7	1.149	1.138	1.118	1.054	0.875	0.678	0.515	0.381
7.14	1.14704	1.13674	1.11688	1.05386	0.87654	0.68052	0.51766	0.38366
8	1.135	1.129	1.11	1.053	0.886	0.696	0.534	0.4
C_{la}	1.14704	1.13674	1.11688	1.05386	0.87654	0.68052	0.51766	0.38366

El valor total del coeficiente de levantamiento de cada sección C_l , para un coeficiente de levantamiento cualquiera del ala C_L está dado por la ecuación 2.18:

$$C_l = C_{lb} + C_L C_{la} \quad (2.18)$$

Los resultados de la primera aproximación se muestran en la tabla 3.9, considerando un intervalo para el C_L del ala desde 0 hasta 2. Se grafica el C_{LMAX} del perfil como referencia con el fin de encontrar el C_{LMAX} del ala, que debe ser menor al del perfil a lo largo de la envergadura y de igual magnitud en el empotre.

Tabla 3.9 Primera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.

Estaciones	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9	0.95	0.975
C_L del ala propuesto	$C_l = C_{lb} + C_L C_{la}$							
0.2	0.2815	0.2655	0.2292	0.1889	0.14	0.1012	0.0741	0.0544
0.4	0.5109	0.4929	0.4525	0.3997	0.3153	0.2373	0.1776	0.1311
0.6	0.7403	0.7202	0.6759	0.6104	0.4906	0.3734	0.2812	0.2078
0.8	0.9697	0.9476	0.8993	0.8212	0.6659	0.5095	0.3847	0.2846
1	1.1991	1.1749	1.1227	1.0320	0.8412	0.6457	0.4882	0.3613
1.2	1.4285	1.4023	1.3460	1.2428	1.0165	0.7818	0.5918	0.4380
1.4	1.6579	1.6296	1.5694	1.4535	1.1919	0.9179	0.6953	0.5148
1.6	1.8873	1.8570	1.7928	1.6643	1.3672	1.0540	0.7988	0.5915
1.8	2.1167	2.0843	2.0162	1.8751	1.5425	1.1901	0.9023	0.6682
2	2.3461	2.3117	2.2395	2.0858	1.7178	1.3262	1.0059	0.7450

Graficando la ubicación de cada estación a lo largo de la semiala contra los valores de c_l total para cada sección se obtiene la distribución del coeficiente de levantamiento total en cada sección para diferentes valores de C_L , mostrada en la figura 3.32:

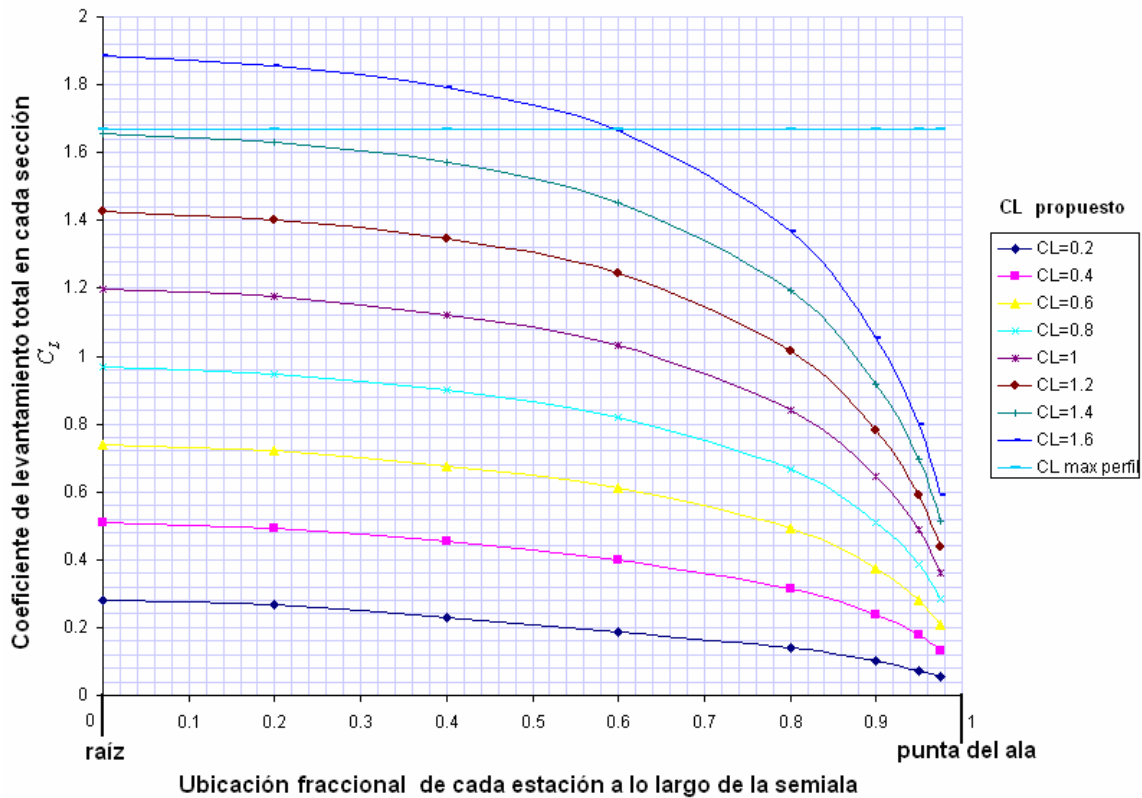


Figura 3.32 Primera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.

En la figura 3.32 se observa como referencia el valor del C_L máximo del perfil. El valor de C_L que corresponde al ala será aquel que intersecte en un punto a la recta del C_L máximo del perfil. Adicionalmente se observa que el valor buscado del C_L se encuentra entre 1.4 y 1.6 para una primera aproximación.

Ahora se propone un intervalo para C_L desde 1.4 hasta 1.6. Los valores para C_l en una segunda aproximación se muestran en la tabla 3.10:

Tabla 3.10 Segunda aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.

Estaciones	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9	0.95	0.975
C_L del ala propuesto	$C_l = C_{lb} + C_L C_{la}$							
1.4	1.6579	1.6296	1.5694	1.4535	1.1919	0.9179	0.6953	0.5148
1.425	1.6866	1.6580	1.5973	1.4799	1.2138	0.9349	0.7082	0.5244
1.45	1.7153	1.6864	1.6253	1.5062	1.2357	0.9519	0.7212	0.5339
1.475	1.7439	1.7149	1.6532	1.5326	1.2576	0.9689	0.7341	0.5435
1.5	1.7726	1.7433	1.6811	1.5589	1.2795	0.9859	0.7470	0.5531
1.525	1.8013	1.7717	1.7090	1.5853	1.3014	1.0029	0.7600	0.5627
1.55	1.8300	1.8001	1.7369	1.6116	1.3233	1.0199	0.7729	0.5723
1.575	1.8586	1.8285	1.7649	1.6380	1.3452	1.0369	0.7859	0.5819
1.6	1.8873	1.8570	1.7928	1.6643	1.3672	1.0540	0.7988	0.5915

La gráfica de la segunda aproximación se muestra en la figura 3.33:

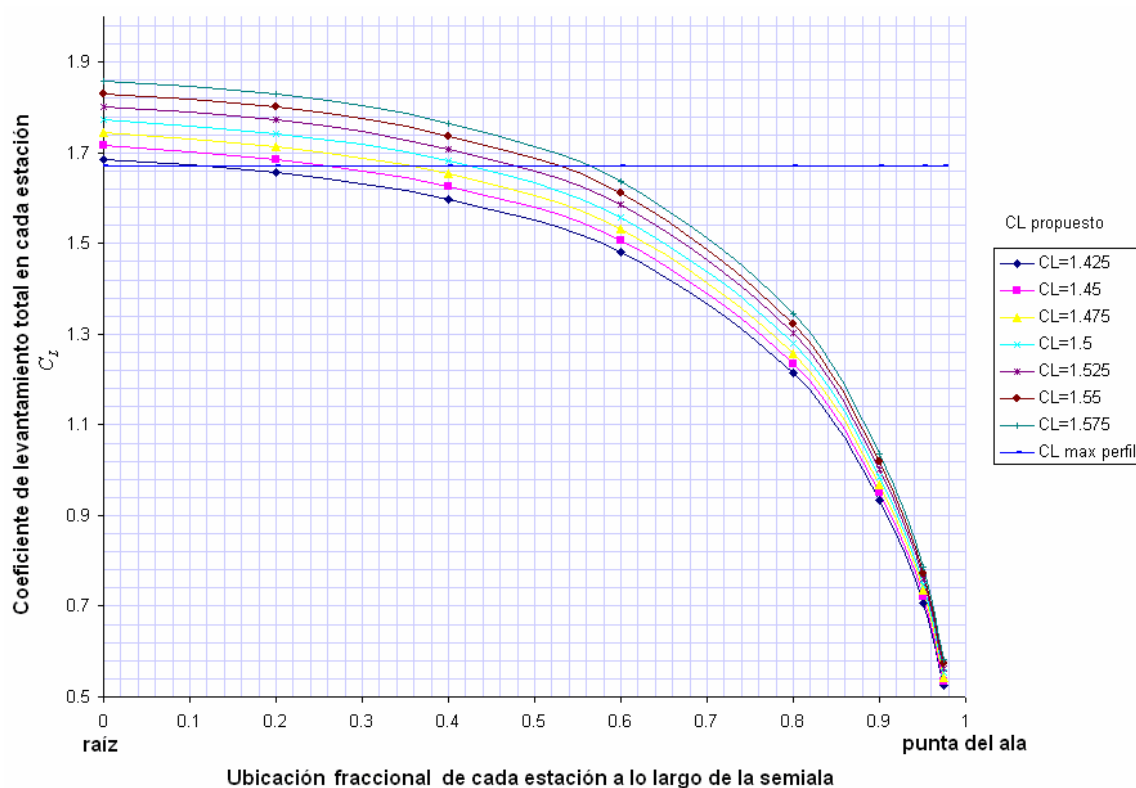


Figura 3.33 Segunda aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.

De la figura 3.33 se observa que el valor buscado del C_L se encuentra por debajo de 1.425 para la segunda aproximación, por lo que es necesario realizar una tercera aproximación con un intervalo de C_L propuesto desde 1.4 hasta 1.425. Los valores para C_l en una tercera aproximación se muestran en la tabla 3.11:

Tabla 3.11 Tercera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.

Estaciones	0	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9	0.95	0.975
C_L del ala propuesto	$C_l = C_{lb} + C_L C_{la}$							
1.405	1.6636	1.6353	1.5750	1.4588	1.1962	0.9213	0.6979	0.5167
1.41	1.6694	1.6410	1.5806	1.4641	1.2006	0.9247	0.7005	0.5186
1.415	1.6751	1.6467	1.5862	1.4693	1.2050	0.9281	0.7030	0.5205
1.42	1.6809	1.6523	1.5917	1.4746	1.2094	0.9315	0.7056	0.5224

La gráfica para la tercera aproximación se muestra en la figura 3.34, de la cual se puede concluir que el valor de C_L buscado es aproximado a 1.41, y concuerda al ser menor que el del perfil.

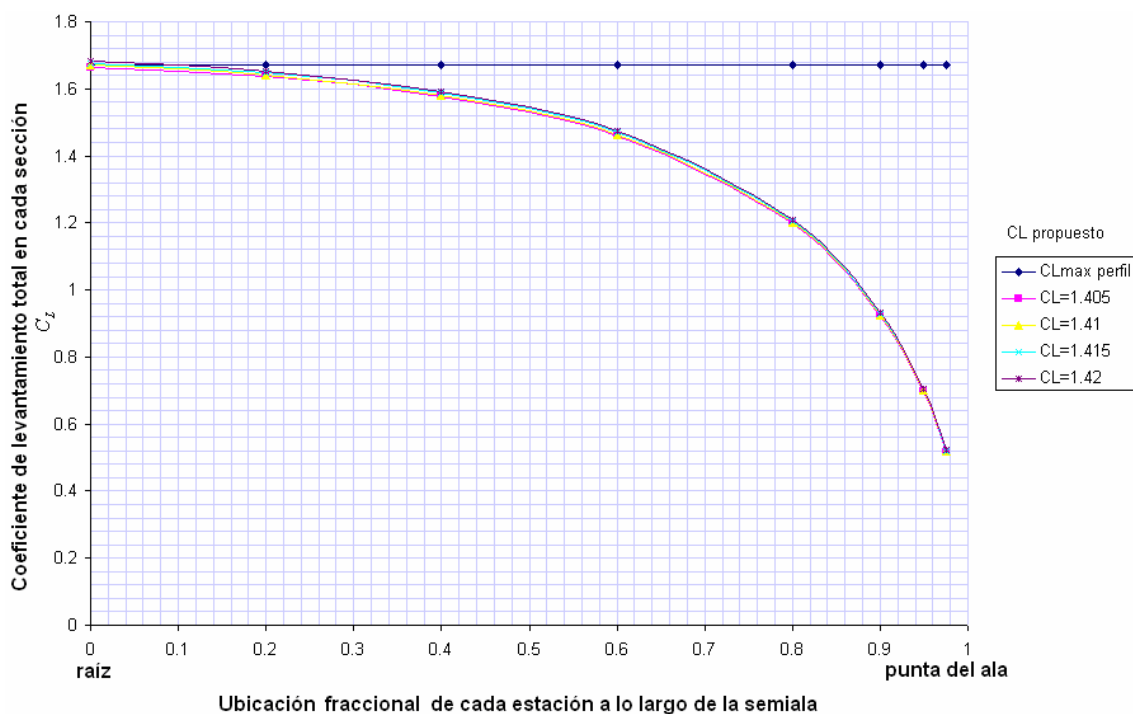


Figura 3.34 Tercera aproximación del coeficiente de levantamiento total de cada sección.

El análisis anterior da como resultado los valores de C_l para cada sección. El siguiente paso es relacionar dichos valores con el coeficiente de levantamiento global de la aeronave, el cual se calcula con base en la ecuación de levantamiento y el peso máximo de la aeronave, como se ve en la ecuación 3.10:

$$C_L = \frac{2W_{\max}}{\rho_0 V^2 S} = \frac{2(450\text{kg})(9.807 \frac{m}{s^2})}{\left(0.8769 \frac{m^3}{kg}\right) \left(66.94 \frac{m}{s}\right)^2 (14m^2)} = 0.16047 \quad (3.10)$$

Considerando que el ala de una aeronave es la causante del 95% del levantamiento total de la misma, se calcula el coeficiente global del ala como se muestra en la ecuación 3.11:

$$C_{LALglobal} = 0.95C_{Lglobal} = (0.95)(0.016358) = 0.15245 \quad (3.11)$$

Una vez conocidos los valores totales de los coeficientes de levantamiento de cada sección y el coeficiente de levantamiento global del ala, se procede a calcular la fuerza de levantamiento por unidad de envergadura. La tabla 3.12 muestra los datos correspondientes a cada estación:

Tabla 3.12 Cálculo de la fuerza de levantamiento por unidad de envergadura en la condición de diseño.

Estación	C_l correspondiente a un C_L del ala igual a 1.41	C_l corregido por el $C_{LALglobal}$	Fuerza de levantamiento (N/m)
0.0	1.6694	0.2545	700.1198
0.2	1.6410	0.2502	688.2066
0.4	1.5806	0.2410	662.8785
0.6	1.4641	0.2232	614.0169
0.8	1.2006	0.1830	503.5325
0.9	0.9247	0.1410	387.8029
0.95	0.7005	0.1068	293.7768
0.975	0.5186	0.0791	217.5107

Graficando la magnitud de la fuerza de levantamiento a lo largo de la semi-envergadura, se obtiene la forma de la carga distribuida por efecto de la fuerza de levantamiento, mostrada en la figura 3.35:

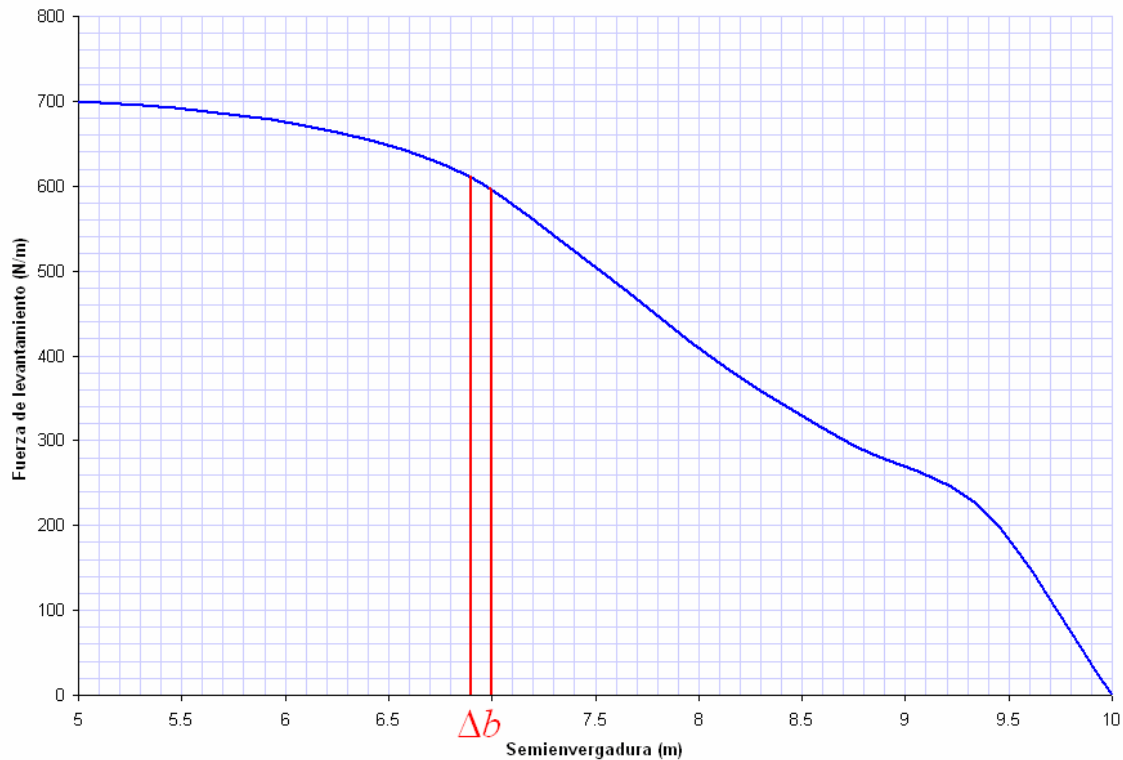


Figura 3.35 Fuerza de levantamiento a lo largo de la semi-envergadura.

El área bajo la curva representa la magnitud de la fuerza de levantamiento sobre el ala, y se puede obtener mediante la integración de todos los elementos diferenciales Δb como el mostrado en la figura 3.35:

$$L = \int_{b_0}^b \frac{\Delta L}{\Delta b} db \quad (3.12)$$

Haciendo uso de una hoja de cálculo, se agrega una línea de tendencia mediante la cual se puede calcular la ecuación polinomial que define el comportamiento aproximado de la fuerza de levantamiento, como se muestra en la figura 3.36:

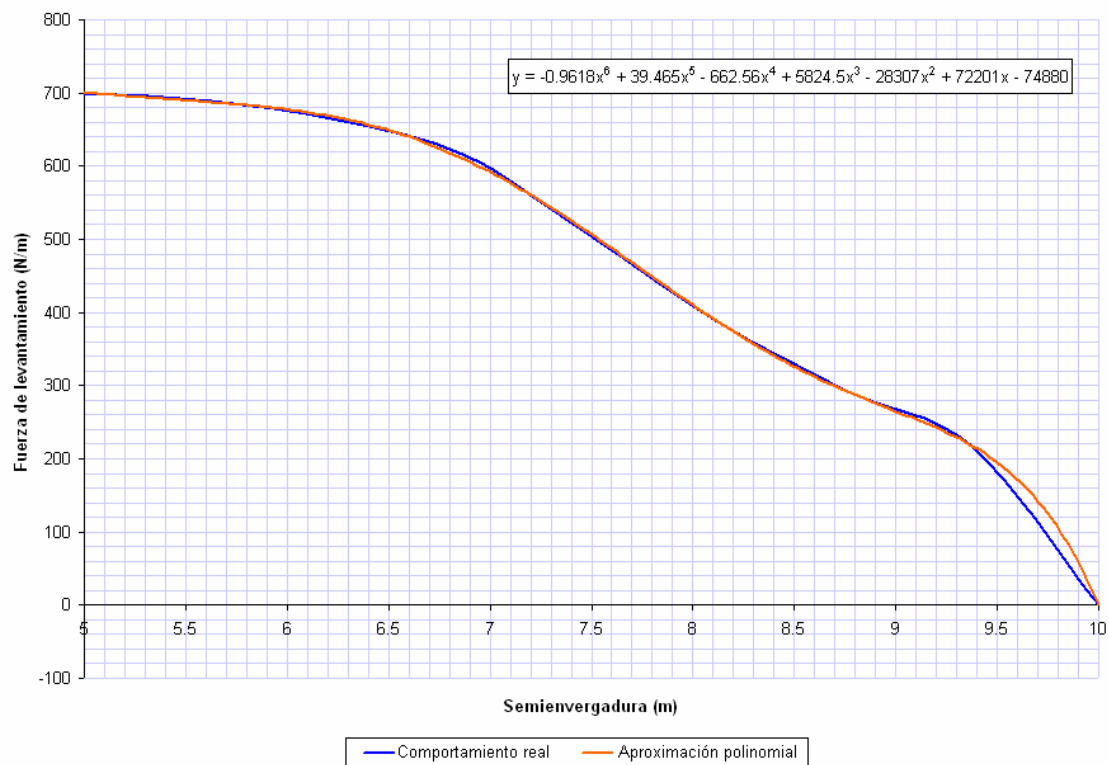


Figura 3.36 Aproximación polinomial del comportamiento de la fuerza de levantamiento a lo largo de la semi-envergadura.

