

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

FACULTAD DE INGENIERÍA

ÁREA DE POSGRADO

MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA



DISEÑO DE UNA CELDA DE PRUEBAS PARA EL ANÁLISIS COMPARATIVO ENTRE
EL COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL EXPERIMENTAL Y EL MEF EN
COMPONENTES MECÁNICOS

Tesis que presenta

BERNABÉ RAMÍREZ SALAZAR

Para obtener el GRADO de:

DOCTOR EN INGENIERÍA

Director de Tesis:

DR. VÍCTOR NUÑO MORENO

Mexicali, Baja California, 27 de Octubre de 2014

ÍNDICE GENERAL

Índice de figuras.	v
Índice de tablas.	viii
Lista de símbolos.	x
Agradecimientos.	xii
Dedicatorias.	xiii
Resumen.	xiv
Abstract.	xv
Hipótesis.	xvi
Objetivo.	xvi
Metas.	xvi
Justificación.	xvii
CAPÍTULO I. ANTECEDENTES AEROESPACIALES	1
1.1. Primeros diseños y teorías.	2
1.2. Tipos de aviones.	4
1.2.1. Estructura.	4
1.3. Tipos de alas de avión.	6
1.3.1. Funciones del ala.	7
1.3.2. Estructura resistente del ala.	9
1.3.3. Perfil alar.	10
1.3.4. Forma en planta del ala.	13
1.4. Materiales de estructuras aeronáuticas.	14
1.4.1. Maderas.	15
1.4.2. Metales.	15
1.4.3. La importancia del aluminio en la aviación.	17
1.4.4. Plásticos y fibras compuestas.	18
1.5. Tecnología actual para el análisis de variables físicas.	20
1.5.1. Análisis de variables a través de la instrumentación virtual.	22
1.5.2. Acerca de National Instruments (NI).	22

1.5.3. Instrumentos y adquisición de datos.	22
1.5.4. LabVIEW.	23
1.5.5. LabVIEW para adquirir datos y procesar señales.	23
1.5.6. Análisis estructural a través de National Instruments.	26
CAPÍTULO II. FUNDAMENTOS TEÓRICOS	27
2.1. Concepto de diseño.	28
2.1.1. Definición del diseño de la ingeniería.	28
2.1.2. Relevancia de la metodología de diseño.	29
2.2. Análisis de esfuerzo.	30
2.2.1. Diagrama esfuerzo-deformación.	30
2.2.2. Esfuerzo.	32
2.2.3. Círculo de Mohr.	33
2.2.4. Esfuerzos normales por flexión.	36
2.3. Análisis de esfuerzos en alas.	41
2.3.1. Centro de presiones en un perfil aerodinámico.	41
2.3.2. Centro aerodinámico.	42
2.3.3. Cálculo de geometría del ala.	42
2.3.4. Consideraciones generales para la determinación de cargas.	45
2.3.5. Parámetros de diseño.	49
2.3.6. Cargas en componentes estructurales de un avión.	54
2.3.7. Diagrama de factor carga velocidad.	63
2.4. Análisis del elemento finito.	70
2.4.1. Metodología para el análisis del elemento finito.	71
CAPÍTULO III. INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA.	73
3.1. Generalidades.	74
3.1.1. Representación de la información mediante señales eléctricas.	76
3.1.2. Señales analógicas.	77
3.1.3. Señales digitales.	78
3.2. Sensores.	80

3.2.1. Sensores resistivos.	81
3.2.2. Sensores de reactancia variable.	81
3.2.3. Sensores digitales.	81
3.3. Instrumentación virtual.	82
3.3.1. Aplicaciones.	83
3.4. Galgas extensométricas.	83
3.4.1. Generalidades de galgas extensométricas.	84
3.4.2. Selección de galga.	86
3.4.3. Material de respaldo (carrier).	87
3.4.4. Características de una galga.	88
3.4.5. Patrón de grilla.	91
3.4.6. Mediciones con galgas extensométricas.	93
3.5. Implantación de galgas extensométricas.	94
3.5.1. Preparación de la superficie.	95
3.5.2. Adhesión de galgas.	97
3.5.3. Procedimiento para soldar.	101
3.5.4. Recubrimiento de protección.	104
CAPÍTULO IV. METODOLOGÍA DE EXPERIMENTACIÓN Y RESULTADOS.	105
4.1. Diseño de Celda de Pruebas.	106
4.1.1. Diagrama de flujo.	108
4.2. Análisis comparativo entre el comportamiento estructural de un perfil aeroespacial rectangular contra uno estándar a través del método del elemento finito.	110
4.2.1. Resultados del estudio.	114
4.2.2. Discusiones sobre los resultados obtenidos.	117
4.3. Calibración de celda de pruebas.	117
4.3.1. Ensayo de flexión a través de galgas extensométricas.	119
4.3.2. Adquisición de datos de flexión a través del equipo System6000.	121
4.3.3. Estudio de flexión a través del método del elemento finito.	122
4.3.4. Comparación de resultados.	128
4.3.5. Resultados del ensayo de flexión con galgas uniaxiales.	130

4.4. Calibración con galgas triaxiales.	131
4.4.1. Resultados obtenidos con galgas triaxiales sobre una superficie curva.	136
4.5. Análisis estructural de un ala con perfil NACA 4412.	138
4.5.1. Resultados obtenidos con galgas triaxiales sobre una superficie curva.	145
4.6. Comparación entre galgas uniaxiales y triaxiales.	147
CONCLUSIONES	149
RECOMENDACIONES PARA TRABAJOS FUTUROS	151
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	153

Índice de Figuras

Figura 1.1. Representación de alas elaboradas con esqueleto de madera.	2
Figura 1.2. Diseño de una máquina voladora de Leonardo Da Vinci.	3
Figura 1.3. Estructura resistente del ala.	10
Figura 1.4. Perfil alar.	10
Figura 1.5. Tipos de alas para aviones: (a) ala recta, (b) ala trapezoidal, (c) ala elíptica, (d) ala de flecha, (e) ala de flecha invertida, (f) ala de doble flecha, (g) ala de flecha variable, (h) ala delta, (i) ala delta con canard, (j) ala delta con timones, (k) ala doble delta, (l) ala ojival.	14
Figura 1.6. Ejemplo de la utilización de diversos materiales en una aeronave.	19
Figura 2.1. Curvas esfuerzo deformación de ingeniería y reales para materiales dúctiles: (a) Acero al bajo carbono, (b) Acero recocido al alto carbono.	31
Figura 2.2. Esfuerzos de tensión que actúan sobre un elemento dado.	33
Figura 2.3. Comportamiento de esfuerzos en un plano inclinado.	34
Figura 2.4. Círculo de Mohr.	36
Figura 2.5. Viga sujeta a momentos positivos.	38
Figura 2.6. Proporcionalidad entre esfuerzos de compresión y tensión.	40
Figura 2.7. Centro de presiones y centro aerodinámico.	42
Figura 2.8. Cálculo de geometría del ala.	43
Figura 2.9. Flechado del ala Λ	44

Figura 2.10. Cuerda aerodinámica media.	45
Figura 2.11. Efecto de ráfaga en el CL.	53
Figura 2.12. Fuerzas aerodinámicas principales en una aeronave durante el vuelo.	55
Figura 2.13. (a) Distribución de presión de un perfil; (b) Transferencia de cargas de levantamiento y resistencia al centro aerodinámico.	56
Figura 2.14. Distribución de levantamiento típico para una combinación ala/fuselaje.	57
Figura 2.15. Torsión del fuselaje y del ala a causa de una carga asimétrica de motor.	58
Figura 2.16. Principales cargas que se aplican sobre una aeronave vista por los tres lados.	63
Figura 2.17. Diagrama factor – velocidad.	65
Figura 2.18. Envolvente de vuelo.	67
Figura 2.19. Envolvente de vuelo observada (sombreada).	68
Figura 3.1. Clasificación de las señales eléctricas.	77
Figura 3.2. Señales analógicas: a) Senoidal de frecuencia constante. b) Continua.	78
Figura 3.3. Señal digital binaria en formato serie.	79
Figura 3.4. Señal digital en formato paralelo.	80
Figura 3.5. Definición de strain gauge.	84
Figura 3.6. Galga extensométrica metálica.	85
Figura 3.7. Longitud de una galga extensométrica.	88
Figura 3.8. Distribución del esfuerzo sobre una galga extensométrica.	89
Figura 3.9. Puente de Wheatstone.	93
Figura 3.10. Galga y terminal adheridas a la cinta.	97
Figura 3.11. Galga y terminal alineadas en el espécimen.	98
Figura 3.12. Levantar la cinta en un ángulo agudo.	98
Figura 3.13. Posicionar la cinta para que la parte de debajo de la galga quede expuesta.	99
Figura 3.14. Aplicación del adhesivo.	99
Figura 3.15. Adhesión.	100
Figura 3.16. Aplicación de presión.	101
Figura 3.17. Como retirar la cinta.	101
Figura 3.18. Formas correcta e incorrecta de la punta del cautín.	102
Figura 3.19. Posiciones al aplicar la soldadura, a) forma correcta, b) forma incorrecta.	102
Figura 3.20. Protección del área de galga y parte superior de las terminales con cinta	

adhesiva.	103
Figura 3.21. Forma correcta del montículo de soldadura.	103
Figura 3.22. Colocación del cautín y la soldadura.	104
Figura 4.1. Vista frontal de marco de pruebas.	106
Figura 4.2. Mesa de soporte de marco de pruebas.	107
Figura 4.3. Sistema para empotramiento de ala.	107
Figura 4.4. Celda de pruebas de esfuerzos.	108
Figura 4.5. Diagrama de flujo de experimentación.	109
Figura 4.6. Perfil NACA 4412.	111
Figura 4.7. Modelo de ala sólida perfil NACA 4412.	111
Figura 4.8. Definición de perfil rectangular.	112
Figura 4.9. Modelo de ala sólida perfil rectangular.	112
Figura 4.10. Modelo de estructura resistente de ala, perfil NACA 4412.	112
Figura 4.11. Modelo de estructura resistente de ala, perfil rectangular.	113
Figura 4.12. Restricciones asignadas para el análisis de esfuerzos.	113
Figura 4.13. Resultado de esfuerzos en ala sólida perfil NACA 4412.	114
Figura 4.14. Resultado de esfuerzos en ala sólida perfil rectangular.	115
Figura 4.15. Resultado de esfuerzos en estructura resistente del ala, perfil NACA 4412.	116
Figura 4.16. Resultado de esfuerzos en estructura resistente del ala, perfil rectangular.	116
Figura 4.17. Equipo para medición de flexión FL101.	118
Figura 4.18. Consideraciones para cálculo de deformaciones.	118
Figura 4.19. Diagrama de bloques en LabView para la obtención de deformaciones con galgas extensométricas.	119
Figura 4.20. Panel frontal en LabView para obtencion de deformaciones.	120
Figura 4.21. Deformaciones obtenidas por medio del equipo System6000.	121
Figura 4.22. Definición de fronteras para el análisis de elemento finito.	122
Figura 4.23. Diagrama de momentos flectores.	122
Figura 4.24. Deformación obtenida a través de Ansys para una $w = 0.3$ mm.	127
Figura 4.25. Gráfica de valores teóricos, simulados y experimentales en barra rectangular.	131
Figura 4.26. Sistema para medición de esfuerzo en medio cilindro.	132
Figura 4.27. Diseño y fabricación de aditamento para empotramiento de medio cilindro.	132

Figura 4.28. Galga triaxial adherida en medio cilindro. 133

Figura 4.29. Conectores para fácil intercambio de cable de adquisición de datos. 133

Figura 4.30. (a) Campo de deformaciones, (b) Campo de esfuerzos. 135

Figura 4.31. Gráfica de valores teóricos, simulados y experimentales en medio cilindro. 138

Figura 4.32. Plano de plantilla para fabricacion de ala con perfil 4412. 139

Figura 4.33. Generación de perfil NACA 4412 por medio del programa fluidsimsim. 139

Figura 4.34. Sólido de ala recta con perfil NACA 4412. 140

Figura 4.35. Importación de pieza a Mastercam. 140

Figura 4.36. Maquinado de pieza en CNC HAAS de 3 ejes. 140

Figura 4.37. Equipo y plantilla para preparación de roseta rectangular. 141

Figura 4.38. Semiala obtenida después del proceso de maquinado por CNC. 141

Figura 4.39. Conexión de galgas. 142

Figura 4.40. Ala sujeta a diversas cargas. 142

Figura 4.41. Modelo para el análisis del ala como viga en voladizo. 143

Figura 4.42. (a) Campo de deformaciones, (b) Campo de esfuerzos. 144

Figura 4.43. Gráfica de valores teóricos, simulados y experimentales en perfil NACA 4412. 147

Índice de Tablas

Tabla 2.1. Especificaciones del factor límite según la regulación aérea civil de EEUU en 1953. 70

Tabla 3.1. Tiempos mínimos para adhesión. 94

Tabla 3.2. Tiempos mínimos de curado previo a la medición. 95

Tabla 4.1. Resultados de esfuerzos obtenidos en cada análisis del ala. 117

Tabla 4.2. Resultado de deformaciones calculadas. 119

Tabla 4.3. Deformaciones obtenidas por medio de PXI. 120

Tabla 4.4. Deformaciones obtenidas por medio del equipo System6000. 121

Tabla 4.5. Resultados de fuerzas, sabiendo que $F_1=F_2$ 126

Tabla 4.6. Deformaciones obtenidas por medio de Ansys. 127

Tabla 4.7. Porcentaje de error entre valores teóricos y medidos con PXI. 128

Tabla 4.8. Porcentaje de error entre valores medidos con System6000 y PXI. 128

Tabla 4.9. Porcentaje de error entre valores teóricos y obtenidos por Ansys. 129

Tabla 4.10. Comparación de resultados obtenidos por Ansys, teóricos y medidos. 129

Tabla 4.11. Esfuerzo sufrido en medio cilindro por cada carga aplicada. 134

Tabla 4.12. Cálculo de esfuerzos y deformaciones en medio cilindro. 134

Tabla 4.13. Esfuerzos y deformaciones obtenidas a través del método del elemento finito. . . 135

Tabla 4.14. Comparación de resultados obtenidos en medio cilindro. 136

Tabla 4.15. Resultados de galgas en configuración triaxial. 143

Tabla 4.16. Resultados obtenidos de manera calculada de ala en voladizo. 144

Tabla 4.17. Resultados de deformación y esfuerzos máximos, arrojados a través del elemento finito. 144

Tabla 4.18. Comparación de resultados teóricos, experimentales y simulados sobre ala. . . . 145

Tabla 4.19. Comparación entre galgas uniaxiales y triaxiales de medio cilindro y perfil aerodinámico. 148

LISTA DE SÍMBOLOS

<i>a</i>	Dimensión
<i>A</i>	Alargamiento
<i>b</i>	Envergadura
<i>B</i>	Brinell
<i>c</i>	Longitud del eje neutro al lado exterior de una viga, exponente de ductilidad a la fatiga
<i>C</i>	Cuerda
<i>C_m</i>	Centro aerodinámico
<i>CP</i>	Centro de presión
<i>el</i>	Límite elástico
<i>E</i>	Módulo de Young
<i>f</i>	Límite de fractura
<i>ft</i>	Pie
<i>FS</i>	Factor de seguridad
<i>GF</i>	Factor de galga
<i>h</i>	Dimensión
<i>H</i>	Número índice de dureza
<i>HR</i>	Humedad relativa
<i>in</i>	Pulgadas
<i>I</i>	Momento de inercia
<i>k</i>	Kilo
<i>K</i>	Factor de intensidad del esfuerzo
<i>l</i>	Longitud, distancia
λ	Conicidad
<i>lb</i>	Libra fuerza
<i>M</i>	Momento flexionante
<i>M</i>	Mega
<i>n</i>	Factor de seguridad
<i>N</i>	Número de ciclos
<i>pl</i>	Límite de proporcionalidad

psi	Unidad de libra sobre pulgada cuadrada
P	Carga, fuerza
Pa	Pascales (unidad de newton sobre metro cuadrado)
R	Rockwell
S	Superficie alar
S_{ut}	Esfuerzo o resistencia ultima a la tensión
S_y	Esfuerzo o resistencia de fluencia
t	Tiempo
T	Torque
u	Límite de resistencia a la tensión
V	Voltaje
W	Peso bruto de la aeronave
x	Coordenada cartesiana, aumentos de microscopio
y	Coordenada cartesiana, límite de fluencia
z	Coordenada cartesiana
Z	Módulo de sección
Δ	Incremento
ε	Deformación
σ	Esfuerzo
τ	Esfuerzo cortante
\emptyset	Ángulo de presión
ξ_F	Coeficiente de ductilidad a la fatiga
ρ	Radio de curvatura

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar me gustaría agradecer a Dios por permitirme llegar hasta este punto de mi vida, haciendo realidad este sueño.

También debo agradecer a la UNIVERSIDAD AUTONOMA DE BAJA CALIFORNIA por darme la oportunidad de llevar a cabo la realización de este posgrado en sus instalaciones, así como al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) que gracias a su apoyo fue posible el desarrollo de este proyecto.

Un agradecimiento especial al Dr. Víctor Nuño Moreno tutor de esta tesis, ya que con su soporte, ayuda y recomendaciones he logrado alcanzar esta meta tan importante en mi desarrollo profesional.

Me gustaría agradecer a todos los Doctores del comité de tesis que con sus recomendaciones y sugerencias se dio forma a este trabajo de investigación así como a los profesores de posgrado ya que todos han aportado con su experiencia a la realización de esta tesis. Al maestro en ciencias Miguel Ángel Ramírez por su valiosa aportación en el desarrollo de este proyecto, y a todos los alumnos de ayudantías tanto de la carrera de Ingeniería Mecánica como de Ingeniería Mecatrónica por su importante colaboración en las experimentaciones realizadas.

Un agradecimiento a mi esposa y a mis padres por su paciencia, apoyo y motivación, esenciales en el alcance de esta meta.

Fueron muchas las personas que han sido parte del desarrollo de esta tesis, a las que me encantaría agradecerles su amistad, consejos, ánimo y compañía en los momentos más difíciles un agradecimiento por todo el apoyo brindado.

DEDICATORIAS

A mi esposa y mis padres

RESUMEN

La presente tesis consistió en la construcción de una celda de pruebas para realizar análisis estructurales sobre componentes mecánicos, se desarrolló una primera etapa de calibración para comprobar los resultados simulados y medidos de manera calculada, a su vez se propuso una metodología para la validación del análisis estructural sobre una barra rectangular y un medio cilindro a través del método del elemento finito por medio de ANSYS y el uso de galgas extensométricas, para determinar la deformación unitaria y con ella el esfuerzo en un determinado punto del elemento de prueba. Los resultados obtenidos sobre la barra recta arrojaron primeramente un 1% de error entre los análisis simulados, medidos y calculados. En la siguiente experimentación que fue sobre un medio cilindro se obtuvo un 5% de error entre los resultados simulados y experimentales utilizando galgas triaxiales. En este punto se pudo concluir que los resultados obtenidos a través del método del elemento finito son precisos en comparación a los resultados obtenidos a través de la extensometría.

Una vez realizados estos primeros análisis para la comprobación de resultados se realizó un estudio sobre una ala con perfil NACA 4412 construida en aluminio 6061, para obtener mediciones de esfuerzos, que se procesaron por medio de un sistema de adquisición de datos PXI, se realizó un análisis comparativo entre lo teórico, el análisis por el método del elemento finito en programa ANSYS y medido con el sistema de adquisición de datos. Mediante galgas triaxiales, se obtuvieron los esfuerzos resultantes utilizando el sistema de adquisición de datos para monitorear la información medida. Según los resultados obtenidos tanto teóricos, análisis simulados, así como experimentalmente, se observa una aproximación entre los valores adquiridos, con un porcentaje de error confiable del 5% validando la obtención de esfuerzos sobre un perfil aerodinámico dentro de nuestra celda de pruebas.

Con el procedimiento realizado se logró el objetivo de construir una celda de pruebas para realizar análisis de esfuerzos sobre componentes mecánicos, donde los resultados obtenidos fueron validados de manera simulada, calculada y experimental, con un porcentaje de error del 5%.

ABSTRACT

This thesis involved the construction of a test cell in order to perform a structural analysis of mechanical components. First it was developed a stage of calibration by checking the simulated, measured and calculated results. It was proposed a validation methodology for structural analysis over rectangular steel bar and steel half cylinder. Through the finite element method using ANSYS and experimental method using strain gauges were determined the strains and therefore the stresses at a point of the test elements. Percent error among calculated, simulated and measured results, obtained in the experimentation over the rectangular steel bar, was 1%. Later, other experimentation was developed over steel half cylinder using triaxial gauges where the percent error was 5% between simulated and experimental results. At this point it was concluded that the results obtained by finite element method were accurate in comparison with extensometry.

An additional study was performed over a wing profile NACA 4412 fabricated on aluminum 6061, in order to obtain stress measurements. The results of measurements were processed by a data acquisition system PXI. It was performed a comparative analysis between theoretical, analysis by the finite element method using the software ANSYS and measured by a data acquisition system. Through triaxial gauges the stress was obtained using a data acquisition system in order to monitor the information measured. According to the results of theoretical, simulated analysis and experimentally, it was observed an approximation between the acquired values. It was obtained a reliably percent error of 5%, validating the stress obtained on an airfoil within our test cell.

With the procedure described previously was possible achieve the objective to build a test cell in order to perform stress analysis over mechanical components. The results obtained were validated by simulation, calculation and experimentation where the percent error of results was 5%.

HIPÓTESIS

A través del diseño, construcción y calibración de una celda de pruebas se obtendrán mediciones de esfuerzos de componentes mecánicos que se procesarán por medio de un sistema DAQ PXI, con el cual se realizará un análisis comparativo entre lo calculado y lo medido, para realizar la validación de la metodología de medición obteniendo un porcentaje de error confiable.

OBJETIVO

Diseño y construcción de una celda de pruebas para la adquisición de esfuerzos a través de galgas extensométricas sobre componentes mecánicos, con la cual se pueda realizar un análisis comparativo, para validar la metodología y procedimiento de medición.

METAS

1. Diseño y construcción de la celda de pruebas para componentes mecánicos.
2. Fabricación de pieza de prueba para medición de esfuerzos.
3. Instrumentación de pieza de prueba.
4. Cálculo de esfuerzos sufridos en pieza de prueba.
5. Determinación de esfuerzos en pieza de prueba a través del elemento finito
6. Caracterización de la computadora industrial PXI.
7. Obtención de resultados.
8. Calibración del equipo de acuerdo a resultados obtenidos.
9. Fabricación de geometría en 3D.
10. Determinación de esfuerzos de geometría.
11. Fabricación de ala con perfil NACA 4412.
12. Determinación de esfuerzos de ala por elemento finito
13. Localización de puntos de medición (galgas) y obtención de esfuerzos.
14. Determinación de porcentaje de error de acuerdo a resultados obtenidos.

JUSTIFICACIÓN

La creación de un sistema de pruebas para componentes mecánicos requiere que los datos obtenidos a través de galgas extensométricas por medio de un sistema de adquisición de datos, se procesen y se validen a través de la comparación con resultados teóricos y simulados, y así establecer una metodología de aplicación especializada en el campo del análisis estructural.

Capítulo I



ANTECEDENTES AEROSPACIALES

En el presente capítulo se hace un resumen de la historia aeroespacial, así como de la variedad de configuraciones de las estructuras, componentes aeronáuticos y los materiales utilizados para su construcción, finalizando con una descripción de la tecnología actual, con la que estos componentes y estructuras aeronáuticos pueden ser sometidos a pruebas para evaluar sus características.

1.1. Primeros diseños y teorías

De acuerdo a la historia el conocimiento aeronáutico se traslada al día en el que el hombre antiguo se detuvo a contemplar el vuelo de los pájaros y de otros animales voladores. El afán de volar ha estado presente en el ser humano desde hace siglos, y a lo largo de la historia del hombre existen indicios de intentos de volar que no tuvieron éxito e incluso han resultado fatales. Algunos intentaron volar imitando a los pájaros, usando un par de alas elaboradas con un esqueleto de madera y plumas, que colocaban en los brazos y las balanceaban sin llegar a lograr el resultado esperado (figura 1.1)[1].



Figura 1.1. Representación de alas elaboradas con un esqueleto de madera.

Hace cientos de años se pensaba que volar era algo imposible para las capacidades de un ser humano, aun así, el deseo existía, y diversas culturas contaban historias de personas dotadas de poderes divinos, que podían hacerlo. El ejemplo más conocido es la leyenda de Ícaro y Dédalo, que encontrándose prisioneros en la isla de Minos, se construyeron unas alas con plumas y cera para poder escapar. Ícaro se aproximó demasiado al Sol y la cera de las alas comenzó a derretirse, haciendo que se precipitara en el mar y muriera [2]. Esta leyenda era un aviso sobre los intentos de alcanzar el cielo, semejante a la historia de la Torre de Babel en la Biblia, y ejemplifica el deseo milenar del hombre de volar.

Aproximadamente por el año 400 a. C., Arquitas de Tarento, un estudioso de la Grecia Antigua, construyó un artefacto de madera que bautizó con el nombre de "Peristera" (en griego: "Paloma"), que tenía forma de ave y era capaz de volar a unos 180 metros de altura. Utilizaba un

chorro de aire para alzar el vuelo, pero no se tiene constancia de qué era lo que producía ese chorro. El objeto volador se amarraba mediante unas cuerdas que permitían realizar un vuelo controlado hasta que el chorro de aire terminaba. Este artefacto de madera probablemente fue la primera máquina voladora capaz de moverse por medios propios [3].

Alrededor del año 300 a. C. los chinos inventaron la cometa, que se considera un tipo de planeador, y desarrollaron técnicas para hacerla volar en el aire. Siglos después, en el año 559 hay documentados vuelos de seres humanos usando cometas. El emperador Gao Yang experimentó con prisioneros, entre los que se encontraba Yuan Huangtou, hijo del anterior emperador, Yuan Lang. Les ordenó lanzarse desde lo alto de una torre, y Yuan Huangtou planeó hasta sobrepasar las barreras de la ciudad, aunque poco después moriría ejecutado [4].

Se cree que el artista e inventor italiano Leonardo da Vinci fue la primera persona que se dedicó seriamente a idear una máquina capaz de volar (figura 1.2). Da Vinci diseñó planeadores y ornitópteros, que usaban los mismos mecanismos usados por los pájaros para volar, a través de un movimiento constante de las alas para arriba y para abajo. Sin embargo, nunca llegó a construir tales máquinas, pero sus diseños se conservaron, y posteriormente, ya en el siglo XIX y siglo XX, uno de los planeadores diseñados por Leonardo da Vinci fue considerado digno de atención. En un estudio reciente, se creó un prototipo basado en el diseño de ese mismo planeador, y de hecho, el aparato era capaz de volar. No obstante, al interpretar el diseño del planeador, se aplicaron algunas ideas modernas relacionadas con la aerodinámica por lo que este diseño es considerado como el primer esbozo serio de una aeronave [5].

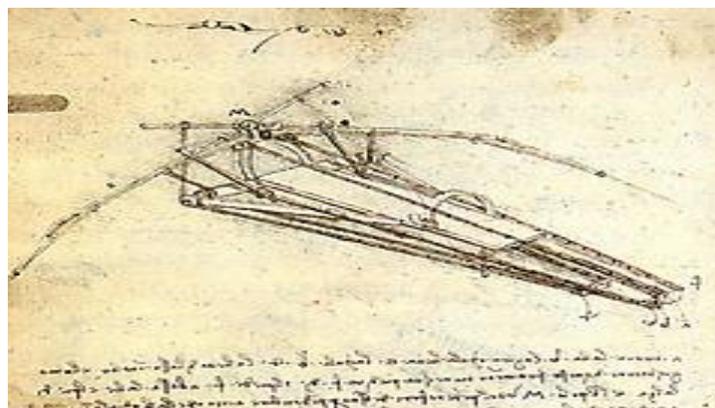


Figura 1.2. Diseño de una máquina voladora de Leonardo Da Vinci.

1.2. Tipos de aviones

Avión (del francés avión, y éste como forma aumentativa del latín avis, ave), también denominado aeroplano, es un aerodino de ala fija o aeronave más pesada que el aire, provisto de alas y un cuerpo de carga capaz de volar, propulsado siempre por uno o más motores. Los aeroplanos incluyen a los monoplanos, biplanos y triplanos [6].

Según la definición de la OACI (Organización de la Aviación Civil Internacional), un avión es un aerodino propulsado por motor que debe su sustentación en vuelo, principalmente, a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo [7].

Cuando no se cuenta con motor se denomina planeador y en el caso de los que superan la velocidad del sonido se denominan aviones supersónicos. Pueden clasificarse por su uso como aviones civiles (que pueden ser de carga, transporte de pasajeros, entrenamiento, sanitarios, contra incendios, etc.) y aviones militares (carga, transporte de tropas, cazas bombarderos, de reconocimiento o espías, de reabastecimiento en vuelo, etc.). También pueden clasificarse en función de su planta motriz; aviones propulsados por motores a pistón, motores a reacción (turborreactor, turbofán, turbohélice, etc.) ó propulsores (cohetes).

Su principio de funcionamiento se basa en la fuerza aerodinámica que actúa sobre las alas, haciendo que la misma produzca una sustentación. Esta se origina en la diferencia de presiones entre la parte superior e inferior del ala, producida por su forma especial.

1.2.1. Estructura

Los aviones más característicos son aquellos de transporte subsónico, aunque no todos los aviones tienen esta estructura, suelen ser muy parecidos. Las principales partes de estos aviones son:

1. El ala que es una superficie aerodinámica que le brinda sustentación al avión debido al efecto aerodinámico, provocado por la curvatura de la parte superior del ala (extradós) que hace que el aire que fluye por encima de esta se acelere y por lo tanto baje su presión (creando un efecto de succión), mientras que el aire que circula por debajo del ala (que en la mayoría de los casos es plana o con una curvatura menor y a la cual llamaremos intradós) mantiene la misma velocidad y presión del aire relativo, pero al mismo tiempo aumenta la sustentación ya que cuando este golpea la parte inferior del ala la impulsa hacia arriba manteniendo sustentado en el aire al avión y contrarrestando la acción de la gravedad. En determinadas partes de un vuelo la forma del ala puede variar debido al uso de las superficies de control que se encuentran en las alas: los flaps, los alerones, los spoilers y los slats. Todas ellas son partes móviles que provocan distintos efectos en el curso del vuelo.
2. Los flaps que son dispositivos hipersustentadores que se encuentran ubicados en el borde de salida del ala, cuando están retraídos forman un solo cuerpo con el ala, los flaps son utilizados en ciertas maniobras (comúnmente el despegue y el aterrizaje), en las cuales se extienden hacia atrás y abajo del ala a un determinado ángulo, curvándola así aún más. Esto provoca una reacción en la aerodinámica del ala que genera más sustentación, al hacer que el flujo laminar recorra más distancia desde el borde de ataque al borde de salida, y previene al mismo tiempo un desprendimiento prematuro de este, proveyendo así de más sustentación a bajas velocidades y altos ángulos de ataque, al mismo tiempo los flaps generan más resistencia en la superficie alar, por lo que es necesario contrarrestarla, ya sea aplicando más potencia a los motores o picando la nariz del avión.
3. Los slats, al igual que los flaps, son dispositivos hipersustentadores, la diferencia está en que los slats se encuentran ubicados en el borde de ataque, y cuando son extendidos aumentan aún más la curvatura del ala, generando aún más sustentación.
4. Los alerones son superficies móviles que se encuentran en las puntas de las alas y sobre el borde de salida de estas. Son los encargados de provocar el desplazamiento del avión sobre su eje longitudinal al crear una descompensación aerodinámica de las alas, que es la que permite al avión girar, ya que al girar el timón hacia la izquierda el alerón derecho baja, creando más sustentación en el ala derecha, y el alerón izquierdo sube, desprendiendo artificialmente el flujo laminar del ala izquierda y provocando una pérdida

de sustentación en esta; lo inverso ocurre al girar el timón hacia la derecha. Los spoilers son superficies móviles unidas a la parte superior del ala, su función es reducir la sustentación generada por el ala; cuando son extendidos, separan prematuramente el flujo de aire que recorre el extradós provocando que el ala entre en pérdida controlada.

La diferencia entre los spoilers y los frenos aerodinámicos es que estos últimos disminuyen la velocidad del avión al generar mayor resistencia pero sin afectar la sustentación, los spoilers en cambio afectan la sustentación, por lo cual se debe de aumentar el ángulo de ataque del avión, lo cual generará mayor resistencia y por lo tanto una pérdida de velocidad.

En las alas también se encuentran los tanques de combustible. La razón por la cual están ubicados allí es que sirven de contrapesos cuando las alas comienzan a generar sustentación, sin estos contrapesos y en un avión cargado, las alas podrían desprenderse fácilmente durante el despegue. También en la mayoría de los aviones comerciales, el tren de aterrizaje principal se encuentra empotrado en el ala, así como también los soportes de los motores.

1.3. Tipos de alas de avión

Como se vio anteriormente una ala de avión es un cuerpo aerodinámico compuesto de perfiles aerodinámicos capaz de generar una diferencia de presiones entre su intradós y extradós al desplazarse por el aire lo que, a su vez, produce la sustentación que mantiene el avión en vuelo. Esto lo consigue desviando la corriente exterior, lo que a su vez (principio de acción y reacción) genera una fuerza sobre el ala. El ala compensará por tanto el peso del avión y a su vez generará resistencia [8].

Tratando de emular el vuelo de las aves, los pioneros de la aviación construyeron todo tipo de artefactos dotados de alas articuladas que generaban corrientes de aire o bien construyeron artefactos planeadores que al usarse desde sitios elevados con corrientes de aire ofrecían sustentación. Sólo cuando se disponía de un motor de suficiente potencia se construyeron aeroplanos con alas fijas, que surcaban el aire en vez de moverlo de manera autopropulsada, fue entonces posible el vuelo de máquinas más pesadas que el aire por sus propios medios. Fueron

los hermanos Wright en 1903 quienes consiguieron el primer vuelo autopropulsado y es de destacar los planeadores contruidos por John Joseph Montgomery y Otto Lilienthal que consiguieron vuelos sustentados (con alas) y controlados pero no autopropulsados (es decir, carecían de motor) [9].

Hoy en día en un avión moderno el ala cumple otras funciones aparte de sustentar el avión en vuelo, ya que es uno de los componentes que más ha evolucionado desde el inicio de la aviación como se puede ver en su evolución histórica [9]. Al ser una de las partes más importantes del avión (y quizás la más estudiada) es posiblemente la que más terminología emplee para distinguir sus diferentes partes, contando con partes móviles, partes estructurales y partes geométricas. Por último, es interesante observar como las diferentes formas en planta se han adaptado a los diferentes regímenes de vuelo.

1.3.1. Funciones del ala

El principal componente de un avión es el ala, su principal función es asegurar que el avión pueda mantener un vuelo estable. Pero al ser una estructura bastante grande, la evolución tecnológica de los aviones ha hecho que adquiriera una serie de nuevas funciones aparte de mantener el vuelo. El ala es diseñada basándose en criterios de actuaciones en vuelo, maniobrabilidad del avión, consideraciones de diseño estructural y finalmente factores de diseño global de avión (por ejemplo, donde poner un sistema u otro) [10].

Un resumen de sus funciones principales sería el siguiente:

- Dar sustentación y mantener el vuelo compensando el peso del avión.
- Proveer de control al avión en vuelo. Normalmente el ala es la encargada de la funciones de control de balance, en algunas alas (por ejemplo ala en delta) es también la encargada del control de cabeceo (del que normalmente se encarga el estabilizador horizontal).

- Asegurar la capacidad de despegue y aterrizaje del avión, cosa que suele realizar ayudándose de los dispositivos hipersustentadores, aumentando el área efectiva o el coeficiente de sustentación.
- En aquellos aviones con motores en ala es la encargada de mantener el motor y transmitir su empuje al avión completo. Así como los sistemas necesarios para el drenaje de aire del motor, suministros de combustible al motor y control del motor (el cableado o el sistema que realiza el control del motor no está situado normalmente en el ala).
- Alojamiento del combustible, con el paso de los años el ala se ha adaptado para llevar en el interior de su estructura el combustible que el avión utiliza para el vuelo. El combustible se lleva también en la parte baja del encastramiento y en algunos aviones en un depósito trasero. Por lo tanto la estructura interna del ala debe estar preparada para contener combustible [11].
- Luces y señalización. En los extremos del ala suelen encontrarse normalmente luces que son utilizadas para la señalización como por ejemplo, las luces de navegación [12].
- Soporte de armamento. En los aviones militares los misiles suelen estar montados sobre el ala y el fuselaje.
- Soporte de tanques de combustible externos, muchos aviones (en especial militares) llevan tanques de combustible auxiliares para misiones con el alcance extendido.
- Alojamiento del tren de aterrizaje, muchos aviones tienen parte o bien todo el tren de aterrizaje dentro del ala [13].
- Soporte para salida de emergencia, al estar muchas salidas de emergencia localizadas al lado del ala, el ala debe ser capaz de aguantar en un momento de evacuación a los pasajeros sobre ella.

1.3.2. Estructura resistente del ala

El ala es sin duda, uno de los mayores logros de la ingeniería aeronáutica. Combina en un sólo componente una estructura eficiente, un componente multifuncional y una ligereza asombrosa. La arquitectura alar actual se soporta en la tecnología semimonocasco basada en varios componentes que cumplen una función específica. Hoy en día con la introducción de los materiales compuestos avanzados la fabricación de la estructura empieza a ser de piezas integradas (larguerillos-revestimiento) pero los componentes (aunque integrados en una pieza) siguen siendo distinguibles (figura 1.3):

- **Largueros:** en los aviones de fuselaje ancho suele haber tres largueros en la raíz. Dos forman la caja de torsión y el tercero asegura la forma cerca del encastre donde el ala es más grande, para luego quedar sólo dos largueros (muchos aviones sólo poseen 2 largueros). Entre los largueros anterior y posterior están situados los depósitos de combustible del ala. La misión de los largueros es dar resistencia a flexión al ala.
- **Costillas:** son estructuras que dan resistencia a torsión al ala. Se encuentran intercalados de manera (más o menos) perpendicular a los largueros. Suelen estar vaciadas para eliminar material no necesario y aligerar peso. Junto con los largueros dan forma a los depósitos de combustible y deben estar preparadas para resistir químicamente el combustible.
- **Larguerillos:** son pequeñas vigas (más pequeñas que los largueros) que se sitúan entre costillas para evitar el pandeo local del revestimiento. Pueden estar integrados en el propio revestimiento formando una sola pieza (suelen estar integrados en los aviones recientes de material compuesto).
- **Revestimiento:** es la parte externa del ala, cuya misión es resistir esfuerzos cortantes y aislar el combustible del medio ambiente. Es lo que vemos como "la piel del ala". Aparte de todos estos componentes estructurales internos, el ala lleva los elementos que componen la cinemática de los dispositivos hipersustentadores.

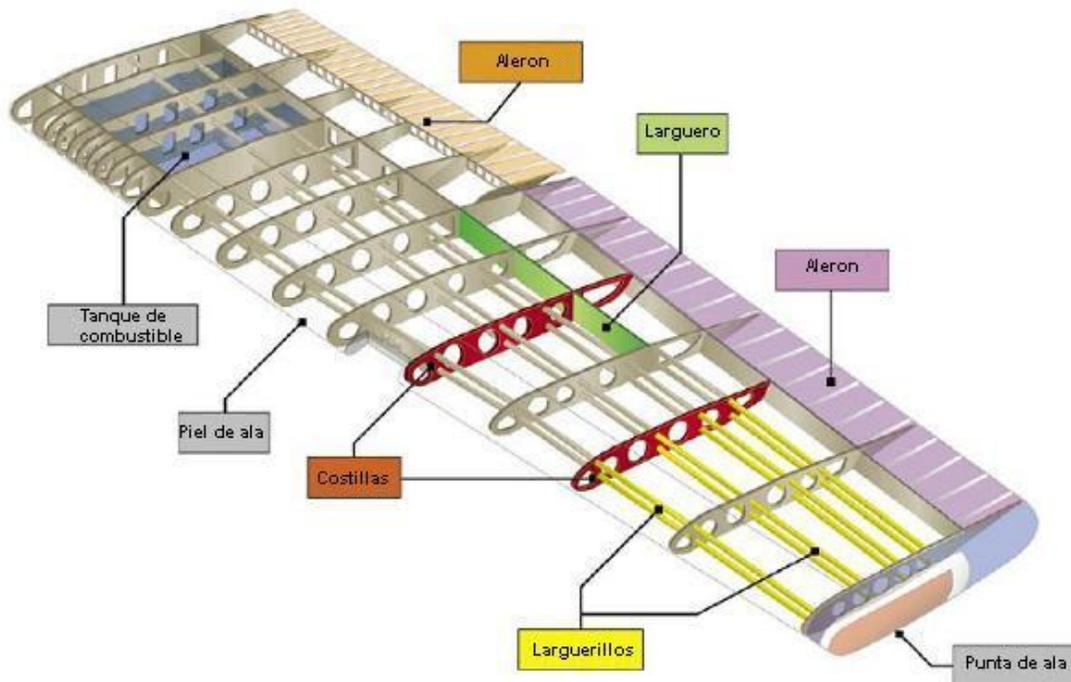


Figura 1.3. Estructura resistente del ala.

1.3.3. Perfil alar

• Perfil alar (figura 1.4): Es la forma de la sección del ala, es decir lo que veríamos si cortáramos ésta transversalmente "como en rodajas". Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles ("rodajas") son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes, es decir, se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala.



Figura 1.4. Perfil alar.

- Borde de ataque: Es el borde delantero del ala, la línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala. Es una definición geométrica, no física, ya que no coincide con los puntos de remanso de los perfiles en vuelo. Es también la zona más susceptible a tener formación de hielo, por lo tanto suele tener sistemas de deshielo o antihielo.
- Borde de salida: Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala; o dicho de otra forma: la parte del ala por donde el flujo de aire perturbado por el ala retorna a la corriente libre.
- Extradós: Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona (en vuelo normal del avión) se forman bajas presiones y el aire es acelerado. Es normal encontrarse ondas de choque en esta zona.
- Intradós: Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona (en vuelo normal del avión) se forman sobrepresiones. Una sobrepresión en el intradós unida a una depresión en el extradós compone la sustentación global del ala.
- Espesor: Distancia entre el extradós y el intradós.
- Cuerda: Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.
- Cuerda media: Al igual que los perfiles del ala no suelen ser iguales, sino que van disminuyendo hacia los extremos, lo mismo sucede con las cuerdas de cada uno. Por tanto, al tener cada perfil una cuerda distinta, lo normal es hablar de cuerda media del ala. Se definen dos tipos de cuerda: la cuerda media aerodinámica y la cuerda media geométrica.
- Línea del 25% de la cuerda: Línea imaginaria que se obtendría al unir todos los puntos situados a una distancia del 25% de la longitud de la cuerda de cada perfil (medida desde el borde de ataque), distancia medida comenzando por el borde de ataque.

- **Curvatura:** Del ala desde el borde de ataque al de salida. Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extradós); inferior a la de la superficie inferior (intrados), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Aunque se puede dar en cifra absoluta, lo normal es que se exprese en porcentaje de la cuerda.
- **Superficie alar:** Superficie total correspondiente al ala. Este término puede ser confuso, ya que la superficie del ala puede tener en cuenta los dispositivos de punta de ala o no, dando superficies diferentes. La superficie alar es usada como referencia a la hora de calcular los coeficientes de fuerzas.
- **Envergadura:** Distancia entre los dos extremos del ala. Por definición, si multiplicamos la envergadura por la cuerda media geométrica debemos obtener la superficie alar.
- **Alargamiento:** Cociente entre la envergadura y la cuerda media. Este dato nos dice la relación existente entre la longitud y la anchura del ala (Envergadura/Cuerda media). Por ejemplo; si este cociente fuera 1 estaríamos ante un ala cuadrada de igual longitud que anchura. Obviamente a medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha. Este cociente afecta a la resistencia inducida de forma que: a mayor alargamiento, menor resistencia inducida. Las alas cortas y anchas son fáciles de construir y muy resistentes estructuralmente pero generan mucha resistencia; por el contrario las alas alargadas y estrechas generan poca resistencia pero son difíciles de construir y presentan problemas estructurales. Normalmente el alargamiento suele estar comprendido entre 5:1 y 10:1.
- **Flecha:** Ángulo que forman las alas (más concretamente la línea del 25% de la cuerda) respecto del eje transversal del avión. La flecha puede ser positiva (extremos de las alas orientados hacia atrás respecto a la raíz o encastre, que es lo habitual), neutra, o negativa (extremos adelantados). Para tener una idea más gráfica, pongamos nuestros brazos en cruz como si fueran unas alas; en esta posición tienen flecha nula, si los echamos hacia atrás tienen flecha positiva, y si los echamos hacia delante tienen flecha negativa.

1.3.4. Forma en planta del ala

A la hora de diseñar un avión la forma en planta determinará principalmente la distribución de carga alar (y por lo tanto los esfuerzos en el encastre), la eficiencia del ala y la resistencia del ala, además hay que tener en cuenta a la hora de elegirla factores como el coste de fabricación, el espacio para los sistemas y las condiciones de vuelo del avión [14].

Por las formas en planta las alas se pueden clasificar en (figura 1.5):

- Rectangular o recta: Es típica de las avionetas, un ala con forma de rectángulo. Muy barata y fácil de construir. Esta ala se instala en aviones que realicen vuelos cortos (en tiempo) a baja velocidad y que premien el obtener un avión barato antes que eficiente. Ejemplos de aviones con ala rectangular son el Piper PA-32, el T-18 o bien el Pilatus PC-6 [15][16].
- Trapezoidal: También típica de avionetas, es un ala que su anchura de la raíz a la punta se reduce progresivamente dándole una forma trapezoidal. Es más eficiente que el ala recta dando una dificultad de construcción no mucho mayor. También es posible encontrar este tipo de ala en los cazas supersónicos [17][18][19].
- Elíptica: Ala que minimiza la resistencia inducida [20]. Típica de algunos cazas de la Segunda Guerra Mundial ya que no utilizaban dispositivos de punta de ala. Bastante complicada de construir, es un ala prácticamente en desuso [21][22].
- Flecha: El ala forma un ángulo no recto con el fuselaje, de esta forma se consigue engañar al aire que se encuentra el avión reduciendo el número de Mach que ven realmente los perfiles del ala [23]. Son típicas de aviones en vuelo subsónico alto, de esta forma consigue reducir el Mach de divergencia y por lo tanto a una misma potencia, pueden volar más rápido. Ejemplos de ala en flecha nos los podemos encontrar en la mayoría de los aviones actuales de transporte de pasajeros como el ERJ-145, el B-52, el Su-47 con flecha invertida o el F-14 con ala de flecha variable [24][25][26].

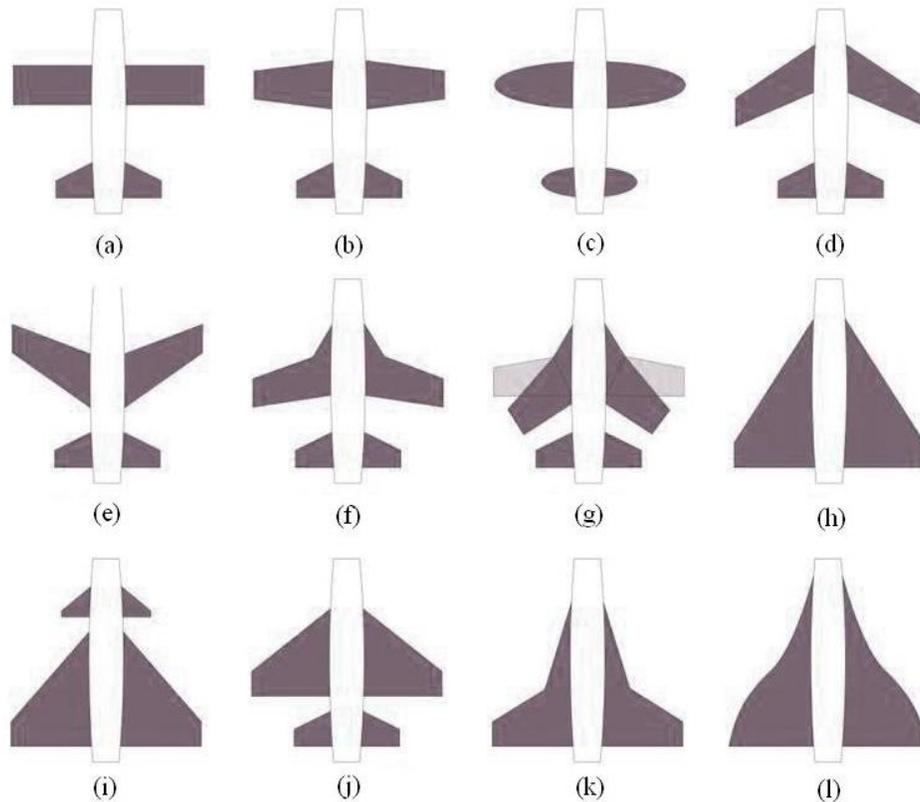


Figura 1.5. Tipos de alas para aviones: (a) ala recta, (b) ala trapezoidal, (c) ala elíptica, (d) ala de flecha, (e) ala de flecha invertida, (f) ala de doble flecha, (g) ala de flecha variable, (h) ala delta, (i) ala delta con canard, (j) ala delta con timones, (k) ala doble delta, (l) ala ojival.

- Delta: Es el ala generalmente usada para aviones en vuelo supersónico, especialmente en cazas de combate. La gran ventaja de esta ala es que consigue que el borde de ataque del ala quede retrasado respecto a la onda de choque generada por la punta del avión. Una gran mayoría de cazas poseen este tipo de ala como el F-106 [27][28].

- Ojival: Es una variación de la ala en forma de delta. El avión supersónico Concorde es un claro ejemplo para este tipo de ala.

1.4. Materiales de estructuras aeronáuticas

A lo largo de toda la historia de la aviación, se ha empleado una diversidad de materiales, tratando de buscar alta resistencia y bajo peso, al mismo tiempo que se mantuviese económicamente accesible.

En los inicios de la aviación, el material más maleable conocido era la madera, por ello se echó mano de ella durante los primeros años, hasta que la metalurgia dio como resultado aleaciones ligeras de aluminio y aceros, entonces se empezó a cambiar de la madera al metal, luego vinieron los plásticos, los polímeros de alta resistencia y las fibras compuestas, y esto no se va a detener mientras se busque mejorar la resistencia y desempeño de las aeronaves [29].

1.4.1. Maderas

La madera fue el primer material de construcción que se empleó en las aeronaves, e incluso se continúa y continuará utilizando, debido a que es un material muy trabajable, fuerte y liviano. Con la madera es posible fabricar cualquier clase de aeronave ligera y prácticamente se puede construir cualquier tipo de estructura. Su mayor desventaja es el detrimento de sus características con el paso del tiempo, pues al ser un material orgánico se deteriora rápidamente con el tiempo si no se le aplica los tratamientos adecuados. Otra desventaja es el no poder transmitir grandes esfuerzos estructurales, pues sería necesario tener una estructura muy fuerte y pesada para ello, por eso no se construyen aeronaves de combate supersónicas, en madera.

Normalmente las estructuras en madera son pegadas, los pegamentos que principalmente se utilizan son resinas de tipo alifáticas y epóxicas, cada elemento estructural debe ser pegado y reforzado con otro sistema de unión para garantizar la homogeneidad estructural.

1.4.2. Metales

Los metales siempre han sido empleados como componentes principales en la estructura, solo que su peso hacía que se limitara su uso solo a elementos conectores y reforzantes de las estructuras de madera. A medida que la tecnología de materiales avanzó, también lo hicieron las distintas aleaciones, como las aleaciones ligeras de aluminio, la primera es el Duraluminio, que desde el principio se empleó de forma extensa en toda aplicación aeronáutica, de igual manera todas las otras aleaciones basadas en el aluminio, que hasta el día de hoy han ido aumentando su resistencia mecánica y disminuyendo su peso, normalmente vienen en forma de planchas de

diferentes espesores, que se las trabaja cortando, doblando y perforando para darles las formas necesarias, en determinados casos incluso de bloques enteros se llega a mecanizar piezas constructivas y estructurales. El empleo de tubos de aleaciones de aluminio, han reemplazado no masivamente como material de construcción en alas, a la madera en las estructuras reticulares y como elementos de soporte estructural en aeronaves ligeras. La mayor desventaja con la que cuentan las aleaciones de aluminio, es la dificultad o imposibilidad de su soldado, haciéndose necesaria mucha experiencia para dicho proceso, lo que encarece los procedimientos constructivos. Por ello es que se ha preferido la “soldadura en frío”, empleando pegamentos especiales para tal efecto. Normalmente las construcciones hechas en aluminio son unidas empleando remaches, que sujetan el revestimiento a la estructura y a los componentes estructurales entre sí. Dependiendo del tipo de aleación, esta será empleada en diferentes partes de la estructura que requieran más o menos resistencias [29].

El empleo de otros metales es limitado solo a ciertas partes de la aeronave, debido a los pesos específicos de dichos materiales que es mucho mayor a los de las aleaciones ligeras, lo que haría que piezas muy grandes fueran muy pesadas, y en algunos casos estos metales no son muy maleables como las aleaciones ligeras. El metal de mayor uso es el acero, con el que se han construido desde el inicio de la aviación estructuras reticulares que no eran de empleo masivo debido a su peso, pero se ha conseguido en la actualidad generar aleaciones más livianas, pudiendo construirse estructuras reticulares con tubos de acero-molibdeno-cromo, siendo más sencillo su manejo al momento de soldar las uniones. También se emplea en componentes estructurales como son conectores de piezas, placas reforzantes, pasadores, patas de tren, bisagras de alta resistencia, barras de torsión, en forma de alambre, como tensores, en forma de cables para las líneas de control, ejes, bancadas de motor y otras aplicaciones más, donde la fatiga estructural y la vibración son un problema. Gracias a sus características de alta resistencia y su relativo bajo costo es que se lo emplea de forma masiva en la aviación deportiva, pero el empleo de este metal en la actualidad está siendo reemplazado por los materiales compuestos, esto debido a su mayor desventaja que es un material que tiende a oxidarse y corroerse si no se le aplican los cuidados necesarios, lo que rápidamente va disminuyendo su resistencia mecánica. Con el empleo de otras aleaciones de acero se ha conseguido eliminar su problema de oxidación, e

incluso elevar aún más su resistencia térmica, como lo son el acero inoxidable y el inonel, pero también estos materiales son mucho más caros que el acero común.

Otro de los metales empleados en la aviación es el titanio, con el que se ha construido en su totalidad aeronaves, es el material ideal para el empleo en la aviación, alta resistencia, inoxidable, resistencia a altas temperaturas y muy bajo peso, pero eso es también su mayor desventaja, pues es un material que por su alta resistencia se hace muy difícil trabajar, haciéndose necesario contar con herramientas muy especializadas, el tipo de soldadura que requiere es muy particular, y su obtención también es compleja, lo que hace que su empleo de manera extensa sea muy prohibitivo en cuestión a costos de producción. Esto ha hecho que su empleo se limite solo a piezas estructurales muy específicas, como ejes de superficies móviles, cabezas de rotores, acoples de ala-fuselaje, soportes de tren y otros que requieren una alta resistencia mecánica, pudiendo reducirse su tamaño por el empleo de este material en comparación de la misma pieza hecha en acero por ejemplo [29].

1.4.3. La importancia del aluminio en la aviación

Las aleaciones de aluminio se aplican mucho en la construcción de aviones en virtud de su baja densidad relativa y amplio intervalo de propiedades mecánicas, en una aeronave estas representan más del 15% del peso total de los materiales aplicados. Es importante observar que había componentes de aluminio vaciado en el motor que impulsó el exitoso primer vuelo de los hermanos Wright; además, el primer aeroplano que fue hecho todo de aluminio fue el "Silver-Streak", (rayo de plata) en 1921. Las aleaciones de aluminio del tipo "duraluminio", que eran nuevas en esa época proporcionaron la estructura de los "Zeppelines" alemanes de la Primera Guerra Mundial y los perfeccionamientos en la aviación moderna llevaron a muchas nuevas aplicaciones en otros campos.

En la década de los años 50, cuando se pronosticó que las velocidades en aviación aumentarían de tal modo que las aleaciones de aluminio serían incapaces de resistir los esfuerzos a las altas temperaturas resultantes debido a la fricción del aire a velocidades superiores a Mach 1, pareció que se usaría menos aluminio, pero las mejoras en las aleaciones, junto con el diseño de

ingeniería permitieron la construcción del Concorde, constituido de una gran cantidad de materiales elaborados con aluminio, a pesar de que su velocidad excede el doble de la velocidad del sonido, Mach 2.

En los aeroplanos de principios de los años 80, alrededor del 15% de la estructura se construía con aleaciones de aluminio de alta resistencia. En el máximo de la producción, se estimó el consumo en 20,000 toneladas de aleación de aluminio para naves terminadas (450 al año) que provenían de comprar, quizás, cinco veces dicha cantidad. Para reducir el peso, muchos componentes de las aeronaves se maquinan a partir de planchas gruesas en vez de ser ensambles de hojas y extrusiones empernadas o remachadas; los ahorros en los costos de operación justifican el aumento en los costos de material y construcción.

Debido a que la industria de la aviación demanda combinaciones de una elevada resistencia, bajo peso y grandes relaciones de rigidez/peso, se ha estimulado la investigación en todos los países industriales y las últimas aleaciones basadas en el sistema aluminio-litio están en su etapa inicial de aplicación. Ofrecen los beneficios de que no solo satisfacen los requerimientos de resistencia, sino que además tiene un módulo de elasticidad mayor, lo que permite producir elementos estructurales más rígidos con significativos ahorros en el peso [30][31].

1.4.4. Plásticos y fibras compuestas

Hoy en día los aviones están constituidos de diversos materiales (figura 1.6), entre los cuales se encuentran los plásticos y fibras de vidrio. Estos materiales fueron apareciendo a medida que la industria petroquímica progresaba, dando origen a los plásticos y resinas químicas. Los plásticos no son materiales esencialmente estructurales, por lo que su empleo está totalmente limitado a componentes que no reciben esfuerzos directos, como son paneles de acceso, burbujas de las cabinas, molduras de revestimiento interno y otros. Uno de los mayores usos que se le da a los plásticos es como revestimiento de estructuras reticulares en aeronaves ligeras. Los plásticos son materiales muy maleables y ligeros, pero al no poseer estructura propia como la madera, estos materiales se hacen muy frágiles para soportar mucho esfuerzo. De esta necesidad empezaron a surgir las fibras, primero la de vidrio, producida a partir de un bloque de vidrio de cuarzo que se

calienta a su casi punto de fusión, se lo estira y trefila, obteniendo un hilo aún más delgado que un cabello humano, luego se teje una manta con las fibras, este tejido puede ser unidireccional o bidireccional [29].

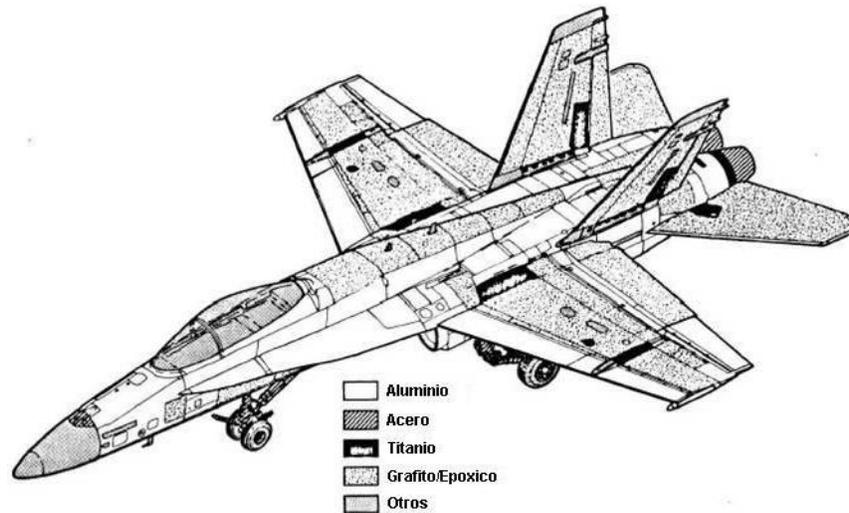


Figura 1.6. Ejemplo de la utilización de diversos materiales en una aeronave.

Posteriormente aparecieron fibras de carbono que cuadruplicaban la resistencia mecánica de la fibra de vidrio, ésta igualmente es trefilada y normalmente se la lámina o se la teje, y por último la fibra más moderna es la fibra de kevlar que es más resistente que el acero, que se presenta de la misma forma que las anteriores. Para el uso de las fibras se utilizan moldes donde se las coloca y se las impregna con resina, que puede ser de poliéster o epóxica, esta resina se vuelve una matriz que mantiene la forma y al mismo tiempo está reforzado por la fibra, dependiendo de la ubicación de la pieza, la dirección del tejido de la fibra debe ubicarse en dirección del trabajo mecánico, a estos materiales se les llama plásticos reforzados, que tienen diversas aplicaciones en estructuras secundarias para aeronaves civiles y militares, y en la aviación deportiva se los emplea ya como elementos estructurales principales en combinación a otro material. La mayor desventaja de los compuestos es que al ser plásticos su módulo de ruptura se alcanza rápidamente, haciéndolo muy frágiles a esfuerzos de impacto, a diferencia de los metales que se doblan y deforman, los plásticos reforzados tienden a romperse.

1.5. Tecnología actual para el análisis de variables físicas

La ciencia y la tecnología se caracterizan por la necesidad de generar y medir variables físicas. Los equipos tecnológicos que tienen como misión determinar la magnitud de una variable, visualizarla, generarla, o convertirla en otra diferente reciben el nombre de instrumentos.

La electrónica aplicada es el área de la tecnología que estudia las características de los dispositivos electrónicos y la forma de interconectarlos para realizar circuitos y sistemas que captan información en forma de señales eléctricas, la procesan para obtener otras señales que se transmiten a distancia, controlan la energía eléctrica y a través de ella otras manifestaciones de la energía (térmica, mecánica, etc.) o convierten la energía eléctrica de una forma a otra.

Por otra parte la facilidad de modificación y transmisión a distancia de las señales eléctricas ha provocado el interés por convertir en eléctricas las señales no eléctricas (distancia, posición, velocidad, temperatura, densidad, etc.) generadas por numerosos sistemas físicos. Además ha ello se ha unido el progreso del área de la electrónica aplicada denominada microelectrónica, dedicada al estudio de los métodos y procesos de fabricación de circuitos integrados, lo cual ha abaratado el coste y elevado la capacidad de los sistemas electrónicos [32].

Por todo lo expuesto se ha incrementado enormemente el interés por la instrumentación electrónica que es el área de la tecnología que estudia los equipos realizados mediante circuitos y sistemas electrónicos, destinados a la medición, visualización, generación y conversión de señales eléctricas, así como los dispositivos o circuitos electrónicos que convierten una señal no eléctrica (temperatura, presión, etc.) en una señal eléctrica, que suelen recibir el nombre de sensores. De acuerdo con esto los instrumentos electrónicos se pueden clasificar en tres grandes grupos:

- a) Instrumentos de medida y visualización, que son sistemas electrónicos que realizan la evaluación de uno o varios parámetros de una señal eléctrica y los representa de forma gráfica, numérica o alfanumérica. La presentación se realiza en la unidad de medida

adecuada al parámetro a medir y de acuerdo con el sistema de unidades de medida adoptado. El osciloscopio es un ejemplo de este tipo de instrumento.

- b) Instrumentos generadores de señales que son sistemas electrónicos que tienen como misión generar señales eléctricas de características determinadas. Un ejemplo de este tipo de instrumento es el generador de señales.
- c) Instrumentos convertidores de señales que son dispositivos o circuitos electrónicos que convierten una señal eléctrica o no eléctrica, en otra señal eléctrica de unas características y rangos determinados, en uno de cuyos parámetros está contenida toda la información correspondiente a la primera. Estos instrumentos forman parte de un área más amplia de la tecnología que incluye:
 - Los dispositivos que situados en un cierto medio generan una señal (función de alguna característica de dicho medio) de una determinada forma física (presión, temperatura, nivel, etc.), convertible en otra señal de una forma diferente. Estos dispositivos reciben el nombre de sensores.
 - Los elementos que realizan la conversión antes citada que pueden recibir el nombre de transductores [32].

Cada vez es más usual denominar sensor al conjunto formado por el dispositivo sensor, anteriormente descrito, y el transductor acoplado a él.