Mediante la integración de la función polinomial que define el comportamiento de la fuerza de levantamiento, se calcula la magnitud de dicha fuerza, como se muestra en la ecuación 3.13:

$$L = \int_5^{10} (-0.9618b^6 + 39.465b^5 - 662.56b^4 + 5824.5b^3 - 28307b^2 + 72201b - 74880)db \quad (3.13)$$

La magnitud de la fuerza de levantamiento para cada semiala de la aeronave Stela-M1 en la condición de diseño es de:

$$L = 2461.979N \quad (3.14)$$

En la figura 3.37 se muestra la distribución de la fuerza de levantamiento sobre el ala de la aeronave Stela-M1:

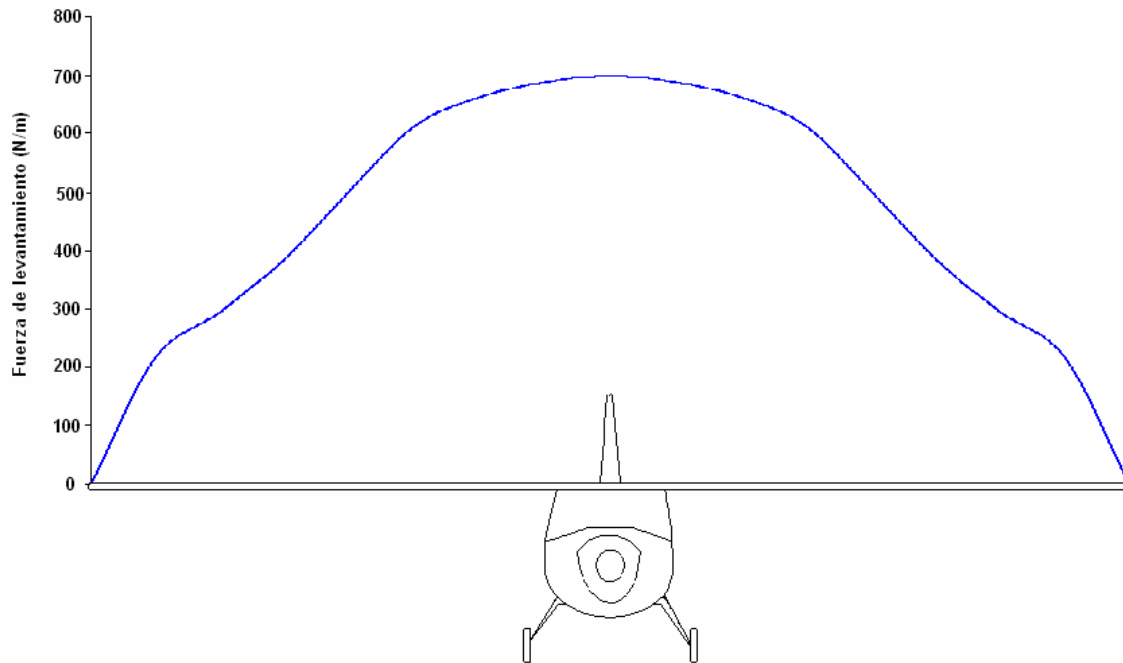


Figura 3.37 Distribución de la fuerza de levantamiento sobre el ala del Stela-M1.

Realizando la integración de la función polinomial que define el comportamiento de la fuerza de levantamiento en la sección de la semiala limitada por las costillas C3 y C4, se obtendrá la magnitud de la fuerza de levantamiento solo entre la sección delimitada entre C3 y C4. Los límites de integración son las distancias desde el empotre de la semiala a cada una de las costillas C3 y C4. La distancia a la costilla 3 está dada en metros y se obtiene mediante:

$$\text{límite}_{\text{inf}} = 5 + 4.5 - 2.75 = 6.75 \quad (3.15)$$

La distancia desde el empotre de la semiala a la costilla 4 está dada en metros y se obtiene mediante:

$$\text{límite}_{\text{sup}} = 5 + 4.5 - 2.1 = 7.4 \quad (3.16)$$

Realizando la integración de la función polinomial, se obtiene la magnitud de la fuerza a aplicar en el modelo del panel simplificado:

$$L_{panel} = \int_{6.75}^{7.4} (-0.9618b^6 + 39.465b^5 - 662.56b^4 + 5824.5b^3 - 28307b^2 + 72201b - 74880)db \quad (3.17)$$

$$L_{panel} = 391.0279N \quad (3.18)$$

3.5 Cálculo de la resistencia al avance en el panel de la semiala del Stela-M1

De la memoria de cálculo se pueden obtener el valor del coeficiente al avance correspondiente al punto D del diagrama de maniobra:

$$C_D = 0.0136 \quad (3.19)$$

La fuerza de resistencia al avance se obtiene usando la ecuación para el cálculo de la resistencia al avance, considerando las mismas condiciones usadas en el cálculo de la fuerza del levantamiento, es decir, la velocidad de desplome, V_D , y el valor de la densidad a una altitud crucero:

$$D = \frac{1}{2} \rho_0 V_D^2 S C_D = \frac{1}{2} \left(0.8769 \frac{kg}{m^3} \right) \left(66.94444 \frac{m}{s} \right)^2 (14m^2) (0.0136) = 374.1244N \quad (3.20)$$

Considerando que en la condición de diseño la aeronave debe ser capaz de soportar 4.4 veces su propio peso por efecto de alguna maniobra, no se sabe con exactitud que porcentaje de dicha fuerza actúa sobre el panel del intrados. En vuelo recto y nivelado, con la dirección del viento paralela a la cuerda del perfil del ala, se puede estimar de manera porcentual la fuerza de resistencia al avance con respecto a la porción del ala que es cuestión de estudio. Sin embargo, bajo efectos de maniobras, difícilmente se puede estimar la fuerza resistiva que actúa sobre una porción del ala, ya que no se conoce la naturaleza de la maniobra [9]. Lo único seguro, es que la fuerza resistiva no puede ser mayor a la calculada en 3.20, por lo que se decidió tomar la fuerza dividida entre dos (para cada semiala) como una simplificación del problema. De esta manera, la fuerza de resistencia al avance a aplicar sobre el panel será la mostrada en la ecuación 3.21:

$$D_{panel} = 187.0622N \quad (3.21)$$

3.6 Análisis de la caja de torsión

Debido a la naturaleza de la estructura del ala de la aeronave Stela-M1, en la cual no existen elementos atezadores, se puede utilizar el análisis de una sección transversal idealizada en la cual los esfuerzos normales se concentran en tres nodos y los esfuerzos de corte se concentran únicamente en los paneles que forma la piel. En este caso, el análisis se aplica para encontrar el flujo de corte entre tres nodos característicos de la sección bajo los efectos del cortante (provocado por la misma sustentación o álbeteo) aplicando la teoría de equilibrio (3 sumatorias de fuerzas y/o de momentos). La sección transversal simplificada del Stela-M1 se muestra en la figura 3.38:

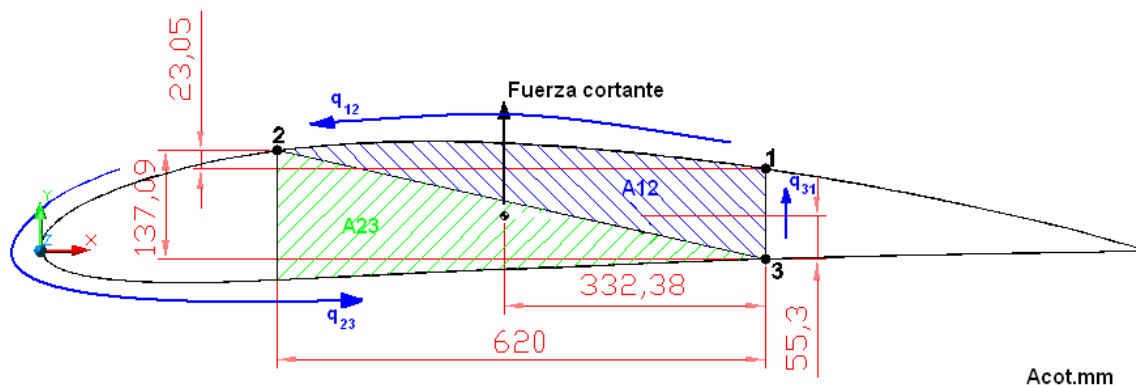


Figura 3.38 Sección transversal simplificada de la caja de torsión del Stela-M1.

Los flujos de corte se obtienen resolviendo estáticamente el modelo geométrico por medio de la sumatoria de fuerzas sobre el eje horizontal, sumatoria de fuerzas sobre el eje vertical y con la sumatoria de momentos alrededor de un nodo. El centroide de la región que comprende el perfil está dado por la coordenada (587.6162 mm, 43.6139 mm), tomando como referencia el punto del borde de ataque, como se muestra en la figura 3.38. La magnitud de las áreas delimitadas por los nodos se indica en la tabla 3.13:

Tabla 3.13 Áreas delimitadas por los nodos en la sección simplificada.

Área	Magnitud (m ²)
A ₁₂	0.0353537
A ₂₃	0.0506899

Este análisis solo es aplicable considerando que la resultante de los flujos de corte internos es equivalente a la carga aplicada. La carga aplicada sobre la sección está definida por la fuerza de levantamiento desde el empotre hasta el inicio de la sección de estudio (costilla C4), aunque hay que tener en cuenta que también se inducen flujos de corte de forma implícita debido a la fuerza de levantamiento y la fuerza de resistencia al avance a aplicar sobre el panel.

Por lo anterior, la fuerza de levantamiento equivalente a la fuerza cortante que actúa desde el inicio de la sección se calcula haciendo uso de la ecuación 3.13, con límites de integración desde 5 en el empotre hasta 6.75 en donde se encuentra la costilla C4, que representa el inicio de la sección de estudio:

$$L = \int_5^{6.75} (-0.9618b^6 + 39.465b^5 - 662.56b^4 + 5824.5b^3 - 28307b^2 + 72201b - 74880) db \quad (3.22)$$

Realizando la integración y sustituyendo los límites de integración correspondientes, se obtiene la magnitud de la fuerza cortante a aplicar en el análisis, mostrada en la ecuación 3.23:

$$\text{Fuerza cortante} = 1210.247 N \quad (3.23)$$

Una vez obtenida la magnitud de la fuerza cortante se procede al análisis aplicado a uniceldas para obtener los flujos de corte alrededor de las costillas. Sustituyendo en la ecuación 2.21, se obtiene la sumatoria de fuerzas a lo largo del eje x :

$$0 = -q_{12}(0.62) + q_{23}(0.62) \quad (3.24)$$

Sustituyendo en la ecuación 2.22, se obtiene la sumatoria de fuerzas a lo largo del eje y :

$$1210.247 = q_{31}(0.02305 + 0.13709) - q_{12}(0.02305) - q_{23}(0.13709) \quad (3.25)$$

Sustituyendo en la ecuación 2.23, se obtiene la sumatoria de momentos alrededor del nodo 3:

$$402.2619 = -0.0707074q_{12} - 0.1013789q_{23} \quad (3.26)$$

Conjuntando las ecuaciones 3.24, 3.25 y 3.26 se forma un sistema de tres ecuaciones con tres incógnitas, mostrado en un arreglo matricial en 3.27:

$$\begin{bmatrix} -0.62 & 0.62 & 0 \\ -0.02305 & -0.13709 & 0.16014 \\ -0.0707074 & -0.1013789 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{12} \\ q_{23} \\ q_{31} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1210.247 \\ 402.2619 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Resolviendo el sistema de ecuaciones se obtiene la magnitud de los flujos de corte, mostrados en la ecuación 3.28 y en la figura 3.39:

$$\begin{bmatrix} q_{12} \\ q_{23} \\ q_{31} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2337.56 \\ -2337.56 \\ 5219.87 \end{bmatrix} \frac{N}{m} \quad (3.28)$$

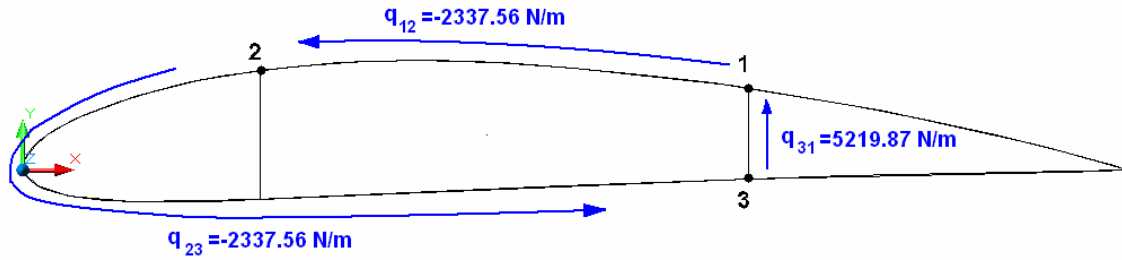


Figura 3.39 Flujos de corte resultantes alrededor del perfil.

El flujo de corte denominado q_{23} correspondiente a la parte del intrados se muestra en la ecuación 3.29:

$$q_{\text{calculado}} = -2337.56 \frac{N}{m} \quad (3.29)$$

Este valor se puede corroborar con el reportado en la memoria de cálculo de la aeronave [13] al considerar solo la caja de torsión central. El valor reportado en la memoria de cálculo es de $q = 2589.84 \frac{N}{m}$, mientras que el valor calculado mediante la simplificación de tres nodos es de $q = 2337.56 \frac{N}{m}$. El error porcentual entre los dos resultados es de 9.73%, por lo que el flujo de corte a aplicar en el panel simplificado es:

$$q_{\text{intrados}} = 2337.56 \frac{N}{m}, \text{ en dirección hacia el borde de entrada} \quad (3.30)$$

3.7 Modelado del panel donde se situará el registro de inspección.

El panel donde estará situado el registro de inspección es parte del intrados del ala y está delimitado por las vigas principal V1 y secundaria V2 y por las costillas C3y C4. El panel se muestra en la figura 3.40:

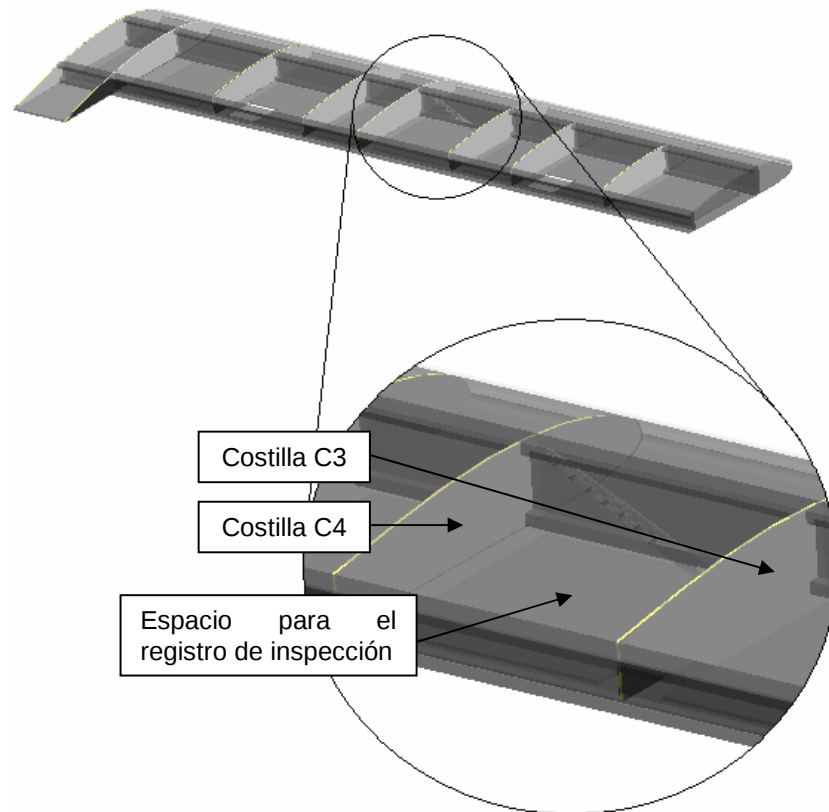


Figura 3.40 Panel donde estará situado el registro de inspección.

El panel a analizar se muestra en la figura 3.41, ya con los límites que implican las vigas y las costillas:

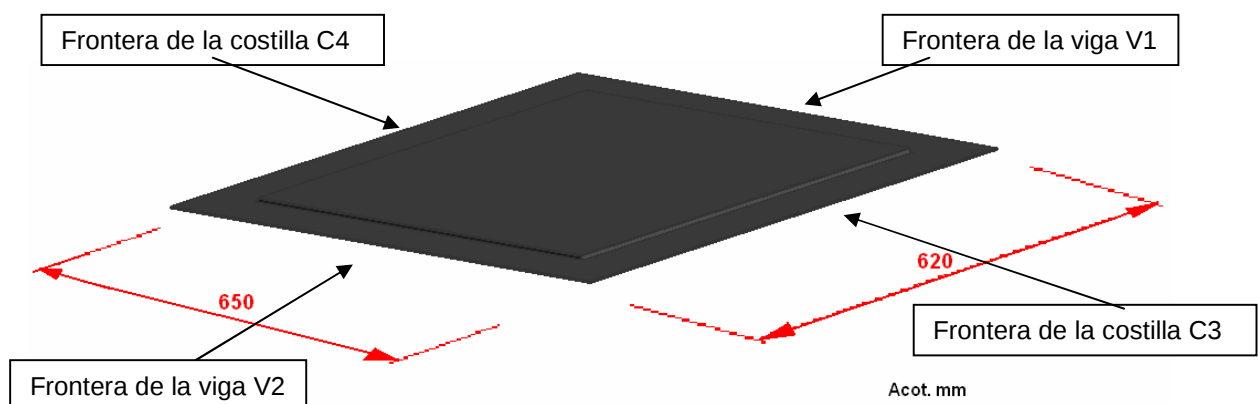


Figura 3.41 Panel a analizar.

Debido a la simetría del modelo se puede analizar sólo la mitad, quedando de la forma mostrada en la figura 3.42:

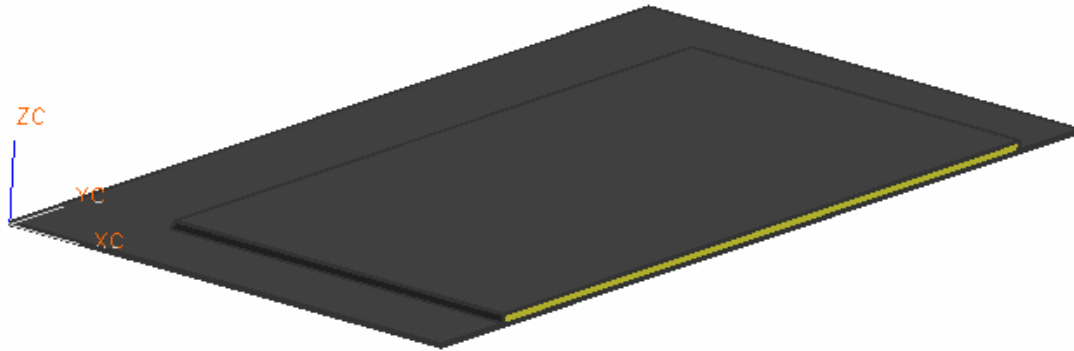


Figura 3.42 Simplificación del panel debido a la condición simétrica.

Las condiciones de apoyo para el panel a analizar están definidas por los elementos a los cuales está unido en el ala. En la parte de la unión con la costilla C4 se usará una condición de apoyo de empotre; en las partes de unión con ambas vigas V1 y V2 también se usará la condición de apoyo de empotre. En la parte donde se simplificó el modelo se aplicará una condición de apoyo simple, es decir, con libertad de movimiento alrededor del eje z.

La distribución de las capas que componen al panel se muestra en la figura 3.43. El espesor de cada capa se obtuvo de las fichas técnicas de cada material [14].

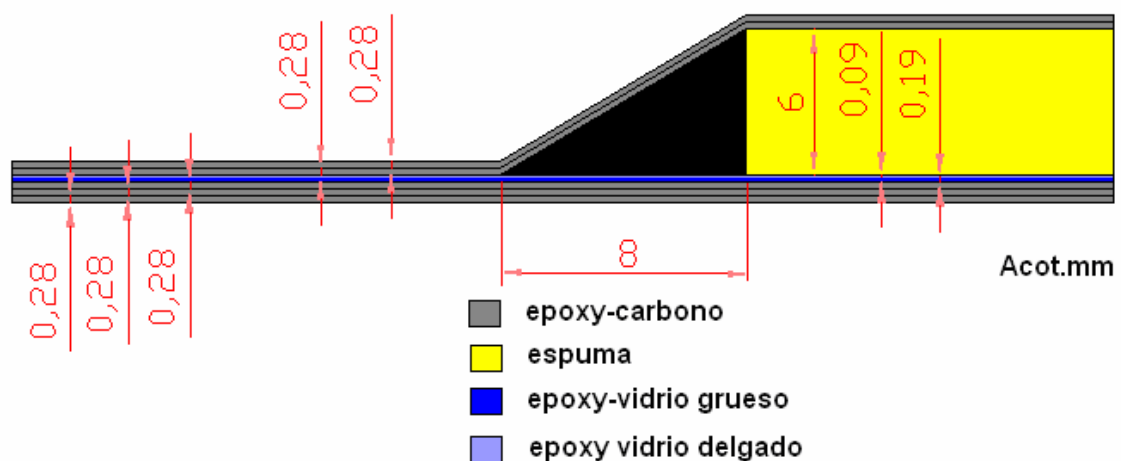


Figura 3.43 Capas que constituyen el panel.