Las variables o magnitudes físicas susceptibles de ser transformadas en señales eléctricas son muy numerosas y eso da lugar, a que también sean muy variadas las tecnologías o principios de transducción (inductivo, piezoeléctrico, extensiométrico, capacitivo, etc.), que se emplean actualmente [32].

1.5.1. Análisis de variables a través de la instrumentación virtual

La finalidad de la instrumentación virtual es introducir metodologías de aprendizaje de varios campos de la ingeniería utilizando las nuevas herramientas de programación gráfica. De hecho, no sólo pretende cubrir un vacío que hay actualmente en la formación de los estudiantes en este campo realmente innovador sino que, yendo un poco más lejos, presenta diversas posibilidades de aplicación en el ámbito académico, que pueden generar alternativas en el desarrollo de proyectos convencionales [33].

Entendiendo la instrumentación virtual como un entorno de programación gráfico que nos permite el control y la simulación de cualquier instrumento local o remoto y, a su vez, como una herramienta potente de adquisición y procesamiento de señales, su utilización no queda exclusivamente limitada a las disciplinas electrónicas, sino que puede hacerse extensiva a otras especialidades. Podríamos pensar que la instrumentación electrónica se limita a los instrumentos clásicos de un laboratorio electrónico: multímetros, osciloscopios, generadores de señal, etc., pero actualmente cualquier laboratorio adelantado, ya sea mecánico, físico, químico o de otras actividades relacionadas con la investigación o la ingeniería, presenta instrumental con un componente electrónico importante, donde se utilizan como soporte en su actividad ordenadores personales y lenguajes de programación, junto con el instrumental específico para sus diferentes campos de actividad, tal es el caso de National Instruments que ha incursionado ampliamente en este tema siendo hoy en día una de las empresas líderes en el ramo de la instrumentación virtual [33].

1.5.2. Acerca de National Instruments (NI)

National Instruments (NI) es una empresa pionera y líder en la tecnología de la instrumentación virtual, es un concepto revolucionario que ha cambiado la forma en que la ingeniería y la ciencia abordan las aplicaciones de medición y automatización. Aprovechando el poder de la PC y sus tecnologías relacionadas, la instrumentación virtual aumenta la productividad y reduce los costos por medio de software de fácil integración (como el ambiente de desarrollo gráfico LabVIEW de

NI) y hardware modular (como los módulos PXI para adquisición de datos, control de instrumentos y visión artificial).

Una de las tecnologías existentes más avanzadas a su propia experiencia en el campo de la medición para crear productos que garantizan un aumento de la productividad y una reducción de los costos del sistema. Los usuarios de este sistema utilizan sus productos para llevar a cabo aplicaciones en el ámbito de la investigación, el desarrollo, la producción y el control en muy diversas industrias tales como la aeroespacial, de telecomunicaciones, electrónica, química o farmacéutica [34].

1.5.3. Instrumentos y adquisición de datos

En 1976, NI lanzó su primer producto, GPIB, una tarjeta de interfaz que permite conectar instrumentos tradicionales a la PC. Desde ese momento continuó ampliando su gama de productos hasta alcanzar el desarrollo de instrumentos de alto rendimiento basados en PC o modulares, como PXI/CompactPCI y VXI.

Aprovechando la potencia de las PC, el hardware de NI para adquisición de datos y acondicionamiento de señales, permite adquirir y analizar datos físicos tales como la temperatura, la presión y la vibración. La combinación del hardware y software de NI para adquisición de datos genera los llamados "instrumentos virtuales" que sustituyen a los tradicionales ofreciendo costos más reducidos y soluciones flexibles [34].

1.5.4. LabVIEW

LabVIEW es un entorno de programación gráfica usado por un gran número de ingenieros e investigadores para desarrollar sistemas sofisticados de medida, pruebas y control usando íconos gráficos e intuitivos y cables que parecen un diagrama de flujo. Ofrece una integración incomparable con miles de dispositivos de hardware y brinda cientos de bibliotecas integradas para análisis avanzado y visualización de datos, todo para crear instrumentación virtual. La plataforma LabVIEW es escalable a través de múltiples objetivos y sistemas operativos, desde su introducción en 1986 se ha vuelto un líder en la industria [34].

1.5.5. LabVIEW para adquirir datos y procesar señales

NI LabVIEW es un entorno de programación gráfica que permite realizar más fácil cualquier medida desde cualquier sensor en cualquier bus. Puede automatizar medidas desde varios dispositivos, analizar datos en paralelo con adquisición y crear reportes personalizados.

LabVIEW es una herramienta gráfica para pruebas, control y diseño mediante programación. El lenguaje que usa se llama lenguaje G, donde la G simboliza que es lenguaje Gráfico. Este programa fue creado por NI (1976) para funcionar sobre máquinas MAC, salió al mercado por primera vez en 1986. Ahora está disponible para las plataformas Windows, UNIX, MAC y GNU/Linux.

Los programas desarrollados con LabVIEW se llaman instrumentos virtuales, o VIs, y su origen proviene del control de instrumentos, aunque hoy en día se ha expandido ampliamente no sólo al control de todo tipo de electrónica (Instrumentación electrónica) sino también a su programación embebida. Un lema tradicional de LabVIEW es: "La potencia está en el Software", que con la aparición de los sistemas multinúcleo se ha hecho aún más patente. Entre sus objetivos están el reducir el tiempo de desarrollo de aplicaciones de todo tipo (no sólo en ámbitos de pruebas, control y diseño) y el permitir la entrada a la informática a profesionales de cualquier otro campo. LabVIEW consigue combinarse con todo tipo de software y hardware, tanto del propio fabricante como de otros [34].

Es usado principalmente por ingenieros y científicos para tareas como:

- Adquisición de datos y análisis matemático.
- Comunicación y control de instrumentos de cualquier fabricante.
- Automatización industrial y programación de PACs (Controlador de Automatización Programable).
- Diseño de controladores: simulación, prototipaje rápido, hardware-en-el-ciclo (HIL) y validación.
- Visión artificial y control de movimiento.
- Robótica.

- En 2008 fue utilizado para controlar el LHC, el acelerador de partículas más grande construido hasta la fecha.

Su principal característica es la facilidad de uso, válido para programadores profesionales como para personas con pocos conocimientos en programación ya que pueden realizarse de manera sencilla, programas relativamente complejos. LabVIEW tiene la capacidad de crear programas de miles de Vis (equivalente a millones de páginas de código de texto) para aplicaciones complejas, así como programas de automatizaciones de decenas de miles de puntos de entradas/salidas [34].

Presenta facilidades para el manejo de:

- Puerto serie.
- Puerto paralelo.
- PXI.
- VXI.
- USB.
- AutoCAD, SolidWorks, etc.
- Herramientas gráficas y textuales para el procesado digital de señales.
- Visualización y manejo de gráficas con datos dinámicos.
- Adquisición y tratamiento de imágenes.
- Sincronización entre dispositivos.

Como se ha dicho es una herramienta gráfica de programación, esto significa que los programas no se escriben, sino que se dibujan, facilitando su comprensión. Al tener ya pre-diseñados una gran cantidad de bloques, se le facilita al usuario la creación del proyecto, con lo cual en vez de estar una gran cantidad de tiempo en programar un dispositivo/bloque, se le permite invertir mucho menos tiempo y dedicarse un poco más en la interfaz gráfica y la interacción con el usuario final. Cada VI consta de dos partes diferenciadas:

- Panel Frontal: El Panel Frontal es la interfaz con el usuario, se utiliza para interactuar con el usuario cuando el programa se está ejecutando. Los usuarios pueden observar los datos del programa actualizados en tiempo real. En esta interfaz se definen los controles e indicadores.

- Diagrama de Bloques: es el programa propiamente dicho, donde se define su funcionalidad, aquí se colocan íconos que realizan una determinada función y se interconectan.

En el panel frontal, se encuentran todo tipo de controles o indicadores, donde cada uno de estos elementos tiene asignado en el diagrama de bloques una terminal, es decir el usuario podrá diseñar un proyecto en el panel frontal con controles e indicadores, donde estos elementos serán las entradas y salidas que interactuarán con la terminal del VI [34].

1.5.6. Análisis estructural a través de National Instruments

Como se mencionó en capítulos anteriores la capacidad de análisis de variables a través del sistema PXI de National Instruments es muy amplia, y es dada por la diversa gama de módulos de adquisición de datos que posee, tal es el caso de sus módulos especializados para la adquisición de lecturas de esfuerzos.

Estos módulos brindan la posibilidad de tomar lecturas precisas sobre estructuras instrumentadas a través de galgas extensométricas, sensando el esfuerzo que estas sufren al ser sometidas a cualquier tipo de carga, registrando y convirtiendo las señales enviadas por las galgas de diferencial de resistencia a Pascales o Psias según sea el caso.

Además de esta aplicación el sistema NA brinda la ventaja de simular el componente que está siendo sometido a cargas y visualizarlo de manera gráfica a través de CAD, en donde se aprecia en tiempo real los esfuerzos sufridos por la pieza, los cuales están siendo recibidos a través del módulo de adquisición de datos descrito anteriormente.

De esta manera se realiza una prueba virtual al mismo tiempo que una prueba real ofreciendo la ventaja de poder visualizar e identificar los campos de esfuerzos y las deformaciones sufridas por la pieza sujeta a prueba.

Capítulo II



Este capítulo se basa en los fundamentos teóricos necesarios para el cumplimiento del objetivo general del presente trabajo doctoral, ya que para la construcción de una celda de pruebas que busca medir los esfuerzos en un perfil aerodinámico, es necesario hacer un análisis que requiere de principios básicos de la teoría de esfuerzos, análisis del elemento finito así como una breve descripción de los principales materiales utilizados en la industria aeroespacial.

2.1.- Concepto de diseño

Diseño mecánico es la transformación de conceptos e ideas en maquinaria útil [35], tales como: piezas, estructuras, mecanismos, máquinas y dispositivos e instrumentos diversos. Su principal característica es que el diseño mecánico hace uso de las mecánicas aplicadas a la ingeniería, las ciencias de los materiales y las matemáticas [36].

El diseño de ingeniería mecánica es un estudio que abarca todas las disciplinas de la ingeniería mecánica, incluso las ciencias térmicas y de fluidos teniendo como principal disciplina el diseño mecánico. Aparte de las ciencias fundamentales que se requieren, las bases del diseño de ingeniería mecánica son las mismas que las del diseño mecánico [36].

2.1.1. Definición del diseño de la ingeniería

El objetivo del diseño en la ingeniería, consiste en satisfacer necesidades humanas, en particular todas aquellas necesidades que pueden ser resueltas mediante la utilización de los factores y avances tecnológicos que se tienen hasta la actualidad [37].

La característica que distingue a los objetos producidos por el diseño en la ingeniería, de aquellos producidos por cualquier otro tipo de actividad en diseño, es el grado con el cual los factores tecnológicos son aplicados contribuyendo a su realización. Cualquier actividad de diseño que conlleva a la realización física de una idea del diseñador, hace uso de factores tecnológicos. La diferencia consiste en el nivel de sofisticación requerido en la manipulación y aplicación de estos factores y del nivel necesario del entendimiento físico que ocurre [37].

Cuando algún producto se puede obtener con una tecnología simple de manera satisfactoria, o con un proceso que puede reducirse a una rutina que pueda aprender y desarrollar un técnico, no se requiere del diseño de ingeniería. La tecnología involucrada en el diseño de ingeniería y sus aplicaciones debe intervenir cuando se tiene cierta complejidad, y cuando la producción y optimización de resultados requiere de procedimientos analíticos. Siempre es requerido en el diseño en la ingeniería una síntesis de factores técnicos, humanos y económicos así como la

consideración de factores sociales y políticos, tanto como la consideración de cualquier otro problema relevante [37].

Por ejemplo para el diseño de una máquina se deben tomar en consideración varios elementos diferentes, diseñados apropiadamente y arreglados para trabajar en conjunto como una unidad, aparte de las decisiones fundamentales concernientes a la carga, a la cinemática y a la selección de materiales apropiados para el buen funcionamiento de esta [35]

2.1.2. Relevancia de la metodología de diseño

Un método es una propuesta de una forma de proceder. Consiste en una serie de actividades que se deben de realizar para lograr un propósito. La metodología en el diseño mecánico debe plantear los pasos a seguir para que, con la aplicación de los conocimientos que brinda el estudio de la mecánica, se pueda llevar a cabo el desarrollo de productos, desde su etapa de la comprensión del problema a resolver, hasta llegar a la obtención de toda la información necesaria, y debidamente detallada para que haga factible su fabricación, uso, conservación y retiro [37].

Hoy en día uno de los temas que más atraen la atención del trabajo de investigación sobre el diseño en ingeniería, es precisamente su aspecto metodológico. En décadas pasadas, los libros sobre diseño mecánico hacían referencia en su parte introductoria a alguna metodología de diseño describiéndola de manera muy generalizada. Comúnmente la enseñanza formalizada de diseño mecánico se ajustaba solo al cálculo de elementos de máquinas, y en el mejor de los casos, los ingenieros de diseño, de acuerdo a su experiencia personal adquirida durante el ejercicio de la profesión, desarrollaban su propia metodología. Actualmente, debido a la importancia que se ha descubierto en torno a la metodología de diseño, se investiga sobre las mejores formas de proceder y se publican libros enteros sobre este tema [37].

En el desarrollo de productos, la metodología de diseño tiene una relevancia significativa, la cual debe su origen a la creciente competencia propiciada por la globalización de la economía. Hay tres factores básicos que determinan el éxito o fracaso de un producto para su introducción y/o

permanencia en los mercados mundiales; calidad, costo y tiempo de desarrollo. Todos ellos, ligados estrechamente con el método seguido durante el proceso de diseño [37].

2.2. Análisis de esfuerzo

A continuación se estudiará la resistencia de un elemento expuesto a cargas externas. Las cargas externas originan esfuerzos internos en el elemento. Si se desea prevenir cualquier tipo de riesgo a la hora de utilizar algún producto desarrollado, se debe tener la plena certeza de que los esfuerzos que en éste se produzcan nunca excedan la resistencia calculada. En este apartado se contempla la manera de determinarlos, para posteriormente estudiar el concepto de resistencia y como relacionarla con el esfuerzo para lograr la seguridad. Se debe tener en cuenta que los esfuerzos que sean calculados serán tan confiables como los valores de las cargas externas y las medidas geométricas que se empleen para determinarlos [36].

Cuando un producto se ha procesado, manufacturado y entregado al consumidor, el fabricante ya no puede tener control sobre el mismo, ni tampoco sobre las cargas externas a las que pueda someterse. Debido a este motivo, entre otros, surge la necesidad de realizar ensayos y pruebas experimentales, importantes en el diseño y desarrollo de una nueva máquina o dispositivo [36].

Para relacionar las cargas en estructuras reales con la deformación que producen, se deben efectuar experimentos para determinar el comportamiento de la carga-deformación de los materiales usados en la fabricación de las estructuras como por ejemplo aluminio, acero o concreto. En pruebas de tensión o de compresión se obtienen muchas propiedades mecánicas útiles en la siguiente sección se describirá como se realiza una prueba de tensión, y las propiedades que se obtienen en dichas pruebas [38].

2.2.1. Diagrama esfuerzo deformación

Las propiedades mecánicas de un material se determinan a través del ensayo destructivo de muestra bajo condiciones de carga controladas, los mejores datos de propiedades de los materiales se obtienen a partir de pruebas destructivas o no destructivas bajo cargas en servicio.

La American Society for Testing and Materials (ASTM) define las normas para probetas de prueba y procedimientos de ensayo para una diversidad de mediciones de propiedades de ensayo [39].

La prueba de materiales de uso más común es el ensayo a la tensión, que consiste en un material que se maquina con dimensiones estándar y longitud calibrada, la longitud calibrada es una longitud arbitraria señalada mediante 2 marcas de punzón para que el aumento pueda ser medido. La probeta esta pulida a terminación espejo para eliminar concentraciones de esfuerzos provenientes de defectos superficiales, la probeta es estirada lentamente hasta que se rompe mientras se observa continuamente la carga y la deformación. El resultado es una gráfica de esfuerzo deformación como se muestra en la figura 2.1 [39].

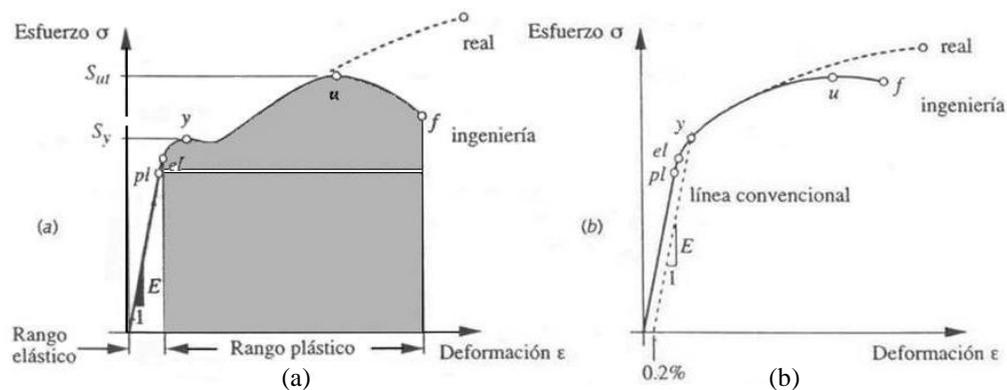


Figura 2.1. Curvas esfuerzo deformación de ingeniería y reales para materiales dúctiles: (a) Acero al bajo carbono, (b) Acero recocido al alto carbono [39].

En el diagrama esfuerzo deformación los parámetros que se miden son la carga y la deflexión, pero lo que se grafica es el esfuerzo y la deformación, donde el esfuerzo se define como la carga por unidad de área (o carga unitaria) $\sigma=P/A$ donde "P" es la carga aplicada en cualquier instante y "A" es el área de sección recta original de la probeta. En teoría el esfuerzo queda distribuido de manera uniforme en toda la sección transversal, las unidades de esfuerzo son psi o Pa.

La deformación es el cambio en longitud por unidad de longitud y se calcula a partir de $\epsilon=l-l_0/l_0$ donde " l_0 " es la longitud calibrada original y " l " es la longitud de la pieza a cualquier carga "P", el resultado no tiene unidades.

El módulo de elasticidad es el límite de proporcionalidad, por debajo del cual el esfuerzo es proporcional a la deformación según la ley de Hooke $E = \sigma / \epsilon$, donde "E" define la pendiente de la curva esfuerzo deformación hasta su límite de proporcionalidad punto "pl" de la figura 2.1a, y se conoce como módulo de Young o módulo de elasticidad, E es una medida de la rigidez del material en su rango elástico y tiene las unidades de esfuerzo.

El punto identificado como "el" en la figura 2.1b es el límite elástico, o sea, el punto más allá del cual el material sufrirá una deformación permanente, es decir una deformación plástica. El límite elástico marca la frontera entre las regiones de comportamiento elástico y plástico del material. El límite de proporcionalidad y el límite elástico están por lo general tan cerca, que se consideran uno mismo [39].

2.2.2. Esfuerzo

Como se muestra en la figura 2.2a, la cual ilustra un elemento del estado general de esfuerzo tridimensional, se puede apreciar cómo se presentan seis esfuerzos cortantes τ_{xy} , τ_{yx} , τ_{yz} , τ_{zy} , τ_{zx} y τ_{xz} , todos positivos; y, también tres esfuerzos normales σ_x , σ_y y σ_z positivos. El elemento está en equilibrio estático y, por lo tanto [36]:

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} \quad \tau_{zx} = \tau_{xz} \quad (1)$$

Se consideran esfuerzos de tensión positivos los dirigidos hacia afuera del elemento. Los cortantes son positivos si actúan en la dirección positiva de un eje de referencia. El primer subíndice de una componente de esfuerzo cortante indica el eje coordenado, que es perpendicular a la cara del elemento; el segundo indica el eje de coordenadas paralelo a dicha componente. Las caras negativas del elemento tendrán esfuerzos cortantes que actúan en dirección opuesta, pero también se les considera positivos [36].

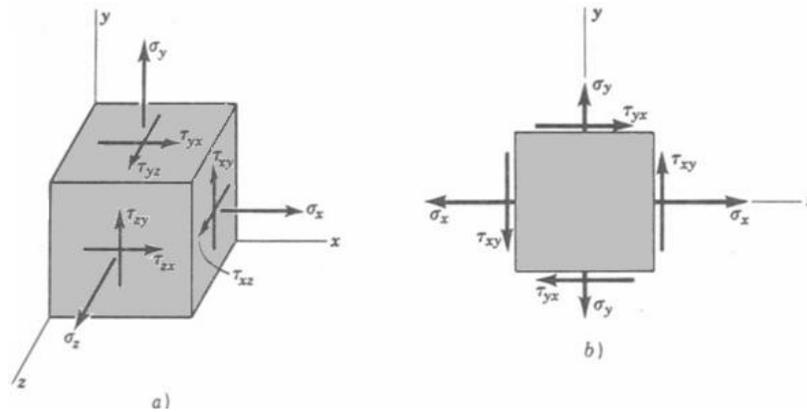


Figura 2.2. Esfuerzos de tensión que actúan sobre un elemento dado [36].

El estado de *esfuerzo plano o biaxial* se muestra en la figura 2.2b. En este caso sólo los esfuerzos normales se tratarán como positivos o negativos. El sentido de las componentes de un esfuerzo cortante se especifican de acuerdo con el sentido en que giran las manecillas del reloj (s.r.), o bien, en sentido contrario (s.c.r.). De acuerdo con esto en la figura 2.2b, τ_{yx} es de s.r. y τ_{xy} es de s.r. [36].

2.2.3. Círculo de Morh

Un método gráfico utilizado para facilitar el cálculo de esfuerzos en planos con ángulos de inclinación es el círculo de Morh. Uno de los problemas de diseño más importantes es el de relacionar la resistencia de un elemento mecánico con los esfuerzos internos producidos por las cargas externas [36].

A continuación se tratarán los esfuerzos σ y τ que actúan en ese plano. Al sumar las fuerzas correspondientes a todas las componentes de esfuerzo e igualarlas a cero, los esfuerzos σ y τ serán:

$$\sigma = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \cos 2\phi + \tau_{xy} \text{sen} 2\phi \tag{2}$$

$$\tau = \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \text{sen} 2\phi + \tau_{xy} \cos 2\phi \tag{3}$$

Derivando la primera ecuación con respecto a ϕ e igualando a cero el resultado es:

$$\tan 2\phi = \frac{2\tau_{xy}}{\sigma_x - \sigma_y} \quad (4)$$

La ecuación (4) determina dos valores particulares del ángulo 2ϕ , uno de los cuales define el esfuerzo normal máximo σ_1 , y el otro el esfuerzo normal mínimo σ_2 . A estos dos esfuerzos se les da el nombre de *esfuerzos principales* y a sus direcciones correspondientes se les llama *direcciones principales*. El ángulo entre las direcciones principales es de 90° (figura 2.3). De manera semejante se deriva la ecuación (3), se iguala a cero el resultado y se obtiene:

$$\tan 2\phi = -\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2\tau_{xy}} \quad (5)$$

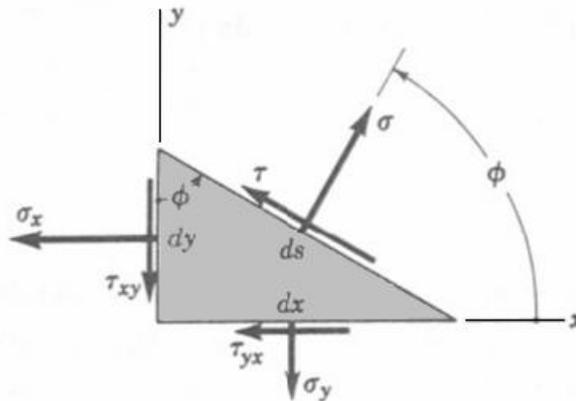


Figura 2.3. Comportamiento de esfuerzos en un plano inclinado.

La ecuación (5) define los dos valores de 2ϕ , en los que el esfuerzo cortante τ alcanza un valor máximo [36].

Se puede observar que la ecuación (4) se puede escribir en la forma siguiente:

$$2\tau_{xy} \cos 2\phi = (\sigma_x - \sigma_y) \sin 2\phi$$

o bien

$$\operatorname{sen}2\phi = \frac{2\tau_{xy} \cos 2\phi}{\sigma_x - \sigma_y} \quad (6)$$

Si ahora se sustituye la ecuación (6) de $\operatorname{sen} 2\phi$ en la ecuación (3), se obtiene

$$\tau = -\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \frac{2\tau_{xy} \cos 2\phi}{\sigma_x - \sigma_y} + \tau_{xy} \cos 2\phi = 0 \quad (7)$$

La ecuación (7) indica que el esfuerzo cortante que se aplica en las dos direcciones principales es igual a cero.

Si se despeja $\operatorname{sen} 2\phi$ de modo semejante en la ecuación (5) y se sustituye el resultado en la ecuación (2), se tiene que

$$\sigma = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \quad (8)$$

La ecuación (8) indica que los dos esfuerzos normales ejercidos en las direcciones de los dos esfuerzos cortantes máximos son iguales entre si.

Las fórmulas de los dos esfuerzos principales se pueden obtener sustituyendo el ángulo 2ϕ de la ecuación (4) en la (2). El resultado es:

$$\sigma_1, \sigma_2 = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad (9)$$

De manera similar, los dos esfuerzos cortantes máximos serán:

$$\tau_1, \tau_2 = \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad (10)$$

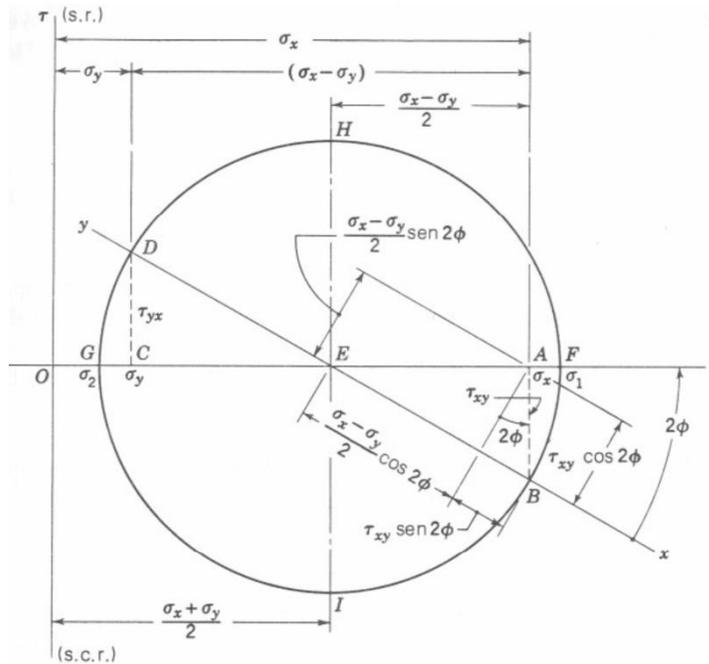


Figura 2.4.- Círculo de Mohr.

El diagrama del círculo de Mohr, es un método gráfico para expresar las relaciones obtenidas en esta sección, el cual es un medio eficaz para determinar el estado de esfuerzo en un punto y conocer la dirección de los diversos componentes relacionados al esfuerzo plano. Como se muestra en la figura 2.4, se define un sistema de coordenadas, donde los cortantes se presentan como ordenadas y los esfuerzos normales como abscisas.

En el eje de las ordenadas los esfuerzos cortantes que tienen el sentido de las agujas del reloj (s. r) se definen dibujándolas hacia arriba, y los esfuerzos cortantes que tienen un sentido contrario al del reloj (s.c.r.) se trazan hacia abajo. En el eje de las abscisas, los esfuerzos normales de tensión los cuales son positivos se trazan a la derecha del origen *O*, y los esfuerzos normales de compresión (negativos), se marcan a la izquierda.

2.2.4. Esfuerzos normales por flexión

Para definir las relaciones correspondientes a los esfuerzos normales por flexión, se debe tomar como base las condiciones ideales que se describen a continuación:

1. La viga se somete a flexión pura; esto significa que la fuerza cortante es cero y que no hay cargas axiales o de torsión.
2. El material es isótropo y homogéneo.
3. El material cumple la ley de Hooke.
4. La viga es inicialmente recta y su sección transversal es constante en toda su longitud.
5. La viga tiene un eje de simetría en el plano de la flexión.
6. Las dimensiones de la viga son tales que sólo puede fallar por flexión y no por aplastamiento, corrugación o pandeo lateral.
7. Las secciones transversales planas permanecen así durante la flexión.

La parte de una viga en la que actúa un momento flexionante positivo ' M ' se muestra en **la** figura 2.5a. El eje "y" es el eje de simetría y el eje "x" coincide con el eje neutro de la viga, y el plano 'xz' que contiene los ejes neutros de todas las secciones recibe el nombre de *plano o superficie neutra* [36].

Cuando se aplica un momento positivo la superficie superior de la viga se flexiona hacia abajo al igual que el eje neutro esto se puede apreciar en la figura 2.5b. Antes de presentarse la curvatura, habrá una sección AB originalmente paralela a CD , puesto que la viga era recta, posteriormente girará en un ángulo " d " hasta la posición $A' B'$, AB y $A' B'$ son rectas, de modo que se ha verificado la hipótesis de que las secciones planas permanecen así durante la flexión [36].

Si utilizamos " ρ ", para representar el radio de curvatura del eje neutro de la viga, " ds " para la longitud de un elemento diferencial de dicho eje y " $d\theta$ " para el ángulo entre las rectas CD y $A' B'$, entonces de la definición de curvatura se tiene

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d\theta}{ds} \quad (11)$$

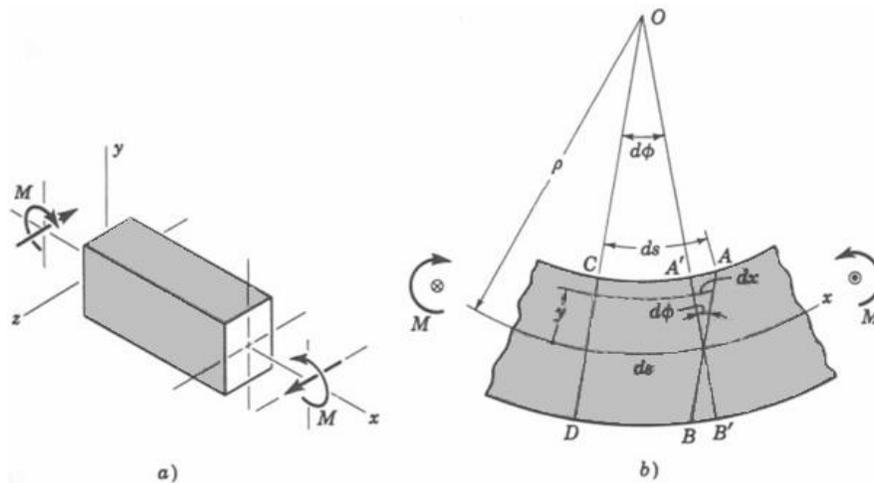


Figura 2.5. Viga sujeta a momentos positivos.

Se puede apreciar en la figura 2.5b, el cambio de longitud de una “fibra” separada del eje neutro por una distancia, y es:

$$dx = y d\phi \tag{12}$$

La deformación es igual a ese cambio dividido entre la longitud original, o sea:

$$\epsilon = -\frac{dx}{ds} \tag{13}$$

donde el signo negativo indica compresión. Si sustituimos las ecuaciones (11) y (13) en la ecuación (12) obtenemos:

$$\epsilon = -\frac{y}{\rho} \tag{14}$$

De esta forma, la deformación es proporcional a la distancia “y” desde el eje neutro. Si ahora aplicamos la fórmula del esfuerzo “ $\sigma = E\epsilon$ ” y la sustituimos en la ecuación (14) se tiene que

$$\sigma = -\frac{Ey}{\rho} \quad (15)$$

Esto significa que no actúan fuerzas axiales en la viga ya que se trata de flexión pura. Lo anterior se puede expresar en forma matemática sumando todas las fuerzas horizontales que actúan en la sección transversal e igualando la suma a cero. La fuerza que actúa sobre un elemento de área dA es σdA ; por lo tanto [36]

$$\int \sigma dA = -\frac{E}{\rho} \int y dA = 0 \quad (16)$$

La ecuación (16) determina la localización del eje neutro de la sección. El momento estático o de primer orden del área transversal con respecto al eje neutro corresponde a la segunda integral de la ecuación (16), y es igual a cero, por lo tanto, dicho eje pasa por el centroide del área.

Después se puede observar que el equilibrio requiere que el momento flexionante interno, originado por el esfuerzo u , sea igual al momento externo M . Por lo tanto,

$$M = \int y \sigma dA = \frac{E}{\rho} \int y^2 dA \quad (17)$$

La segunda integral de la ecuación (17) es el momento de inercia del área transversal con respecto al eje z . Esto es

$$I = \int y^2 dA \quad (18)$$

A este momento también se le llama *momento de segundo orden de área*, ya que esta última magnitud carece de inercia. El verdadero momento de inercia se refiere a la masa. Si después se resuelven las ecuaciones (17) y (18) y se reordena, queda

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI} \tag{19}$$

Con esta ecuación se pueden determinar las deflexiones en las vigas. Por último, al eliminar ρ sustituyendo las ecuaciones (15) y (19) resulta

$$\sigma = -\frac{My}{I} \tag{20}$$

La ecuación (20) establece que el esfuerzo por flexión es directamente proporcional a la distancia “y” desde el eje neutro y al momento flexionante “M”, como se indica en la figura 2.6. Se acostumbra hacer la sustitución $c = y_{\max}$ omitir el signo negativo y escribir [36]

$$\sigma = \frac{My}{I} \tag{21}$$

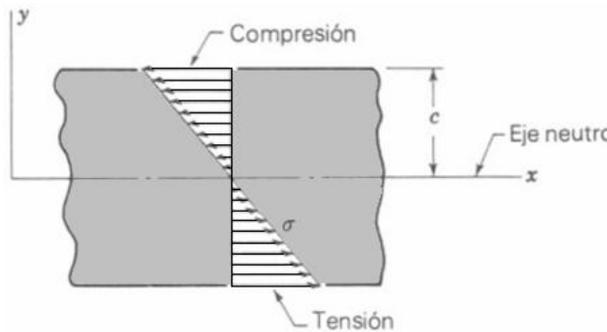


Figura 2.6. Proporcionalidad entre esfuerzos de compresión y tensión.

La ecuación (21) da el valor del esfuerzo máximo. Cuando se sabe qué sentido tiene el momento, se determina a simple vista si los esfuerzos máximos son de tensión o de compresión.

También es común escribir la ecuación (21) en cualquiera de estas otras formas donde $Z = I/c$ se llama *módulo de sección* [36].

$$\sigma = \frac{M}{I/c} \quad \sigma = \frac{M}{Z} \tag{22}$$

2.3.- Análisis de esfuerzos en alas

Existe una gran cantidad de factores a considerar para determinar los esfuerzos que actúan sobre el ala de una aeronave, a continuación se describen las principales variables a considerar para la determinación de las cargas actuantes a lo largo del ala.

2.3.1. Centro de presiones en un perfil aerodinámico.

En las variaciones de presión que tienen lugar en las superficies del ala, es usual considerar que la fuerza de sustentación total actúa en una punta de la cuerda; a este se denomina centro de presiones (CP). Como se verá en la figura 2.7a, la fuerza resultante de sustentación se descompone en dos partes principales:

- (i) componente de sustentación que actúa perpendicularmente a la dirección de la corriente de aire y
- (ii) una componente de resistencia total que actúa en la dirección de la corriente de aire.

La relación entre la sustentación y la resistencia es una medida de la eficacia de cualquier perfil aerodinámico que puede ser adoptado para el ala de una aeronave.

La localización del centro de presiones depende de la curvatura y del factor llamado coeficiente de sustentación, y se desplaza con el ángulo de ataque. A medida que aumenta este último, se altera la distribución de presiones por encima y debajo del ala, de tal forma que la fuerza de sustentación aumenta y el C.P. se desplaza hacia adelante. Al llegar a un ángulo de ataque, llamado de pérdida, hay una repentina disminución de la magnitud de la fuerza de sustentación y el C.P. se desplaza hacia atrás.

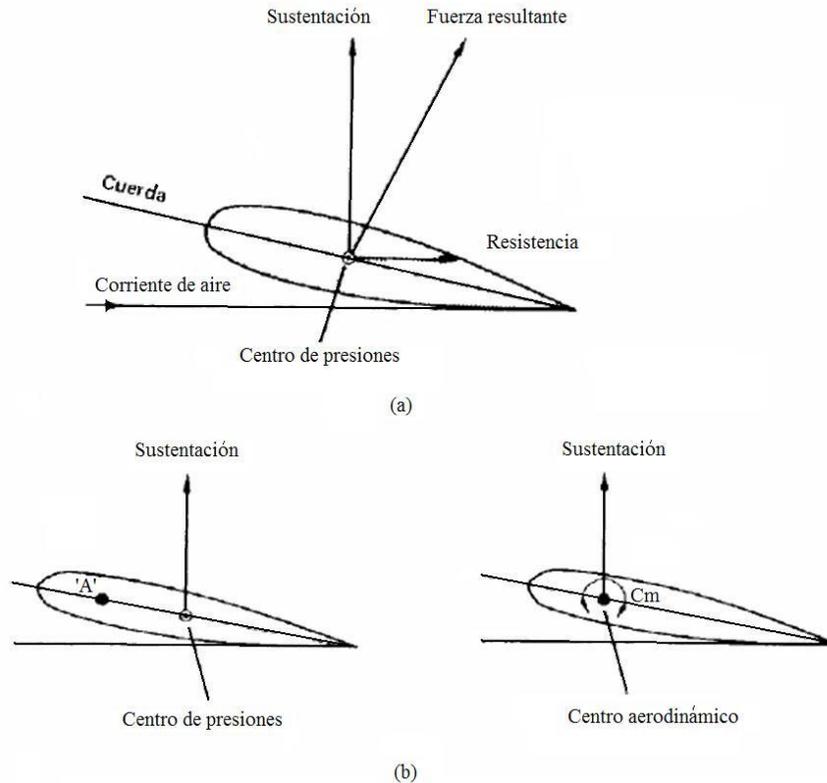


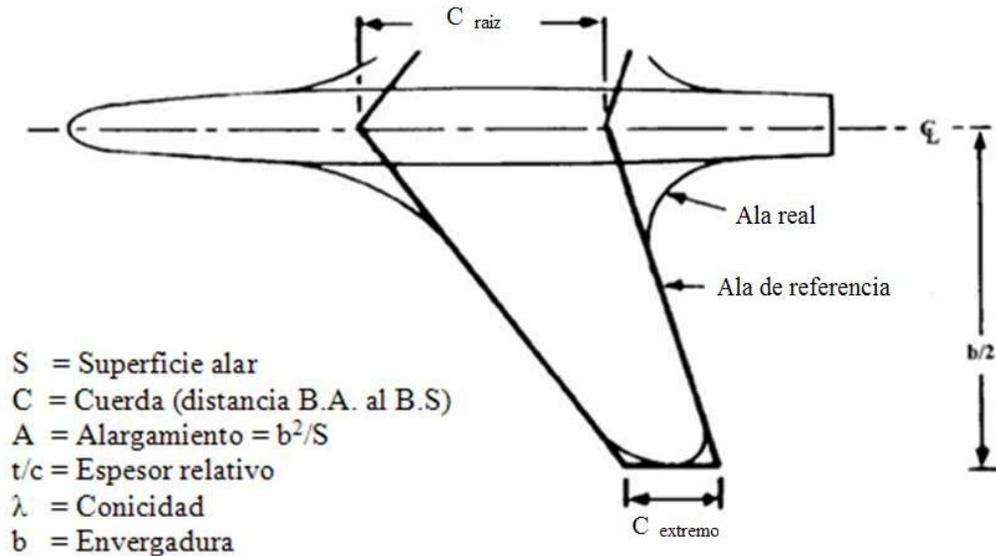
Figura 2.7. Centro de presiones y centro aerodinámico [40].

2.3.2. Centro aerodinámico.

El momento es igual al producto de la fuerza total de la sustentación por la distancia del C.P. al punto "A" (figura 2.7b). Sin embargo, es posible localizar un punto de referencia sobre el cual es constante el momento de cabeceo (Cm), se llama centro aerodinámico y para el vuelo a velocidades subsónicas suele estar situado en, o cerca, del 25% de la cuerda. En el tratamiento matemático de la estabilidad y el control del aeroplano se hacen concesiones para el momento de cabeceo constante y se admite, por tanto, que la fuerza de sustentación total actúa sobre el centro aerodinámico en lugar del C.P. [40][41].

2.3.3. Cálculo de geometría del ala.

El ala "referencia" ("trapezoidal") es la geometría básica del ala usada para el comienzo del diseño. Las figuras 2.8 y 2.9 muestran los parámetros claves de la geometría del ala de referencia.



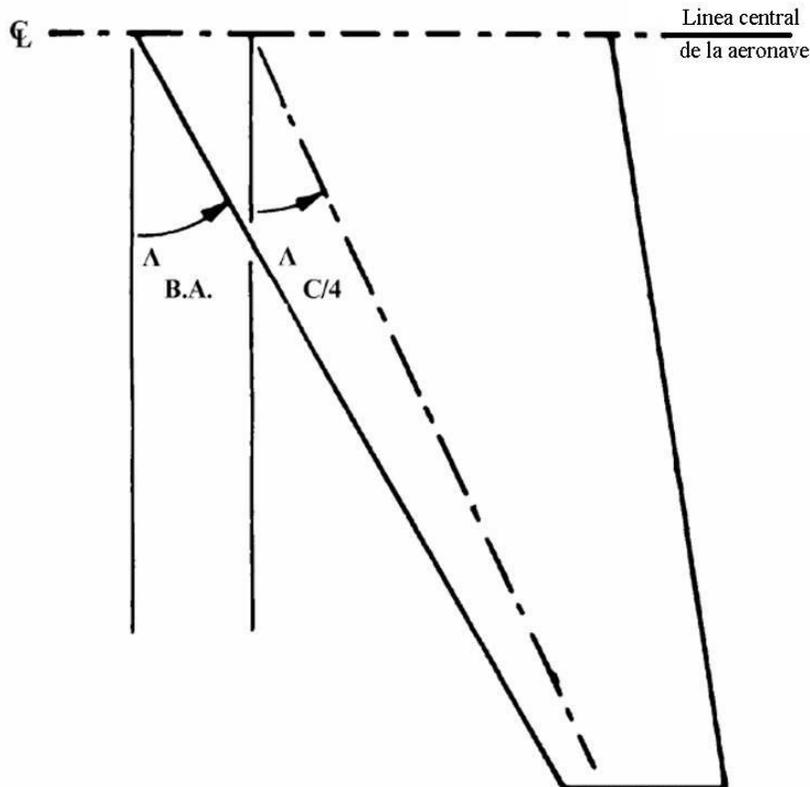
Dado: $W/S, A, \lambda$

$$S = \frac{W}{(W/S)} \quad b = \sqrt{A \cdot S} \quad C_{raiz} = \frac{2 \cdot S}{b(1 + \lambda)} \quad C_{extremo} = \lambda \cdot C_{raiz}$$

Figura 2.8. Cálculo de geometría del ala [40].

Debemos tener en cuenta que el ala de referencia es ficticia, extendiéndose hasta la línea central del fuselaje. Así el área de referencia del ala incluye la parte del ala de referencia que se encuentra dentro del fuselaje. Para el ala de referencia, la superficie alar de la raíz es la superficie alar del ala trapezoidal de referencia en la línea central de la aeronave, no donde el ala se junta con el fuselaje.

Existen dos ángulos clave, como los mostrados en la figura 2.9. El flechado de borde de ataque es el ángulo relacionado al vuelo supersónico. Para reducir la resistencia, es común que el flechado del borde de ataque quede detrás del cono de Mach. El flechado a un cuarto de la cuerda es el relacionado al vuelo subsónico. Es importante evitar confundirse con estos dos ángulos de flechado. La ecuación en la figura 2.9 permite convertir de un ángulo de flechado a otro.



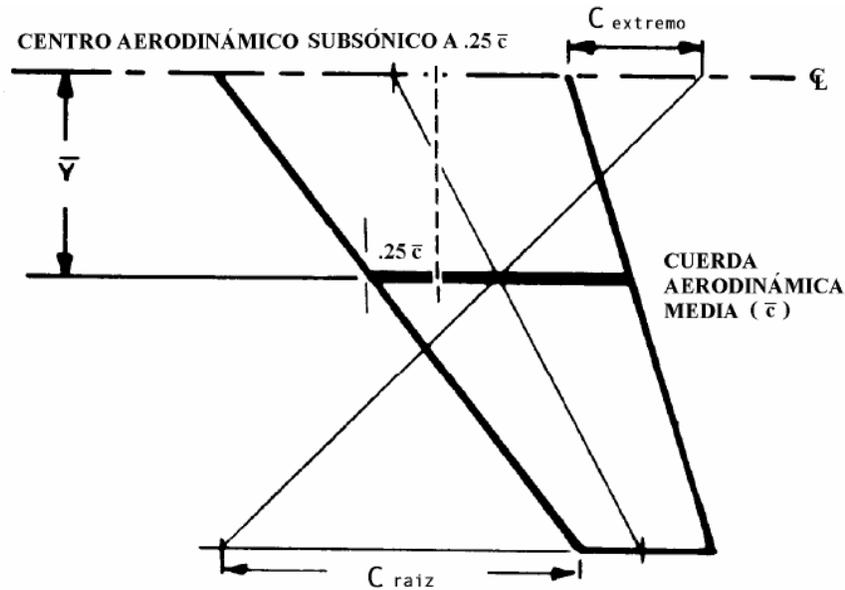
$$\tan \Lambda_{B.A.} = \tan \Lambda_{C/4} + [(1 - \lambda) / A(1 + \lambda)]$$

Figura 2.9. Flechado del ala Λ [40].

Los datos del momento de cabeceo en fluido subsónico generalmente se encuentran alrededor del cuarto de cuerda, donde el momento de cabeceo es constante con el cambio del ángulo de ataque ("centro aerodinámico"). De una forma similar, un punto equivalente es definido por un ala completamente trapezoidal y se fundamenta en el concepto de "cuerda aerodinámica media". Este parámetro (figura 2.10) es la cuerda "c" de la superficie alar, localizada a una distancia "Y" de la línea central.

El ala tiene su centro aerodinámico aproximadamente en la parte que se encuentra la cuerda aerodinámica media. En vuelo subsónico este se encuentra a un cuarto de la cuerda aerodinámica media. En vuelo supersónico el centro aerodinámico se mueve hacia atrás cerca del 40% de la cuerda aerodinámica media. El diseñador usa la cuerda aerodinámica media y el centro aerodinámico para posicionar apropiadamente el ala. También la cuerda aerodinámica media es

importante para los cálculos de estabilidad. La figura 2.10 ilustra un método gráfico para encontrar la cuerda aerodinámica media de una planta de ala trapezoidal.



$$\bar{c} = (2/3) C_{raiz} (1 + \lambda + \lambda^2) / (1 + \lambda)$$

$$\bar{Y} = (b/6) [(1 + 2\lambda)(1 + \lambda)]$$

CENTRO AERODINÁMICO TÍPICO = 0.25 C SUBSÓNICO
= 0.4 C SUPERSÓNICO

Figura 2.10. Cuerda aerodinámica media [40].

La superficie alar requerida (“S”) puede ser determinada solo después de que el peso bruto al despegue se determina. La forma de referencia del ala es determinada por el alargamiento conicidad y flechado [40][42].

Otro punto importante para el diseño de una aeronave es el tipo de ala con el que se trabajará, esta se puede dividir en clasificaciones, como se muestra en la figura 1.8 del capítulo anterior.

2.3.4. Consideraciones generales para la determinación de cargas.

Una vez determinadas las dimensiones de los miembros de la aeronave, se deben de conocer todas las condiciones de carga impuestas en la estructura. Estas son a las que se somete la aeronave en vuelo y en tierra. Ya que es imposible de investigar cada condición de carga en la

cual se encontrara la aeronave en su lapso de vida de servicio, es normal tener en cuenta aquellas que serían críticas para cada miembro de la estructura. Generalmente se determinan de investigaciones pasadas y la experiencia, y son definitivamente especificadas por agencias autorizadas.

También, el cálculo de cargas impuestas en la estructura de la aeronave son de prioridad para un grupo especial en una organización de ingenieros llamada el grupo de cargas, un conocimiento básico general sobre las cargas en las aeronaves son esenciales en un análisis de esfuerzos.

Cada aeronave es diseñada para una misión específica segura. Las aeronaves comerciales son diseñadas para transportar pasajeros de un aeropuerto a otro y nunca estarán sujetas a una maniobra violenta intencional. Mientras que las aeronaves militares, utilizadas en operaciones de pelea o bombardeo, son diseñadas para resistir maniobras violentas. Las condiciones de diseño son usualmente determinadas de la aceleración máxima que el cuerpo humano puede soportar, y el piloto pierde la conciencia después de alcanzar el factor de carga (el factor de carga es equivalente a la aceleración) el cual puede causar daño a la estructura de la aeronave.

Para asegurar la seguridad de la integridad estructural y la rentabilidad de aeronaves grandes con la optimización del diseño, agencias gubernamentales, civiles y militares, tienen establecido las especificaciones y requerimientos definidos en consideración con la magnitud de las cargas que se usarán en el diseño estructural de varias aeronaves. Los términos son definidos posteriormente, los cuales son generalmente usados en especificaciones de las cargas en los vehículos.

La carga límite usada por agencias civiles o agencias militares son las cargas anticipadas máximas en su vida de servicio de la aeronave. De esta forma, la carga última comúnmente es el producto entre el factor de seguridad (FS) y la carga límite:

$$FS = \frac{Carga - ultima}{Carga - limite} \quad (23)$$

Generalmente un factor de seguridad que varía de 1.25, para estructuras de misiles, a 1.5 para estructuras de aeronaves. Es usado prácticamente en cada diseño por la incertidumbre que envuelve:

1. La simplificación asumida usada en análisis teóricos.
2. La variación en las propiedades del material y en los estándares del control de calidad.
3. Las acciones de emergencia en maniobras que deben ser tomadas por el piloto, resultando cargas excesivas sobre la aeronave.

La carga límite y la carga última son prescritas frecuentemente, especificando un cierto factor de carga. Este, es un factor para el cual las cargas básicas en un vehículo son multiplicadas para obtener las cargas límite. Del mismo modo, el factor de carga última es un índice por el que las cargas básicas del vehículo son multiplicadas para obtener la carga última en otras palabras, este es el producto del límite del factor de carga y el factor de seguridad [40][43].

Como anteriormente se mencionó, se requiere de un peso mínimo de la estructura, es importante tomar en cuenta los espacios y ubicación de elementos que intervienen en la estructura para resistir las cargas, de esta forma se puede tener en cuenta en que posiciones de la aeronave se pueden ubicar componentes que ayuden al desempeño efectivo de esta.

Localización del larguero.- El larguero está localizado para satisfacer condiciones severas. Estos deben tener una profundidad adecuada para una resistencia estructural, y usualmente se localizan sobre líneas proporcionadas de tal manera que sus contornos serán líneas rectas. Deberán ser suficientemente anchas para alojar el combustible si se usan tanques de combustible integrales. Anchando los largueros también separan el borde de ataque, borde de salida, orugas de los flaps, y las cargas de las bisagras de la ménsula del alerón. El compartimento del tren de aterrizaje, la caja de torsión, el casco "fuselaje", accesorios acoplados también influyen en la localización del larguero.

Espacios de mamparos.- En el caso de un larguero plano en la caja de torsión, los mamparos deberán estar separados lo suficientemente cerca para dar una adecuada columna que soporte a

los largueros. Es deseable que se localicen en puntos donde se colocan los motores. Además en los arreglos de acoplamiento del casco, donde se encuentran las orugas de los flaps, en los acoplamientos de las ménsulas de las bisagras del alerón. Las consideraciones de los empalmes de los paneles y tanques de combustible también influyen en su localización. Donde las celdas de combustible son usadas, es deseable que el espacio de mamparos sea grande para reducir el número de celdas y conexiones.

Localización de empalmes.- La localización de empalmes de paneles usualmente se coloca para mantener el tamaño de la sección central y el panel exterior para medidas convenientes para el manejo en el taller y para el montaje. La localización del empalme está centrado entre mamparos y en un punto donde este no interfiera con otras instalaciones.

Localización de barquillas.- Estas son localizadas para adaptar los requerimientos aerodinámicos en lo posible y para dar el claro apropiado de la propela. Esto también es necesario para comprometer algo, respecto a sus medidas y posiciones, para acomodar el tren de aterrizaje o la instalación del armamento.

La construcción de las barquillas es de tres tipos generales.

1. Monocoque. Armazón de barquillas que toman las cargas de los montantes de los motores y al mismo tiempo provee la forma de la barquilla.
2. Tanque integrado de aceite. La forma del tanque de aceite parte de la estructura de la barquilla y provee sujeción para los montantes de los motores. Las cargas son llevadas dentro del ala por medio de los lados de armazones y caparazones bajo tensión.
3. Marcos estructurales cubiertos.- Las estructuras de los montantes de los motores agregadas directamente a los accesorios del ala. La forma de las barquillas se mantiene por la capota.

La atención debe ser ejercitada en los acoplamientos de las barquillas al ala para prevenir fallas locales debidas a las vibraciones de los motores. Pernos de acero son usados en lugares críticos donde deben evitar problemas debidos a fallas en los remaches.

Tanques de combustible.- Los tanques de combustible deben ser integrados al ala o pueden estar en tanques separados de bollas dentro de la misma.

Cuando los tanques son integrados se ahorra en el peso pero se extiende la complicación de resultados. El costo del aseguramiento del gas comprimido es pequeño; para muchos casos, bastantes remaches necesitan ser agregados más allá de los requerimientos estructurales. Los mamparos para gas comprimido requieren empalmes de largueros especiales u otros medios para asegurarlos en las intersecciones de estos. Hay demasiados métodos simples en uso, y el costo del peso es pequeño. Cada junta es cubierta por neopropeno, una goma sintética, o untada con una pasta impenetrable por la gasolina [40][43].

2.3.5. Parámetros de diseño

Velocidad del aire indicada, V .- Para suposiciones de análisis de esfuerzos, todas las velocidades del viento son expresadas como velocidad del aire indicada. Esta es definida como la velocidad que será medida por un indicador perfecto de la velocidad del aire, el cual mide la velocidad verdadera del aire a nivel del mar bajo las condiciones de atmosfera estándar. La relación entre la velocidad del aire actual V_a y la velocidad del aire indicada V es dada por la ecuación

$$V = \sqrt{\frac{\rho_a}{\rho_0}} V_a \quad (24)$$

donde V = Velocidad del aire indicada

V_a = Velocidad actual del aire

ρ_0 = Densidad del aire estándar al nivel del mar

ρ_a = Densidad del aire en el que V_a es conseguida

Nivel de velocidad de diseño, V_L .- El nivel de velocidad de diseño es la velocidad de la aeronave en el nivel del vuelo correspondiente al diseño para condiciones continuas a la velocidad del aire indicada (m/s) al nivel del mar en aire estándar. Si el valor estimado de V_L es menor que el valor de V_L determinado al final de la prueba de vuelo, cada valor de V_L o P (potencia), la potencia de diseño, deberá ser revisada para mostrar lo correspondiente. Si V_L es elevado para corresponder con P, es necesario revisar el análisis de la estructura. Si P es revisado, los valores reducidos deberán ser integrados a las limitaciones de operación de la aeronave colocadas como HP (caballos de poder) máximos permisibles (excepto despegue).

Velocidad de diseño de planeo, V_g .- La velocidad de diseño de planeo, V_g (f.p.s. indicado), sin poder de tracción no es menor que $V_L + K_g(V_M - V_L)$, excepto que necesita ser no mayor a ningún $V_L + 100$ mp.h. (185.2 km/hr) o $1.5 V_L$, el cual es menor, donde:

$$K_g = 0.08 + \frac{1850}{W + 3000} \quad (25)$$

W = Peso bruto de la aeronave

V_M = Velocidad terminal sin poder de tracción y puede ser estimada:

$$V_M = 29 \left(\frac{W}{S_D} \right)^{\frac{1}{2}} (ft/s) \quad (26)$$

S_D = área de resistencia total estimada en pies cuadrados

K_g = no debe ser menor que 0.15

Velocidad de desplome, V_{sf} .- La velocidad de desplome de una aeronave con mecanismos de alto levantamiento es dada por la ecuación:

$$V_{sf} = \left[\frac{W}{\rho \cdot 2SC_{Lmax}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (27)$$

donde C_{Lmax} = Coeficiente de levantamiento máximo con flaps

S = Superficie alar.

Donde los mecanismos de alto levantamiento no son empleados, 1ª velocidad de desplome V_{sf} puede ser calculada de 1ª ecuación anterior usando la apropiada aproximación del coeficiente de levantamiento máximo. V_f es 1ª velocidad del aire indicada en la que la operación máxima de los mecanismos de alto levantamiento son asumidos. El valor de V_f no debe ser menor a $2V_{sf}$.

Velocidad de diseño de maniobra, V_p .- Es la velocidad de aire indicada en la que la operación máxima de las superficies de control es asumida. V_p puede ser calculada de la ecuación:

$$V_p = V_{sf} + K_p (V_L - V_{sf}) \quad (28)$$

V_p no necesita ser mayor a V_L .

Donde

$$K_p = 0.15 + \frac{5400}{W + 3300} \quad (29)$$

K_p no debe ser mayor a 1, ni menor a 0.5.

La ecuación para V_p es puesta para proporcionar los siguientes factores:

1.-La velocidad de maniobra no puede ser menor a la velocidad mínima del nivel de vuelo.

2.- Suponiendo que las medidas de las superficies de control son gobernadas por la necesidad del control adecuado a la velocidad mínima, la fórmula suministrada para una reducción de la unidad de carga en los grandes controles de áreas superficiales requeridas para velocidades bajas de desplome.

3.- La velocidad alta es incluida en la fórmula para proveer un incremento de la unidad de carga sobre el área de las superficies de control con un incremento en velocidades altas.

4.- K_p es un factor empírico que se provee para la maniobra más brusca como la experimentada por pequeñas aeronaves. Este factor ha sido escogido de tal manera, como para hacer que las cargas de la superficie de control del promedio de aeronaves estipuladas satisfagan la experiencia pasada.

De acuerdo a las velocidades anteriores, es necesario un conocimiento de los datos de diseño correctos.

Peso de diseño.- El peso bruto de la aeronave es el peso máximo con el que está permitido volar. Usualmente estas condiciones de peso serán críticas para la mayoría de las estructuras de la aeronave; con la excepción de ciertas partes de la aeronave, como los montantes de los motores, carenados y la parte delantera del fuselaje, para el que las cargas de inercia permanecen constantes aún que la aeronave como un conjunto llegue a ser más ligero por el consumo del combustible y del aceite. Estas partes deben ser diseñadas por el factor carga de ráfaga para las condiciones de peso mínimo. Este último es definido como peso vacío con equipo estándar más el mínimo de tripulación más combustible de 0.25 lb por H.P. máximo (excepto despegue), más una carga completa de aceite.

Diseño de carga alar.- El diseño de la carga alar es definida como el peso de diseño de la aeronave dividida por la superficie alar efectiva diseñada.

El centro de gravedad de un aeroplano es una variable, la cual cambia de posición dentro de los límites de estabilidad determinados por los vuelos de prueba. En el diseño de la aeronave es

necesario el uso de los límites de las posiciones determinado en las pruebas en los túneles de viento. Generalmente, estos límites son extendidos arbitrariamente en ambas direcciones para asegurar que todo el rango de los vuelos de prueba serán cubiertos por el análisis [40][45].

Factor carga de ráfaga.- El límite del factor carga de ráfaga es el que surge de un cambio repentino en la altitud del vuelo, cuando una aeronave vuela dentro de un borde afilado por arriba o por debajo de una corriente de aire actuando normal a la trayectoria de vuelo. Para apreciar más claro estos efectos, es necesario considerar los efectos de cambios en el ángulo de ataque sobre el coeficiente de levantamiento, C_L . En el rango de diseño de los ángulos de ataque, C_L es una función lineal de los ángulos de ataque α . Como anteriormente se mencionó, el efecto de un cambio repentino en el ángulo de ataque sin algún cambio en la velocidad (en el último momento) es el incremento de la carga total del aire sobre el ala por la relación de los valores respectivos de C_L .

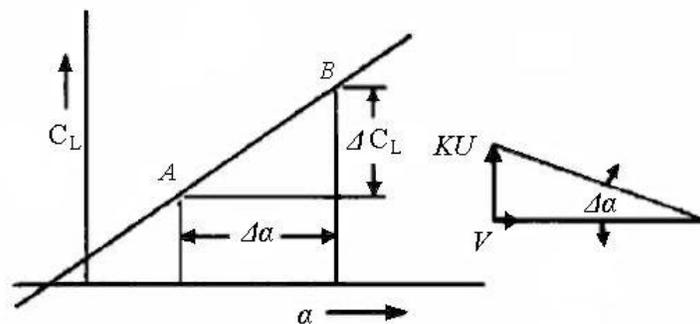


Figura 2.11. Efecto de ráfaga en el C_L [40].

Por ejemplo, si C_L en A, figura 2.11 representa el coeficiente de levantamiento necesario para mantener el nivel de vuelo a la velocidad V , y C_L en B representa el coeficiente de levantamiento después del borde afilado de la ráfaga, KU , ha causado un cambio repentino, $\Delta\alpha$, en el ángulo de ataque, sin un decremento en V , entonces la carga total del aire se incrementa, y es dado por $(C_L \text{ en B}) / (C_L \text{ en A})$. Ya que para pequeños ángulos, cuando es expresado en radianes es aproximadamente igual a su tangente, tenemos:

$$\Delta\alpha = \frac{KU}{V} \tag{30}$$

$$\Delta C_L = m\Delta\alpha = \frac{KUm}{V} \quad (31)$$

donde m es la pendiente de la curva de levantamiento, C_L por radian, corregido por la relación estimada. El factor de carga límite incrementa, Δn , y es dado por la ecuación:

$$\Delta n = \frac{\Delta C_L}{C_L} = \frac{KUm}{V} \cdot \frac{\rho V^2 S}{2W} = \frac{\rho KUVSm}{2W} = \frac{KUVSm}{575W} \quad (32)$$

donde U = Velocidad de ráfaga en pies por segundo

V = Velocidad del aire indicada en millas por hora

K = Factor de reducción de ráfaga

W = Peso bruto de la aeronave en libras

S = Área efectiva del ala diseñada en pies cuadrados

Pruebas extensivas han sido conducidas sobre aeronaves comerciales para determinar las velocidades máximas de ráfaga las cuales serán encontradas en vuelo y la aceleración resultante. Basadas en aproximadamente 6000 horas de prueba, un máximo de velocidad de ráfaga ascendente de 30 pies por segundo (9.144 mts) fueron adoptadas como las más severas. Se notará que la velocidad de ráfaga es independiente de las características del diseño de la aeronave; sin embargo, el factor de carga de ráfaga no es independiente de las características de diseño de la aeronave [40][45].

2.3.6. Cargas en componentes estructurales de un avión.

La estructura de una aeronave requiere soportar dos distintas clases de cargas: la primera, cargas terminales de tierra, incluye todas las fuerzas que tiene la aeronave durante el movimiento o transporte en tierra, tales como estacionamiento o cargas de aterrizaje, cargas de remolque y levantado; mientras que la segunda, cargas aéreas, comprenden las impuestas en la estructura durante el vuelo por maniobras y ráfagas. De tal manera que las aeronaves son diseñadas para una ejecución en particular encontrando cargas peculiares en su medio de operación. De esta forma,

existen diversos casos entre los que se puede mencionar aeronaves que se encuentran en operaciones sobre portaaviones, los cuales presentan fuerzas cuando son lanzados y cuando son recuperados, cada vez más aeronaves civiles y prácticamente todas las militares tienen cabinas presurizadas para vuelos a grandes alturas; otros casos son las aeronaves anfibias que deben ser capaces de amarizar, y aeronaves diseñadas para volar a altas velocidades a bajas alturas, requieren una estructura de un promedio mayor a la resistencia de efectos de vuelo en aire turbulento.