Debido a la diversidad de materiales con los que está construido el panel, se decidió dividirlo en tres bloques unidos entre sí de forma rígida. La razón primordial de dividir en bloques es la dificultad de simular un ensamble rígido de un elemento sólido isotrópico (como el tipo espuma) entre dos elementos laminados. La división se muestra en la figura 3.44:

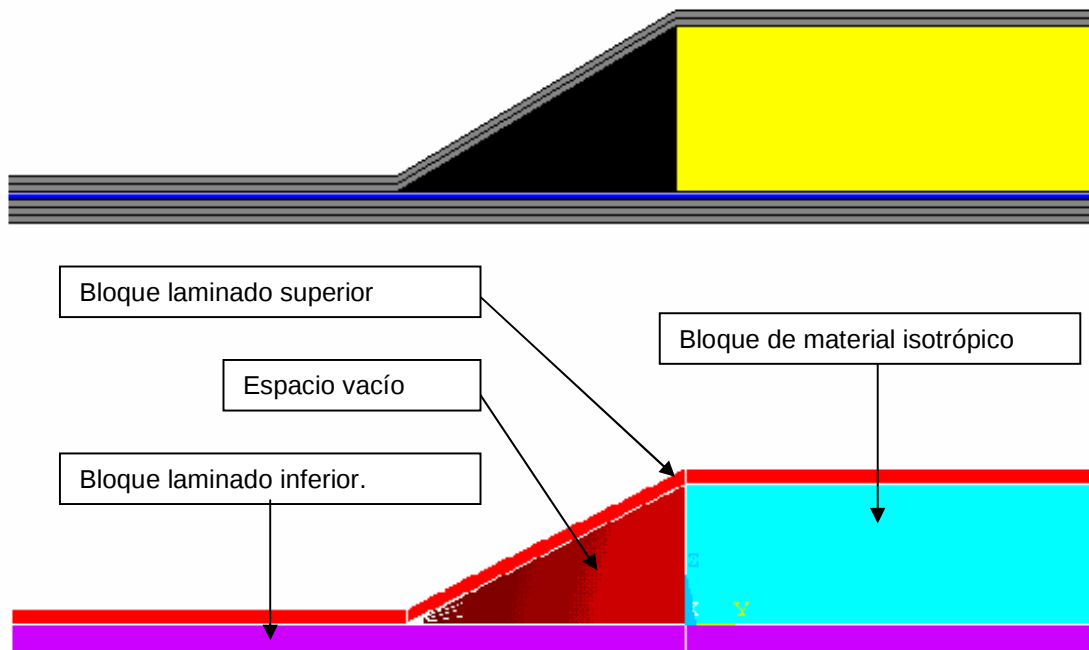


Figura 3.44 Bloques en los que se dividen las laminas del panel.

En la figura 3.45 se muestra el modelo del panel a analizar estructuralmente:

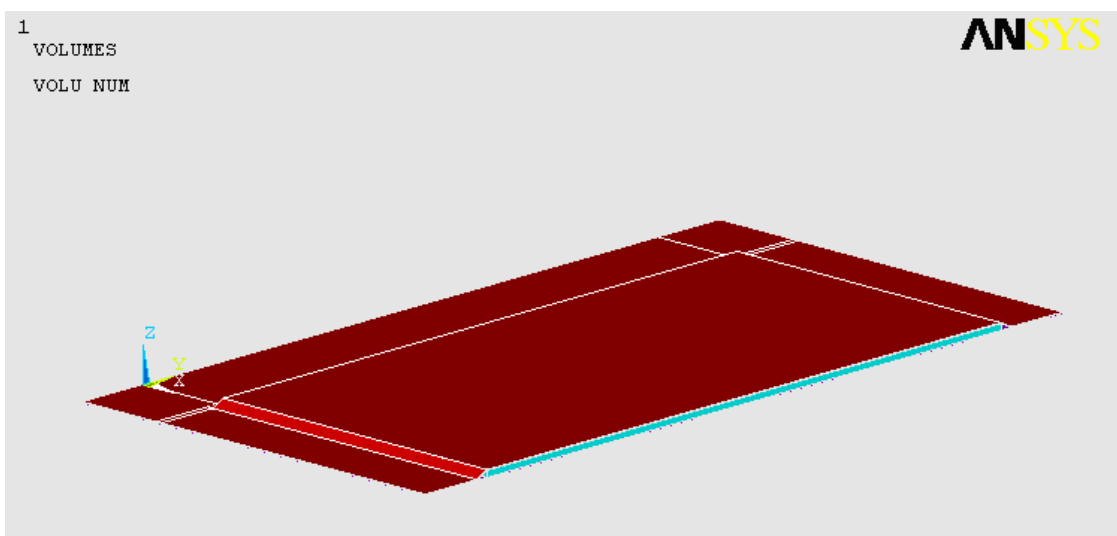
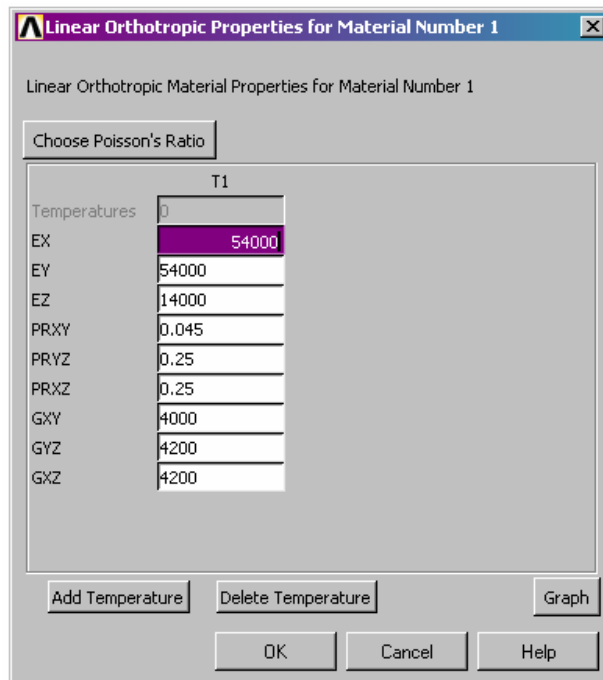


Figura 3.45 Modelo geométrico del panel.

El material denotado por el número 1 es el C-Ep, el cual se define dentro del software como un material ortotrópico con isotropía transversal. Las unidades usadas para los módulos tanto de elasticidad como de corte son MPa. En la figura 3.46 se muestra la ventana donde se introducen los valores de las propiedades mecánicas necesarias para la definición del material 1:



Temperatures	T1
EX	54000
EY	54000
EZ	14000
PRXY	0.045
PRYZ	0.25
PRXZ	0.25
GXY	4000
GYZ	4200
GXZ	4200

Figura 3.46 Definición del material epoxi-carbono.

El material denotado por el número 2 es el G-Ep, el cual se define dentro del software como un material ortotrópico con isotropía transversal. En la figura 3.47 se muestra la ventana donde se introducen los valores de las propiedades mecánicas necesarias para la definición del material 2:

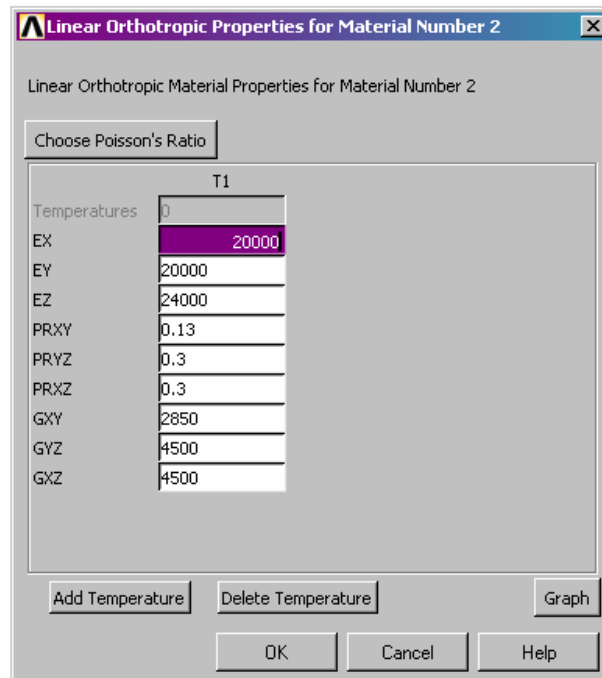


Figura 3.47 Definición del material vidrio-carbono.

El material denotado por el número 3 es la espuma, el cual se define dentro del software como un material isotrópico. En la figura 3.48 se muestra la ventana donde se introducen los valores de las propiedades mecánicas necesarias para su definición:

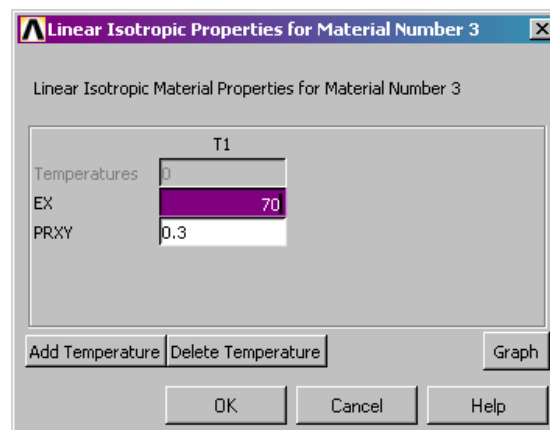


Figura 3.48 Definición del material espuma (foam).

El tipo de elemento usado para desarrollar la malla de los materiales laminados es el denominado SOLID46, del cual se muestra su configuración en la figura 3.49:

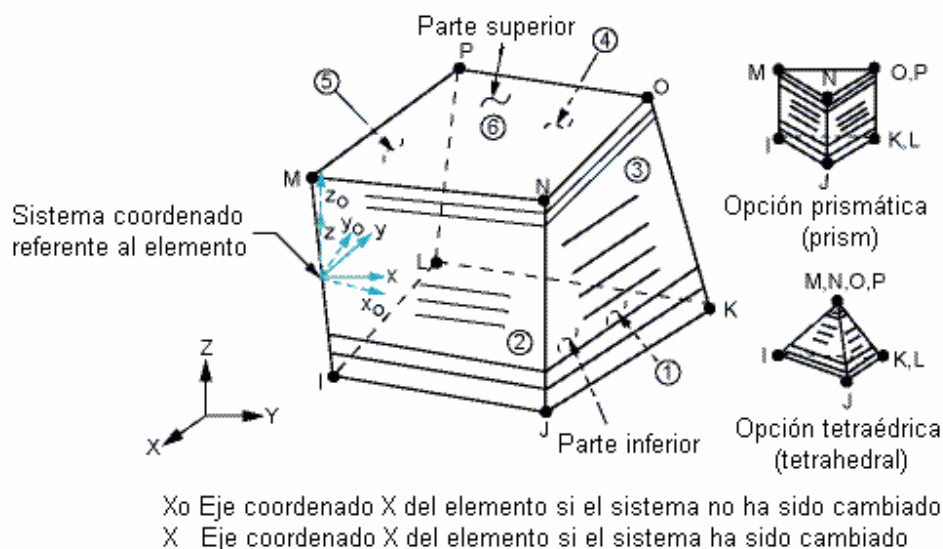


Figura 3.49 Configuración del elemento SOLID46 [17].

El elemento SOLID46 es un elemento sólido definido por 8 nodos y una configuración en capas. Consta de tres grados de libertad por cada nodo (U_X , U_Y y U_Z), es decir, 24 en total. Este elemento fue diseñado para modelar cascarones delgados en capas o sólidos en capas y permite más de 250 capas del mismo espesor por cada elemento. De forma alternativa, este elemento permite 125 capas con espesores que puedan variar linealmente con respecto al área de cada capa. Una ventaja de este tipo de elemento es que se pueden compactar varios elementos para modelar más de 250 capas que permitan deformaciones a través del espesor, inclinadas por discontinuidades. La opción de que el usuario pueda introducir una matriz constitutiva está también disponible. Este elemento ajusta las propiedades del material en la dirección transversa permitiendo que los esfuerzos se distribuyan de forma uniforme en esta dirección.

Se eligió este tipo de elemento porque su aplicación conlleva a resultados confiables, como se reflejó en el trabajo de investigación de Chukwujekwu A.O. et al [6] descrito brevemente en la sección 1.7.1 de este trabajo. A diferencia de la investigación antes citada donde se usó un elemento de forma hexagonal, el tipo de elemento a aplicar en análisis del panel del Stela-M1 es de geometría triangular (prismática), ya que se obtienen resultados más aproximados a los reales cuando se está analizando un elemento estructural laminado [17].

En la tabla 3.14 se muestran las propiedades del elemento SOLID46, las cuales se configuran mediante el apartado *Real Constants* haciendo uso de la opción número 2 (KEYOPT2) del elemento:

Tabla 3.14 Propiedades del elemento SOLID46 [17].

Valores para KEYOPT(2) = 0 ó 1	Código	Descripción
1	NL	Número de capas (250 máximo)
2	LSYM	Código de simetría del laminado
3	LP1	Primera capa para resultados
4	LP2	Segunda capa para resultados
7	KREF	Localización del plano de referencia
Adicionalmente, para KEYOPT(2)=0		
13	MAT	Número del material para la capa 1
14	THETA	Rotación con respecto al eje x de la capa 1
15	TK	Espesor de la capa 1
16, ..., (12+3*NL)	MAT, THETA, TK, etc.	Repetir número de material, rotación y espesor en cada capa que se haya especificado
Adicionalmente, para KEYOPT(2)=1		
13	MAT	Número del material para la capa 1
14	THETA	Rotación con respecto al eje x de la capa 1
15	TK (I)	Espesor de la capa 1 en el nodo I
16	TK (J)	Espesor de la capa 1 en el nodo J
17	TK (K)	Espesor de la capa 1 en el nodo K
18	TK (L)	Espesor de la capa 1 en el nodo L
19, ..., (12+6*NL)	MAT, THETA, TK (I), etc.	Repetir número de material, rotación, espesor en los nodos I, J, K y L en cada capa que se haya especificado

El tipo de elemento usado para desarrollar la malla del material isotrópico es el denominado SOLID45, del cual se muestra su configuración en la figura 3.50:

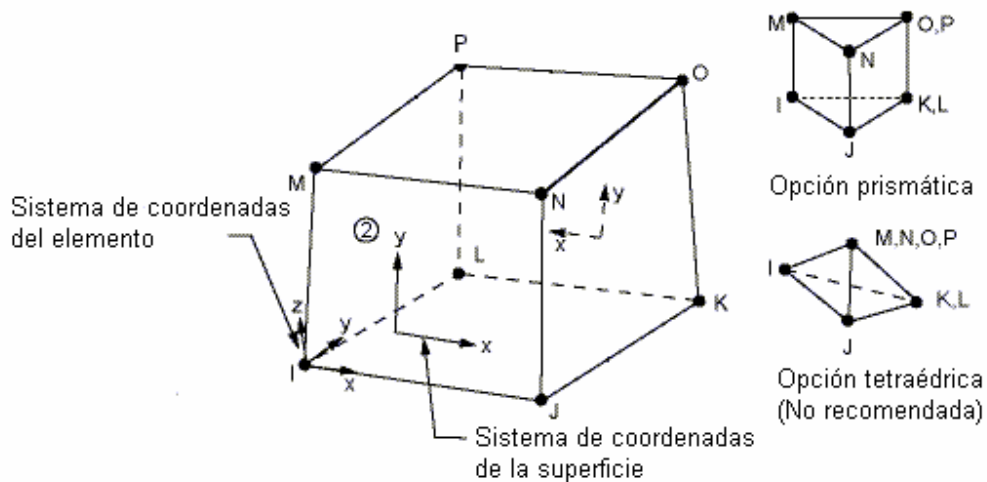


Figura 3.50 Configuración del elemento SOLID45 [17].

Este tipo de elemento es el más usado para analizar estructuras constituidas por un material isotrópico, ya que su aplicación representa las siguientes ventajas [17]:

- Se requiere menos tiempo del recurso de cómputo para la formación de elementos rígidos y para el cálculo de esfuerzos y deformaciones en comparación con otro tipo de elementos.
- El tamaño ocupado en memoria de un mallado con este tipo de elemento es aproximadamente 1/7 del que se pudiese ocupar con algún otro tipo de elemento aplicable.
- La convergencia del análisis suele darse de forma más temprana en comparación con otro tipo de elemento.
- El análisis no sufre alteración por alguna carencia de materia, la cual puede ser causada por el fenómeno de plasticidad ó por la naturaleza incompresible del material.

La malla obtenida se refinó hasta obtener la independencia de malla, con especial énfasis en las uniones entre bloques, es decir, hasta obtener casi los mismos resultados conforme se iba aumentando el número de nodos. Cabe aclarar que existen otros tipos de elementos que permiten el análisis de elementos laminados y son mencionados en el apéndice A3. En la figura 3.51 se muestra el panel mallado:

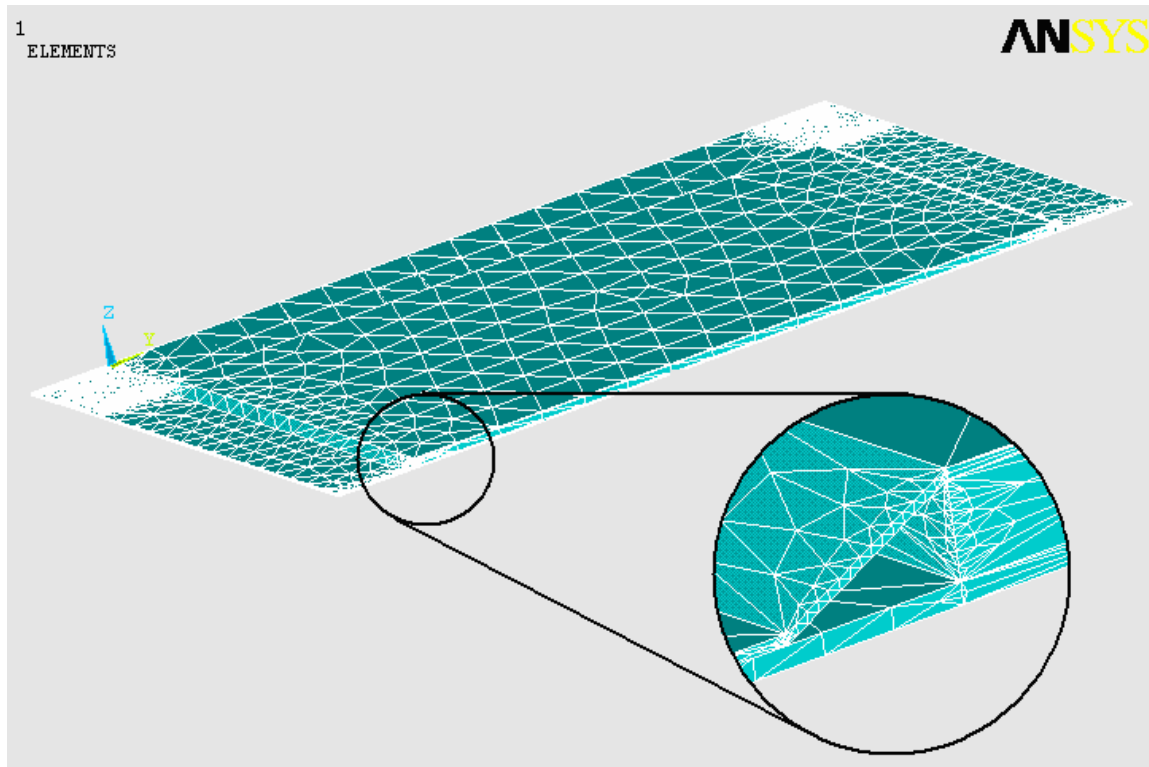


Figura 3.51 Panel mallado.

En la figura 3.51 se muestra a detalle la malla que se forma en las uniones de los bloques. Es necesario tener una buena resolución en la malla cercana a la unión entre bloques para asegurar la conectividad entre elementos en esa región.