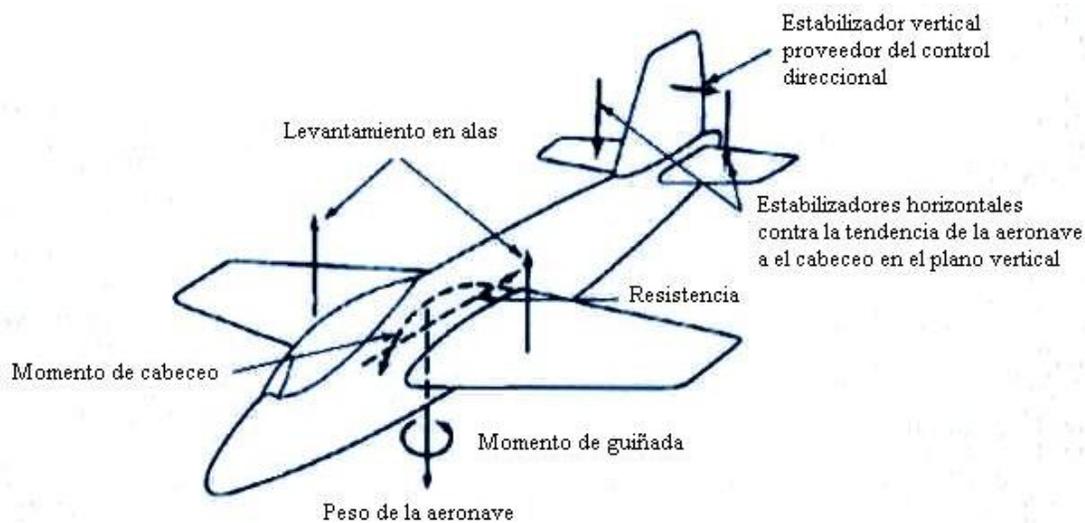


Figura 2.12. Fuerzas aerodinámicas principales en una aeronave durante el vuelo [40].

Las dos clases de carga deben estar más divididas dentro de fuerzas de superficie las cuales actúan sobre la estructura por ejemplo la presión aerodinámica y la hidrostática, y fuerzas de cuerpo las cuales actúan sobre el volumen de la estructura y son producidas por la gravedad y efectos inerciales (figura 2.12).

Básicamente, todas las cargas aéreas son el resultado de la distribución de presiones sobre la superficie de la piel producida por el vuelo estable, condiciones de ráfaga o maniobra. Generalmente, se generan cargas directas, flexión, cortante y torsión en todas las partes de la estructura.

Una aeronave convencional usualmente consiste de fuselaje, alas y estabilizadores. El fuselaje contiene tripulación y carga, esta última siendo pasajeros, equipaje, armas y combustible, dependiendo del tipo de aeronave y su función; las alas proveen el levantamiento y los estabilizadores son los principales contribuidores del control direccional. De tal forma alerones, elevadores y timón disponen al piloto para maniobrar la aeronave, manteniendo su estabilidad en vuelo, mientras los flaps del ala proveen el incremento necesario de levantamiento para el despegue y el aterrizaje, la figura 2.12 muestra la fuerza aerodinámica típica resultado de una experiencia de vuelo estable.

La fuerza en superficies aerodinámicas (alas, estabilizador horizontal y vertical) resultan de una diferencial de presiones distribuida causada por la incidencia, alabeo o la combinación de los dos. También una distribución de presión, mostrada en la figura 2.13a, tiene resultante vertical (levantamiento) y horizontal (resistencia), actuando en un centro de presión (C.P.) (En la práctica el levantamiento y la resistencia son medidos perpendicular y paralelamente a la trayectoria de vuelo respectivamente). Claramente la posición del C.P. cambia con la variación de la distribución de presión y con la velocidad de la incidencia del aire. Por lo que es convenientemente buscar que el momento de levantamiento y resistencia permanezcan constantes. De esta manera reemplazamos las fuerzas de levantamiento y resistencia actuantes en el C.P. por las fuerzas de levantamiento y resistencia actuando en el centro aerodinámico (A.C.) más el momento constante M_0 como se muestra en la figura 2.13b (Actualmente, a altos números de Mach, la posición del centro aerodinámico cambia debido a los efectos de compresibilidad).

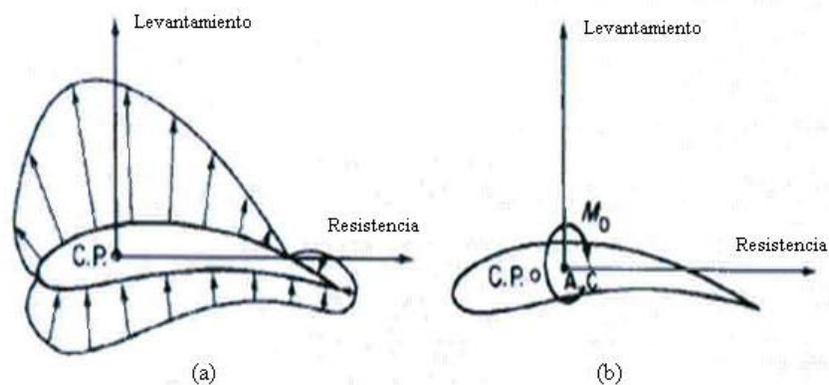


Figura 2.13. (a) Distribución de presión de un perfil; (b) Transferencia de cargas de levantamiento y resistencia al centro aerodinámico [40].

Mientras la distribución de presión en la cuerda arregla la posición de la carga aerodinámica resultante en la sección del ala, la localización de la distribución de la envergadura se encuentra en la raíz del ala. Una distribución típica para la combinación ala/fuselaje es mostrada en la figura 2.14. De forma similar esto ocurre en las superficies de los estabilizadores horizontales y verticales.

Vemos por consiguiente que alas, estabilizadores y fuselaje están sujetos directamente a flexiones, cortantes y cargas torsionales y deben ser diseñadas para resistir combinaciones críticas de estas. Hay que notar que las maniobras y las ráfagas no introducen diferentes cargas, pero resultan en cambios de magnitud y posición del tipo de cargas existentes como las que se muestran en la figura 2.5. Arriba y sobre el fuselaje estas cargas básicas en vuelo podrían ser la presurización y por ello soporta esfuerzos tangenciales, las alas podrían cargar armas y/o tanques de combustible con el resultado de fuerzas aerodinámicas restantes y de cuerpo contribuyendo a la existencia de flexión, cortantes y torsión, mientras que el empuje y el peso de los motores pueden afectar ya sea las alas o el fuselaje, dependiendo de su posición relativa.

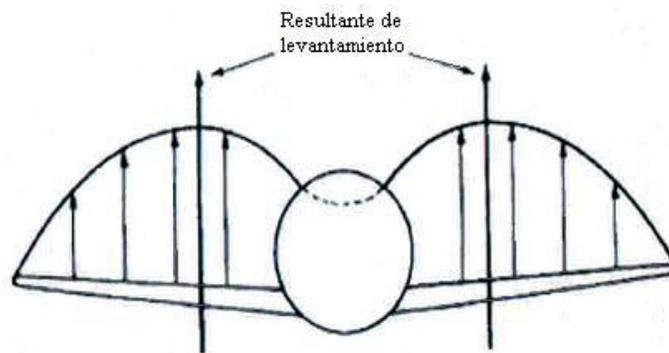


Figura 2.14. Distribución de levantamiento típico para una combinación ala/fuselaje [40].

Las cargas de tierra encontradas en el aterrizaje y el estacionado, sujetan a la aeronave a impactos a través del sistema del tren de aterrizaje. La mayoría de las aeronaves tienen su tren de aterrizaje localizado en las alas y la nariz o la cola del fuselaje en el plano de simetría vertical. Claramente, la posición del tren principal se localiza en donde produzca la carga mínima en la estructura del ala y debe ser compatible con la estabilidad de la aeronave durante las maniobras en tierra. Por lo tanto dicho tren de aterrizaje puede ser localizado inmediatamente adelante del eje de rotación

del ala y tan cerca de su raíz como sea posible. En este, la carga de aterrizaje produce un cortante, generando una mínima flexión y torsión, el último es reducido demasiado por la compensación del torque causado por la carga vertical en la pierna del tren de aterrizaje por un torque en el sentido opuesto debido al amortiguamiento.

Otras cargas son causadas por el empuje de los motores en el ala o el fuselaje, los cuales actúan en el plano de simetría, pero en el caso de la falla de un motor pueden causar momentos flectores severos en el fuselaje como se muestra en la figura 2.15; cargas de choque concentradas durante un lanzamiento por catapulta y presiones hidrodinámicas en el fuselaje o en los flotadores de los hidroaviones [40][46].

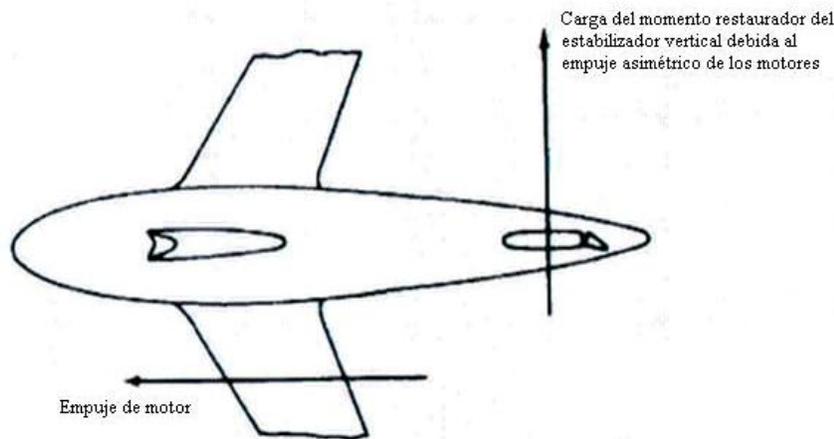


Figura 2.15. Torsión del fuselaje y del ala a causa de una carga asimétrica de motor [40].

Las pruebas en el túnel de viento y el estudio de la maqueta pueden indicar la conveniencia de la relocalización de las alas, superficies de control u otros artículos o para el cambio de medidas de la forma. Cuando los diagramas de balance y las tres vistas de la aeronave han sido corregidos incluyendo estos cambios, todas las dimensiones de la aeronave y la localización de los pesos principales serán suficientemente establecidos para permitir comenzar con el análisis preliminar de esfuerzos. Este análisis como varios procesos tomados durante el diseño, afectan y son afectados por operaciones paralelas, y por lo tanto requerir revisiones y correcciones constantes como cambio de detalles. Sin embargo, debe comenzarse tan pronto como los datos disponibles sean suficientes para permitir computar las fuerzas que actúan sobre miembros estructurales de la aeronave.

Estas fuerzas deben ser clasificadas, brevemente, como el peso y las fuerzas de inercia de la aeronave y sus contenidos, la presión del aire actuando en las alas y otras superficies, las reacciones terrestres, y el empuje de los motores con fuerzas torsionales junto con las cargas es desarrollado o transmitido a través de elementos rotatorios tales como las hélices, un eje de turbina o un tren de engranes.

El peso es la fuerza constante, proporcional a su masa, la cual tiende a atraer a cualquier cuerpo físico hacia el centro de la tierra; las fuerzas de inercia representan la aceleración producida por fuerzas desequilibradoras [40][47].

Una primera aproximación para el peso bruto es hecha por experiencia o por comparación con otros diseños. Una carga alar es seleccionada, que consiste con el diseño de flaps propuestos y requerimientos propuestos de aterrizaje y despegue.

En ejemplo, asumiendo que el peso bruto de 16,363.63 kg. (36,000 lb), será el adecuado y que una velocidad de desplome de 70 m.p.h. (129 km/hr) al nivel del mar con flaps bajos deberá ser satisfecha. El coeficiente de levantamiento máximo obtenido con grandes variaciones de ala abatida depende del tipo de flap usado. Un valor razonable, típico de varios diseños modernos, es aproximadamente $C_L = 2.2$.

Por lo tanto la superficie alar deberá ser calculada de la ecuación

$$\text{Levantamiento} = \text{Peso} = C_L S \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (33)$$

Donde el peso es = 36,000 lb (16,363.63 kg)

$$C_{L \max} = 2.2$$

$$\rho = 0.002378 \text{ slugs/ft}^3 \text{ al nivel del mar de atmósfera estándar N.A.C.A.}$$

$$(1.2255 \text{ kg/m}^3)$$

$$V = 70 \text{ m.p.h. (129.64 km/h)} = 70 \times 88/60 = 103 \text{ ft/seg.}$$

$$S = \frac{3600}{(2.2)(1/2)(0.002378)(103^2)} = 1300 \text{ ft}^2 (120.774 \text{ m}^2)$$

La selección de la sección de sustentación para el ala no es muy amplia como sería supuesta. Actualmente las superficies de control de la serie N.A.C.A. 230 han sido usadas extensivamente sobre diseños modernos variando desde bombarderos hasta planeadores. Estas superficies de control tienen como características baja resistencia y alto levantamiento y parece óptimo para el rendimiento completo y casi para todo tipo de aeronave.

La elección de la forma de planta de un ala y su espesor es gobernada en general por el rango de los requerimientos. El espesor en la raíz, o en la línea de centro, del ala usualmente es cerca del 4 al 6% de la semiala (a mitad del ala), con la reducción del espesor a una sección de alrededor del 10% del espesor en la punta. La forma de planta deberá tener $1051,300 \text{ ft.}^2$ (120.774 m^2) de la superficie alar requerida, con una envergadura seleccionada como sigue:

Es aparentemente que, la resistencia mínima, el alto rendimiento y los requerimientos mínimos de combustible sean óptimos para un rango específico. Haciendo referencias a la ecuación de las fuerzas básicas volvemos a notar que la resistencia está compuesta de dos partes, la parasita y la inducida. La resistencia parasita es controlada por el diseño refinado y la eliminación de protuberancias, las cuales serán llevadas a una consistencia extensa con el peso de paga y manufacturando complicaciones envueltas. La resistencia inducida, sin embargo

$$D_i = \frac{L^2}{\pi b^2 \frac{1}{2} \rho V^2} \quad (34)$$

es dependiente solamente de una característica física, envergadura, y varía inversamente con el cuadrado de esta dimensión. Por lo tanto, incrementando la envergadura en un diez por ciento se reducirá la resistencia inducida por aproximadamente un 20 por ciento. Esto parece, que la envergadura deberá ser muy grande para grandes eficiencias de diseño. Sin embargo, incrementa el peso alar ya que el peso bruto es soportado por un brazo muy grande y los momentos flectores en el ala son grandes. Por lo tanto se consideran experiencias previas de manufactura con respecto a construir grandes alargamientos alares y la envolvente de peso [40][44].

Las presiones de aire son, en efecto, reacciones del aire que son desplazadas y aceleradas por el movimiento de la aeronave. Estas fuerzas y, por conveniencia, se resuelven usualmente por tres componentes: la fuerza de levantamiento que es paralela al plano de simetría de la aeronave y perpendicular a su línea de vuelo; la fuerza de resistencia la cual es paralela a la línea de vuelo; y la fuerza transversal la cual es perpendicular al plano de simetría. El empuje de los motores se usa para jalar o empujar a la aeronave a través del aire; el torque del motor es una fuerza acompañada que no está directamente en la propela de la aeronave. Las reacciones del suelo son las fuerzas impuestas por la tierra o el agua cuando la aeronave se encuentra sobre estas, estacionada, despegando o aterrizando.

Cada aeronave debe estar provista de una estructura adecuada para resistir las posibles combinaciones de las fuerzas antes mencionadas, esto es necesario para diseñar una serie de condiciones las cuales incluirán cargas críticas para cada miembro. La ciencia de aerodinámica no ha progresado suficientemente para dar una predicción exacta de las peores cargas a las que se encontrara la aeronave. Una puede, sin embargo, ser hecha dentro de los límites cercanos razonables, y se encuentra que la estructura de la aeronave diseñada para unas condiciones de cargas estándares se aprueban satisfactoriamente en el servicio.

Las condiciones de carga estándares para aeronaves comerciales y militares varían con las funciones de la aeronave. Estas pueden ser, en algunos casos, divididas en tres grupos: las condiciones principales de vuelo, las condiciones principales de aterrizaje, y las condiciones principales de carga. Las condiciones principales de vuelo representan situaciones originadas de un cambio repentino en el ángulo de ataque efectivo del ala o estabilizador, debido a que cada una se encuentra una ráfaga o por una maniobra intencional ocasionada por el piloto. Las principales condiciones de aterrizaje representan los extremos de los rangos de las altitudes de vuelo en las que los aterrizajes pueden ser satisfactoriamente hechos, y de esa manera cubren las condiciones intermedias. Cada una de las condiciones principales pueden desarrollar cargas que son críticas en el diseño del ala, estabilizadores, cola, fuselaje o la estructura del tren de aterrizaje, de aquí el análisis de esfuerzos que usualmente se extienden a una consideración de sus posibles efectos en todas las partes de la aeronave. Las cargas menores provistas para condiciones especiales de vuelo o de aterrizaje no cubiertas por las condiciones principales. Son

diseñados para asegurar el esfuerzo adecuado en esas partes de la estructura no cargadas críticamente en una de sus condiciones principales, y proveer para las características de diseño inusuales.

Las condiciones principales de vuelo, están relacionadas con las maniobras realizadas por el piloto en aeronaves de combate y acrobáticas, para la categoría de aeronaves comerciales, mientras que las cargas de ráfaga son normalmente críticas para el transporte y para bombarderos pesados. El levantamiento total sobre la aeronave en estas condiciones excede su peso, por lo que la aeronave como un conjunto es acelerada.

Las fuerzas aplicadas a una aeronave en una maniobra raramente actúan a través del centro de gravedad, por lo tanto, el análisis de la estructura para cada una de las condiciones principales de vuelo usualmente requiere que la fuerza de inercia sea combinada con las cargas reales para satisfacer las condiciones de equilibrio. Además, las magnitudes de las fuerzas reales varían con el ángulo de ataque del ala, cada condición principal de vuelo representa una altitud específica de la aeronave y todas las fuerzas tienen valores definidos.

La figura 2.16 muestra las tres vistas de un ala con las cargas principales aplicadas en una aeronave, mostrando su distribución aproximada de carga aérea a lo largo de la envergadura y a lo largo de la cuerda relativa. Una condición de diseño puede representar vuelo una velocidad dada con el ala a un ángulo requerido para dar un levantamiento definido total, o podría requerir un cambio en el ángulo de ataque efectivo para ajustarse con un cambio específico en el levantamiento. Cualquier condición descrita, debe representar una altitud de la aeronave y definir su sistema de fuerzas y pares.

Las condiciones principales de aterrizaje deben ser igualmente definidas, como cualquier otra condición aplicable para el diseño de cualquier parte principal de la estructura. Las condiciones menores de carga, aplicadas a los grupos limitados de los miembros, deben definir la magnitud de las cargas que se usan, pero podrían ser más bien arbitrarias en sus direcciones específicas, sus puntos de aplicación, y la extensión de su estructura para cargarlos [40][47].

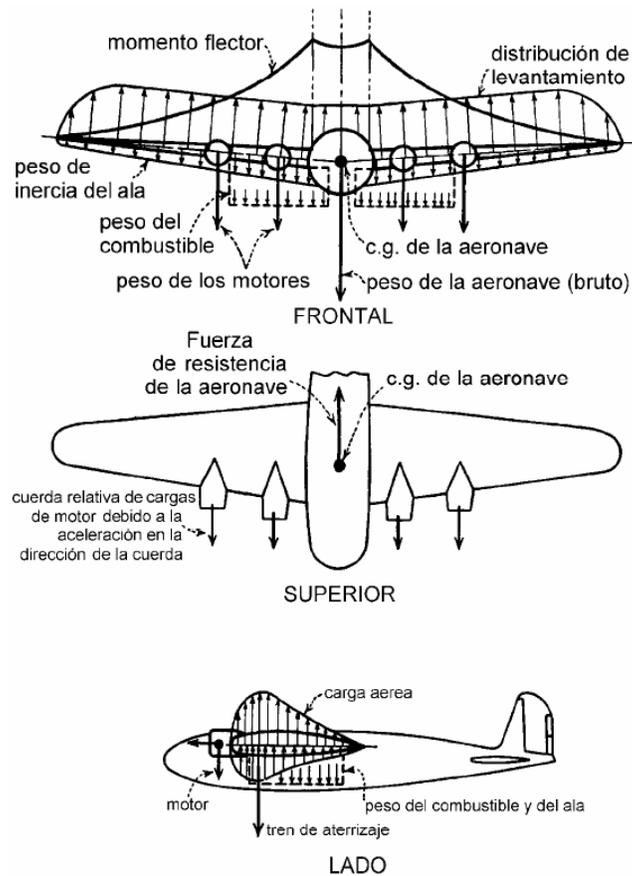


Figura 2.16. Principales cargas que se aplican sobre una aeronave vista por los tres lados [40].

2.3.7. Diagrama de factor carga velocidad

Las condiciones variadas de carga para una aeronave usualmente son representadas en una gráfica del factor carga-límite ‘n’ contra la velocidad del viento indicada V. Este diagrama es también llamado gráfico V-n, ya que el factor carga ‘n’ es relacionado a la aceleración de la gravedad ‘g’. En todos estos diagramas, la velocidad del aire es usada, ya que todas las cargas aéreas son proporcionales a q o $\rho V^2/2$. El valor de ‘q’ depende de la densidad del aire ρ , y la velocidad del aire verdadera a esa altura, así, también la densidad del aire a nivel del mar ρ_0 y la velocidad indicada del aire, ya que la velocidad del aire indicada es definida por esta relación. El diagrama V-n es por lo tanto el mismo para todas las altitudes si se indica la velocidad del aire que se usa. Donde los efectos de compresión son considerados, estos dependen tanto de la velocidad del aire actual como la velocidad del aire indicada y consecuentemente son más pronunciados a la altura.

Las fuerzas aerodinámicas en la aeronave están en equilibrio con las fuerzas de gravedad y de inercia. Si la aeronave no tiene aceleración angular, ambas fuerzas, de gravedad y de inercia serán distribuidas de la misma manera que el peso de varios artículos de la aeronave y tendrán resultantes actuando a través del centro de gravedad de la aeronave. Esto es conveniente para combinar las fuerzas de gravedad y de inercia como el producto de un factor carga 'n' y el peso W. La componente 'z' de la resultante de gravedad y la fuerza inercial es la fuerza nW actuando en el centro de gravedad de la aeronave, como se muestra en la figura 2.17. El factor carga 'n' es obtenido de la suma de fuerzas a lo largo del eje 'z':

$$C_{za} q S = nW \quad (35)$$

o

$$n = \frac{C_{za} \rho S V^2}{2W} \quad (36)$$

El valor máximo del coeficiente de la fuerza normal C_{za} es obtenido de varias velocidades de la aeronave. Para el nivel de vuelo de un factor de carga, el valor de V corresponde a $C_{za \max}$ podría ser la velocidad de desplome de la aeronave.

En vuelo acelerado, el máximo coeficiente puede ser obtenido a altas velocidades. Para $C_{za \max}$ se obtiene al doble de la velocidad de desplome, un factor de carga de $n = 4$ se puede desarrollar como lo muestra la ecuación 34. Para un coeficiente de fuerza de 1.25 a $C_{za \max}$ que representa a un ángulo de ataque alto para la cual el ala es analizada, el valor del factor de carga 'n' se obtiene de la ecuación 34 y se puede graficar contra la velocidad del aeroplano V, como se muestra por la línea OA en la figura 2.17. Esta línea representa las condiciones límites, ya que es posible de maniobrar la aeronave a velocidades y factores de carga correspondientes a los puntos inferiores o a la derecha de la línea OA, pero es imposible de maniobrar a velocidades y factores de carga correspondientes a los puntos superiores o a la izquierda de la línea OA porque esto podría representar ángulos de ataque mucho muy elevados cercanos al ángulo de desplome.

La línea AC en la figura 2.17 representa el límite sobre la maniobra máxima del factor carga para la que la aeronave es diseñada. Este factor carga es determinado de las especificaciones con las

que la aeronave es diseñada, y el piloto debe restringir maniobras de tal manera que no exceda este factor carga. A las velocidades bajas que corresponden al punto A, es imposible para el piloto exceder el límite factor carga en cualquier maniobra simétrica, porque el ala se desplomará con factores de carga bajos. Para velocidades entre los puntos correspondientes a A y C, no es práctico diseñar la estructura de la aeronave por lo que no podría ser sobre esforzado por maniobras violentas. Algunas clases de aeronaves pueden ser diseñadas por lo que el piloto podría tener que ejercer grandes fuerzas sobre los controles para exceder el límite factor carga.

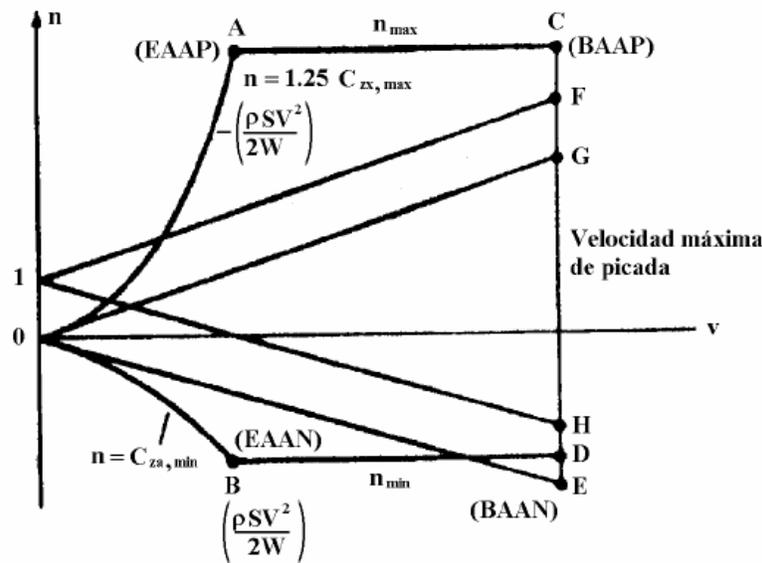


Figura 2.17. Diagrama factor – velocidad.[40] [48]

La línea CD en la figura 2.17 representa los límites de la velocidad permisible de picada para la aeronave. Este valor es usualmente especificado como 1.2 a 1.5 veces la velocidad indicada máxima en el nivel de vuelo. La línea OB correspondiente a la línea OA, excepto que el ala se encuentra en un ángulo de ataque negativo de desplome, y la carga aérea se encuentra bajo el ala. La ecuación de la línea OB es obtenida sustituyendo el valor negativo máximo de $C_{z\alpha}$ en la ecuación 34. Similarmemente, la línea BD corresponde a la línea AC, excepto que el límite del factor carga especificado para maniobras negativas es considerablemente menor que para maniobras positivas.

La aeronave por lo tanto será maniobrable de tal manera que las coordenadas de las velocidades y el factor carga están dentro del área OACDBO. Las condiciones más severas de carga estructural serán representadas por las esquinas del diagrama, puntos A, B, C y D. Los puntos A y B representan las condiciones EAAP y EAAN. El punto C representa la condición BAAP en más casos, aún que las condiciones de carga de ráfaga, representados por el punto F, ocasionalmente sería más severo. La condición BAAN es representada por el punto D o por la condición de ráfaga negativa, el punto E, dependiendo sobre qué condiciones producen el gran factor de carga negativo [47].

La figura 2.18 es una envolvente de vuelo compuesta o diagrama V-n para una aeronave de transporte. La región cerrada por la figura N, B', C', D', E', F', G', N' pertenecen a los efectos de ráfaga, o corrientes de aire perpendiculares encontradas a la línea de vuelo. La que se encuentra cerrada por O, N, A, D, E, F, H, O indican los requerimientos del factor carga por maniobras de rutina. Las aeronaves de transporte normalmente no se diseñan para maniobras violentas, y por lo tanto el factor carga especificado para asegurar que será lo suficientemente fuerte para resistir maniobras que usualmente son más bajas que las que se requieren para una fuerza adecuada a la resistencia de una ráfaga. Para los tipos de acrobacia, las cargas por maniobra excederían estas debido a la ráfaga, y parte de la envolvente dibujada para satisfacer los requerimientos de maniobra mentirían por fuera donde existe la ráfaga.

Esa exactitud acordada entre los requerimientos y la experiencia no siempre es conseguida como se indica en la figura 2.19. El área sombreada muestra el factor de carga y medidas de velocidad de vuelo para el diseño de una aeronave militar, para el diagrama común V-n representado por las líneas punteadas. La velocidad más alta tomada fue alrededor de 320 millas por hora (592.64 km/hr) más grande que la especificada para la de diseño, el factor de carga máximo debido a las maniobras, es de un grado más que lo especificado. A las velocidades bajas, para las que estas fueron obtenidas, el factor de carga fue de aproximadamente la mitad de lo especificado, pero los datos obtenidos representan más bien un número limitado de vuelos para una sola aeronave. Los requerimientos reales para el diseño son basados en el diagrama V-n obtenido de un gran número de vuelos de la aeronave de una categoría dada, más análisis matemáticos de las envolventes de

fuerzas aerodinámicas, se requieren para mostrar cómo estas fuerzas pueden variar bajo estas condiciones y que magnitudes podrían tener.

Cuando el factor de carga limite "n" se especifica para una aeronave de peso W, en una categoría dada, que está volando a una velocidad V, el efecto es el mismo por lo que, el coeficiente de la componente de la fuerza normal para la cuerda del ala, es:

$$C_N = \frac{2nW}{\rho S V^2} \tag{37}$$

donde ρ es la densidad del aire y S es la superficie alar. Una vez que se ha estimado C_N , el diseñador se referirá a los de 1a sección de la superficie del ala que se propuso para la obtención del coeficiente de levantamiento C_L , el coeficiente de resistencia C_D o la componente en la cuerda C_C , el coeficiente de momento C_M , el ángulo de ataque α , y las cantidades similares necesitadas en la determinación de la distribución de cargas en la envergadura y la cuerda del ala. Cuando se han evaluado estas cantidades, deberá de establecerse el momento M_a , el levantamiento resultante L, y la resistencia resultante D para determinar la carga de cola y las fuerzas de inercia requeridas para poner el sistema entero de fuerzas en equilibrio.

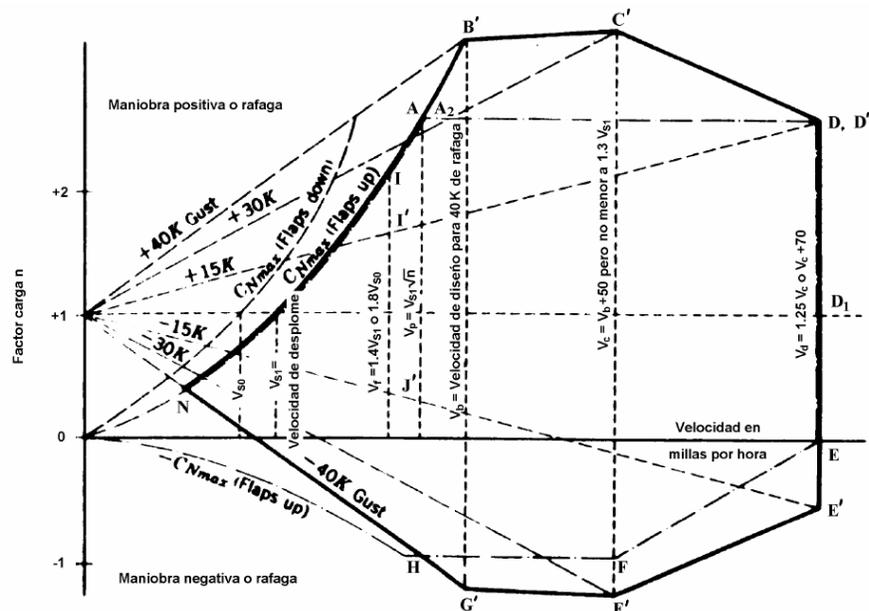


Figura 2.18. Envolvente de vuelo [40].

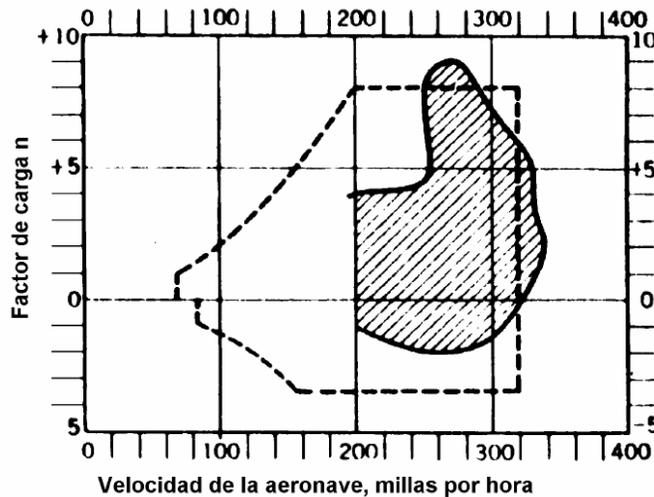


Figura 2.19. Envolvente de vuelo observada (sombreada) [40].

Algunas aeronaves tienen flaps u otros tipos de mecanismos sustentadores para reducir su velocidad de aterrizaje o de desplome. En la figura 2.18 la velocidad de desplome cuando los flaps se encuentran en uso se muestra como V_{S0} , mientras que para los flaps retraídos se da como V_{S1} .

Para cualquier velocidad dada V_0 , el levantamiento L_0 será igual a $0.5 \rho C_N S V_0^2$, y su valor máximo posible para esa velocidad será $0.5 \rho C_{N \max} S V_0^2$. A su velocidad mínima de vuelo horizontal, la velocidad de desplome V_S , el peso W es igual a $0.5 \rho C_{N \max} S V_S^2$. Combinando estas relaciones

$$L_{0\max}/W = V_0^2 / V_S^2 = n_{\max} \tag{38}$$

De esa manera la carga de levantamiento máximo que puede ser impuesta a las alas a cualquier velocidad de vuelo dada, es igual al peso de la aeronave multiplicado por el cuadrado de la relación de velocidades a V_S .

De la ecuación 38 se visualiza que una aeronave moderna teniendo una velocidad igual a tres veces su velocidad de desplome tendría sus alas sujetas a fuerzas de aire nueve veces su peso, mientras la aeronave estaba volando a alta velocidad, el ángulo de ataque fue cambiado

repentinamente a uno de $C_{N \max}$. Para mayor precisión deberíamos incluir la carga trasera y tratar con la fuerza resultante en la aeronave. Sin embargo, el levantamiento alar y la resultante son casi iguales en las condiciones que son asumidas.

Para aeronaves de gran velocidad, teóricamente, la carga alar total es tan grande como 30 a 35 veces el peso de la aeronave. Esto significaría que cualquier masa en la aeronave, incluyendo el piloto, ejercería una fuerza igual a 30 o 35 veces su propio peso, y estaría sujeto a una aceleración de 29 a 34 veces que la debida a la gravedad. En la práctica la carga impuesta es limitada por tres factores primarios: los efectos fisiológicos de una sobre aceleración sobre el cuerpo humano, la maniobrabilidad de la aeronave y sus usos a los que estará puesta, y la severidad de la ráfaga que comúnmente se encuentra en vuelo. Además, si una aeronave fue diseñada para resistir las cargas aéreas máximas que son teóricamente posibles, la estructura sería muy pesada que el diseño sería impracticable.

La experiencia ha mostrado que las aceleraciones correspondientes a cargas alares aproximadamente 9 o 10 veces el peso de la aeronave son tan grandes para un piloto entrenado sin protección especial que permanece sin daño alguno cuando se sienta erguido. Asimismo, para los pilotos comerciales las cargas alares de 5 o 6 veces el peso de la aeronave es el límite aceptado voluntariamente. Incluso estas aceleraciones son muy desagradables y dichas maniobras son rara vez requeridas por las aeronaves comerciales. La segunda limitación para las cargas probables que resultan de los grados de variación de maniobrabilidad evitando diferentes diseños. En general, aeronaves grandes son usadas en servicio para las maniobras violentas indeseables. Ellas también son protegidas de la imposición de cargas muy pesadas por los conocimientos del piloto, sabiendo que su aeronave no fue diseñada para soportar maniobras violentas, también como por el hecho de que los controles son inadecuados para producir grandes cambios repentinos en el ángulo de ataque efectivo. La experiencia indica que para algunos diseños de este tipo, un factor de carga de 2.5 es el máximo posible para imponerlo a las alas intencionalmente. Para mas diseños, sin embargo, una gran carga es probable, y con aeronaves deportivas ligeras, de carreras y entrenadoras, la carga máxima probable puesta intencionalmente es considerablemente alta.

La regulación aérea civil [40][49], efectiva desde 1953 hasta la fecha, parte 3, 4a, y 4b perteneciendo a la aeronavegabilidad de aeronaves de diferentes categorías, estipula los diferentes "límites" de factores de carga maniobrables:

Tabla 2.1. Especificaciones del factor límite según la regulación aérea civil de EEUU en 1953 [40][50].

Categoría	Factor límite positivo	Factor límite negativo
Acrobático (A)	$n = 6.0$	$-0.5 n$
Utilitario (U)	$n = 4.4$	$-0.4 n$
Normal (N)	$n = 2.1 + [24,000 / (W + 10,000)]$ no mayor a 3.8, no menor a 2.5. Para aeronaves con características que imposibilita el giro 'n' necesita no ser mayor a 3.5.	$-0.4 n$
Transporte	$n =$ valores seleccionados por el diseñador, pero no menor a 2.5.	-1.0 a velocidades mayores a V_c . (Ver figura 2.10)

Excepto para la categoría normal, donde el peso de diseño W aparece en la fórmula para 'n', este factor de maniobra es independiente del peso de la aeronave, potencia, o alta velocidad.

La carga límite representa la carga máxima que la aeronave espera en servicio, mientras que la carga última representa la carga máxima que se espera resistir sin falla alguna. La carga última es obtenida de la multiplicación de la carga límite por un factor preestablecido de seguridad, usualmente 1.5. Para todas las cargas arriba de la carga límite la deformación de partes de la aeronave no sera lo suficientemente grande para interferir con la operación segura de la aeronave. En otras palabras no debería haber cualquier deformación permanente perjudicial para cualquier parte después de que la carga ha sido removida [40][47].

2.4. Análisis del elemento finito

La técnica de análisis por elementos finitos (AEF) consiste en dividir la geometría en la que se quiere resolver una ecuación diferencial de un campo escalar o vectorial en un dominio, en pequeños elementos, teniendo en cuenta unas ecuaciones de campo en cada elemento, los elementos del entorno de vecindad y las fuentes generadoras de campo en cada elemento [51].

Habitualmente, esta técnica es muy utilizada en el ámbito de la ingeniería debido a que muchos problemas físicos de interés se formulan mediante la resolución de una ecuación diferencial en derivadas parciales, a partir de cuya solución es posible modelar dicho problema (transmisión del calor, electromagnetismo, cálculo de estructuras, etc.).

2.4.1. Metodología para el análisis del elemento finito

Esta técnica se encuentra automatizada en las herramientas *software* comerciales, llamadas herramientas de análisis por elementos finitos para problemas físicos tanto de propósito general, como aplicadas a problemas físicos particulares [51].

Existen multitud de problemas físicos cuya formulación desde un punto de vista matemático responde a una ecuación diferencial en derivadas parciales. Tal es el caso de la transmisión del calor, del electromagnetismo, de la mecánica de fluidos o del análisis estructural. La solución de dichos problemas tiene un interés elevado en ingeniería, ya que dichas soluciones son el punto de partida para el diseño y modelado de los sistemas físicos que representan aquellas ecuaciones [51].

En general, la resolución de las ecuaciones diferenciales que formulan un problema físico es de gran complejidad. Solamente en los casos en que se hacen simplificaciones sobre las dimensiones en que se estudia el problema para las distribuciones de campo, y sobre las geometrías en que se resuelven estas ecuaciones, es posible obtener una solución analítica del problema. En dichos casos, tales simplificaciones conducen a ecuaciones diferenciales de fácil resolución. El método de separación de variables también proporciona solución a multitud de problemas físicos. Por otro lado la semejanza y la analogía permiten la obtención de la solución de un problema físico cuando se conoce la solución a otro problema físico (análogo) que tiene la misma forma desde un punto de vista matemático [51].

Para todos los casos en los que las técnicas analíticas o bien porque pierden exactitud (debido a que la distribución de campo empieza a dejar de ser unidimensional), o bien porque no es posible

aplicarlas, debido a que estos casos se salen del alcance de las mismas, es donde los métodos numéricos tienen mucha utilidad.

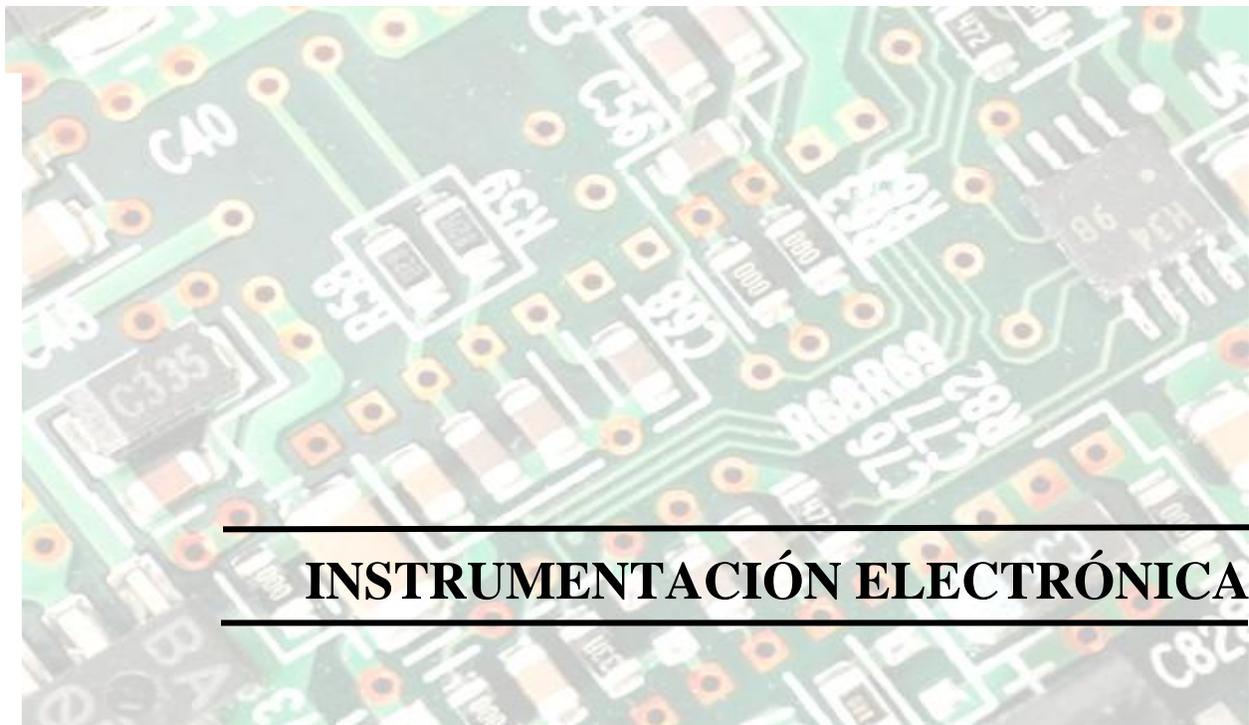
Esta técnica consiste en la resolución de las ecuaciones diferenciales que modelan el problema mediante procedimientos numéricos iterativos, resolviéndola de forma iterativa. Dentro de estas técnicas destaca la técnica de análisis por elementos finitos [51].

La técnica de análisis por elementos finitos (AEF) consiste en el empleo de los métodos numéricos en la resolución de un problema físico determinado. Este método numérico se basa en dividir la geometría en la que se quiere resolver un problema físico, en pequeños elementos en los cuales se resuelven las ecuaciones diferenciales correspondientes a un campo (la temperatura en transmisión del calor, el campo magnético en electromagnetismo, el campo de velocidades en mecánica de fluidos, etc.), en forma discreta, teniendo en cuenta las propiedades físicas de los materiales empleados, los elementos del entorno de vecindad, las condiciones de contorno y las fuentes generadoras de campo. La resolución de estas ecuaciones de forma discreta se realiza de forma iterativa hasta que se alcanza convergencia en la solución [51].

Las herramientas *software* que permiten realizar este proceso de forma eficiente y cómoda se denominan herramientas de análisis por elementos finitos, o simplemente herramientas de elementos finitos [51].

Existen herramientas de elemento finito de propósito general o multidisciplinar que permiten resolver varios problemas físicos como son: mecánica de fluidos, transmisión del calor, electromagnetismo, mecánica estructural, etc. y herramientas de elemento finito que se aplican a un problema físico específico. Hay herramientas que permiten incluso acoplar dos problemas como es el caso del problema térmico y del problema electromagnético. Es decir la salida de un problema se emplea como entrada en el otro problema y viceversa, de forma iterativa [51].

Capítulo III



INSTRUMENTACIÓN ELECTRÓNICA

A continuación se dará una breve descripción de las diferentes etapas o fases en las que una variable física medida por un sensor es manipulada a través de la nueva tecnología que ofrece la instrumentación electrónica, enfocándose finalmente en la caracterización de una galga extensométrica con la cual se realizaron las pruebas físicas de esta tesis.

3.1. Generalidades.

La ciencia y la tecnología se caracterizan por la necesidad de generar y medir variables físicas. Reciben el nombre de instrumentos los equipos tecnológicos que tienen como misión determinar la magnitud de una variable, visualizarla, generarla, o convertirla en otra diferente.

La electrónica aplicada es el área de la tecnología que estudia las características de los dispositivos electrónicos y la forma de interconectarlos para realizar circuitos y sistemas que captan información en forma de señales eléctricas, la procesan para obtener otras señales que se transmiten a distancia (comunicación), controlan la energía eléctrica y a través de ella otras manifestaciones de la energía (térmica, mecánica, etc.) o convierten la energía eléctrica de una forma a otra.

Para el análisis y la síntesis de los circuitos y sistemas electrónicos se necesita:

- 1.-Medir los parámetros de las señales eléctricas presentes en diferentes puntos de los mismos.
- 2.-Aplicar determinadas señales eléctricas en ciertos puntos, para comprobar su comportamiento.

Por otra parte la facilidad de modificación y transmisión a distancia de las señales eléctricas ha provocado el interés por convertir en eléctricas las señales no eléctricas (distancia, posición, velocidad, temperatura, densidad, etc.) generadas por numerosos sistemas físicos. Además ha ello se ha unido el progreso del área de la electrónica aplicada denominada microelectrónica, dedicada al estudio de los métodos y procesos de fabricación de circuitos integrados, lo cual ha abaratado el coste y elevado la capacidad de los sistemas electrónicos [52].

Por todo lo expuesto se ha incrementado enormemente el interés por la instrumentación electrónica que es el área de la tecnología que estudia los equipos realizados mediante circuitos y sistemas electrónicos, destinados a la medición, visualización, generación y conversión de señales eléctricas, así como los dispositivos o circuitos electrónicos que convierten una señal no eléctrica (temperatura, presión, etc.) en una señal eléctrica, que suelen recibir el nombre de

censores. De acuerdo con esto los instrumentos electrónicos se pueden clasificar en tres grandes grupos:

- d) Instrumentos de medida y visualización, que son sistemas electrónicos que realizan la evaluación de uno o varios parámetros de una señal eléctrica y los representa de forma gráfica, numérica o alfanumérica. La presentación se realiza en la unidad de medida adecuada al parámetro a medir y de acuerdo con el sistema de unidades de medida adoptado. El osciloscopio es un ejemplo de este tipo de instrumento.
- e) Instrumentos generadores de señales que son sistemas electrónicos que tienen como misión generar señales eléctricas de características determinadas. Un ejemplo de este tipo de instrumento es el generador de señales.
- f) Instrumentos convertidores de señales que son dispositivos o circuitos electrónicos que convierten una señal eléctrica o no eléctrica, en otra señal eléctrica de unas características y rangos determinados, en uno de cuyos parámetros está contenida toda la información correspondiente a la primera. Estos instrumentos forman parte de un área más amplia de la tecnología que incluye:
 - Los dispositivos que situados en un cierto medio generan una señal (función de alguna característica de dicho medio) de una determinada forma física (presión, temperatura, nivel, etc.), convertible en otra señal de una forma diferente. Estos dispositivos reciben el nombre de sensores.
 - Los elementos que realizan la conversión antes citada que pueden recibir el nombre de transductores.

Cada vez es más usual denominar sensor al conjunto formado por el dispositivo sensor, anteriormente descrito, y el transductor acoplado a él [52].

Las variables o magnitudes físicas susceptibles de ser transformadas en señales eléctricas son muy numerosas y eso da lugar, a que también sean muy variadas las tecnologías o principios de

transducción (inductivo, piezoeléctrico, extensiométrico, capacitivo, etc.), que se emplean actualmente.

La naturaleza del principio de medida empleado determina una primera clasificación de los sensores:

- Activos: Cuando la magnitud física a detectar, proporciona la energía necesaria para la generación de la señal eléctrica de salida, como por ejemplo, el efecto piezoeléctrico o el termoelectrónico.
- Pasivos: Cuando la magnitud a medir se limita a modificar alguno de los parámetros eléctricos característicos del sensor, tales como resistencia, capacitancia, etc. necesitan una tensión de alimentación externa.

Es necesario además destacar que, en general, una determinada magnitud física, puede ser convertida mediante sensores que utilizan principios de medida distintos. Un análisis en profundidad de los sensores se sale de los límites de este libro y por ello se remite al lector la biografía [52][53].

Existen diversas formas de representar la información mediante señales eléctricas. Tanto los instrumentos de medida como los generadores, a cuyo estudio se dedican los capítulos restantes del libro, dependen en su constitución y en su modo de operación del tipo de parámetro a medir y sus características. Por todo ello, antes de estudiar los diferentes tipos de instrumentos electrónicos es necesario convenientemente analizar las diferentes formas de representar la información mediante señales eléctricas.

3.1.1. Representación de la información mediante señales eléctricas.

Los parámetros más importantes de las señales que aparecen en un circuito eléctrico son:

- a) Tensión o voltaje entre dos puntos.

- b) La corriente que pasa a través de un dispositivo.
- c) La potencia representada por la tensión en bornes de un dispositivo multiplicada por la corriente que pasa a través de él.

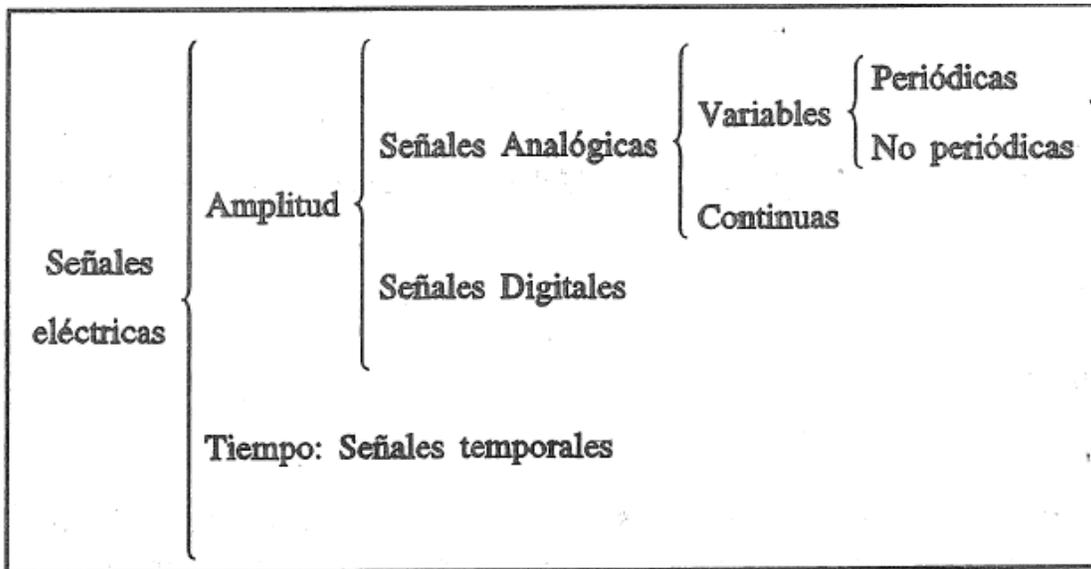


Figura 3.1. Clasificación de las señales eléctricas.

La tensión entre dos puntos de un circuito o la corriente a través de un elemento puede variar a lo largo del tiempo y representar una información. Según el parámetro utilizado y sus características, las señales eléctricas para representar información se clasifican de acuerdo con lo indicado en la figura 3.1. A continuación se analiza cada uno de los tipos allí indicados.

3.1.2. Señales analógicas.

Las señales analógicas son aquellas que pueden tomar cualquier valor dentro de unos determinados márgenes y que llevan información en su amplitud. Las señales analógicas a su vez se pueden clasificar en variables o continuas (figura 3.1).

Las señales analógicas variables son aquellas que equivalen a la suma de un conjunto de senoides de frecuencia mínima f mayor a cero [52].

Un caso típico son las señales senoidales de frecuencia constante que representan la información mediante su amplitud (figura 3.2a), y constituyen un ejemplo de señal analógica periódica.

Las señales analógicas continuas son aquellas que se pueden descomponer en una suma de senoides cuya frecuencia mínima es cero. Se trata de señales que tienen un cierto nivel fijo durante un tiempo indefinido (figura 3.2b), y que representan también la información mediante su amplitud.

El mundo físico es en general analógico y la mayoría de los sensores proporcionan señales analógicas [52].

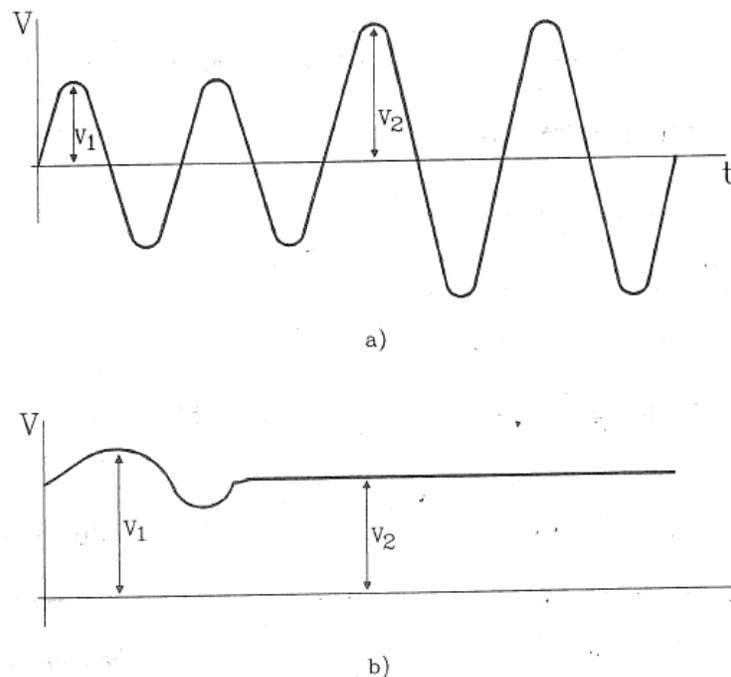


Figura 3.2. Señales analógicas: a) Senoidal de frecuencia constante. b) Continua

3.1.3. Señales digitales.

Las señales digitales son aquellas que solo toman un número finito de niveles o estados entre un máximo y un mínimo. Las más utilizadas son las binarias que solo pueden tener dos niveles que se asignan a los números binarios 0 y 1. Una variable binaria recibe el nombre de bit.

Para representar una información se necesita un cierto número de n variables primarias dependiendo de dicho número la precisión obtenida. La n variable binaria se puede presentar de dos formas diferentes:

-Mediante una secuencia de niveles cero y uno de una señal digital. En la figura 3.3 se indica una señal digital binaria que representa el número 10011 en el sistema de numeración binario. Este formato recibe el nombre de serie.

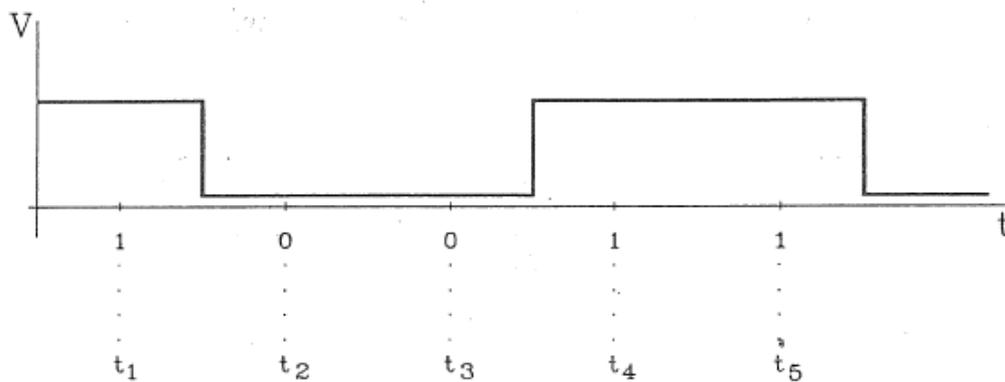


Figura 3.3. Señal digital binaria en formato serie.

Mediante otras señales binarias independientes. Se tiene así el número 10011 en un único instante t_1 . En instantes sucesivos se pueden tener números diferentes (por ejemplo 01010 en t_2 en la figura 3.4. Este formato recibe el nombre de paralelo [52].

El formato serie utiliza para transmitir a distancia una información digital mientras que el paralelo es utilizado por los procesadores digitales [52].

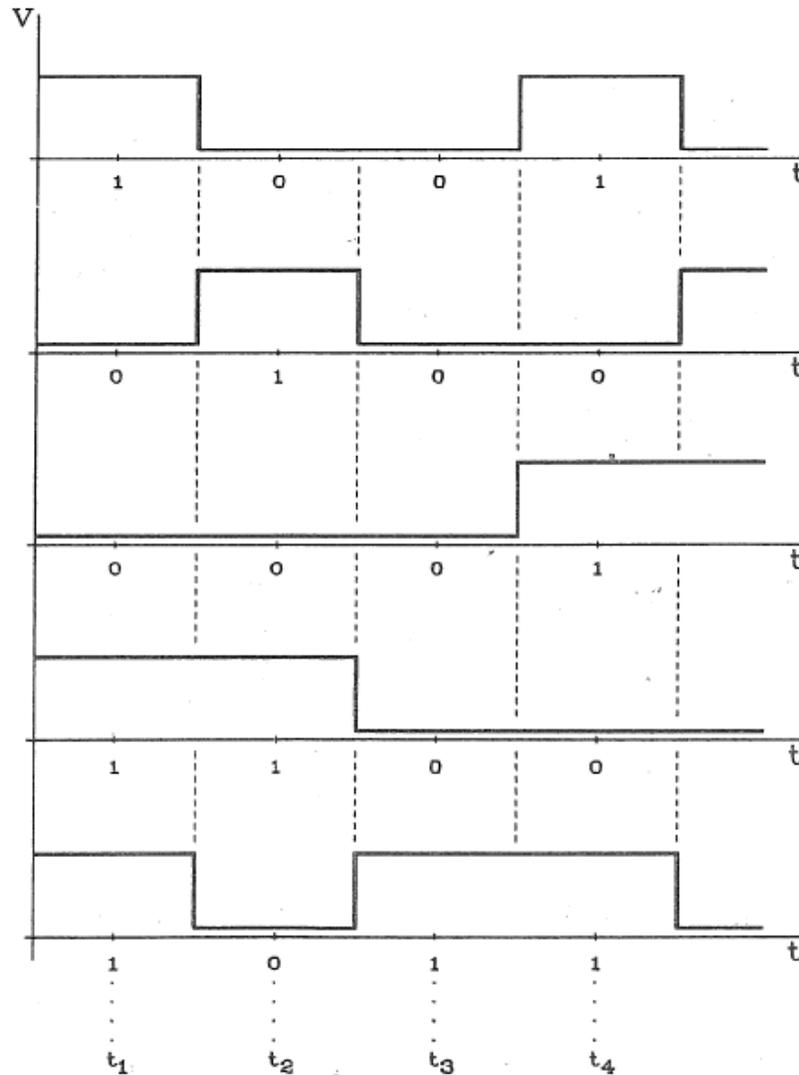


Figura 3.4. Señal digital en formato paralelo.

3.2. Sensores.

Un sensor es un dispositivo capaz de detectar magnitudes físicas o químicas, llamadas variables de instrumentación, y transformarlas en variables eléctricas. Las variables de instrumentación pueden ser por ejemplo: temperatura, intensidad lumínica, distancia, aceleración, inclinación, desplazamiento, presión, fuerza, torsión, humedad, pH, etc. Una magnitud eléctrica puede ser una resistencia eléctrica (como en una RTD), una capacidad eléctrica (como en un sensor de humedad), una tensión eléctrica (como en un termopar), una corriente eléctrica (como en un fototransistor).

3.2.1. Sensores resistivos

Los sensores resistivos pueden tener una característica lineal o no lineal. Las variaciones de resistencia de la mayoría de los sensores lineales son muy pequeñas en todo el alcance de medida del sensor. Para obtener una señal eléctrica es necesario que por el sensor circule una corriente y, cuando las variaciones de resistencia son pequeñas, hay que eliminar la caída de tensión que se produce en el sensor en condiciones estáticas (en reposo). La señal resultante normalmente hay que amplificarla con ganancia elevada [54].

3.2.2. Sensores de reactancia variable

La impedancia, o la reactancia, de los sensores de reactancia variable es una función normalmente lineal, de la magnitud física que se desea medir, y cambia mucho más que la resistencia de los sensores resistivos lineales. Para obtener una señal eléctrica con amplitud proporcional al mensurando, es necesario que por el sensor circule una corriente alterna. Cuando las variaciones de impedancia (o admitancia) son pequeñas, hay que eliminar la caída de tensión que se produce en el sensor en condiciones estáticas (en reposo), la señal resultante hay que amplificarla, y si la magnitud de entrada puede ser positiva o negativa, hay que detectar también la fase (es decir, el signo) de la salida. Los sensores resistivos también se pueden alimentar mediante una tensión o corriente alternas y ello permite amplificar la señal en una banda de frecuencias (alrededor de la frecuencia portadora – la de la señal inyectada) donde hay menos ruido que a bajas frecuencias. Para obtener señales donde la información este en su frecuencia, periodo o la duración de un intervalo de tiempo, se utilizan osciladores variables.

3.2.3. Sensores digitales

Hay tres tipos básicos de sensores comercialmente designados como digitales: los que ofrecen un código digital que se corresponde con el mensurando; los que ofrecen un tren de impulsos cuya frecuencia o periodo es proporcional al mensurando; y los que dan como señal de salida un pulso cuya duración es proporcional al mensurando. Los sensores del primer tipo pueden estar basados en una detección digital, como sucede con los codificadores de posición absolutos, o bien

integran los circuitos electrónicos necesarios para digitalizar la señal obtenida mediante detección análoga. La interfaz de señal con todos estos sensores no presenta más dificultades que la adaptación del nivel de amplitud (digital) y, en su caso, la conversión de código a un formato aceptado por el procesador digital que vaya a adquirir la información. Los sensores del segundo y tercer tipo son de hecho analógicos porque su señal de salida es continua, pero la información no está en la amplitud de dicha señal sino en su frecuencia o duración y, dado que es posible obtener una salida digital empujando un contador en lugar de un convertidor A/D, se denominan a veces sensores casi digitales [54].

3.3. Instrumentación virtual.

La finalidad de la instrumentación virtual es introducir metodologías de aprendizaje de varios campos de la ingeniería utilizando las nuevas herramientas de programación gráfica. De hecho, no sólo pretende cubrir un vacío que hay actualmente en la formación de los estudiantes en este campo realmente innovador sino que, yendo un poco más lejos, presenta diversas posibilidades de aplicación en el ámbito académico, que pueden generar alternativas en el desarrollo de proyectos convencionales [55].

Entendiendo la instrumentación virtual como un entorno de programación gráfico que nos permite el control y la simulación de cualquier instrumento local o remoto y, a su vez, como una herramienta potente de adquisición y procesamiento de señales, su utilización no queda exclusivamente limitada a las disciplinas electrónicas, sino que puede hacerse extensiva a otras especialidades. Podríamos pensar que la instrumentación electrónica se limita a los instrumentos clásicos de un laboratorio electrónico: multímetros, osciloscopios, generadores de señal, etc., pero actualmente cualquier laboratorio adelantado, ya sea mecánico, físico, químico o de otras actividades relacionadas con la investigación o la ingeniería, presenta instrumental con un componente electrónico importante, donde se utilizan como soporte en su actividad ordenadores personales y lenguajes de programación, junto con el instrumental específico para sus diferentes campos de actividad.

3.3.1. Aplicaciones.

En la instrumentación virtual se necesitan diversos instrumentos que se disponen en un laboratorio: osciloscopio, generador de funciones, fuente de alimentación y multímetro. Fácilmente, a partir de los conocimientos adquiridos programando estos dispositivos básicos, se pueden desarrollar programas de aplicación para toda una serie de otros instrumentos también accesibles: analizadores de espectros y de redes, generadores de alta frecuencia y microondas, medidores RLC y puentes de impedancias, analizadores lógicos y de protocolos, fuentes de alimentación de potencia y alterna, etc.