Una vez realizada la malla, se procede a aplicar las restricciones geométricas y las cargas a las que está sometido el panel. **El objetivo es conocer las zonas en las que se presentan los esfuerzos más significativos, ya que el registro de inspección a diseñar no debe modificar el comportamiento estructural del ala.**

En la figuras 3.52, 3.53, 3.54, 3.55 y 3.56 se muestran los tipos de apoyos correspondientes al panel. El tipo de apoyo aplicado a las partes en donde el panel está unido con las vigas y con la costilla es un apoyo tipo empotre (completamente restringido), mientras que en el extremo donde se simplificó por simetría se aplicó un tipo de apoyo simple (con libertad de desplazamiento sobre el eje z):

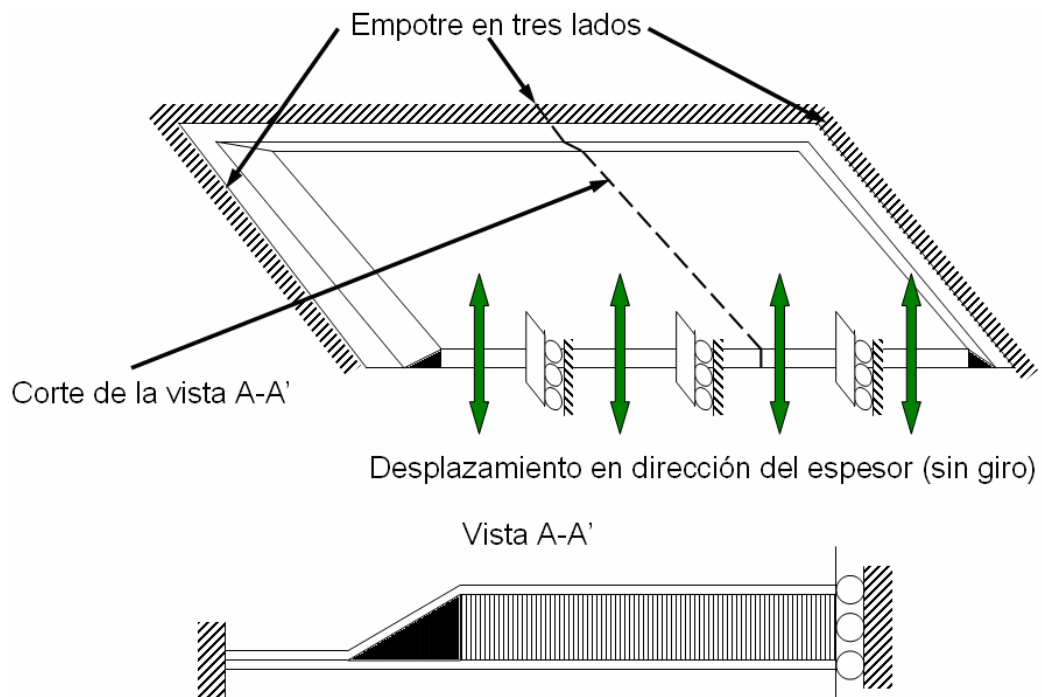


Figura 3.52 Esquema explicativo de sujeción del panel para el análisis por elemento finito.

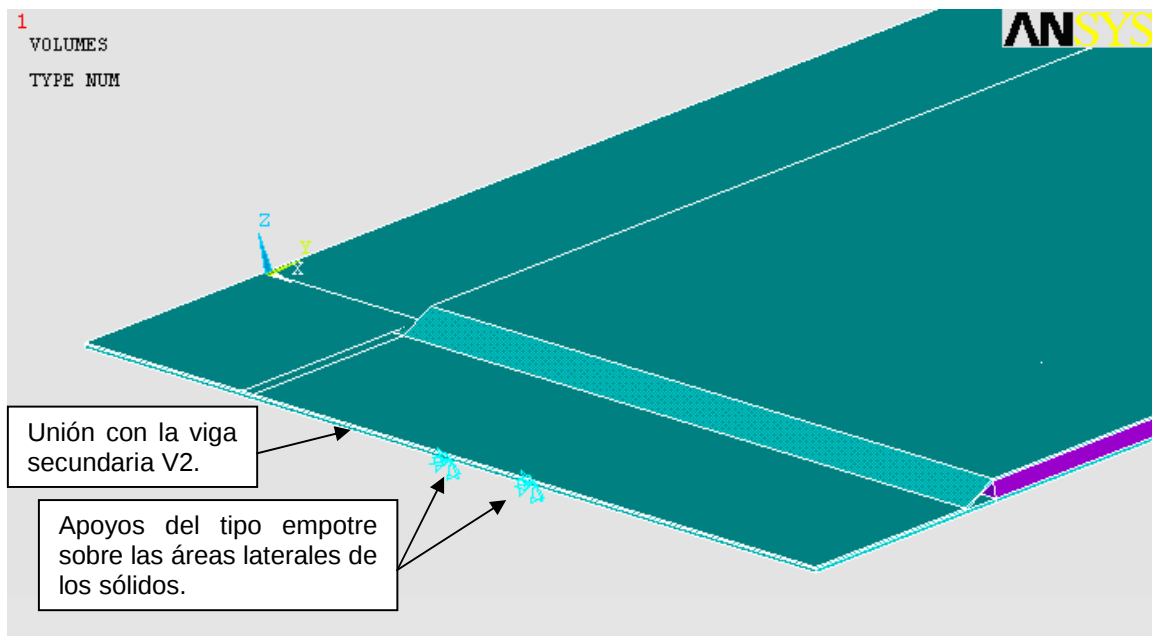


Figura 3.53 Apoyo en la unión con la viga secundaria V2.

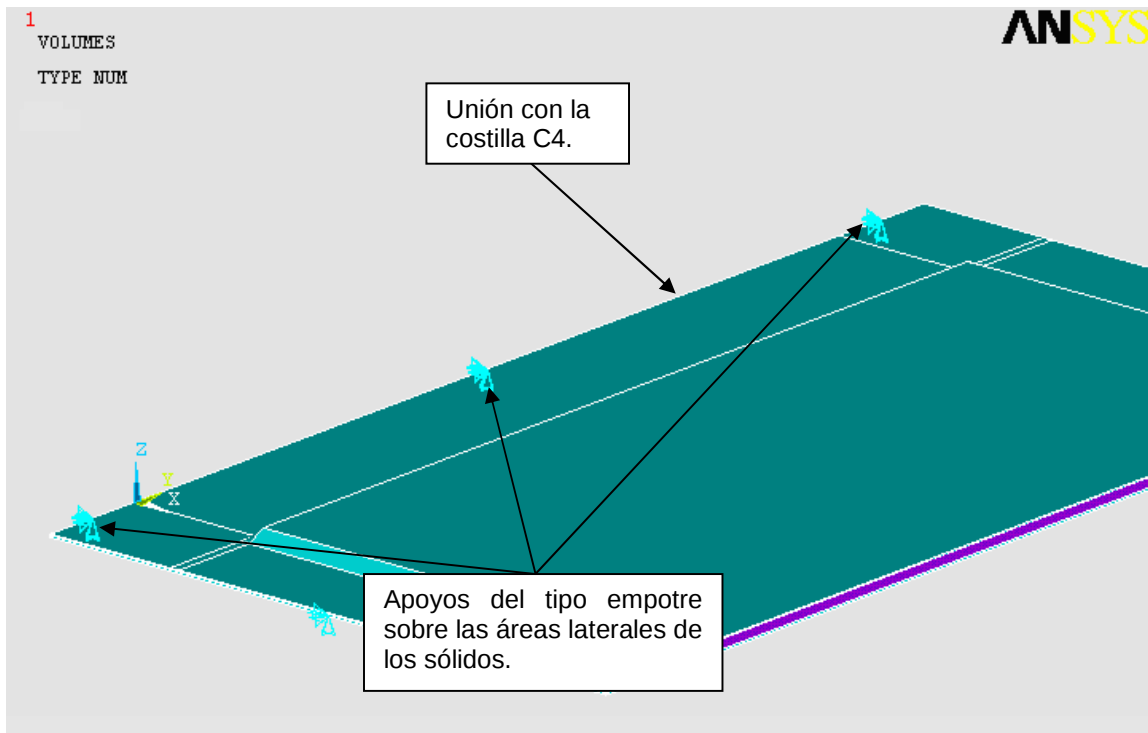


Figura 3.54 Apoyo en la unión con la costilla C4.

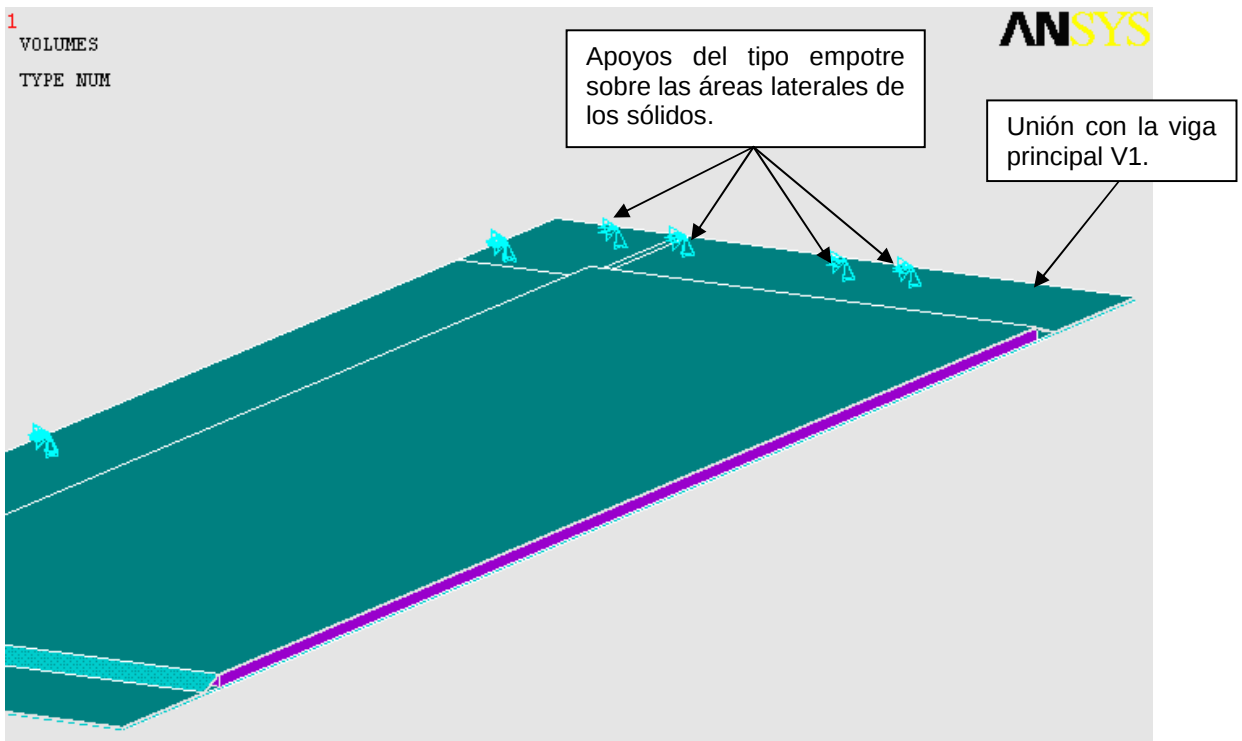


Figura 3.55 Apoyo en la unión con la viga principal V1.

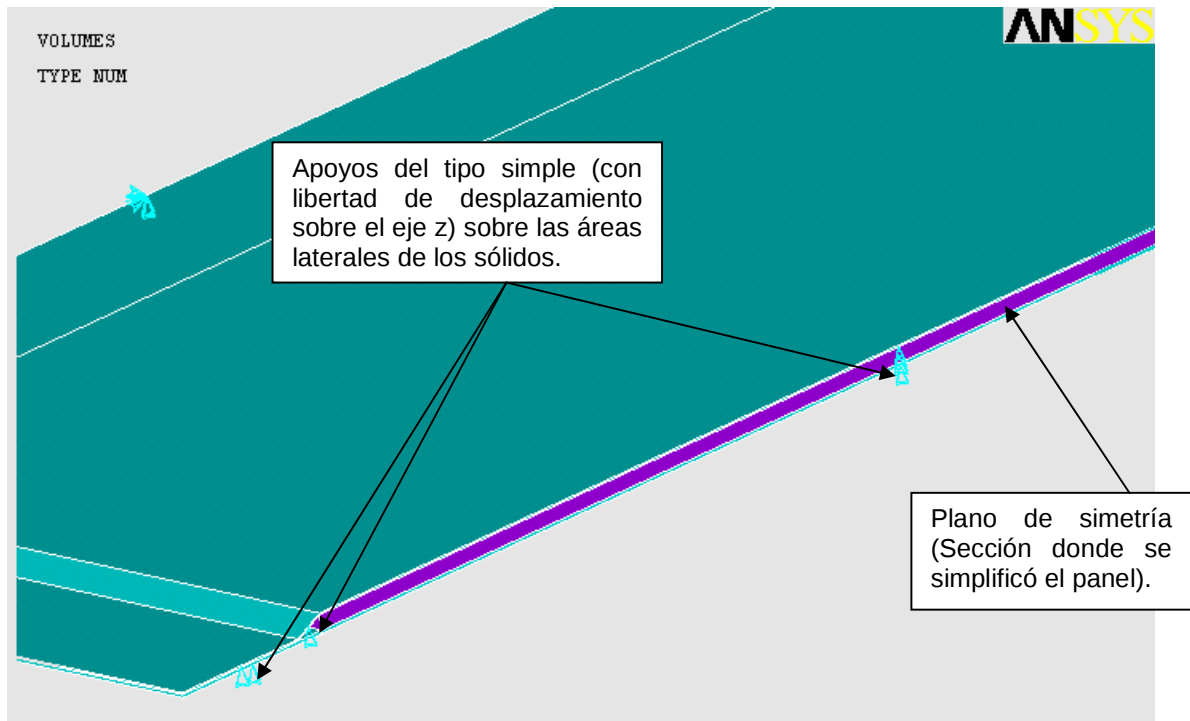


Figura 3.56 Apoyo en el plano de simetría del panel.

La fuerza de levantamiento se modeló como una carga uniformemente distribuida aplicada a los nodos de la parte inferior del panel, en dirección del eje z, de magnitud igual al levantamiento calculado en la sección 3.4 e indicada en la ecuación 3.18 multiplicado por el factor de carga correspondiente a la condición de diseño ($n = 4.4$):

$$L_{panel} = 1720.52 N \quad (3.31)$$

El panel bajo la influencia de dicha carga se muestra en la figura 3.57:

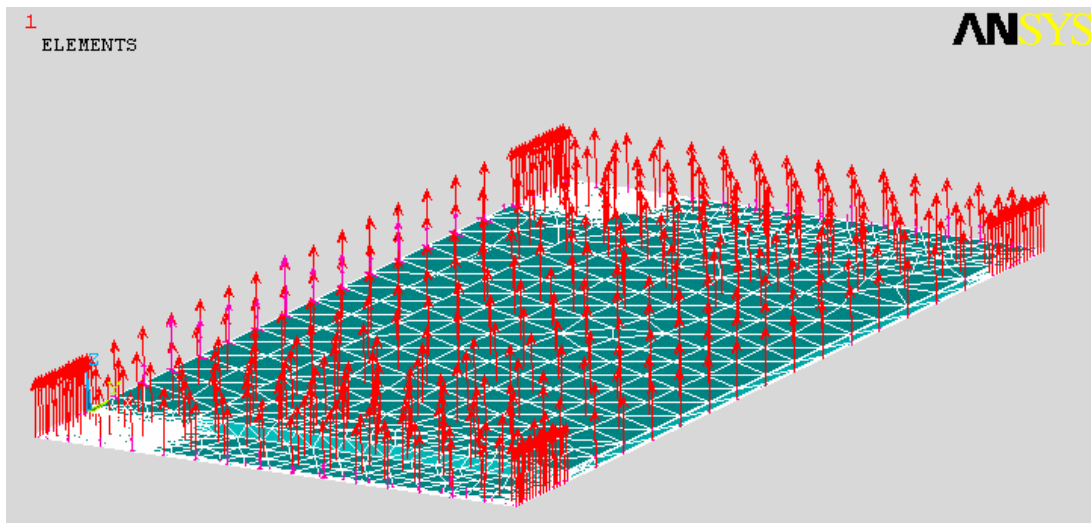


Figura 3.57 Modelado de la fuerza de levantamiento sobre el panel.

La fuerza de resistencia al avance se modeló como una carga uniformemente distribuida en la dirección negativa y, en contra del movimiento de la aeronave como dice su definición. Al igual que con la fuerza de levantamiento, la carga se aplicó sobre los nodos de la frontera del panel con la viga secundaria V2 para su mejor apreciación como se muestra en la figura 3.58, pero se pudo haber aplicado de igual forma en los nodos del plano donde se une con la viga principal V1. La magnitud de la carga de resistencia al avance es la calculada en la sección 3.5, indicada por la ecuación 3.21 multiplicada por el factor de carga correspondiente ($n = 4.4$):

$$D_{panel} = 823.07 N \quad (3.32)$$

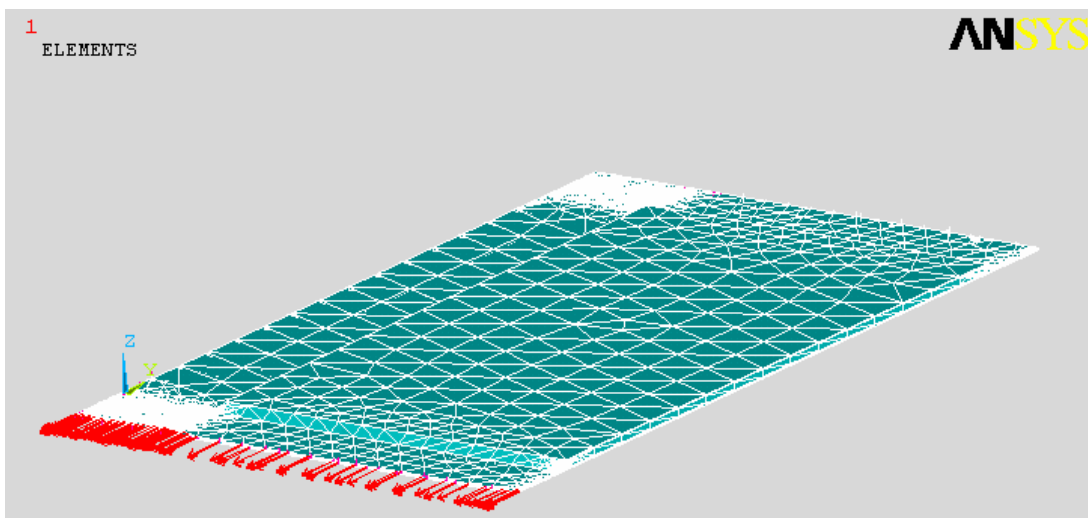


Figura 3.58 Modelado de la fuerza de resistencia al avance sobre el panel.

El flujo de corte consecuencia del momento de cabeceo de la aeronave se modela mediante fuerzas puntuales concentradas en los nodos centrales del plano donde el panel se une con la costilla C4. EL modelado del flujo de corte se muestra en la figura 3.59 y su magnitud es la calculada en la sección 3.6, indicada por la ecuación 3.30, multiplicada por el factor de carga ($n = 4.4$):

$$q_{panel} = 10285.26 \frac{N}{m}, \text{ en dirección hacia el borde de entrada} \quad (3.33)$$

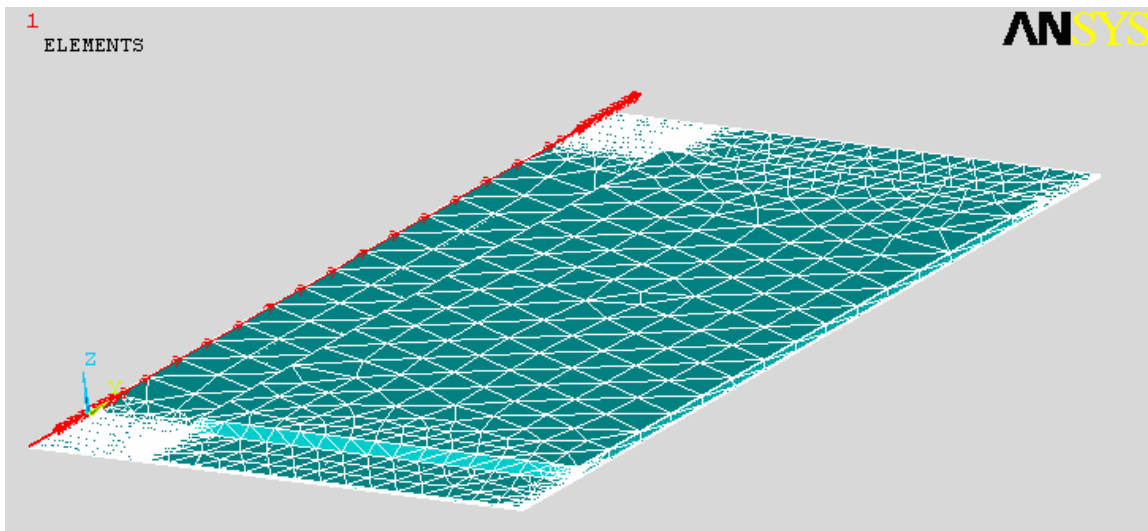


Figura 3.59 Modelado del flujo de corte sobre el panel.

Los resultados de la simulación se analizan en el capítulo 4.

CÁPITULO 4

ANÁLISIS DE RESULTADOS

En este capítulo se presentan los resultados de la simulación estructural que se realizó al panel donde se ubicará el registro de inspección. El panel se sometió bajo el efecto de la fuerza de sustentación, la fuerza de resistencia al avance y el flujo de corte en las costillas. Inicialmente, se define el criterio de falla a aplicar con el objetivo de saber si alguna zona del laminado fallará estructuralmente. Posteriormente se presentan las distribuciones de esfuerzo y deformación sobre el panel, indicando las zonas estructurales críticas. Adicionalmente, se hace uso de algunos procedimientos de post-proceso dentro del software especiales para materiales compuestos laminados, como son enlistar los espesores de cada capa, imprimir las secuencias de apilado y conocer los esfuerzos a los que está sometida cada capa mediante un nodo característico de cada una de las mismas. Finalmente se muestra la distribución del factor de seguridad en el panel para la teoría de falla Tsai-Wu (específica para materiales compuestos), parámetro indicativo de la resistencia en todas las zonas del panel.