Hasta ahora, cuando hemos hablado de instrumento de medida seguramente lo hemos asociado a una caja que dispone de un panel frontal con botones, diales y visualizadores, que nos permite manipularlo. Dentro de la caja encontraríamos toda la circuitería electrónica capaz de procesar la señal de entrada que queremos analizar

Un instrumento virtual no es más que un módulo de software que intenta simular cada uno de los aspectos funcionales del instrumento real basándose en todos los dispositivos físicos que pueden ser accesibles para el ordenador (tarjetas de adquisición, tarjetas DSP, instrumentos accesibles vía GPIB, VXI, RS-232, etc.). Cuando se ejecuta un programa que representa un instrumento virtual, el usuario ve en la pantalla el panel que correspondería al instrumento físico y que permite su visualización y control [55].

3.4 Galgas extensométricas

Una galga extensométrica o extensómetro es un sensor basado en el efecto piezorresistivo. Un esfuerzo que deforma a la galga producirá una variación en su resistencia eléctrica. Inventado por los ingenieros Edward E. Simmons y Arthur C. Ruge en 1938. En su forma más común, consiste en un estampado de una lámina metálica fijada a una base flexible y aislante. La galga se adhiere al objeto cuya deformación se quiere estudiar mediante un adhesivo, como el cianoacrilato. Según se deforma el objeto, también lo hace la lámina, provocando así una variación en su resistencia eléctrica

3.4.1 Generalidades de galgas extensométricas.

Un extensómetro, galga extensométrica o “strain gauge” (en inglés) es un dispositivo de medida universal que se utiliza para la medición electrónica de diversas magnitudes mecánicas como pueden ser la presión, carga, torque, deformación, posición, etc. Se entiende por strain o esfuerzo a la cantidad de deformación de un cuerpo debida a la fuerza aplicada sobre él. Si lo ponemos en términos matemáticos, strain (ϵ) se define como la fracción de cambio en longitud, como se muestra en la figura 3.5:

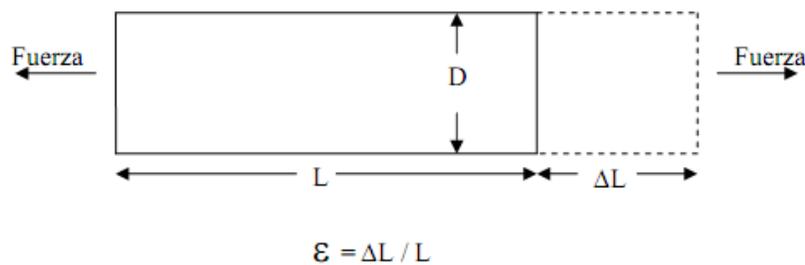


Figura 3.5. Definición de galga extensométrica.

El parámetro strain puede ser positivo (tensión) o negativo (compresión). Si bien es adimensional, en muchos casos se suele expresar en unidades de mm/mm. En la práctica, la magnitud de medida de strain es muy pequeña por lo que usualmente se expresa como microstrain ($\mu\epsilon$), que es $\epsilon \times 10^{-6}$.

Cuando una barra es tensionada por una fuerza uniaxial, como en la figura 3.1, un fenómeno conocido como esfuerzo de Poisson causa que la circunferencia de la barra se contraiga en la dirección transversal o perpendicular. La magnitud de esta contracción transversal es una propiedad del material indicado por su coeficiente de Poisson.

La relación de Poisson ν del material es definido como el radio negativo del esfuerzo en la dirección transversal (perpendicular a la fuerza) al esfuerzo en la dirección axial (paralelo a la fuerza) o $\nu = \epsilon_T / \epsilon$. El radio de Poisson para el acero, por ejemplo, va de 0.25 a 0.3.

Se conocen varios métodos para medir esfuerzo, pero el más utilizado es mediante una galga extensométrica, dispositivo cuya resistencia eléctrica varía de forma proporcional al esfuerzo a que éste es sometido. La galga extensométrica más ampliamente utilizada es la confinada en papel metálico o “bonded metallic” strain gauge.

La galga extensométrica metálica consiste en un cable muy fino o papel aluminio dispuesto en forma de grilla. Esta grilla, maximiza la cantidad de metal sujeto al esfuerzo en la dirección paralela, figura 3.6. La grilla está pegada a un fino respaldo llamado “carrier”, el cual está sujeto directamente a la pieza bajo medida. Por lo tanto, el esfuerzo experimentado por la pieza es transferido directamente a la galga extensométrica, el cual responde con cambios lineales de resistencia eléctrica.

Las galgas extensométricas se encuentran en el mercado con valores nominales de resistencia de 30 a 3000 Ω , con 120, 350 y 1000 Ω como los valores más comunes.

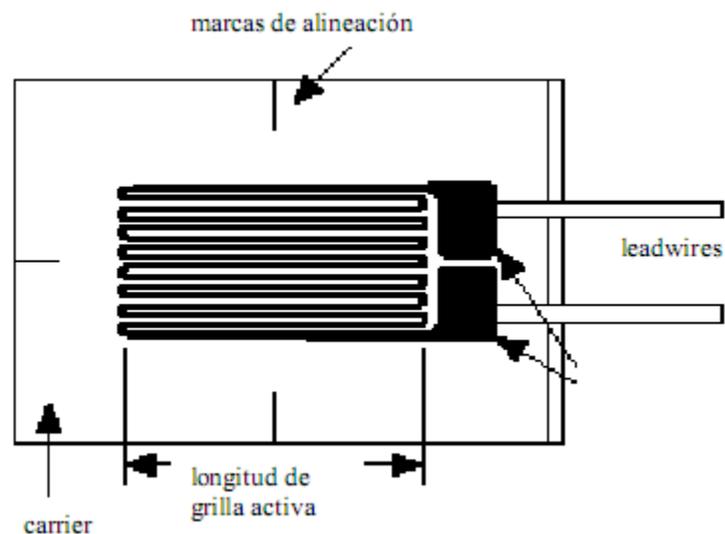


Figura 3.6. Galga extensométrica metálica.

Es de suma importancia que la galga extensométrica sea apropiadamente montada sobre la pieza para que el esfuerzo sea transferido adecuadamente desde la pieza a través del adhesivo y el material de respaldo hasta la misma grilla metálica.

Un parámetro fundamental de las galgas extensométricas es la sensibilidad al esfuerzo, expresado cuantitativamente como el factor de galga (GF). El factor de galga es definido como la relación de variación fraccional de resistencia eléctrica y la variación fraccional de longitud:

$$GF = \frac{\Delta R / R}{\Delta L / L} = \frac{\Delta R / R}{\varepsilon} \quad (39)$$

El factor de galga típico para una galga extensométrica metálica es de aproximadamente 2.

3.4.2. Selección de galga.

El paso inicial para preparar la instalación de cualquier galga extensométrica es la elección de la galga apropiada para la tarea específica. Puede parecer en principio que dicha tarea es un ejercicio simple pero en realidad no es así. Una selección racional y cuidadosa de las características y parámetros de la galga extensométrica puede ser muy importante en lo que respecta a: 1) la optimización del desempeño de la galga extensométrica para condiciones de operación y ambientales específicas; 2) la obtención de una medida de esfuerzo confiable y precisa; 3) facilidad de instalación; 4) minimizar el costo de instalación de la galga extensométrica.

Muchos factores, como la duración en el tiempo, el rango de esfuerzo requerido, y la temperatura de operación deben ser considerados para elegir la mejor combinación de galga extensométrica/adhesivo para una prueba determinada.

Parámetros de la galga extensométrica:

La instalación y las características de operación de las galgas extensométricas están afectadas por los siguientes parámetros que pueden ser seleccionados en diferentes grados:

- Sensibilidad al esfuerzo de la aleación
- Autocompensación de la temperatura

- Material de respaldo (carrier)
- Resistencia de la grilla
- Longitud de la galga
- Patrón de galga

Parámetros a evaluar:

Básicamente, el proceso de selección de la galga consiste en determinar una combinación particular de parámetros que sea lo más compatible con las condiciones ambientales y de operación, y al mismo tiempo, que mejor satisfaga la instalación y requerimientos. Estos requerimientos pueden ser:

- Precisión
- Durabilidad
- Estabilidad
- Temperatura
- Facilidad de instalación
- Elongación
- Resistencia cíclica
- Resistencia ambiental

3.4.3. Material de respaldo (carrier).

La confección de galgas extensométricas se realiza mediante un grabado del papel metálico sobre un material de respaldo o “carrier” que cumple con las siguientes funciones:

- Proveer el medio de sustento a la grilla metálica durante la instalación.
- Presentar una superficie para confinar y pegar la galga al material de prueba.
- Proveer un aislamiento eléctrico entre la grilla y el material de prueba.

Los materiales de respaldo provistos por Micro-Measurements para sus galgas extensométricas son básicamente de dos tipos: polímeros y epoxy-fenólicos reforzados con fibra de vidrio. En el caso de las aleaciones sensibles al esfuerzo, los materiales de respaldo no son parámetros independientes, se presentan en combinaciones de aleaciones y material de respaldo con características constructivas especiales a los que llaman sistemas y se les aplican designadores de series. Como resultado, cuando se llega a un tipo óptimo de galga para una aplicación en particular, el proceso no permite la combinación arbitraria de aleación con material de respaldo sino que requiere la especificación de una de las series disponibles en particular. Cada una de estas series, tiene sus propias características y áreas de aplicación en particular y las recomendaciones para su selección se dan usualmente en tablas especiales como “Strain Gauge Series and Adhesive Selection table”. A continuación se detallan los diferentes materiales de respaldo, y dado que en la sección anterior se habló de las distintas aleaciones, se pretende ayudar a la comprensión de las distintas combinaciones para cada una de las series disponibles.

3.4.4. Características de una galga.

Longitud de una galga:

Es la región activa o longitud de la grilla sensible al esfuerzo de una galga. Los codos y almohadillas de soldadura no se consideran sensibles al esfuerzo debido a su gran sección transversal y su baja resistencia eléctrica. Para satisfacer las amplias necesidades de análisis de esfuerzos se ofrecen longitudes de galgas que van de 0.2mm a 100mm.

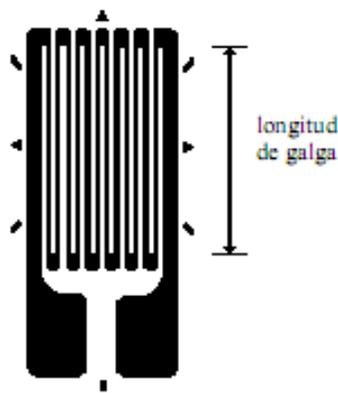


Figura 3.7. Longitud de una galga extensométrica.

Concentración del esfuerzo:

La longitud de la galga es usualmente un factor muy importante a la hora de determinar su rendimiento bajo ciertas circunstancias. Por ejemplo, las medidas de esfuerzo son realizadas, en general, sobre las piezas o estructuras críticas de una máquina (sometidas a mayor esfuerzo). Y muy frecuentemente, las piezas más fatigadas son las que se encuentran sometidas mayor esfuerzo, donde el gradiente de esfuerzo es más pronunciado y el área de mayor esfuerzo se circunscribe a una pequeña región. Las galgas extensométricas tienden a integrar, o promediar, el área cubierta por la grilla. Puesto que el promedio de la distribución de un esfuerzo no uniforme es siempre menor al máximo, una galga extensométrica que es más larga que la máxima región de esfuerzo, indicará una magnitud de esfuerzo muy bajo. La figura siguiente ilustra de forma representativa la distribución de esfuerzo en la vecindad de la concentración de esfuerzo, y demuestra el error en el esfuerzo indicado para una galga extensométrica demasiado larga con respecto a la zona de máximo esfuerzo.

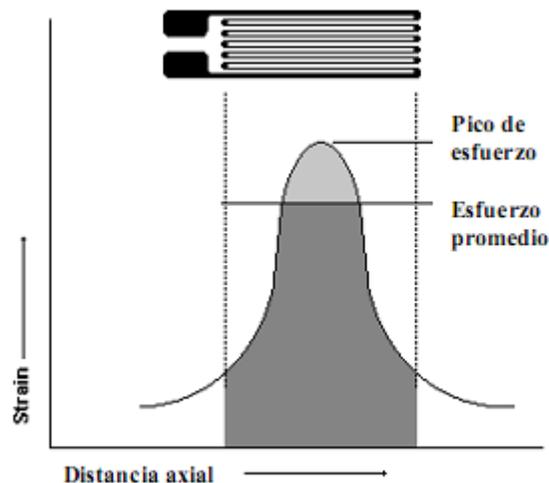


Figura 3.8. Distribución del esfuerzo sobre una galga extensométrica.

Como una regla general, en lo posible, la longitud de la galga no debe ser mayor a la dimensión de la causa del esfuerzo para que la medición sea aceptable. Cuando la causa del esfuerzo es pequeña, digamos del orden de 13mm, la regla general conduciría a longitudes de galgas muy chicas. Puesto que el uso de galgas muy pequeñas introduce otros tipos de problemas, se tiene que llegar a una relación de compromiso.

Galgas cortas:

Las galga extensométrica cuya longitud es de alrededor de 3mm tienden a exhibir su rendimiento un tanto degradado (particularmente con respecto a su máxima elongación, su estabilidad bajo esfuerzo estático y su durabilidad cuando está sometida a esfuerzo cíclico alternativo). Cuando cualquiera de estas características empobrece la precisión de la medición en mayor medida que el promedio del esfuerzo se justifica la utilización de una galga de mayor longitud.

Galgas largas:

Cuando se justifica su empleo, las galgas largas ofrecen ciertas ventajas que valen la pena mencionar. Son, casi siempre, más fáciles de manipular en todos los aspectos de la instalación y cableado que las galgas miniatura (13mm). Más aún, las galgas largas proveen una mejor disipación de calor porque debido a su resistencia nominal tienen menor potencia por unidad de área de grilla. Estas consideraciones pueden ser muy importantes a la hora de trabajar sobre materiales plásticos u otros materiales con pobre disipación de calor. Una inadecuada disipación de calor trae aparejada una sobre elevación de temperatura en la grilla, material de respaldo, adhesivo y superficie de prueba, y puede afectar notablemente el rendimiento y la precisión.

Promediación del esfuerzo:

Otra aplicación de las galgas extensométricas largas, es la medición de esfuerzos sobre materiales no homogéneos. Consideremos el caso concreto de una mezcla de un agregado, generalmente piedra, y cemento. Cuando medimos esfuerzo sobre una estructura de concreto, es habitualmente deseable utilizar una galga lo suficientemente larga como para abarcar varias piezas de agregado con el fin de tomar una muestra representativa del esfuerzo sobre la estructura. Dicho esto de otro modo, lo que se busca en este tipo de mediciones son los promedios y no los puntos máximos de esfuerzo situados en la interfaz piedra-cemento. En general, cuando medimos esfuerzo sobre estructuras formadas por distintos compuestos de cualquier clase, la longitud de la galga debe ser mayor a la de las partículas del material no homogéneo.

3.4.5. Patrón de grilla.

El patrón de grilla se refiere a la forma de la grilla, el número y orientación de las grillas en las galgas multi-grillas o rosetas, la configuración de las almohadillas, y varias características constructivas que son estándar para un patrón particular. La gran variedad de patrones disponibles se han diseñado para satisfacer el amplio rango de instalaciones medidas a través de galgas extensométricas.

- Galgas uniaxiales

Consiste en una galga de simple grilla, con patrón apropiado a una aplicación particular que depende particularmente de:

Almohadillas:

Deben ser, por supuesto, compatibles en tamaño y orientación con el espacio disponible. Además, es importante que el arreglo de almohadillas sea tal que facilite al operario realizar las conexiones pertinentes.

Ancho de grilla:

Cuando existen severos gradientes de esfuerzo perpendiculares al eje de la galga sobre la superficie de prueba, una grilla estrecha minimizará el error por promediación. Las grillas amplias, cuando sean apropiadas para la instalación, mejorarán la disipación de calor y reforzarán la estabilidad (particularmente cuando la galga se instale sobre un material con pobre transferencia de calor)

Resistencia de galga:

En ciertas instancias, la única diferencia entre dos galgas disponibles de la misma serie, es la resistencia eléctrica (típicamente 120Ω contra 350Ω). Cuando existen estas opciones, la galga

con mayor resistencia se prefiere pues reduce la disipación la generación de calor en un factor de tres (el mismo voltaje se aplica a la galga). También se tiene como ventaja a la disminución de ciertos efectos debido a las pistas como la menor sensibilidad del circuito gracias a la resistencia de las pistas tanto como a las variaciones de señal indeseadas a causa de los cambios de resistencia con fluctuaciones de temperatura. Además, cuando las galgas incluyen llaves, bucles o fuentes aleatorias de resistencia variable, la relación señal a ruido se ve mejorada con galgas con resistencia mayor para el mismo nivel de potencia.

En análisis experimentales de esfuerzos, una galga de simple grilla se utilizaría si sólo si se conoce de forma fehaciente que el esfuerzo en el punto de medida es uniaxial y la dirección de dichos esfuerzos es conocida con una precisión razonable. Estos requerimientos limitan seriamente el campo de aplicación de los strain gauges de simple grilla en el análisis de esfuerzos y la no consideración de esfuerzos biaxiales pueden llevar a grandes errores de medición.

- Rosetas

Para estados biaxiales de esfuerzos (muy común en el uso de galgas extensométricas), una roseta de dos o tres elementos puede ser requerida para determinar los principales esfuerzos. Cuando las direcciones de los esfuerzos se conocen de antemano, una roseta de dos elementos, 90° , puede ser empleada con las direcciones de los ejes alineadas con los esfuerzos. Las direcciones principales de esfuerzos pueden ser determinadas con suficiente precisión por varios métodos. Por ejemplo, la forma de un objeto y el modo en que se carga pueden ser de manera tal que las direcciones principales de esfuerzos resulten obvias por la simetría del problema.

En la mayoría de los casos de superficies bajo esfuerzos, cuando las direcciones principales de los esfuerzos no son conocidas, una roseta de tres elementos debe ser utilizada.

Dicha roseta puede ser ubicada con cualquier orientación, pero usualmente se dispone de manera que una de sus grillas se encuentre alineada con un eje principal de la pieza a probar. Las rosetas de tres elementos se encuentran disponibles en configuraciones rectangulares de 45° tanto como configuraciones Delta de 60° .

3.4.6.- Mediciones con galgas extensométricas

En la práctica, las mediciones con galgas extensométricas raramente involucran cantidades mayores que unos pocos milistrain (mε). Por lo tanto, para medir esfuerzo se requiere de máxima precisión sobre pequeños cambios de resistencia. El factor de galga es, como se dijo, la sensibilidad al esfuerzo de una galga extensométrica. Supongamos que una pieza de prueba sufre un esfuerzo de $500\mu\epsilon$. Una galga extensométrica con un factor de galga de 2 mostrará un cambio en su resistencia eléctrica de $2 \cdot (500 \cdot 10^{-6}) = 0.1\%$. Para una galga de 120Ω , es un cambio sólo de 0.12Ω . Para medir cambios tan pequeños de resistencia y compensar la sensibilidad térmica, las galgas extensométricas son casi siempre utilizados en configuración puente con excitación externa.

El circuito general de puente de Wheatstone, consiste en cuatro brazos resistivos con una excitación de voltaje, V_{EX} , que se aplica a través del puente. El voltaje de salida del puente, V_o , es igual a:

$$V_o = \left[\frac{R_3}{R_3 + R_4} - \frac{R_2}{R_1 + R_2} \right] \cdot V_{EX} \quad (40)$$

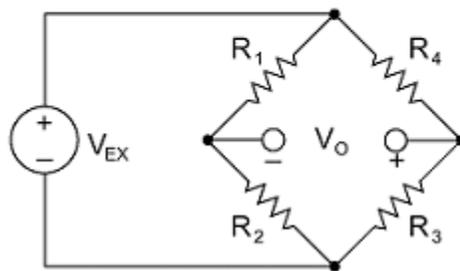


Figura 3.9. Puente de Wheatstone

De la ecuación anterior, cuando se da que $R_1/R_2 = R_4/R_3$, el voltaje de salida V_o es nulo. Bajo estas condiciones, el puente se encuentra balanceado. Cualquier cambio de resistencia sobre cualquier brazo del puente, tendrá una salida del voltaje no nula. Si reemplazamos R_4 con una

galga extensométrica activa, cualquier cambio en la resistencia de la galga extensométrica causará el desbalance del puente y producirá una salida no nula proporcional al esfuerzo.

3.5. Implantación de galgas extensométricas.

La acción completa de los adhesivos ocurre a través de una reacción catalítica de la humedad absorbida del aire. Las condiciones más favorables para la adhesión son bajo valores de humedad relativa (HR) de entre 30% y 80%. Con una HR de menos de 30%, la reacción se retarda notablemente y en casos extremos se detiene. Con valores de HR mayores a 80% se presenta un fenómeno que reduce la vida máxima de la adhesión. Por esta razón se deben observar estos límites de humedad relativa.

Una adhesión óptima sucede cuando el adhesivo se aplica en capas muy finas. Capas gruesas requieren más tiempo para secar o nunca secan, por lo tanto, superficies muy burdas deben ser evitadas y el proceso de aplicación del adhesivo debe seguirse fiel y cuidadosamente.

La velocidad de la adhesión completa depende de la condición química del material donde se va a hacer la aplicación. Los materiales alcalinos, aceleran la polimerización (la reacción química de adhesión), mientras que materiales ácidos no sólo retardan sino pueden evitar del todo la adhesión. En cualquiera de estos casos se pueden usar procedimientos para neutralizar el pH de la superficie. Las tablas 3.1 y 3.2 dan más información acerca del tiempo requerido para adhesión completa y para hacer mediciones confiables, respectivamente. Un secado y adhesión definitivos sucede hasta 24 horas después.

Tabla 3.1. Tiempos mínimos para adhesión.

Material	Tiempo de secado
Acero	60 a 120 seg
Aluminio	50 a 1000 seg
Plásticos	10 a 60 seg

Tabla 3.2. Tiempos mínimos de curado previo a la medición.

Tipo de medición	Tiempo de curado	
	a 5°C	a 20°C
Dinámica	90 min.	10 min.
Estática	120 min.	15 min.

3.5.1. Preparación de la superficie.

El objetivo de la preparación del material es crear una superficie limpia, libre de imperfecciones físicas mayores y químicamente apropiadas.

Limpieza burda. Se debe eliminar todo tipo de pintura, corrosión, oxidación o cualquier otro contaminante que pueda haber para el área de adhesión (más un área de tolerancia) de las galgas.

Suavizar la superficie. Cualquier tipo de protuberancia, canales, o imperfección mecánica debe ser eliminada por un proceso de pulido, limado, cepillado o lo que sea necesario para el caso.

Eliminar grasas. Este procedimiento se requiere para eliminar todo tipo de aceites, grasas, contaminantes orgánicos y residuos de productos químicos solubles. La elección del agente de limpieza depende de la naturaleza del contaminante y si la superficie puede ser deteriorada por el limpiador. Entre las opciones más comunes están el tolueno, acetona, alcohol isopropílico, desengrasante en aerosol, baños líquidos agitados ultrasónicamente, métodos desengrasantes por vapor, tricloroetileno y otras sustancias químicas más especializadas.

Para áreas grandes usar primero un polvo limpiador abrasivo como AJAX en polvo. Habiendo hecho esto, se debe enjuagar la superficie con agua de tal manera que al terminar se deje una capa continua de sólo agua sobre la superficie. Ésta se debe secar con papel o con calor. El procedimiento de limpieza consiste en empapar una gasa en el agente limpiador y lavar la superficie cubriendo inicialmente un área mayor a la deseada.

Notas importantes:

- El agente limpiador debe estar químicamente limpio y no debe dejar residuos.
- Nunca usar el agente limpiador directamente del recipiente donde se almacena. Una cantidad adecuada debe traspasarse a un recipiente limpio del cual se usará.
- Cada gasa usada debe ser desechada y nunca introducir una gasa usada en el recipiente con el agente limpiador.
- Porciones del agente limpiador sin usarse deben desecharse.
- El área a limpiar debe ser bien delimitada y avanzar progresivamente en esa zona hasta cubrirla completamente sin regresar a limpiar nuevamente para evitar introducir nuevas partículas sucias a la zona limpia.

Lijado. La adhesión entre dos superficies depende del área de las superficies que se cubre con el adhesivo. Un buen pulido fino de las superficies aumenta la adhesión porque aumenta el área de contacto efectiva. Para lijar la superficie se debe tomar en cuenta que sea un papel de lija apropiado para el material y de un grado adecuado. Para acero se usa un grado 80 a 180 y para aluminio un grado 220 a 360. Para evitar hacer canales en el material este procedimiento debe hacerse en movimientos circulares y de preferencia usando primero un papel de lija más grueso y después uno más fino.

Limpieza fina. Cualquier residuo de lija, material o polvo generado en el proceso anterior debe ser eliminado cuidadosamente. Se pueden usar los mismos métodos usados en el punto 2.3. Tome cada gasa empapada con pinzas de punta finas o 'tweezers' y pásela por la superficie una sola vez. Este procedimiento debe ser repetido una y otra vez hasta que la gasa no muestre señas de decoloración al pasarla por la superficie. La superficie debe dejarse seca y libre de residuos de gasa. Debe cuidar no soplar o respirar cerca de la superficie y evitar tocarla.

Marcar la superficie. La superficie del espécimen donde se van a aplicar las galgas debe marcarse ligeramente para poder alinear las galgas según la deformación que se desea medir. Utilícese un lápiz 4H para aluminio y un bolígrafo para acero para hacer unas ligeras marcas en la periferia

del lugar de aplicación de las galgas. Tenga presente que las galgas contienen también señales de alineación.

Alcalinidad óptima. Si es el caso, la superficie debe ser tratada para poner su valor de alcalinidad de 7 a 7.5 pH. Se aplica un neutralizador líquido libremente sobre la superficie limpia, se talla y seca con gaza o con palillos con punta de algodón. Tallar y secar debe hacerse siempre en una sola dirección y sin reusar el algodón o gaza.

Si los procedimientos anteriores se han seguido con atención y cuidado, la superficie está ya lista para que las galgas se adhieran. A partir de este momento las galgas deben ser adheridas tan pronto sea posible para minimizar contaminación.

3.5.2. Adhesión de galgas.

Posicionamiento de la galga. Se debe tomar la galga con unas pinzas finas y colocarla en una superficie químicamente limpia con la superficie de adhesión hacia abajo. Si se van a usar terminales para soldar se recomienda colocarlas a 1.6 mm del límite de la galga y alineadas en el centro. Se toma un pedazo de cinta adhesiva de unos 10 ó 15 cm de largo y se pone sobre la galga y terminal de tal manera que queden centradas en la cinta. Se levanta la cinta cuidadosamente en un ángulo de aprox. 45° de la superficie, trayendo consigo la galga y terminal adheridas, como lo muestra la figura 3.10.

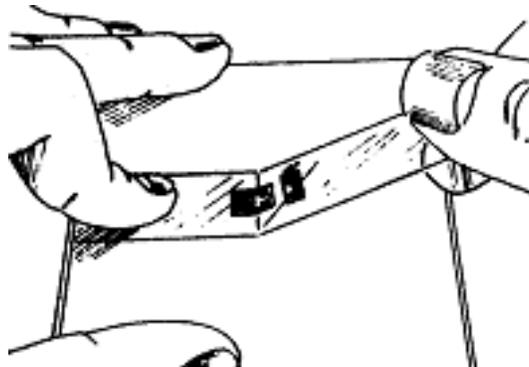


Figura 3.10. Galga y terminal adheridas a la cinta.

Alineación de la galga. Se posiciona la cinta con la galga y terminal en el espécimen de tal manera que las marcas de alineación coincidan con las marcas del espécimen y se pega firmemente un extremo de la cinta como se muestra en la figura 3.11. Si la alineación no coincidiera a satisfacción, se levanta la cinta de un extremo manteniendo un ángulo igual o menor a 45° hasta despegar la cinta completamente. Se repite el procedimiento de alineación hasta quedar satisfecho. Para técnicos principiantes se recomienda usar cinta adhesiva especializada para estas aplicaciones ya que ésta no deja residuos de adhesivo cuando se despega.

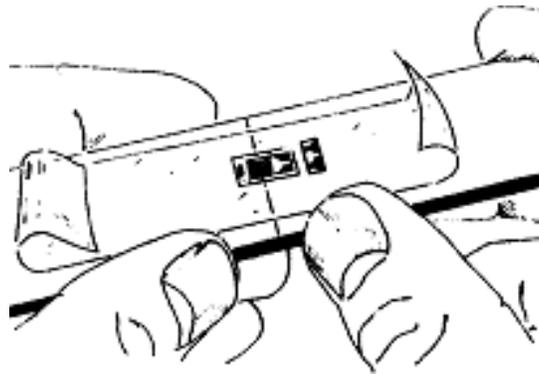


Figura 3.11. Galga y terminal alineadas en el espécimen.

Preparación final. Se levanta la cinta con la galga en un ángulo agudo (figura 3.12) hasta que la terminal queda aproximadamente 1 cm libre. Se dobla la cinta sobre sí misma y se pega el otro extremo sobre la superficie del espécimen de tal manera que la galga y terminal queden expuestas en una superficie plana con la parte a adherirse hacia arriba ver figura 3.13.

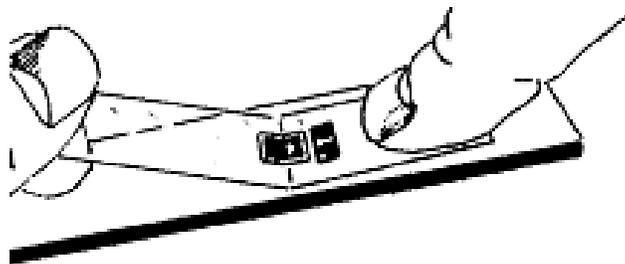


Figura 3.12. Levantar la cinta en un ángulo agudo.

Nota 1: Se deben revisar las especificaciones del fabricante para saber si la galga misma requiere de limpieza en la superficie de adhesión. Si la galga ha sido contaminada entonces debe ser limpiada con algodón y un neutralizador.

Nota 2: Algunos adhesivos requieren que se le aplique a la galga un catalizador para que el adhesivo tome mejor efecto. Si este es el caso, se siguen los procedimientos marcados por el fabricante o se deben consultar las guías técnicas publicadas por The Measurements Group, Inc.

Nota 3: Los siguientes tres pasos deben ser realizados en la secuencia mostrada y en un lapso de 3 a 5 segundos.

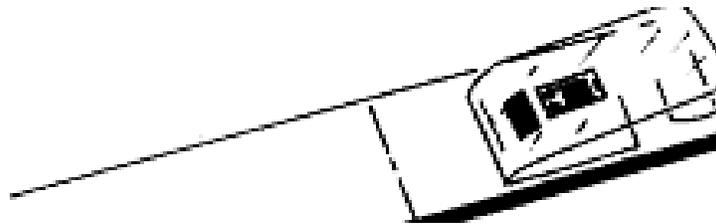


Figura 3.13. Posicionar la cinta para que la parte de debajo de la galga quede expuesta.

Aplicación del adhesivo. Se levanta la cinta del lado que ha sido doblada sobre sí misma. Tomando la cinta sin jalar ni doblar se aplican una o dos gotas de adhesivo en la unión de la cinta con el espécimen a aproximadamente 1 cm de la periferia de la galga con terminal (ver figura 3.14). Esto permite que la polimerización instantánea del adhesivo al contacto con el espécimen no provoque imperfecciones en la homogeneidad y uniformidad de la película de adhesivo.

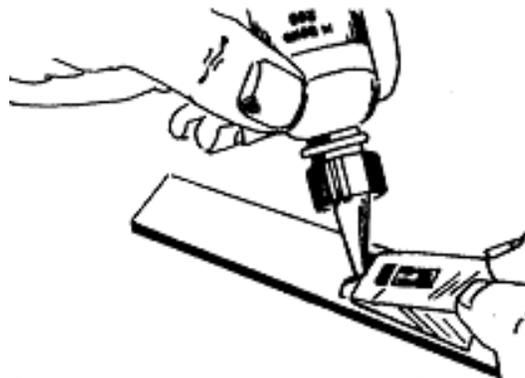


Figura 3.14. Aplicación del adhesivo.