4.1 Definición del criterio de falla en ANSYS

Dentro del software ANSYS el criterio de falla a utilizar se define antes de la solución, ya que es una propiedad que se asigna a cada material usado. El software ANSYS contiene tres criterios de falla de forma predeterminada para componentes constituidos de materiales compuestos, el de esfuerzo máximo, el de deformación máxima y el conocido como Tsai-Wu. Los valores para cada criterio de falla se calculan a partir de los valores de las propiedades mecánicas introducidos por el usuario. Existen dos formas de definir un criterio de falla dentro del software. Sin embargo, para definir el uso de un criterio predeterminado se usa la familia de comandos **TB**, los cuales permiten introducir datos de propiedades de materiales no lineales ó características especiales de los mismos.

En los criterios de falla de esfuerzo máximo y de deformación máxima se asume que los esfuerzos actúan de manera independiente. Para considerar la interacción de todos los esfuerzos se han desarrollado diversas teorías, como el criterio de Tsai-Hill el cual incluye la interacción entre los esfuerzos. Sin embargo, este criterio no sirve para predecir la falla a compresión. Para corregir esta limitación se desarrolló el criterio de Tsai-Wu, con base en el criterio de Tsai-Hill [2].

Por lo anterior, se eligió la aplicación del criterio Tsai-Wu, ya que contempla la interacción de los esfuerzos en todas las direcciones, incluyendo los efectos compresivos para predecir la falla del elemento. Este criterio en su forma analítica se presenta en la ecuación 4.1 [2] en donde σ_{lmax} , σ_{tmax} y τ_{ltmax} , son las resistencias del material compuesto en dirección longitudinal, transversal y cortante respectivamente, y los superíndices *T* o *C* indican si son de tensión o compresión [2].

$$F_1\sigma_l + F_2\sigma_t + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (4.1)$$

Donde: $F_1 = \frac{1}{\sigma_{l\max}^T} - \frac{1}{\sigma_{l\max}^C}$, $F_2 = \frac{1}{\sigma_{t\max}^T} - \frac{1}{\sigma_{t\max}^C}$, $F_{11} = \frac{1}{\sigma_{l\max}^T \sigma_{l\max}^C}$, $F_{22} = \frac{1}{\sigma_{t\max}^T \sigma_{t\max}^C}$ y

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{lt\max}^2}.$$

La secuencia para definir el criterio de falla Tsai-Wu para el material 1 (C-Ep) consta de dos líneas de comandos y se muestra a continuación:

TB,FAIL,1

La familia de comandos TB se usa para habilitar la introducción de datos en forma de tabla para propiedades de un material no- lineal o para elementos de uso especial. La etiqueta **fail** es usada para definir el criterio de falla en un componente de material compuesto. El número uno indica la definición del criterio de falla en el material 1.

TBDATA,1,0,0,1,0,0,0

El comando TBDATA se usa para introducir datos en forma de tabla. El primer uno indica que la asignación de datos será desde el material 1 y de forma secuencial, los dos 0 subsecuentes indican la no aplicación de los criterios de falla de esfuerzo máximo y deformación máxima. El número 1 siguiente indica la habilitación del criterio de falla Tsai-Wu. Las constantes siguientes se habilitan cuando el criterio de falla es definido por el usuario.

De manera análoga, se especificó el criterio de falla para el material 2 (G-Ep):

TB,FAIL,2

TBDATA,1,0,0,1,0,0,0

Para el material 3 (espuma) se especificó el mismo criterio de falla, aunque se sabe que debido a la propiedad de flexibilidad es improbable que falle estructuralmente antes que alguna capa de los elementos laminados. Además, la teoría de Tsai-Wu aplicada a materiales isotrópicos da como resultado la teoría de Von Misses [3]. La secuencia de comandos se muestra a continuación:

TB,FAIL,3

TBDATA,1,0,0,1,0,0,0

4.2 Distribuciones de esfuerzo y deformación

En la figura 4.1 se muestra la distribución de la intensidad de esfuerzo en el panel, es decir, la magnitud de la resultante de esfuerzo normal en cada punto del panel, con el objetivo de identificar las zonas estructuralmente críticas. En la figura 4.2 se muestra dicha distribución desde otra perspectiva mostrando la discontinuidad que forma la espuma:

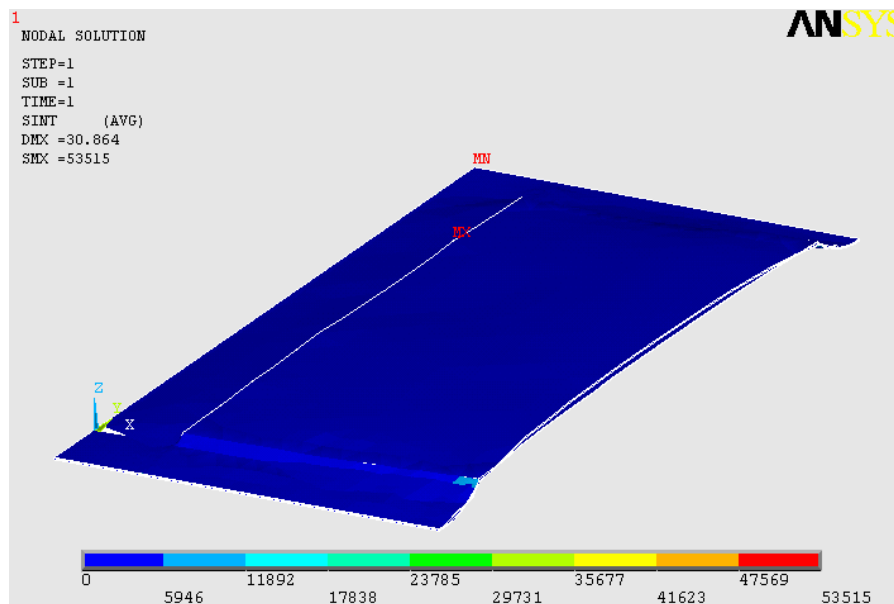


Figura 4.1 Distribución de la intensidad de esfuerzo normal en el panel.

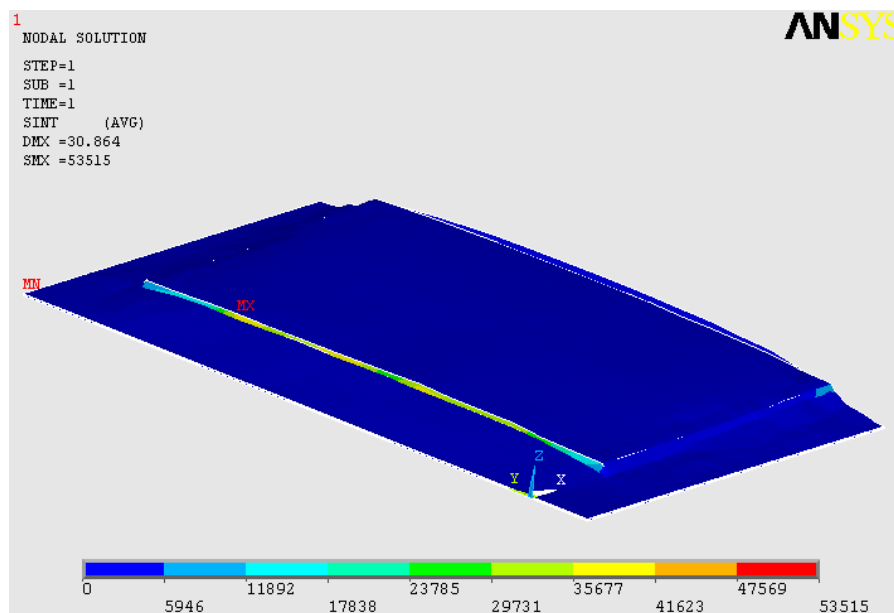


Figura 4.2 Distribución de la intensidad de esfuerzo normal en la discontinuidad que forma la espuma.

De las figuras anteriores se concluye que el valor más alto de intensidad de esfuerzo se presenta sobre la discontinuidad que forma la espuma, siendo mayor en la sección delantera del panel, es decir, en la zona cercana a la viga principal V1. El esfuerzo normal máximo resultante tiene un valor de 53.515 MPa.

En la figura 4.3 se observa la distribución de la componente de deformación total sobre el panel en la dirección z:

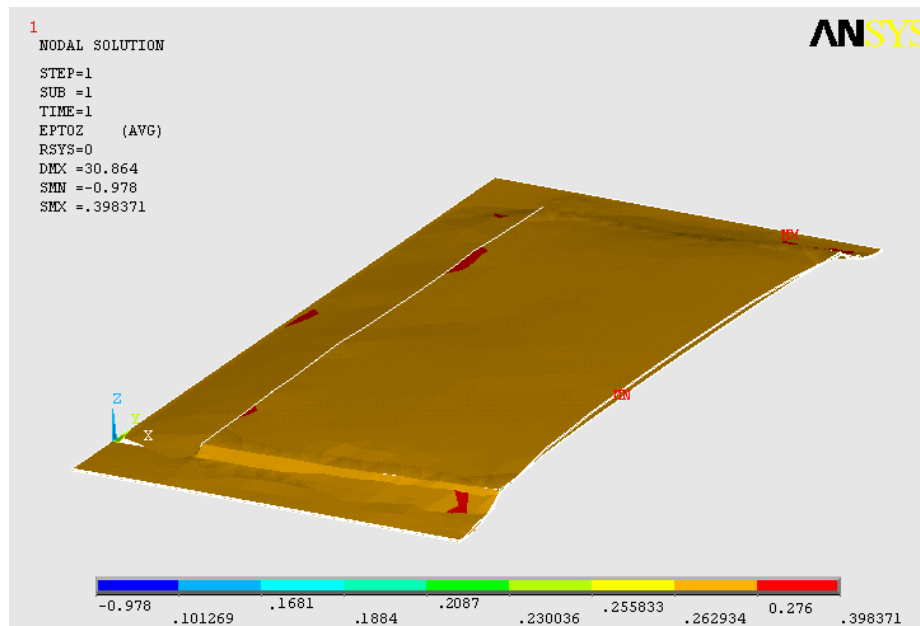


Figura 4.3 Distribución de la componente de la deformación total sobre el panel en la dirección z.

De la figura 4.3 se observa que la máxima deformación se obtiene al centro de la placa, y tiene una magnitud de 0.398371. El valor máximo de deflexión depende del bloque que se tome de referencia ya que el laminado se constituyo de 3 bloques a diferentes alturas. En la figura 4.4 se muestra el patrón de deflexión que se presenta en el panel, y se puede ver que la deflexión máxima para el laminado superior está entre 16.68 y 20.23 mm, mientras que la deflexión máxima corresponde al bloque conformado por espuma, y tiene una magnitud entre 27.31 y 30.86 mm. Estos valores de deflexión pueden considerarse razonables ya que en la condición de diseño se prevén condiciones de operación máximas y dadas las magnitudes del panel, es posible que se deforme 3 cm sin fallar estructuralmente.

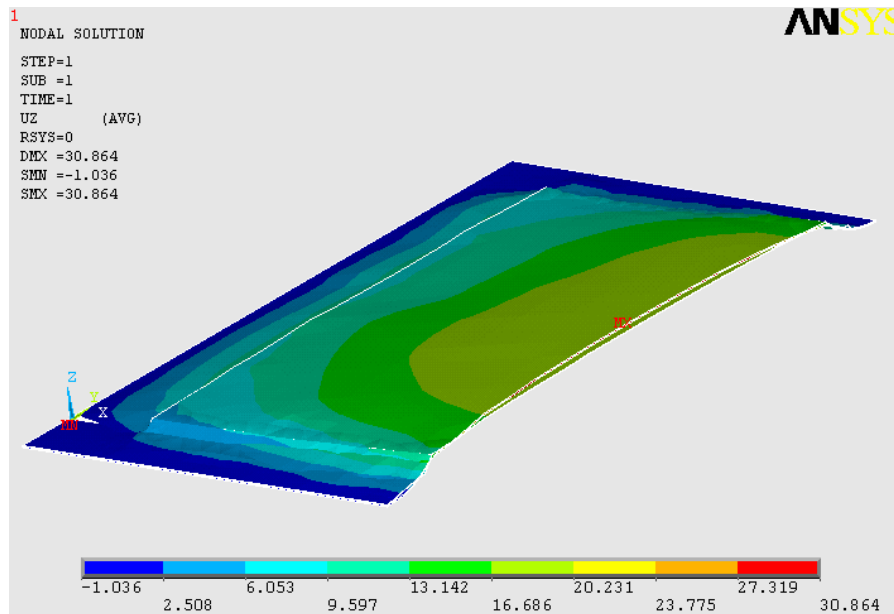


Figura 4.4 Patrón de deflexión del panel.

4.3 Esfuerzos en cada capa

La resistencia de cualquier laminado sometido a un conjunto de cargas podría ser determinada con mayor precisión que por simulación, mediante ensayos mecánicos. Sin embargo, cuando se consideran diferentes arreglos de láminas y diversas condiciones de carga, **como sucede en un estudio para un diseño preliminar**, resulta útil tener un análisis para calcular la resistencia de cada capa. Una opción confiable es usar la simulación estructural. En el estudio de componentes laminados, una de las cosas más importantes es conocer los esfuerzos a los que está sometida cada capa.

Dentro del análisis estructural usando ANSYS se puede conocer el esfuerzo inducido en cada capa en la dirección del espesor mediante la especificación de un elemento característico de la misma. De manera análoga, ANSYS contiene opciones de post-proceso específicas para componentes laminados de material compuesto mediante la especificación de un elemento característico, como la visualización de la secuencia de apilado. Con la aplicación del comando LAYLIST es posible conocer la configuración de capas para algún elemento específico. La sintaxis del comando es **LAYLIST, # del elemento**.

En la figura 4.5 se muestra la configuración del elemento laminado superior, tomando como referencia el elemento número 1:

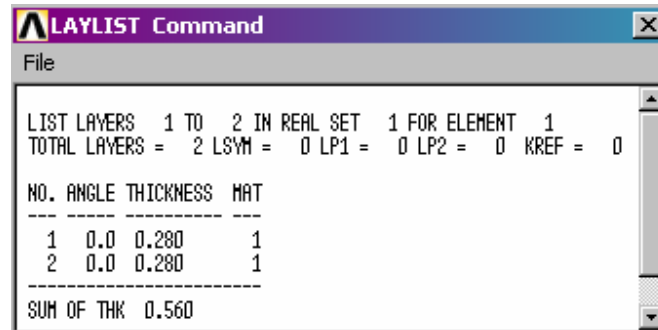


Figura 4.5 Aplicación del comando LAYLIST en el laminado superior.

Para el segundo laminado, el primer elemento característico es el número 7696. En la figura 4.6 se muestra la configuración de capas para el segundo laminado:

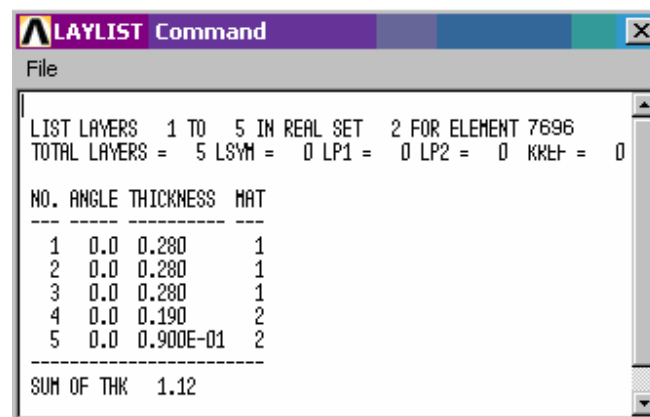


Figura 4.6 Aplicación del comando LAYLIST en el laminado inferior.

El primer elemento representativo del bloque de espuma es el número 10398. Al querer aplicar el comando LAYLIST a este nodo aparece la ventana mostrada en la figura 4.7 que indica que ese nodo está relacionado con un tipo de elemento no laminado, por lo que no puede ser aplicado el comando:

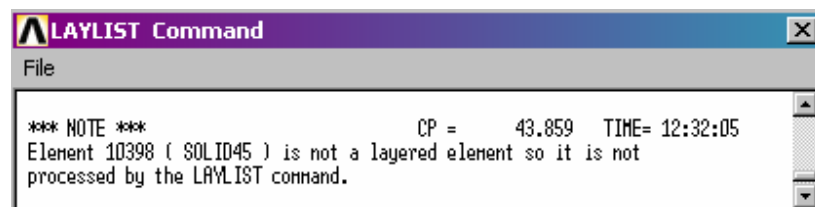


Figura 4.7 Error al aplicar el comando LAYLIST en un elemento no laminado.

En el postproceso del análisis estructural de un laminado es imprescindible conocer nodos y elementos característicos de cada capa del mismo. Por ejemplo, para la aplicación de un comando útil para visualizar la secuencia de apilado de un elemento laminado, LAYPLOT, hay que conocer el número del elemento como una referencia de cada capa de las cuales se quiere visualizar la secuencia de apilado. La sintaxis del comando es **LAYPLOT, # de elemento**. La figura 4.8 muestra la secuencia de apilado para el laminado superior, tomando como referencia el elemento número 1:

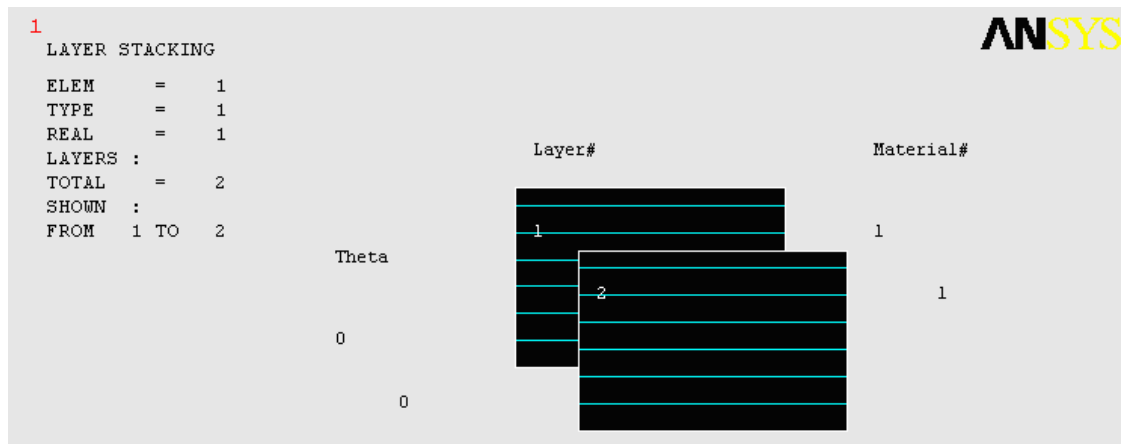


Figura 4.8 Aplicación del comando LAYPLOT en el laminado superior.

De la figura 4.8 se ve que el comando LAYPLOT es útil para visualizar la secuencia de apilado de los laminados, incluyendo el número de capas, el material con el que están constituidos y la orientación de sus fibras, pero aun más importante es la numeración de las capas en cada elemento laminado para posteriormente identificar los esfuerzos a los que están sometidas de forma individual. En la figura 4.9 se muestra la secuencia de apilado para el laminado superior, tomando como referencia el elemento número 7696:

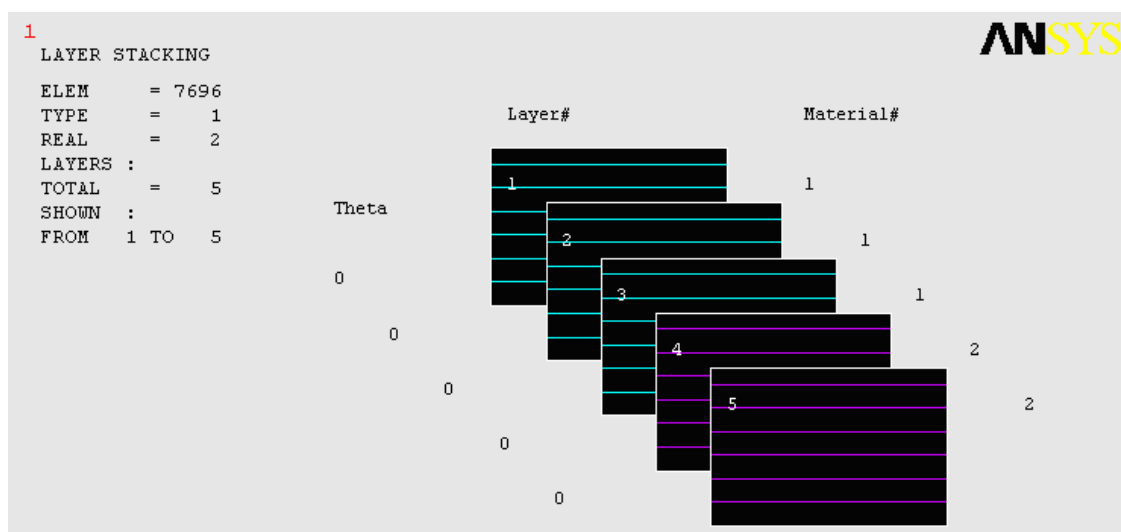


Figura 4.9 Aplicación del comando LAYPLOT en el laminado inferior.

En la figura 4.10 se muestra la zona elegida para asociar los elementos con las capas de los elementos laminados, señalando que elemento es característico de cada capa:

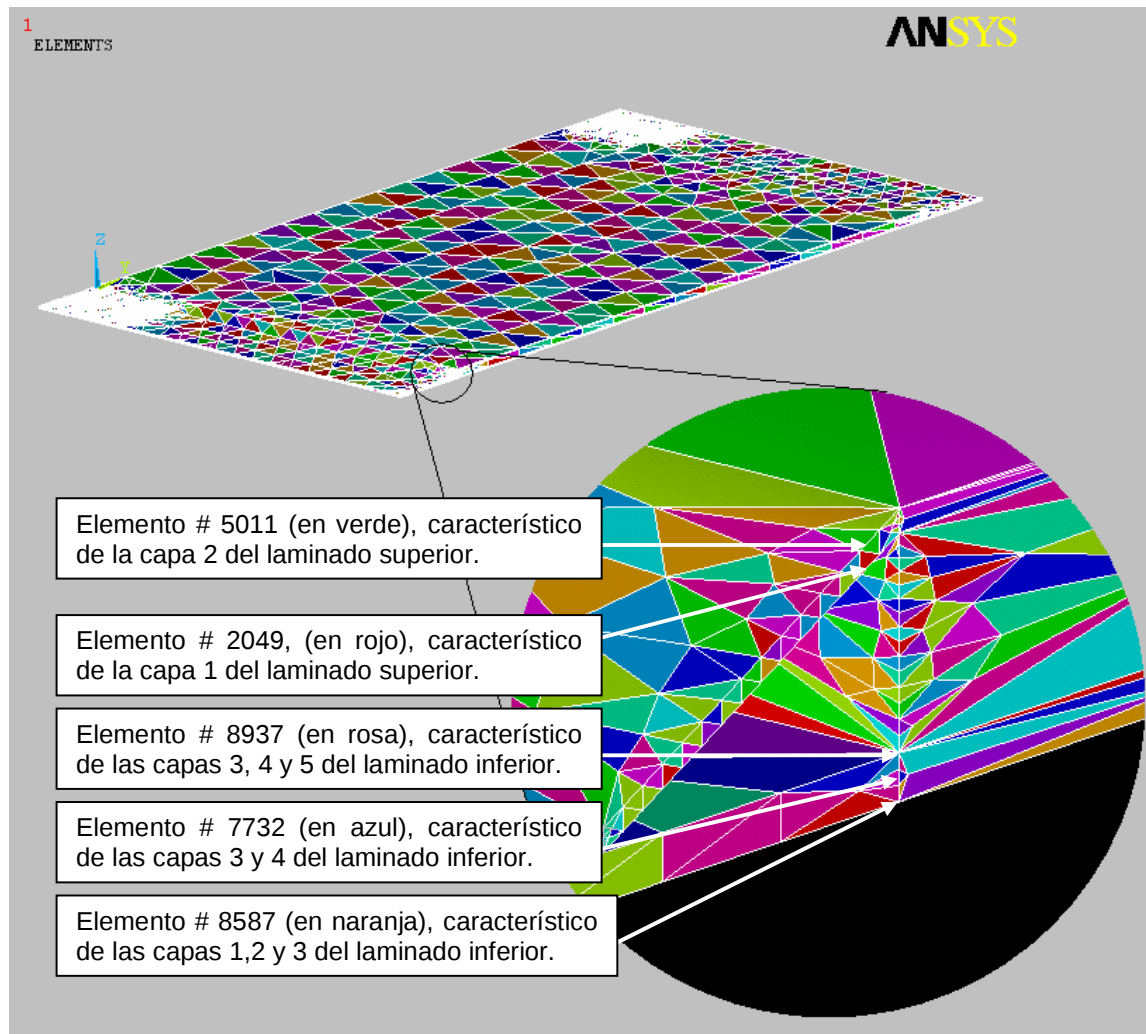


Figura 4.10 Designación del elemento característico de cada capa.

Comenzando con el laminado superior, y respetando la numeración obtenida de la aplicación del comando LAYPLOT mostrada en la figura 4.8, los esfuerzos sobre la capa 1, tomando como referencia el elemento número 5011 quedan definidos por la ecuación 4.2:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x \text{ sup-1}} \\ \sigma_{y \text{ sup-1}} \\ \tau_{xy \text{ sup-1}} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 84.78 \\ -48.65 \\ -25.111 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.2)$$

Los esfuerzos de la capa 2 del laminado superior, tomando como referencia el elemento número 2049, son:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x\text{sup}-2} \\ \sigma_{y\text{sup}-2} \\ \tau_{xy\text{sup}-2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 57.108 \\ -35.26 \\ -21.34 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.3)$$

Considerando el laminado inferior, y respetando la numeración que se define con la aplicación del comando LAYPLOT mostrada en la figura 4.9, los esfuerzos en la capa 1, tomando como referencia el elemento número 8587, son:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x\text{inf}-1} \\ \sigma_{y\text{inf}-1} \\ \tau_{xy\text{inf}-1} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -86.258 \\ 36.86 \\ 79.94 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.4)$$

Los esfuerzos de la capa 2 del laminado inferior, tomando como referencia el elemento número 8587, son:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x\text{inf}-2} \\ \sigma_{y\text{inf}-2} \\ \tau_{xy\text{inf}-2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -96.86 \\ -50.08 \\ 81.23 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.5)$$

Los esfuerzos de la capa 3 del laminado inferior, tomando como referencia el elemento número 7732, son:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x\text{inf}-3} \\ \sigma_{y\text{inf}-3} \\ \tau_{xy\text{inf}-3} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -106.09 \\ -80.33 \\ 112.57 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.6)$$

Los esfuerzos de la capa 4 del laminado inferior, tomando como referencia el elemento número 7732, son:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x\text{inf}-4} \\ \sigma_{y\text{inf}-4} \\ \tau_{xy\text{inf}-4} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -116.66 \\ -99.13 \\ 144.27 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.7)$$

Los esfuerzos de la capa 5 del laminado inferior, tomando como referencia el nodo número 8937, son:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x \text{ inf}-5} \\ \sigma_{y \text{ inf}-5} \\ \tau_{xy \text{ inf}-5} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -121.27 \\ -105.491 \\ 149.02 \end{Bmatrix} MPa \quad (4.8)$$

4.4 Distribución del factor de seguridad por Tsai-Wu

Una operación de post-proceso útil es el visualizar la distribución del factor de seguridad sobre el panel. El factor de seguridad indica si en alguna parte del componente a analizar existe una falla estructural. Un valor de factor de seguridad mayor a 1 indica que no hay falla estructural, mientras que un factor menor a la unidad indica la presencia de falla estructural. Dentro del programa, la distribución del factor de seguridad se visualiza mediante la impresión de resultados tipo “Failure Criteria” (Criterio de falla), especificando el criterio de falla a aplicar como se muestra en la figura 4.11:

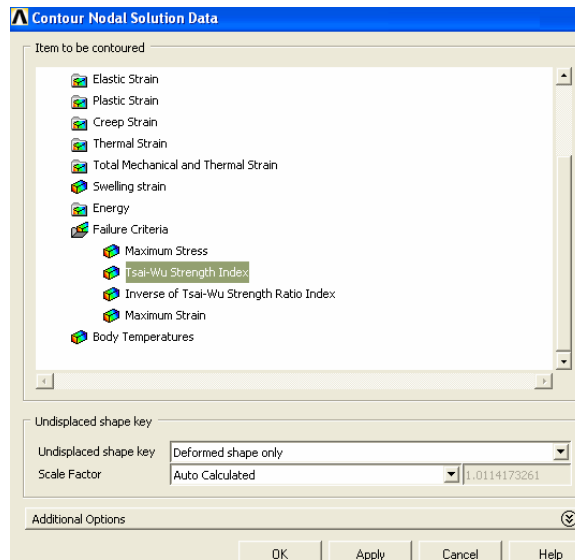


Figura 4.11 Especificación para la impresión de la distribución del factor de seguridad.

El valor del factor de seguridad o factor de esfuerzo R , se calcula sustituyendo $R\sigma_i$ por cada esfuerzo σ_i en la ecuación 4.1 [18], lo que da como resultado la ecuación 4.9, que se presenta a continuación:

$$R = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (4.9)$$

En donde:

$$a = F_{11}\sigma_l^2 + F_{22}\sigma_t^2 + F_{66}\tau_{lt}^2 + F_{12}\sigma_l\sigma_t, \quad b = F_1\sigma_l + F_2\sigma_t \quad \text{y} \quad c = -1.$$

En las figuras 4.12 y 4.13 se muestra la distribución del factor de seguridad sobre el panel:

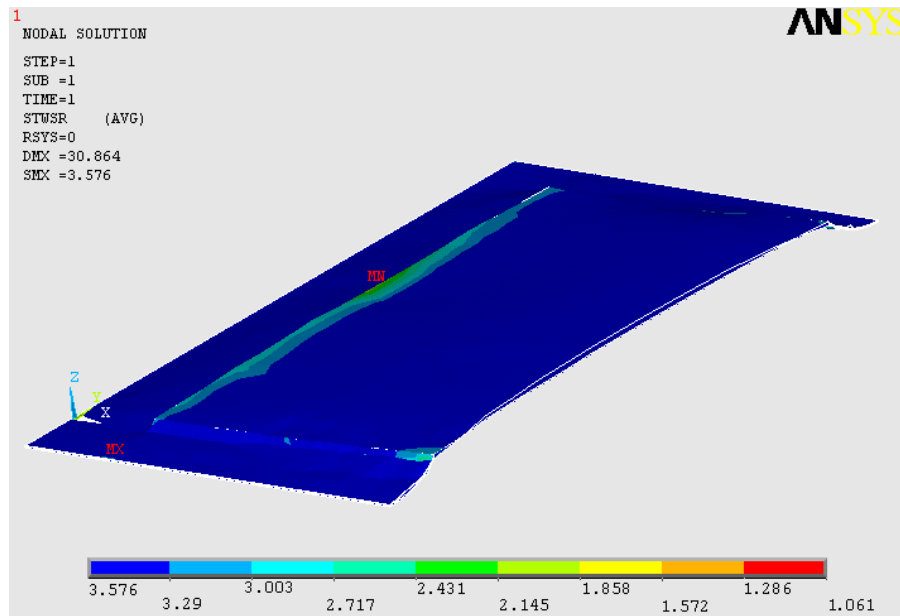


Figura 4.12 Distribución del factor de seguridad sobre el panel.

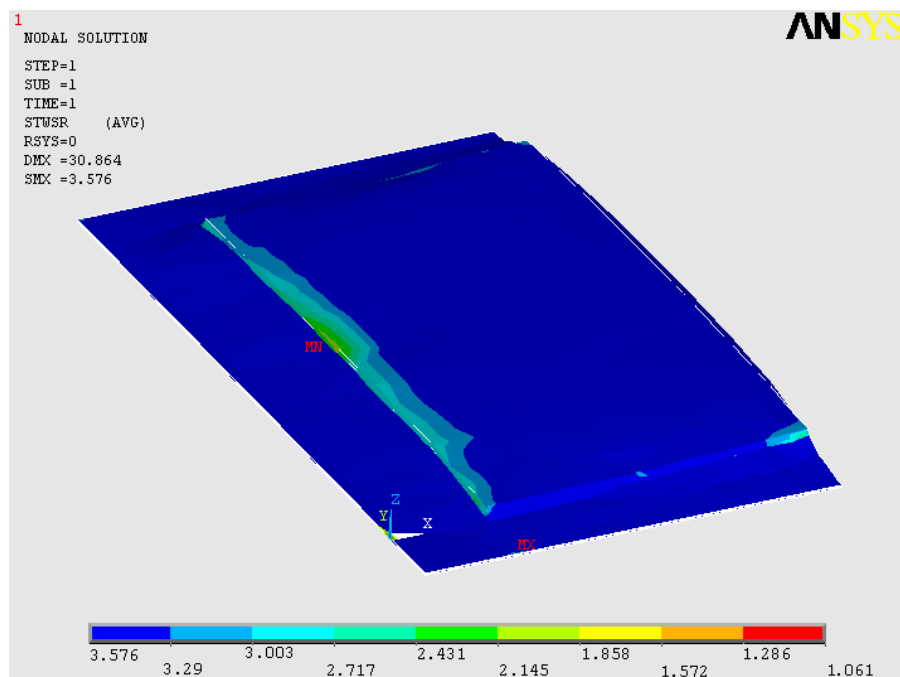


Figura 4.13 Distribución del factor de seguridad sobre la discontinuidad de la espuma.

De las figuras 4.12 y 4.13 se observa que el máximo valor del factor de seguridad es igual a 3.5. La mayoría de las zonas del laminado presentan un valor de factor de seguridad de 3.6, denotadas con color azul. Algunas otras zonas, como la discontinuidad que causa la presencia de la espuma, el valor del factor de seguridad varía desde 3.29 hasta 1.858, denotadas por colores verdes y amarillos. Esto permite saber que, aun en las zonas más críticas, el panel no sufrirá falla estructural debido a que la zona donde se presenta el menor factor de seguridad la estructura podría soportar un excedente en magnitud de esfuerzo del 85.8% con referencia a los que soporta en la condición de diseño.

Una vez conocidos los esfuerzos en cada capa y el factor de seguridad en cualquier parte del panel se puede iniciar la labor de diseño del registro de inspección, ya que ahora se conoce el valor de esfuerzos que debe resistir la modificación sobre el panel que se realice alrededor del registro de inspección, ya sea considerando una reparación en cada capa, considerando una reparación para cada bloque laminado o una reparación para todo el panel.

CONCLUSIONES

Se determinó, mediante simulación, el comportamiento estructural de la sección de estudio en el ala de la aeronave, obteniendo distribuciones de esfuerzos, deformaciones y del factor de seguridad por lo que se puede comenzar con el **diseño conceptual de un panel de acceso**, o también llamado registro de inspección en el ala, que permita acceder fácilmente al herraje principal para poder aplicar los procedimientos de inspección y mantenimiento pertinentes.

Los resultados en lo referente a las distribuciones de esfuerzo indican que la zona más crítica en el panel donde se situará el registro de inspección se encuentra en la discontinuidad que forma el material denominado como espuma, en donde se presentó un valor máximo de esfuerzo de magnitud igual a 53.5 MPa, el cual está muy por debajo del valor de resistencia de los materiales usados. La razón de este comportamiento se debe a la ausencia de material en la zona de unión entre el laminado superior y el bloque de espuma. La comparación con experimentos similares en paneles constituidos de material compuesto con características parecidas [6], [7], corroboran que el valor de esfuerzo está dentro del orden de magnitud característico de este tipo de análisis.

La distribución del factor de seguridad obtenida a partir del criterio de falla Tsai-Wu es un parámetro indicativo de la presencia de fallas estructurales en el panel, y permite saber que, **aun en las zonas más críticas, el panel no sufrirá falla estructural debido a que la zona donde se presenta el menor factor de seguridad podría soportar esfuerzos de mayor magnitud (85.8%) a los que soporta en la condición de diseño**. Usando de referencia las magnitudes de los esfuerzos en cada capa del laminado y los factores de seguridad en el panel calculados en este trabajo, se puede iniciar un trabajo complementario en donde se proponga la reparación más adecuada para no alterar el comportamiento estructural de la sección donde se va a situar el panel de acceso.

En el seguimiento de esta investigación, la reparación a diseñar concluirá con el proceso de diseño preliminar ó conceptual del registro de inspección y se puede realizar de diversas formas, ya sea considerando una reparación en cada capa, ó considerando una reparación para cada bloque laminado o incluso una reparación para todo el panel. La labor de diseño del registro de inspección finalizará con la construcción del mismo a través de un boletín de servicio en las instalaciones de Aeromarmi S.A. de C.V. Finalmente, **una aportación significativa de este trabajo es el comienzo del análisis del comportamiento mecánico de componentes estructurales aeronáuticos fabricados en materiales compuestos poliméricos para aplicaciones reales en el país, así como el uso de software para análisis por elementos finitos para este tipo de componentes**.

RECOMENDACIONES

Comenzar con la labor de diseño conceptual y de detalle del registro de inspección, partiendo del análisis de esfuerzos presentado en este trabajo, estableciendo que la reparación estructural a diseñar debe cubrir, por lo menos, el estado de esfuerzos actual del panel a modificar. Se recomienda que en el proceso de diseño preliminar, se considere el uso de diversos materiales con el fin de establecer criterios que permitan definir el tipo de material más adecuado para reparaciones de laminados constituidos de material compuesto polimérico, así como tomar en cuenta metodologías actuales para el diseño de reparaciones [19], cuidando siempre los requerimientos impuestos por autoridades nacionales [20] e internacionales [21].

Corroborar la simulación estructural descrita en este trabajo mediante un análisis teórico - experimental. Esto conllevaría a fabricar un panel con la configuración y los materiales usados en la aeronave Stela-M1 para posteriormente someterlo a cargas equivalentes y comparar los resultados obtenidos con los reportados en esta investigación. El análisis teórico puede basarse en métodos analíticos resultado de estudios de micro-mecánica, estudios acerca de las relaciones existentes entre las propiedades globales de un compuesto y las propiedades de los materiales constituyentes del mismo.

En cuanto a la simulación estructural, se recomienda usar los diferentes tipos de elementos especializados en el análisis de compuestos laminados (enlistados en el apéndice A3) con el fin de evaluar que tipo de elemento trabaja de mejor forma en algún aspecto relevante del análisis (convergencia más rápida, mejor acoplamiento entre nodos, menores recursos de cómputo, etc).

Finalmente, a lo largo de este trabajo se han hecho recomendaciones al fabricante Aeromarmi S.A. de C.V. referentes a los procesos de manufactura que se aplican para la construcción de las aeronaves. Por ejemplo, se propuso una configuración distinta de la unión del herraje principal montado en el ala y la viga principal V1 de la misma, con el fin de evitar fenómenos corrosivos debidos a la diversidad de materiales de los componentes de la unión y también para facilitar el ensamblaje del herraje, que es de tipo atornillado. Otra recomendación fue el establecer un proceso de fabricación del material compuesto más cuidadoso (moldeo al vacío), ya que en algunas zonas de la aeronave se han encontrado niveles de porosidad mayores a los deseables y sobre todo una concentración de esfuerzos sobre la discontinuidad que se presenta debido a la presencia del material espuma en las zonas de refuerzo del intrados y extrados. Dicha discontinuidad se debe al vacío que se produce entre capas, y puede ser resuelta mediante la inyección de resina epóxica o algún otro material como refuerzo.

REFERENCIAS

- [1] **Langevin** G.S., “Composites”, NASA Official Journal, <http://www.oea.larc.nasa.gov/PAIS/Concept2Reality/composites.html>, USA, 2003.
- [2] **Amateau** M.F., “Composite Materials”, Engineering Science and Mechanics Department, Pennsylvania State University, USA, 2003.
- [3] **Reddy** J.N., “Mechanics of laminated composite plates. Theory and analysis”, CRC Press Publications, Florida, USA 1997.
- [4] **Miravete** A., Larrodé E., Castejón L., “Materiales Compuestos I” Editorial Reverté S.A., España, 2000.
- [5] **Gay**, D., “Matériaux composites” Édition Hermes – Lavoiser, France 2005.
- [6] **Chukwujekwu** A.O., Singh N., Enemuoh U.E., Rao S.V. “Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels”, Composite Structures 71, pages 258-270, 2005.
- [7] **Fekirini** H., Bachir B.B., Belhouari M., Boutabout B., Serier B., “Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive bands in aircraft structures”, Composite Structures 82, pages 84-89, 2007.
- [8] Structural Repair Manual Boieng-757-200, Chapter 51 Structures.
- [9] **Carmona** A. I., “Aerodinámica y actuaciones del avión”, Editorial Paraninfo, México 1977.
- [10] **Cutler**, J., “Estructuras del avión”, Editorial Paraninfo, Madrid, España 1992.
- [11] **Abbot** I.H., “Theory of wing sections”, Dover Publications, Inc. New York, USA 1959.
- [12] **Megson** T. H. G., “Aircraft structures for engineers students” Ed. Arnold, London, England 1999.
- [13] Stela-M1, “Memoria de cálculo”, Aeromarmi S.A. de C.V., España 2005.
- [14] Stela-M1, “Fichas técnicas de los materiales”, Aeromarmi S.A. de C.V., México 2006.

-
- [15] **Fox R. W.**, "Introducción a la mecánica de fluidos", Editorial Mc. Graw Hill, México, 1995.
- [16] Stela-M1, "Catálogo de partes", Aeromarmi S.A. de C.V., México, 2006.
- [17] Release ANSYS 10.0 Documentation
- [18] **Bourban P. E.**, Carlsson L., Mercier J. P., Månson J. A. E. "Traité des Matériaux", Vol. 15, Matériaux Composites à Matrice Organique, constituants, procédés, propriétés, Editorial Presses Polytechniques et Universitaires Romandes, Lausanne, 2004.
- [19] **Duong C.N.**, Wang Chun Hui, "Composite Repair, Theory and Design", Editorial Elsevier, Oxford, 2007.
- [20] NORMA Oficial Mexicana **NOM-021/3-SCT3-2001**, Que establece los requerimientos que deben cumplir los estudios técnicos para las modificaciones o alteraciones que afecten el diseño original de una aeronave o sus características de aeronavegabilidad.
- [21] "Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes", **CS-23**, European Aviation Safety Agency, Bruselas, 2003.

APÉNDICE

Tabla A1 Datos para el cálculo de la distribución básica de levantamiento a lo largo de la envergadura [11].

Datos de L_b para alas flechadas con puntas redondeadas.

$\frac{c_t/c_e}{A}$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0$											
2	-0.118	-0.121	-0.122	-0.122	-0.122	-0.121	-0.121	-0.121	-0.120	-0.120	-0.120
3	-0.163	-0.160	-0.162	-0.163	-0.165	-0.164	-0.164	-0.163	-0.162	-0.161	-0.160
4	-0.183	-0.192	-0.197	-0.199	-0.199	-0.199	-0.198	-0.197	-0.196	-0.194	-0.192
5	-0.211	-0.221	-0.224	-0.226	-0.225	-0.225	-0.224	-0.224	-0.221	-0.219	-0.218
6	-0.235	-0.248	-0.253	-0.255	-0.252	-0.252	-0.250	-0.247	-0.244	-0.243	-0.242
7	-0.256	-0.269	-0.275	-0.276	-0.274	-0.272	-0.270	-0.268	-0.264	-0.261	-0.258
8	-0.274	-0.288	-0.293	-0.293	-0.291	-0.290	-0.288	-0.285	-0.282	-0.279	-0.276
10	-0.304	-0.318	-0.322	-0.323	-0.321	-0.320	-0.318	-0.315	-0.311	-0.305	-0.299
12	-0.329	-0.342	-0.350	-0.349	-0.348	-0.345	-0.341	-0.337	-0.331	-0.323	-0.317
14	-0.350	-0.364	-0.370	-0.370	-0.368	-0.365	-0.360	-0.355	-0.350	-0.342	-0.334
16	-0.367	-0.380	-0.386	-0.385	-0.382	-0.379	-0.375	-0.370	-0.362	-0.358	-0.348
18	-0.384	-0.399	-0.405	-0.403	-0.400	-0.393	-0.387	-0.380	-0.376	-0.368	-0.360
20	-0.398	-0.411	-0.417	-0.415	-0.410	-0.404	-0.399	-0.392	-0.386	-0.378	-0.369
Spanwise station $y/(b/2) = 0.2$											
2	-0.076	-0.080	-0.082	-0.085	-0.086	-0.086	-0.086	-0.085	-0.085	-0.084	-0.083
3	-0.098	-0.108	-0.111	-0.112	-0.113	-0.113	-0.113	-0.113	-0.112	-0.110	-0.108
4	-0.117	-0.130	-0.135	-0.138	-0.137	-0.137	-0.137	-0.137	-0.137	-0.135	-0.132
5	-0.131	-0.148	-0.156	-0.159	-0.159	-0.158	-0.158	-0.158	-0.157	-0.156	-0.152
6	-0.145	-0.162	-0.173	-0.176	-0.176	-0.176	-0.176	-0.176	-0.175	-0.172	-0.170
7	-0.156	-0.178	-0.189	-0.192	-0.192	-0.192	-0.191	-0.191	-0.190	-0.190	-0.189
8	-0.168	-0.189	-0.200	-0.204	-0.204	-0.205	-0.205	-0.206	-0.205	-0.204	-0.204
10	-0.182	-0.207	-0.220	-0.224	-0.225	-0.225	-0.226	-0.226	-0.225	-0.225	-0.225
12	-0.197	-0.226	-0.239	-0.240	-0.239	-0.238	-0.238	-0.238	-0.237	-0.237	-0.237
14	-0.206	-0.234	-0.248	-0.249	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248
16	-0.212	-0.242	-0.256	-0.258	-0.257	-0.256	-0.256	-0.256	-0.256	-0.256	-0.255
18	-0.219	-0.247	-0.260	-0.264	-0.265	-0.265	-0.265	-0.265	-0.265	-0.264	-0.262
20	-0.222	-0.255	-0.269	-0.271	-0.271	-0.271	-0.272	-0.272	-0.272	-0.272	-0.270
Spanwise station $y/(b/2) = 0.4$											
2	-0.006	-0.011	-0.013	-0.015	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.015
3	-0.002	-0.010	-0.012	-0.015	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.017	-0.018	-0.018
4	0	-0.006	-0.011	-0.012	-0.016	-0.016	-0.016	-0.018	-0.019	-0.020	-0.021
5	0.004	-0.004	-0.010	-0.012	-0.016	-0.018	-0.020	-0.021	-0.021	-0.022	-0.023
6	0.009	-0.002	-0.008	-0.012	-0.016	-0.018	-0.020	-0.021	-0.022	-0.024	-0.026
7	0.012	-0.001	-0.010	-0.013	-0.017	-0.018	-0.020	-0.022	-0.022	-0.027	-0.029
8	0.014	0	-0.008	-0.012	-0.017	-0.019	-0.021	-0.025	-0.029	-0.030	-0.030
10	0.021	0.007	-0.002	-0.010	-0.017	-0.020	-0.022	-0.027	-0.030	-0.032	-0.032
12	0.028	0.009	-0.001	-0.010	-0.017	-0.021	-0.025	-0.029	-0.032	-0.036	-0.038
14	0.036	0.013	0	-0.010	-0.017	-0.021	-0.028	-0.031	-0.035	-0.040	-0.042
16	0.043	0.019	0.002	-0.008	-0.016	-0.022	-0.029	-0.034	-0.038	-0.041	-0.045
18	0.049	0.022	0.004	-0.008	-0.015	-0.022	-0.031	-0.038	-0.041	-0.043	-0.046
20	0.050	0.023	0.006	-0.006	-0.014	-0.022	-0.031	-0.038	-0.041	-0.046	-0.049
Spanwise station $y/(b/2) = 0.6$											
2	0.052	0.052	0.051	0.050	0.050	0.050	0.050	0.050	0.049	0.049	0.048
3	0.070	0.069	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068
4	0.085	0.082	0.081	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080
5	0.099	0.095	0.092	0.091	0.091	0.091	0.091	0.091	0.090	0.090	0.090
6	0.109	0.107	0.104	0.102	0.101	0.101	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100
7	0.119	0.117	0.114	0.112	0.111	0.110	0.110	0.110	0.110	0.109	0.108
8	0.128	0.122	0.121	0.120	0.120	0.119	0.119	0.118	0.118	0.117	0.116
10	0.139	0.138	0.135	0.132	0.131	0.130	0.130	0.129	0.128	0.126	0.124
12	0.148	0.145	0.141	0.140	0.140	0.139	0.137	0.135	0.134	0.132	0.130
14	0.155	0.152	0.150	0.148	0.145	0.142	0.141	0.140	0.139	0.138	0.135
16	0.160	0.158	0.154	0.151	0.149	0.146	0.143	0.141	0.140	0.139	0.136
18	0.165	0.162	0.160	0.158	0.152	0.148	0.145	0.142	0.140	0.139	0.138
20	0.170	0.169	0.165	0.159	0.152	0.148	0.147	0.143	0.141	0.140	0.140

Tabla A1 Datos para el cálculo de la distribución básica de levantamiento a lo largo de la envergadura (continuación) [11].

Datos de L_b para alas flechadas con puntas redondeadas.

$\frac{c_l}{c_a}$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
A											
Spanwise station $y/(b/2) = 0.8$											
2	0.072	0.079	0.080	0.082	0.083	0.085	0.085	0.086	0.086	0.084	0.081
3	0.088	0.098	0.101	0.102	0.104	0.108	0.109	0.110	0.110	0.108	0.106
4	0.100	0.113	0.120	0.123	0.125	0.128	0.128	0.130	0.130	0.130	0.129
5	0.109	0.125	0.135	0.138	0.140	0.143	0.147	0.148	0.148	0.148	0.149
6	0.115	0.135	0.148	0.152	0.156	0.160	0.160	0.162	0.163	0.164	0.165
7	0.121	0.142	0.158	0.163	0.169	0.172	0.173	0.173	0.174	0.174	0.175
8	0.126	0.149	0.164	0.174	0.180	0.182	0.182	0.183	0.183	0.184	0.184
10	0.136	0.160	0.178	0.188	0.195	0.200	0.201	0.202	0.203	0.201	0.198
12	0.145	0.170	0.188	0.200	0.208	0.212	0.214	0.216	0.216	0.214	0.210
14	0.152	0.182	0.200	0.210	0.216	0.221	0.223	0.227	0.228	0.225	0.220
16	0.159	0.186	0.205	0.216	0.222	0.229	0.232	0.233	0.236	0.232	0.229
18	0.161	0.197	0.215	0.224	0.230	0.235	0.239	0.242	0.243	0.242	0.238
20	0.166	0.201	0.220	0.232	0.237	0.241	0.245	0.248	0.248	0.248	0.247
Spanwise station $y/(b/2) = 0.9$											
2	0.059	0.068	0.072	0.073	0.075	0.076	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075
3	0.068	0.083	0.092	0.098	0.099	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100
4	0.074	0.098	0.111	0.118	0.121	0.122	0.123	0.123	0.123	0.123	0.123
5	0.081	0.107	0.122	0.131	0.138	0.140	0.141	0.141	0.142	0.142	0.142
6	0.087	0.117	0.136	0.148	0.154	0.159	0.160	0.160	0.160	0.160	0.160
7	0.090	0.123	0.146	0.160	0.167	0.171	0.171	0.172	0.172	0.172	0.172
8	0.092	0.131	0.153	0.170	0.179	0.182	0.183	0.184	0.185	0.186	0.187
10	0.098	0.139	0.166	0.184	0.197	0.201	0.203	0.205	0.207	0.209	0.210
12	0.100	0.147	0.178	0.198	0.210	0.213	0.221	0.225	0.228	0.229	0.230
14	0.102	0.156	0.188	0.208	0.220	0.231	0.238	0.241	0.243	0.245	0.246
16	0.103	0.161	0.197	0.219	0.231	0.241	0.249	0.253	0.258	0.259	0.260
18	0.105	0.166	0.202	0.228	0.243	0.252	0.260	0.263	0.269	0.271	0.275
20	0.107	0.172	0.211	0.233	0.248	0.260	0.268	0.273	0.279	0.282	0.285
Spanwise station $y/(b/2) = 0.95$											
2	0.038	0.051	0.058	0.059	0.060	0.060	0.060	0.060	0.059	0.059	0.058
3	0.044	0.063	0.073	0.078	0.079	0.080	0.080	0.080	0.080	0.079	0.078
4	0.050	0.072	0.076	0.092	0.095	0.097	0.099	0.100	0.100	0.100	0.099
5	0.052	0.083	0.100	0.107	0.110	0.112	0.113	0.114	0.116	0.117	0.116
6	0.054	0.088	0.109	0.119	0.122	0.128	0.130	0.132	0.132	0.131	0.130
7	0.056	0.093	0.116	0.130	0.135	0.140	0.144	0.148	0.150	0.149	0.145
8	0.057	0.100	0.125	0.140	0.146	0.152	0.158	0.160	0.161	0.160	0.159
10	0.058	0.107	0.138	0.152	0.162	0.171	0.178	0.182	0.186	0.187	0.183
12	0.059	0.112	0.143	0.165	0.179	0.189	0.198	0.200	0.202	0.205	0.204
14	0.060	0.116	0.151	0.174	0.190	0.202	0.211	0.215	0.218	0.221	0.222
16	0.061	0.121	0.159	0.184	0.203	0.218	0.222	0.229	0.233	0.236	0.238
18	0.061	0.126	0.166	0.194	0.213	0.229	0.236	0.241	0.248	0.251	0.255
20	0.061	0.128	0.173	0.203	0.225	0.239	0.245	0.251	0.259	0.265	0.271
Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$											
2	0.019	0.030	0.035	0.037	0.037	0.037	0.037	0.036	0.036	0.035	0.034
3	0.022	0.039	0.045	0.049	0.050	0.051	0.052	0.054	0.053	0.052	0.051
4	0.026	0.043	0.054	0.060	0.062	0.064	0.068	0.069	0.069	0.068	0.067
5	0.029	0.051	0.065	0.070	0.071	0.075	0.078	0.081	0.082	0.083	0.083
6	0.030	0.055	0.071	0.079	0.082	0.088	0.091	0.094	0.097	0.097	0.097
7	0.030	0.060	0.078	0.087	0.091	0.098	0.101	0.107	0.110	0.110	0.110
8	0.030	0.062	0.081	0.091	0.100	0.107	0.112	0.120	0.121	0.121	0.121
10	0.031	0.067	0.090	0.105	0.115	0.124	0.132	0.138	0.141	0.142	0.143
12	0.031	0.069	0.095	0.115	0.131	0.141	0.149	0.153	0.160	0.161	0.162
14	0.031	0.071	0.102	0.127	0.143	0.155	0.163	0.171	0.175	0.177	0.178
16	0.031	0.077	0.111	0.138	0.156	0.169	0.178	0.182	0.188	0.190	0.191
18	0.032	0.083	0.121	0.150	0.169	0.182	0.191	0.197	0.200	0.201	0.202
20	0.032	0.086	0.128	0.158	0.178	0.193	0.202	0.208	0.210	0.212	0.213

Tabla A2 Datos para el cálculo de la distribución adicional de levantamiento a lo largo de la envergadura [11].

Datos de L_a para alas flechadas con puntas redondeadas.

$\frac{c_t}{c_a}$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
A											
Spanwise station $y/(b/2) = 0$											
2	1.439	1.400	1.367	1.339	1.316	1.301	1.298	1.292	1.290	1.287	1.282
3	1.489	1.430	1.385	1.350	1.322	1.302	1.288	1.275	1.263	1.253	1.246
4	1.537	1.452	1.400	1.360	1.329	1.302	1.279	1.250	1.242	1.226	1.211
5	1.559	1.473	1.414	1.369	1.333	1.301	1.272	1.248	1.225	1.204	1.186
6	1.585	1.492	1.428	1.378	1.338	1.300	1.267	1.237	1.211	1.187	1.163
7	1.609	1.510	1.440	1.386	1.340	1.300	1.264	1.232	1.203	1.176	1.149
8	1.629	1.534	1.456	1.392	1.344	1.300	1.264	1.229	1.198	1.165	1.135
10	1.661	1.558	1.473	1.409	1.355	1.306	1.264	1.222	1.187	1.152	1.120
12	1.686	1.578	1.490	1.420	1.361	1.308	1.261	1.219	1.180	1.143	1.109
14	1.708	1.592	1.502	1.429	1.366	1.309	1.260	1.214	1.172	1.136	1.100
16	1.726	1.610	1.513	1.433	1.368	1.309	1.255	1.208	1.165	1.127	1.090
18	1.741	1.623	1.525	1.441	1.370	1.308	1.252	1.203	1.160	1.118	1.080
20	1.755	1.632	1.531	1.446	1.372	1.307	1.250	1.199	1.152	1.109	1.070
Spanwise station $y/(b/2) = 0.2$											
2	1.369	1.329	1.300	1.279	1.267	1.260	1.258	1.256	1.253	1.250	1.248
3	1.405	1.346	1.308	1.279	1.260	1.248	1.241	1.234	1.228	1.221	1.214
4	1.434	1.363	1.318	1.284	1.260	1.243	1.232	1.220	1.209	1.198	1.186
5	1.459	1.377	1.324	1.288	1.260	1.240	1.223	1.208	1.194	1.181	1.168
6	1.477	1.388	1.329	1.290	1.259	1.236	1.218	1.200	1.184	1.169	1.151
7	1.491	1.393	1.332	1.291	1.259	1.236	1.214	1.193	1.174	1.157	1.138
8	1.502	1.401	1.338	1.294	1.261	1.236	1.212	1.189	1.168	1.148	1.129
10	1.513	1.411	1.347	1.299	1.265	1.236	1.209	1.182	1.158	1.137	1.114
12	1.520	1.417	1.349	1.302	1.265	1.233	1.202	1.172	1.148	1.126	1.102
14	1.527	1.423	1.354	1.307	1.268	1.232	1.201	1.170	1.144	1.119	1.094
16	1.532	1.428	1.358	1.308	1.269	1.232	1.199	1.164	1.135	1.110	1.087
18	1.539	1.429	1.359	1.309	1.270	1.231	1.195	1.160	1.130	1.103	1.078
20	1.547	1.431	1.360	1.311	1.271	1.230	1.190	1.155	1.123	1.098	1.069
Spanwise station $y/(b/2) = 0.4$											
2	1.217	1.190	1.178	1.172	1.172	1.171	1.170	1.169	1.169	1.168	1.168
3	1.220	1.191	1.176	1.166	1.161	1.160	1.159	1.158	1.157	1.156	1.155
4	1.223	1.192	1.173	1.162	1.156	1.151	1.149	1.148	1.147	1.146	1.145
5	1.226	1.193	1.172	1.159	1.149	1.142	1.140	1.138	1.136	1.134	1.133
6	1.229	1.193	1.171	1.155	1.145	1.138	1.132	1.128	1.127	1.126	1.125
7	1.229	1.193	1.170	1.152	1.140	1.131	1.124	1.121	1.120	1.119	1.118
8	1.229	1.192	1.168	1.150	1.138	1.128	1.120	1.116	1.113	1.111	1.110
10	1.228	1.192	1.167	1.148	1.132	1.121	1.113	1.108	1.104	1.102	1.100
12	1.228	1.192	1.166	1.145	1.125	1.111	1.107	1.102	1.099	1.094	1.090
14	1.228	1.191	1.161	1.136	1.116	1.104	1.100	1.096	1.090	1.087	1.082
16	1.228	1.189	1.158	1.131	1.112	1.101	1.097	1.091	1.086	1.081	1.075
18	1.228	1.186	1.152	1.129	1.111	1.100	1.092	1.087	1.080	1.076	1.070
20	1.228	1.182	1.149	1.127	1.110	1.098	1.089	1.083	1.078	1.071	1.065
Spanwise station $y/(b/2) = 0.6$											
2	0.970	0.976	0.984	0.992	1.003	1.010	1.012	1.014	1.016	1.018	1.019
3	0.950	0.962	0.975	0.985	0.996	1.004	1.011	1.018	1.023	1.030	1.038
4	0.932	0.948	0.962	0.978	0.992	1.002	1.008	1.014	1.023	1.035	1.050
5	0.920	0.938	0.953	0.971	0.988	1.000	1.008	1.015	1.024	1.038	1.053
6	0.909	0.930	0.949	0.966	0.981	0.993	1.002	1.013	1.024	1.039	1.055
7	0.900	0.920	0.940	0.959	0.975	0.989	1.000	1.012	1.024	1.039	1.054
8	0.891	0.916	0.938	0.956	0.972	0.988	0.999	1.011	1.024	1.039	1.053
10	0.881	0.907	0.929	0.947	0.961	0.976	0.992	1.008	1.023	1.039	1.052
12	0.872	0.901	0.923	0.941	0.958	0.972	0.989	1.006	1.022	1.038	1.051
14	0.868	0.895	0.918	0.937	0.953	0.969	0.986	1.003	1.019	1.035	1.049
16	0.861	0.888	0.912	0.931	0.948	0.966	0.983	1.000	1.017	1.033	1.048
18	0.855	0.883	0.906	0.925	0.944	0.963	0.981	0.998	1.015	1.032	1.047
20	0.851	0.876	0.898	0.920	0.940	0.959	0.978	0.995	1.012	1.028	1.046

Tabla A2 Datos para el cálculo de la distribución adicional de levantamiento a lo largo de la envergadura (continuación) [11].

Datos de L_a para alas flechadas con puntas redondeadas.

c_t/c_a	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
A											
Spanwise station $y/(b/2) = 0.8$											
2	0.615	0.678	0.712	0.731	0.740	0.745	0.746	0.746	0.747	0.747	0.748
3	0.589	0.659	0.700	0.726	0.743	0.754	0.764	0.772	0.782	0.790	0.799
4	0.568	0.644	0.691	0.723	0.746	0.764	0.781	0.795	0.806	0.816	0.824
5	0.548	0.632	0.685	0.720	0.748	0.769	0.790	0.808	0.822	0.834	0.845
6	0.531	0.619	0.675	0.717	0.748	0.775	0.800	0.820	0.838	0.851	0.862
7	0.517	0.609	0.670	0.713	0.748	0.778	0.802	0.827	0.845	0.861	0.875
8	0.504	0.600	0.663	0.710	0.748	0.779	0.808	0.834	0.854	0.872	0.886
10	0.486	0.585	0.653	0.704	0.748	0.783	0.815	0.842	0.868	0.887	0.905
12	0.472	0.576	0.648	0.702	0.748	0.788	0.821	0.840	0.877	0.899	0.919
14	0.462	0.569	0.641	0.699	0.748	0.789	0.825	0.858	0.887	0.911	0.933
16	0.456	0.564	0.638	0.698	0.748	0.791	0.830	0.862	0.894	0.921	0.944
18	0.450	0.559	0.636	0.698	0.750	0.796	0.835	0.870	0.901	0.930	0.953
20	0.444	0.545	0.629	0.698	0.753	0.801	0.842	0.878	0.909	0.937	0.962
Spanwise station $y/(b/2) = 0.9$											
2	0.378	0.465	0.508	0.525	0.531	0.534	0.535	0.536	0.537	0.538	0.539
3	0.352	0.447	0.500	0.528	0.543	0.552	0.559	0.564	0.568	0.571	0.575
4	0.331	0.435	0.495	0.532	0.554	0.569	0.581	0.590	0.598	0.603	0.609
5	0.314	0.424	0.490	0.531	0.560	0.583	0.600	0.613	0.622	0.630	0.636
6	0.300	0.416	0.487	0.531	0.565	0.595	0.615	0.631	0.643	0.652	0.659
7	0.290	0.410	0.484	0.535	0.572	0.603	0.628	0.646	0.660	0.671	0.678
8	0.282	0.403	0.481	0.536	0.579	0.612	0.638	0.658	0.673	0.686	0.696
10	0.266	0.383	0.472	0.541	0.590	0.628	0.656	0.679	0.698	0.712	0.723
12	0.253	0.376	0.469	0.542	0.597	0.639	0.669	0.698	0.718	0.736	0.751
14	0.245	0.370	0.468	0.545	0.602	0.648	0.684	0.715	0.739	0.759	0.776
16	0.239	0.366	0.468	0.547	0.609	0.659	0.698	0.729	0.756	0.780	0.801
18	0.234	0.367	0.470	0.552	0.618	0.669	0.710	0.743	0.773	0.800	0.822
20	0.231	0.368	0.473	0.560	0.625	0.679	0.722	0.759	0.791	0.819	0.846
Spanwise station $y/(b/2) = 0.95$											
2	0.231	0.296	0.334	0.358	0.370	0.379	0.381	0.383	0.386	0.388	0.390
3	0.209	0.290	0.339	0.369	0.389	0.401	0.407	0.412	0.416	0.418	0.420
4	0.191	0.286	0.342	0.378	0.402	0.420	0.428	0.434	0.440	0.444	0.446
5	0.176	0.281	0.344	0.384	0.415	0.436	0.449	0.458	0.463	0.469	0.471
6	0.166	0.278	0.346	0.392	0.428	0.451	0.466	0.475	0.482	0.490	0.496
7	0.155	0.272	0.346	0.398	0.438	0.464	0.481	0.494	0.502	0.510	0.515
8	0.148	0.261	0.346	0.403	0.446	0.475	0.495	0.510	0.521	0.529	0.534
10	0.138	0.255	0.346	0.410	0.460	0.495	0.520	0.538	0.553	0.566	0.575
12	0.132	0.254	0.348	0.419	0.473	0.511	0.542	0.566	0.583	0.598	0.608
14	0.129	0.252	0.349	0.423	0.482	0.529	0.562	0.588	0.609	0.628	0.640
16	0.126	0.252	0.351	0.432	0.495	0.546	0.581	0.610	0.635	0.655	0.671
18	0.122	0.254	0.357	0.439	0.503	0.558	0.598	0.629	0.658	0.682	0.702
20	0.121	0.258	0.364	0.449	0.516	0.569	0.613	0.648	0.680	0.707	0.730
Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$											
2	0.132	0.172	0.207	0.239	0.263	0.272	0.274	0.277	0.279	0.281	0.282
3	0.119	0.166	0.210	0.250	0.278	0.289	0.291	0.294	0.298	0.300	0.301
4	0.107	0.163	0.214	0.258	0.288	0.304	0.308	0.311	0.315	0.319	0.322
5	0.098	0.158	0.217	0.269	0.304	0.320	0.322	0.328	0.333	0.338	0.342
6	0.089	0.158	0.219	0.272	0.314	0.332	0.340	0.344	0.350	0.357	0.361
7	0.081	0.158	0.222	0.278	0.320	0.342	0.351	0.359	0.366	0.373	0.381
8	0.077	0.158	0.228	0.283	0.328	0.352	0.363	0.374	0.383	0.391	0.400
10	0.069	0.158	0.233	0.295	0.343	0.373	0.390	0.403	0.415	0.428	0.438
12	0.068	0.161	0.242	0.308	0.360	0.395	0.413	0.430	0.448	0.461	0.473
14	0.066	0.163	0.248	0.320	0.376	0.413	0.438	0.468	0.478	0.495	0.510
16	0.064	0.166	0.255	0.331	0.394	0.435	0.463	0.488	0.510	0.529	0.546
18	0.063	0.169	0.263	0.346	0.412	0.461	0.492	0.518	0.539	0.560	0.580
20	0.062	0.171	0.271	0.363	0.435	0.483	0.515	0.544	0.570	0.593	0.616

A3 Modelado de componentes constituidos de materiales compuestos usando el software ANSYS

ANSYS permite modelar materiales compuestos con elementos especializados llamados elementos en capas. Después de construir el modelo usando estos elementos, se puede realizar cualquier análisis estructural, incluyendo los análisis no lineales como son los que permiten valores altos de deformación y esfuerzo en fatiga. Los materiales compuestos contemplan más consideraciones en el proceso de modelado que los materiales isotrópicos, como lo son el hierro o el acero. Esto se debe a que cada capa de material puede tener diferentes propiedades características de un material ortotrópico, por lo que hay que considerar la correcta definición de las propiedades y orientaciones de las diferentes capas.

Para modelar un componente de material compuesto se necesita cubrir los siguientes cuatro aspectos, los cuales se describen a continuación:

- 1) Selección del tipo de elemento adecuado.
- 2) Selección de la configuración de capas.
- 3) Especificación del criterio de falla.
- 4) Procedimientos adicionales de modelado y post-proceso.

A3.1 Selección del tipo de elemento adecuado

Los siguientes tipos de elementos están disponibles para modelar materiales compuestos en capas: SHELL99, SHELL91, SHELL181, SOLSH190, SOLID186 Layered Solid, SOLID46 y SOLID191. El tipo de elemento a elegir depende de la aplicación y el tipo de resultados que se desean obtener. Es necesario estudiar la descripción individual de los tipos de elementos para determinar si un elemento en específico puede ser usado en la versión del software ANSYS que se posee. Todos los elementos que especifican configuración de capas permiten realizar análisis estructural usando un criterio de falla.

A3.2 Selección de la configuración en capas

La más importante característica de un material compuesto es la configuración de las capas que lo componen. Cada capa puede estar fabricada de un material ortotrópico diferente y puede tener su dirección principal de forma distinta. Para materiales compuestos laminados, la dirección de las fibras determina la orientación de cada capa. Los siguientes métodos están disponibles en el software para definir la configuración de capas y se describen a continuación:

- a) Especificando las propiedades de cada capa de manera individual.
- b) Especificando matrices constitutivas que relacionan las fuerzas y momentos aplicados con las deformaciones y curvaturas resultantes (disponible sólo para SOLID46 y SHELL99).

a) Definición de las propiedades de cada capa de manera individual

Con este método, la configuración está definida capa por capa desde abajo hacia arriba. La capa inferior es designada la capa 1, y las capas adicionales son compactadas de abajo hacia arriba en la dirección normal positiva Z del sistema de coordenadas. Si existe simetría en el laminado, solo se necesita definir la mitad de las capas.

Algunas veces, una capa está extendida solo en una región del modelo. Con el objeto de modelar capas continuas, estas capas pueden ser omitidas si se modelan con espesor cero. En la figura A.1, se muestra un modelo con cuatro capas, de las cuales, la segunda no está presente sobre todo el modelo:

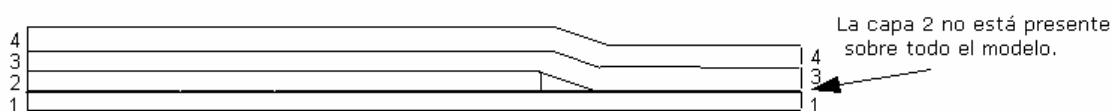


Figura A.1 Modelo en el que una capa solo esta presente en una región del mismo [3].

Para cada capa, se tienen que especificar las siguientes propiedades en la sección Real Constant característica de cada tipo de elemento [R, RMORE, RMODIF] (Main Menu>Preprocessor>Real Constant):

- Propiedades del material (usando el número de referencia de cada material MAT).
- Ángulo de orientación de la capa (THETA).
- Espesor de la capa (TK).
- Número de puntos que integran cada capa (NUMPT).

Propiedades del material.- Como con cualquier otro elemento, el comando MP (Main Menu > Preprocesor > Material Props > Material Models > Structural > Linear > Elastic > Isotropic or Ortotropic) es usado para definir las propiedades para materiales lineales mientras que el comando TB es usado para definir tablas de datos de materiales no lineales (plasticidad está solo disponible para los elementos SOLID191 y SHELL91).

La única diferencia es que el número de referencia de cada material para cada capa de un elemento se especifica en la sección "Real Constant". Las propiedades de un material lineal para cada capa pueden ser las de un material isotrópico u ortotrópico. Los materiales compuestos con refuerzo de fibra típicos contienen materiales ortotrópicos, ya que estos son usados por tener una relación de Poisson satisfactoria.

Ángulo de orientación de la capa.- Esto define la orientación del sistema de coordenadas de cada capa con respecto al sistema de coordenadas global del elemento. Es este ángulo (en grados) entre los ejes X de los dos sistemas. Por defecto, el sistema de coordenadas de cada capa es paralelo al sistema global de coordenadas. Todos los elementos tienen un sistema de coordenadas por defecto, el cual se puede cambiar usando el atributo de elemento ESYS (Main Menu > Preprocesor > Meshing > Mesh Attributes > Default Attribs). También se puede escribir una subrutina propia para definir los sistemas coordenados de cada capa y del elemento o global.

Espesor de la capa.- Si el espesor de la capa es constante, solo se necesita especificar TK(l), que es el espesor en el nodo 1. De otra manera, se tendrán que especificar los espesores en los nodos de las esquinas. Las capas ocultas u omitidas se pueden representar con espesores sin magnitud, iguales a cero.

Número de puntos que integran cada capa.- Esto permite determinar el nivel de detalle en la que el software debe calcular los resultados. Para capas muy delgadas, o cuando se combinan pocas capas, un solo punto puede ser apropiado. Pero para laminados con muchas capas, se pueden necesitar más. El valor por defecto es 3 puntos. Esta característica es aplicable solo para secciones definidas a través de comandos.

b) Definición de matrices constitutivas

Esta es una alternativa para especificar las propiedades de cada capa de forma individual, y esta disponible con la opción [KEYOPT(2)] para los elementos SOLID46 y SHELL99. Las matrices, las cuales representan las relaciones entre fuerzas y momentos y esfuerzos y curvaturas para el elemento pueden ser calculadas fuera del software, y pueden ser incluidas como parte de la visualización de la solución, activando KEYOPT(10). Las principales ventajas de definir la matriz del elemento son:

- Se permite incorporar un comportamiento adicional al material compuesto.
- Puede ser contemplada una carga térmica sobre el elemento.
- Las matrices pueden representar un número de capas ilimitado.

Los términos de las matrices son definidas como “Real Constant”. Los efectos de la cantidad de masa están incorporados por la especificación de una densidad promedio (real constant AVDENS) del elemento. Si la matriz constitutiva es usada, no se pueden obtener los resultados detallados en cada capa, debido a que la información no se introdujo capa de capa, es decir, no se introdujo de forma individual.

A3.3 Especificación del criterio de falla

El criterio de falla es usado para saber si una capa ha fallado debido a la aplicación de cargas. Se puede elegir entre tres criterios de falla predeterminados para materiales compuestos o especificar más de seis criterios de falla definidos por el usuario. Los tres predeterminados en el software para materiales compuestos son:

- Criterio de falla a la máxima deformación, el cuál permite nueve valores de deformación de falla.
- Criterio de falla al esfuerzo máximo, el cuál permite nueve valores de esfuerzo de falla.
- Criterio de falla Tsai-Wu, el cual permite nueve valores para esfuerzo de falla y adicionalmente tres coeficientes de acoplamiento. Se debe elegir entre dos métodos para usar éste criterio de falla.

Los valores de deformaciones de falla, esfuerzos de falla y los coeficientes de acoplamiento pueden depender de la temperatura. Para especificar un criterio de falla, es necesario usar la familia de comandos TB o la familia de comandos FC. Los comandos TB son TB, TBTEMP y TBDATA. (Main menu > Preprocesor > Material Props > Failure Criteria). La secuencia típica de comandos para especificar un criterio de falla predeterminado se muestra en la figura A.2:

```

TB,FAIL,1,2      ! Data table for failure criterion, material 1.
! no. of temperatures = 2
TBTEMP,,CRIT     ! Failure criterion key
TBDATA,2,1       ! Maximum Stress Failure Criterion (Const. 2 = 1)
TBTEMP,100       ! Temperature for subsequent failure properties
TBDATA,10,1500,,400,,10000 ! X, Y, and Z failure tensile stresses (Z value
! set to a large number)
TBDATA,16,200,10000,10000 ! XY, YZ, and XZ failure shear stresses
TBLIST
TBTEMP,200       ! Second temperature
TBDATA,,

```

Figura A.2 Subrutina típica para especificar un criterio de falla determinado [17].

Los comandos FC son FC, FCDELE y FCLIST (Main Menu > Preprocesor > Material Props > Material Models > Structural > Nonlinear > Inelastci > Non-metal Plasticity > Failure Criteria) y (Main Menu > General Postproc > Failure Criteria). La secuencia típica de comandos para especificar un criterio de falla mediante estos comandos se muestra en la figura A.3:

```

FC,1,TEMP,, 100, 200 ! Temperatures
FC,1,S,XTEN, 1500, 1200 ! Maximum stress components
FC,1,S,YTEN, 400, 500
FC,1,S,ZTEN,10000, 8000
FC,1,S,XY , 200, 200
FC,1,S,YZ ,10000, 8000
FC,1,S,XZ ,10000, 8000
FCLIST,,100 ! List status of Failure Criteria at 100.0 degrees
FCLIST,,150 ! List status of Failure Criteria at 150.0 degrees
FCLIST,,200 ! List status of Failure Criteria at 200.0 degrees
PRNSOL,S,FAIL ! Use Failure Criteria

```

Figura A.3 Secuencia de comandos FC para especificar un criterio de falla [3].

Nota: Los comandos TB (TB, TBTEMP y TBDATA) pueden ser usados solo por los elementos SHELL91, SHELL 99, SOLID46 ó SOLID191, pero los comandos FC y FCLIS pueden ser usados por cualquier elemento estructural sólido en 2-D y 3-D o cualquier elemento estructural cascarón en 3-D.

Si el criterio se aplica a materiales ortotrópicos, entonces se deben introducir los valores de las deformaciones de falla y de los esfuerzos de falla para todas las direcciones, con excepción de los valores a compresión que están establecidos por defecto. Si no se quiere conocer el valor de deformación de falla o el de esfuerzo de falla en una dirección en particular, es necesario especificar un valor alto en esa dirección.

A3.4 Procedimientos adicionales de modelado y post-proceso.

Algunas consideraciones útiles para el post-proceso se enuncian a continuación:

- a) Los materiales compuestos muestran diferentes tipos de efectos de acoplamiento. Esto es debido al apilado de las diferentes propiedades de material entre diferentes capas. Como resultado, si la secuencia de apilado de la capa no es simétrica, no puede ser usado un modelo simétrico incluso si la geometría y la aplicación de las cargas si lo son, porque los desplazamientos y los esfuerzos no serán simétricos.
- b) Los esfuerzos cortantes entre laminados usualmente son importantes en aristas libres del modelo. Para valores relativamente exactos de esfuerzos cortantes localizados en estas partes, el tamaño del elemento en las fronteras del modelo puede ser aproximadamente igual al usado en el espesor total del laminado. Para cascarones, el incrementar el número de capas no necesariamente mejora la precisión de los cálculos de los esfuerzos cortantes entre láminas. Para los elementos SOLID46, SOLID95 y SOLID191, inversamente, el apilado de elementos en la dirección del espesor puede resultar en más exactitud de los resultados de esfuerzos inter-laminares a través del espesor. Los esfuerzos de corte inter-laminares transversales en elementos cascarón son regidos por el concepto de que el esfuerzo cortante no es soportado por las superficies inferior ni superior del elemento. Estos esfuerzos inter-laminares solo pueden ser calculados en el interior del elemento y no son válidos a lo largo de las fronteras del elemento cascarón.
- c) Como es necesario introducir una gran cantidad de datos para modelar un material compuesto, se deben verificar los datos necesarios antes de proceder a la solución. Los comandos disponibles para este propósito son:

Algunos procedimientos adicionales para el modelado y post-proceso de elementos en materiales compuestos son descritos a continuación:

ELIST (Utility Menu > List > Elements) enlista los nodos y los atributos de todos los elementos seleccionados.

EPLOT (Utility Menu > Plot > Elements) muestra todos los elementos seleccionados. Usando el comando /ESHAPE,I (Utility Menu > PlotCtrls > Style > Size and Shape) antes de EPLOT muestra los elementos cascarón como sólidos con el espesor de cada capa obtenido de "Real Constant" o por definición de comandos.

En la figura A.4 se muestra un ejemplo usando el elemento SHELL99 con el comando /ESHAPE activo. Esto también puede lograrse con el elemento SOLID46 para mostrar la configuración de capas.

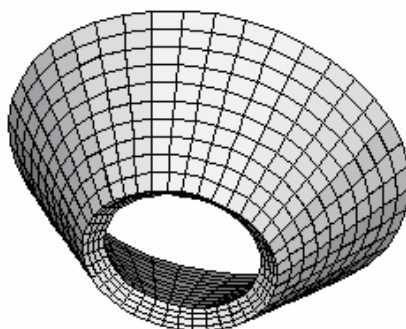


Figura A.4 Ejemplo de visualización de un componente usando el comando /ESHAPE.

/PSYMB,LAYR,n (Utility Menu > PlotCtrls > Symbols) seguido de EPLOT muestra un número de capas n para todos los elementos seleccionados. Esto puede ser usado para visualizar y verificar cada capa de forma individual a través de todo el modelo.

/PSYMB,ESYS,1 seguido de EPLOT muestra el sistema de coordenadas del elemento indicando cuales son los elementos para los que el sistema de coordenadas por defecto sufrió cambios.

LAYLIST (Utility Menu > List > Elements > Layered Elements) enlista la secuencia de apilado definida por medio de la sección "Real Constant" y también por medio de dos propiedades del material para los elementos SHELL99, SHELL91, SOLID46 y SOLID191. Es posible especificar un intervalo de números de capas para formar una lista, como se muestra en la figura A.5:

```
LIST LAYERS 1 TO 4 IN REAL SET 1 FOR ELEMENT TYPE 1
TOTAL LAYERS = 4 LSYM = 1 LP1 = 0 LP2 = 0 EFS = .000E+00
```

NO.	ANGLE	THICKNESS	MAT
1	45.0	0.250	1
2	-45.0	0.250	2
3	-45.0	0.250	2
4	45.0	0.250	1
SUM OF THK		1.00	

Figura A.5 Ejemplo de las propiedades enlistadas de un cierto número de capas.

LAYPLOT (Utility Menu > Plot > Layered Elements) muestra la secuencia de apilado definida en la sección "Real Constant" en la forma de un paquete de cartas, como se puede ver en la figura A.6:

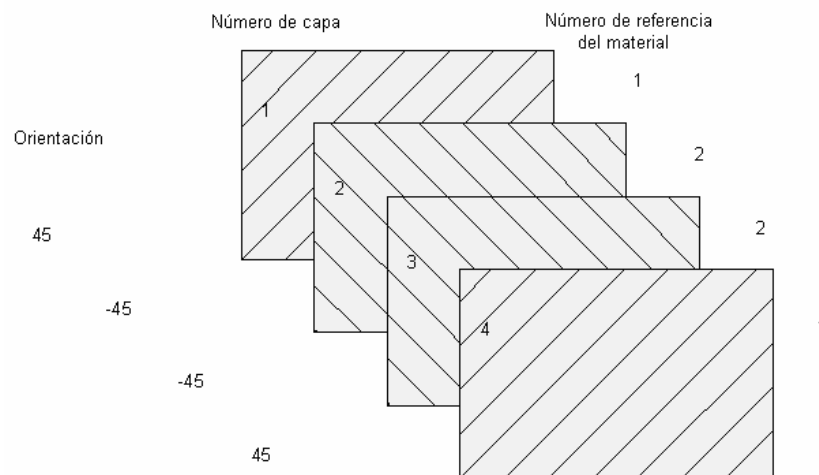


Figura A.6 Ejemplo de una secuencia de apilado usando el comando LAYPLOT.

Las capas son iluminadas con color para mayor claridad. Las líneas de sombreado indican el ángulo de la capa (real constant THETA) y el color indica el número de material en cada capa definido por el comando SECADATA. Se puede especificar un rango de números de capas para su visualización.

Se presentan algunas constancias de la difusión que ha tenido este trabajo a lo largo de su desarrollo y de la elaboración de material didáctico útil acerca de la simulación estructural de componentes constituidos de materiales compuestos.



Figura A.7 Constancia de participación en la XXXIV Semana de Ingeniería en Metalurgia y Materiales organizada por la ESIQIE del IPN, Octubre de 2008.



Figura A.8 Constancia de participación en el encuentro PIFI organizado por la ESIME Ticomán del IPN, Agosto de 2007.

SE OTORGA LA PRESENTE:

CONSTANCIA

A: ALBERTO EDUARDO MORALES HERNÁNDEZ

Por haber Elaborado el Instructivo:

**“MODELADO DE COMPONENTES CONSTITUIDOS DE
MATERIALES COMPUESTOS USANDO EL SOFTWARE
ANSYS”**

El cual se desarrolló durante el periodo del proyecto “Elaboración y caracterización de materiales compuestos poliméricos de alto desempeño utilizando insumos nacionales” registro SIP: 20070224.

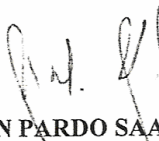
Se extiende la presente para los fines que al interesado convengan a los once días del mes de enero del dos mil ocho.

A T E N T A M E N T E



DR. HILARIO HERNÁNDEZ MORENO
DIRECTOR DEL PROYECTO
SIP: 20070224

Vo. Bo.



ING. RUBÉN PARDO SAAVEDRA
JEFE DEL DEPARTAMENTO DE ING. AERONAUTICA
SECRETARÍA DE EDUCACIÓN PÚBLICA
ESCUELA SUPERIOR DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELECTRÓNICA
UNIDAD TUCOMÁN
INGENIERÍA AERONÁUTICA



Figura A.9 Constancia de la elaboración del instructivo para modelar componentes constituidos de materiales compuestos, Enero de 2008.