Adhesión. Inmediatamente se desdobra la cinta para quedar a aproximadamente 30° de la superficie del espécimen con la galga y terminal haciendo un 'puente' sobre el lugar de instalación. Mientras se sostiene la cinta con una ligera tensión, se aplica una presión deslizante con los dedos y un pedazo de gasa que vaya oprimiendo la galga y terminal sobre su posición y alineación deseadas (ver figura 3.15). Se usa una presión firme al 'recostar' la galga sobre su posición ya que se requiere una película muy delgada y uniforme de adhesivo para resultados óptimos.

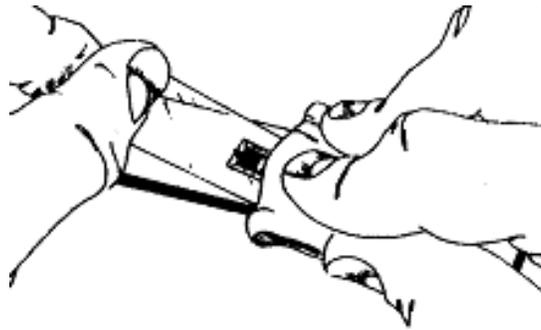


Figura 3.15. Adhesión.

Aplicación de presión. Inmediatamente después de la acción deslizante y ya con la galga en su posición y alineación correctas, se aplica una presión firme con el dedo pulgar sobre la galga y terminal (ver figura 3.16). Esta presión se debe ejercer por lo menos por espacio de un minuto. En condiciones de humedad baja (menos de 30% de HR) o en temperaturas menores a 20°C la presión debe extenderse a varios minutos, dependiendo de las condiciones. Cuando se tienen galgas de tamaño grande o superficies no uniformes puede requerirse de un dispositivo mecánico para aplicar la presión, por lo que también se requiere aplicar presión por más tiempo. El calor del dedo humano ayuda a una rápida polimerización del adhesivo. Se debe esperar por lo menos dos minutos para quitar la cinta después de retirar la aplicación de presión.

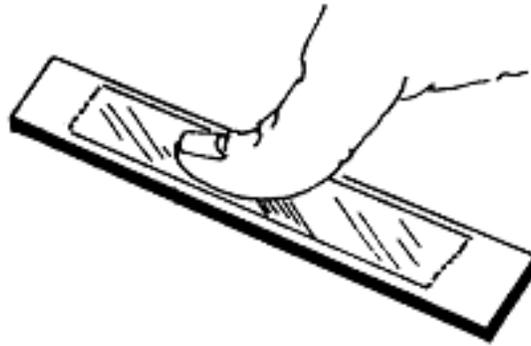


Figura 3.16. Aplicación de presión.

Retirar la cinta. La galga y terminal deben estar firmemente adheridas al espécimen. Para retirar la cinta, se jala directamente sobre sí misma de forma continua y lenta para evitar ejercer fuerzas innecesarias sobre la galga (figura 3.17). No es necesario retirar la cinta inmediatamente después de la instalación y puede permanecer como protección mecánica hasta que se vaya a proceder a soldar.

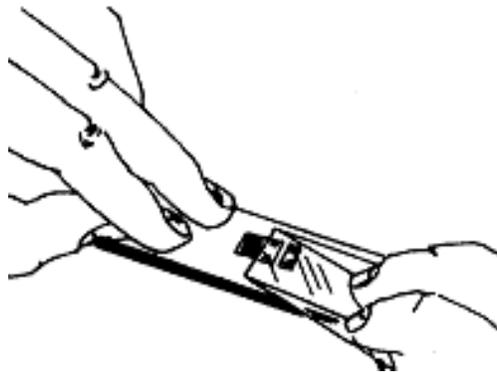


Figura 3.17. Como retirar la cinta.

3.5.3. Procedimiento para soldar.

Herramienta y técnica para soldar. Se debe cuidar que la punta del cautín sea de terminación plana o tipo desarmador plano (figura 3.18) y que se suelde usando la parte plana (figura 3.19). Se debe cuidar que se tenga una temperatura adecuada en el cautín y que no se haga contacto con la terminal de la galga por más de un segundo.

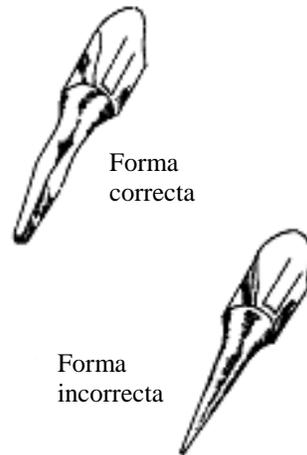


Figura 3.18. Formas correcta e incorrecta de la punta del cautín.

Este procedimiento debe realizarse con cuidado para evitar cualquier eventual daño a la galga. Como paso previo a soldar cables a las galgas los cables a soldar y las terminales deben ser recubiertos de soldadura para obtener una mejor transferencia de calor y una soldadura más rápida y nítida.

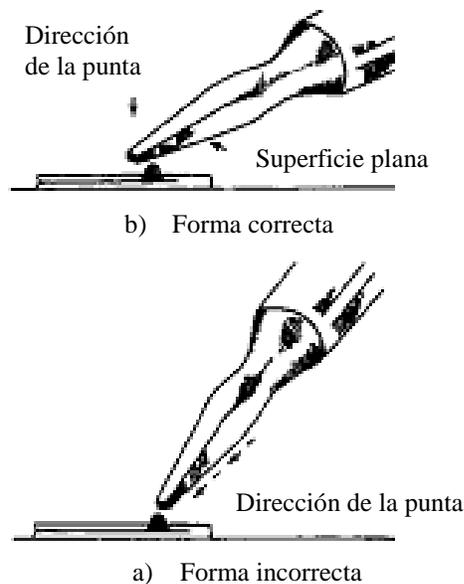


Figura 3.19. Posiciones al aplicar la soldadura, a) forma correcta, b) forma incorrecta.

En el caso de tener galgas extensométricas no encapsuladas, antes de soldar se debe cubrir el área de la galga con cinta adhesiva, dejando la mitad de las terminales de la galga expuestas para soldar, como en la figura 3.20. Procure usar un cautín con temperatura controlada. Temperaturas

muy altas tienden a oxidar la punta y a evaporar instantáneamente la pasta de soldar lo cual hace la operación más difícil. Se recomienda fijar el cable a soldar con una cinta adhesiva también para tener los cables a soldar en el lugar correcto y disponer de ambas manos para soldar. Se coloca el cautín a un ángulo de 30° o menor sobre la terminal de la galga y cable y al mismo tiempo alimente aproximadamente 3mm de soldadura (figuras 3.19 y 3.21). Al terminar se levanta simultáneamente la punta del cautín y la soldadura. La soldadura debe ser de la que contiene flujo antioxidante en su interior. El procedimiento de soldado de cada terminal debe durar aproximadamente 1 segundo. La soldadura debe quedar como un pequeño montículo sobre la terminal (figura 3.22) y la punta del cable y debe tener un aspecto suave y brillante. Deben evitarse picos y soldaduras opacas.

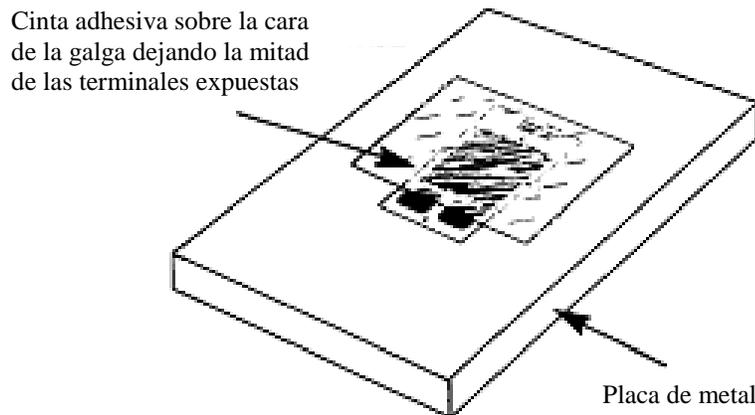


Figura 3.20. Protección del área de galga y parte superior de las terminales con cinta adhesiva.

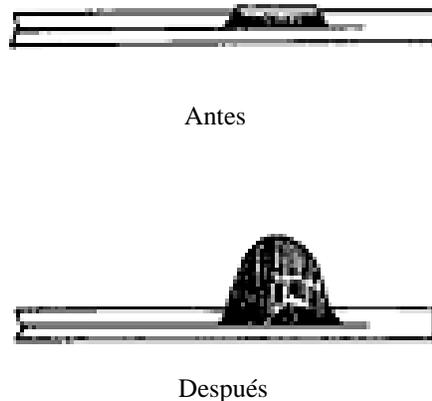


Figura 3.21. Forma correcta del montículo de soldadura.

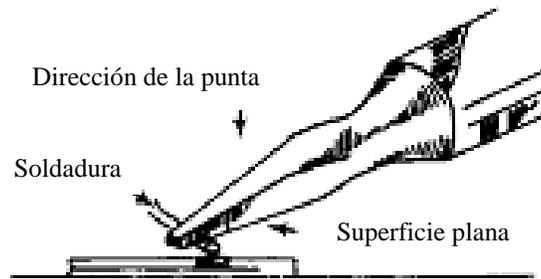


Figura 3.22. Colocación del caudín y la soldadura.

3.5.4. Recubrimiento de protección.

Barniz de recubrimiento. La instalación completa debe protegerse mediante recubrimientos especializados. El tipo y técnica de recubrimiento depende de la aplicación y el ambiente de uso del sensor. En general se requiere de al menos un barniz protector y podría llegar a requerirse una capa de silicón o cera para protección mecánica y contra humedad respectivamente.

Capítulo IV



METODOLOGÍA DE EXPERIMENTACIÓN Y RESULTADOS

En el presente capítulo se muestra la metodología seguida para el análisis de una semiala simulada por elemento finito y medida a través del sistema de adquisición de datos PXI de National Instrument (NI), lo cual implica la calibración del equipo y la validación de acuerdo a los resultados obtenidos en ambas pruebas.

4.1. Diseño de Celda de Pruebas.

En la presente tesis se pretende establecer una metodología que nos permita realizar análisis estructurales sobre un perfil aeroespacial, específicamente utilizando un sistema de empotramiento para un perfil de ala NACA 4412 (figura 4.3), estos análisis estructurales fueron realizados por medio del sistema PXI de National Instrument, este sistema recolecta la información obtenida a través de sensores de esfuerzos conocidos como galgas extensométricas y los muestra en una PC a través del software comercial LabView.



Figura 4.1. Vista frontal de marco de pruebas.

La celda de pruebas (figura 4.1), se encuentra sobre una mesa fabricada de tubular estructural de acero (PTR) de 2" x 2", con un espesor 0.12" en la cual se encuentra atornillada una plataforma de acero inoxidable de ½" de espesor (figura 4.2). El esfuerzo de cedencia que soporta la estructura tubular es de 42,000 psi, y el de la placa de acero inoxidable es de 75,000 psi, esta capacidad resiste fácilmente el peso que será colocado sobre esta mesa consistente en la celda de pruebas.



Figura 4.2. Mesa de soporte de marco de pruebas.

Además de esto, la mesa de soporte cuenta con ruedas para facilitar el manejo y movimiento de la misma pudiéndose fijar en cualquier lugar ya que cuenta con 4 soportes de nivelación ajustable con rótula para cualquier tipo de superficie.

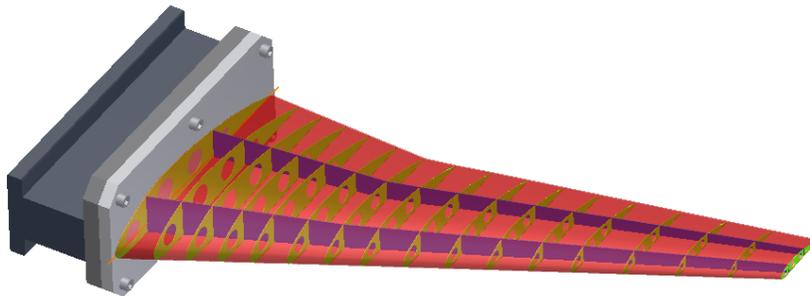


Figura 4.3. Sistema para empotramiento de ala.

La celda de pruebas está constituida de un par de placas de acero inoxidable de $\frac{1}{2}$ " atornilladas a una estructura de PTR de 2" x 2" con espesor de 0.12", a su vez ambas placas se encuentran unidas por medio de 4 tornillos de $\frac{1}{4}$ "-20 UNC, en cada una de sus esquinas.

La estructura de la que está compuesta la celda de pruebas ofrece la resistencia suficiente para soportar los esfuerzos que serán realizados sobre los elementos a analizar, contando con un esfuerzo de cedencia por encima de los esfuerzos de prueba, en la figura 4.4 se muestra el concepto general de la celda de pruebas.

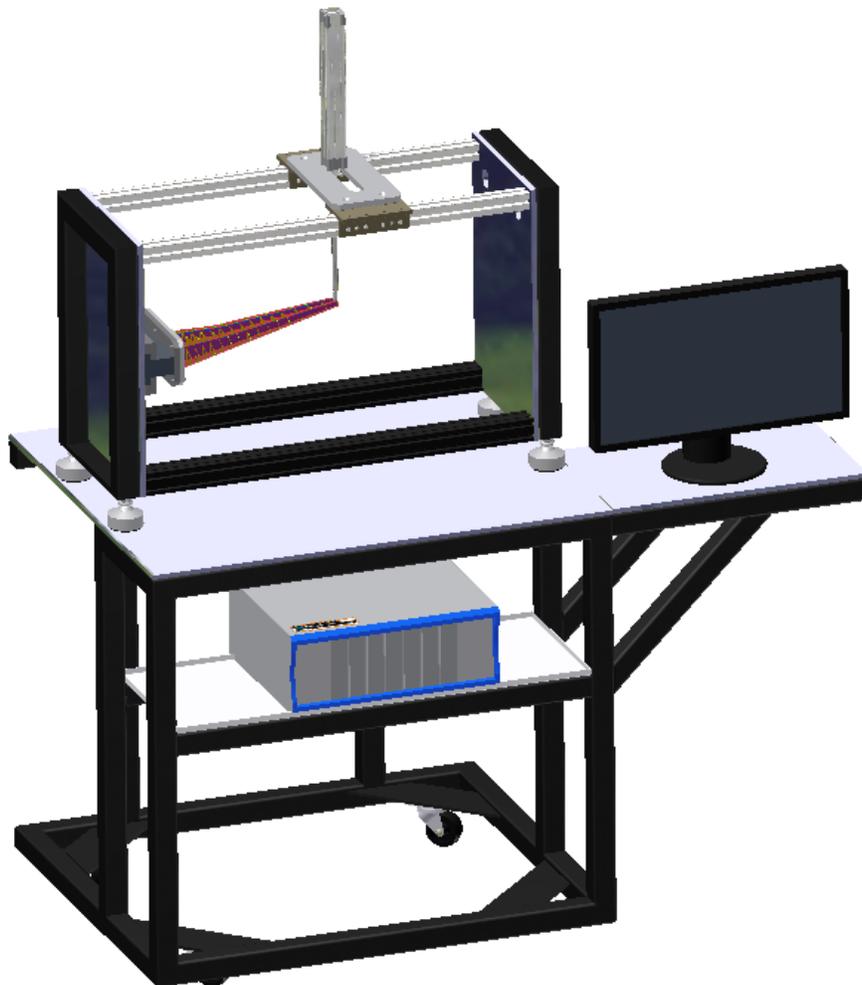


Figura 4.4. Celda de pruebas de esfuerzos.

4.1.1. Diagrama de flujo

El diagrama de flujo (figura 4.5), engloba 4 etapas para la definición del marco de pruebas que se pretende diseñar, la primera etapa que se muestra como construcción de celda de pruebas engloba los siguientes pasos, diseño y construcción de la celda de pruebas para componentes

aeroespaciales, fabricación de pieza de prueba para medición de esfuerzos y la instrumentación de la pieza de prueba.



Figura 4.5. Diagrama de flujo de experimentación.

La segunda etapa se basa en los siguientes pasos, cálculo de fuerzas aplicadas sobre pieza de prueba, determinación de esfuerzos en pieza de prueba a través del elemento finito, caracterización de la computadora industrial PXI, obtención de resultados y calibración del equipo de acuerdo a resultados obtenidos.

Una vez obtenido un porcentaje de error aceptable viene la última etapa que se basa en la fabricación de geometría en 3D, determinación de esfuerzos calculados por elemento finito y de manera física, fabricación de perfil aeroespacial, definición de configuración de instrumentación,

determinación de esfuerzos a través del elemento finito y de manera física y por último determinar el porcentaje de error de acuerdo a resultados obtenidos.

4.2. Análisis comparativo entre el comportamiento estructural de un perfil aeroespacial rectangular contra uno estándar a través del método del elemento finito.

Conforme se incrementa la demanda en la industria aeroespacial, mayores son los requerimientos de análisis sobre los componentes de las aeronaves, generando la necesidad de estudios que puedan agilizar el proceso de su evaluación estructural.

El siguiente estudio fue realizado para la participación en el congreso (CAIP 2011) consiste en un análisis preliminar, realizado para determinar las similitudes y discrepancias entre los resultados del análisis numérico y el experimental, con lo cual se pueda generar una metodología de simplificación en el estudio estructural del ala de una aeronave.

Hoy en día uno de los temas que más atraen la atención del trabajo de investigación sobre el análisis y diseño en ingeniería, es precisamente su aspecto metodológico. En décadas pasadas, los libros sobre diseño mecánico hacían referencia en su parte introductoria a alguna metodología de diseño describiéndola de manera muy generalizada. Comúnmente la enseñanza formalizada de diseño mecánico se ajustaba solo al cálculo de elementos de máquinas, y en el mejor de los casos, los ingenieros de diseño, de acuerdo a su experiencia personal adquirida durante el ejercicio de la profesión, desarrollaban su propia metodología. Actualmente, debido a la importancia que se ha descubierto en torno a la metodología de diseño, se investiga sobre las mejores formas de proceder y se publican libros enteros sobre este tema [56], teniendo como base sustentable para estos estudios, que el diseño mecánico hace uso de las mecánicas aplicadas a la ingeniería, las ciencias de los materiales y las matemáticas [36].

Tomando lo anterior en consideración, a través de este estudio se busca una metodología que ayude en el análisis de formas complejas tales como la estructura de un ala de avión, tratando de simplificar su estudio obteniendo resultados que se puedan someter a discusión.

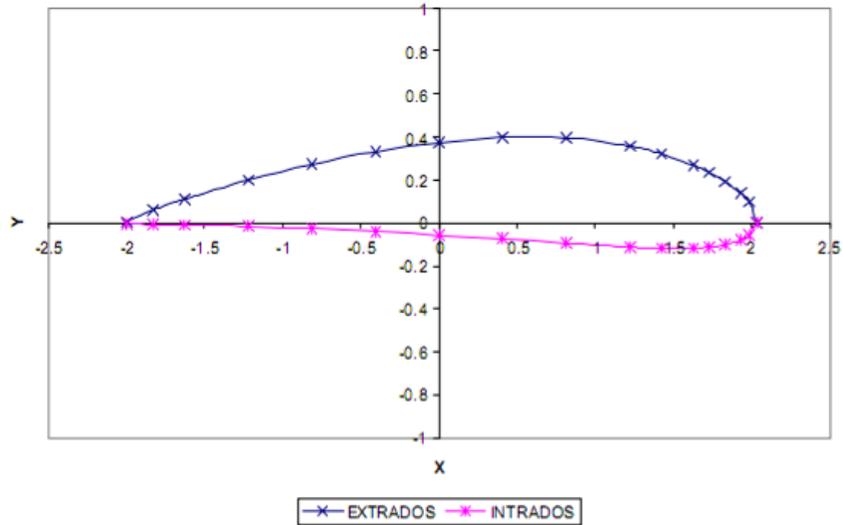


Figura 4.6. Perfil NACA 4412 [57].

El diseño fue realizado en el software Inventor a partir de un perfil aerodinámico NACA 4412 (perfil estándar) (Figura 4.6), con el cual se realizó la geometría completa de un ala Embraer (EMB 145). Se siguieron las dimensiones en planta y las posiciones de las costillas a todo lo largo del ala para ajustarse lo más cercano posible a la configuración real del volumen del ala.

En primera instancia el ala fue modelada asignándole una configuración sólida, tomando en consideración los cambios de secciones y las posiciones de las costillas de la estructura resistente del ala (Figura 4.7).



Figura 4.7. Modelo de ala sólida perfil NACA 4412.

Esta misma geometría se utilizó para realizar una configuración sencilla del perfil aerodinámico, siguiendo una forma rectangular, cuyos lados quedaron situados en los bordes del perfil aerodinámico NACA 4412 (figura 4.8).

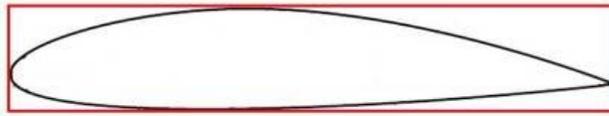


Figura 4.8. Definición de perfil rectangular.

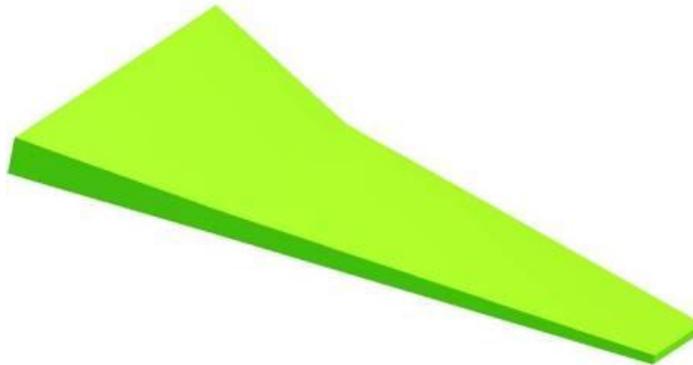


Figura. 4.9. Modelo de ala sólida perfil rectangular.

Una vez obtenidas las dimensiones del perfil rectangular a partir del perfil NACA 4412, se procedió a realizar el modelado del ala siguiendo las posiciones de las costillas de la misma forma que en el modelado del ala con el perfil NACA 4412. En la figura 4.9 se puede apreciar la configuración del ala con perfil rectangular.

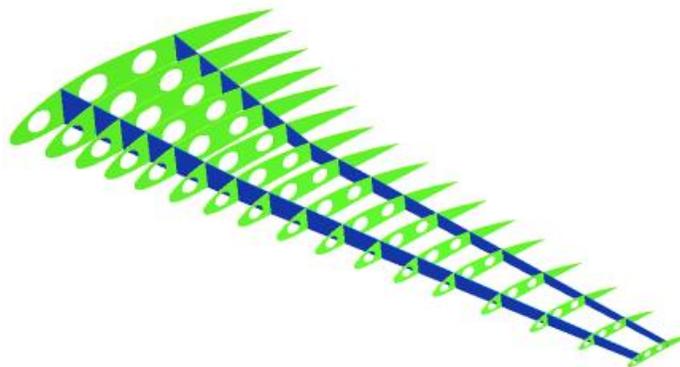


Figura 4.10. Modelo de estructura resistente de ala, perfil NACA 4412.

En segunda instancia se realizó el diseño de la estructura resistente del ala tomando en consideración las mismas características tanto de configuración del perfil como de posicionamiento de costillas consideradas para el diseño del ala sólida.

Las figuras 4.10 y 4.11 muestran el diseño de cada ala con sus diferentes configuraciones de perfil, agregando los largueros y los resaques en las costillas que presenta la estructura resistente del ala real.

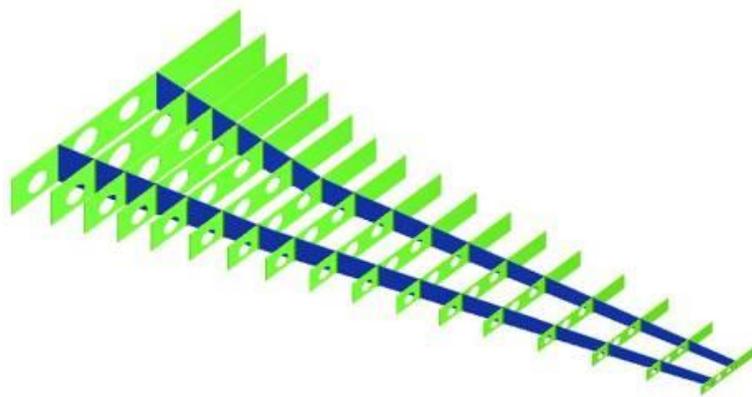


Figura 4.11. Modelo de estructura resistente de ala, perfil rectangular.

Una vez diseñadas todas las configuraciones del ala se procedió a exportarlas al software COSMOS asignándole propiedades del aluminio (material del que están hechas estas alas), un empotramiento en la zona de unión entre el ala y el fuselaje del avión, y la aplicación de las cargas sobre la punta del ala, normales al plano horizontal (figura 4.12).

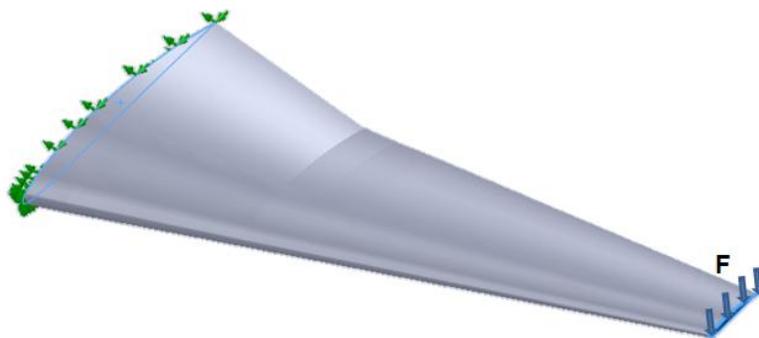


Fig. 4.12. Restricciones asignadas para el análisis de esfuerzos.

Para todos los casos las medidas fueron puestas a escala de 1:20 esto con el fin de realizar, como trabajo futuro, la fabricación de todas las opciones, adecuándolas a un marco de prueba preestablecido en el cual se corroborarán los resultados obtenidos a través de estas simulaciones. Ya que para relacionar las cargas en estructuras reales con la deformación que producen, se deben efectuar experimentos para determinar el comportamiento de la carga-deformación de los materiales usados en la fabricación de las estructuras [38].

4.2.1. Resultados del estudio.

La técnica de análisis por elementos finitos (AEF) consiste en dividir la geometría en la que se quiere resolver una ecuación diferencial de un campo escalar o vectorial en un dominio, en pequeños elementos, teniendo en cuenta unas ecuaciones de campo en cada elemento, los elementos del entorno de vecindad y las fuentes generadoras de campo en cada elemento [51].

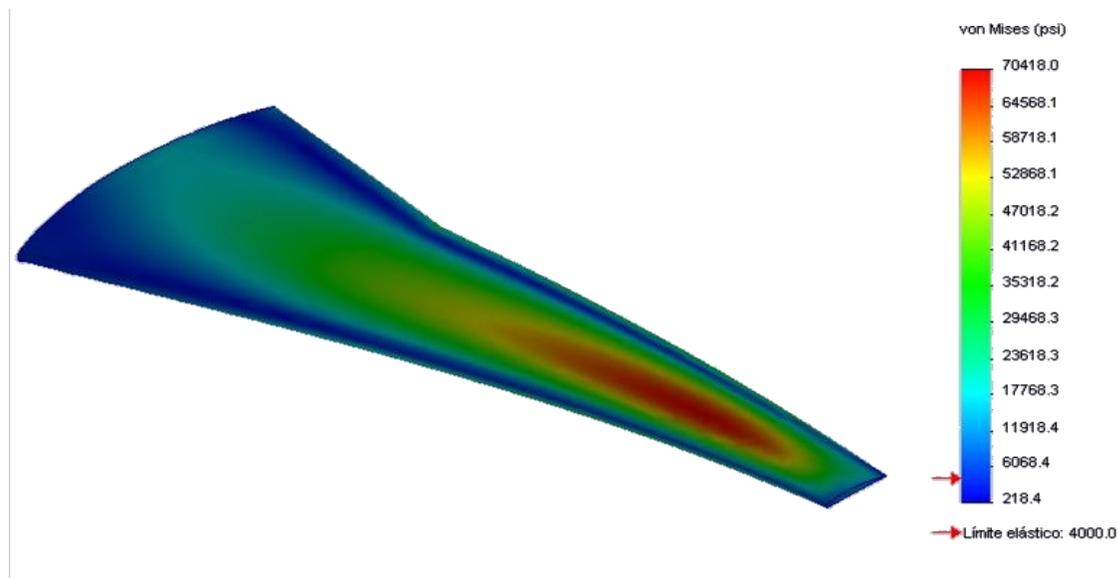


Figura 4.13. Resultado de esfuerzos en ala sólida perfil NACA 4412.

El método del elemento finito ha llegado a ser una herramienta poderosa en la solución numérica de un amplio rango de problemas de ingeniería. Las aplicaciones van desde el análisis por deformación y esfuerzo en automóviles, aeronaves, edificios y estructuras de puentes hasta el análisis de los campos del flujo de calor, de fluidos, magnético, filtraciones y otros fenómenos

físicos. Con los avances en la tecnología de las computadoras y de los sistemas CAD, pueden modelarse problemas complejos con relativa facilidad [58]. En este estudio se dio uso a esta tecnología y a continuación se muestran los resultados obtenidos en la simulación a través del software COSMOS por medio del método de tensiones de Von Mises.

Cabe resaltar que las magnitudes de las cargas aplicadas no son relevantes para este estudio ya que solo se pretende observar cómo se comportan los esfuerzos en la estructura del ala, sin embargo las restricciones en cada una de las pruebas fueron las mismas incluyendo la magnitud de la carga.

En la figura 4.13 podemos observar la distribución de esfuerzos experimentados por el ala sólida de perfil NACA 4412, aquí se puede apreciar que se comienza a mostrar una concentración de esfuerzos aproximadamente a partir de la mitad de la longitud total del ala y terminan antes de llegar a la zona de wingtip, presentando un esfuerzo máximo de 70418 psi.

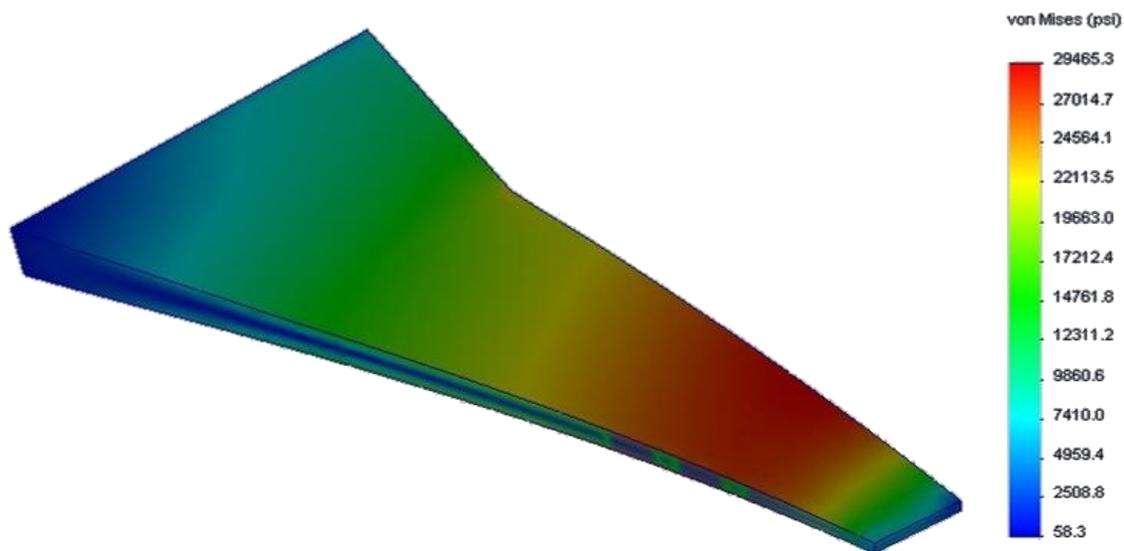


Figura 4.14. Resultado de esfuerzos en ala sólida perfil rectangular.

En la figura 4.14 se muestran los esfuerzos experimentados por el ala sólida de perfil rectangular, obteniendo un esfuerzo máximo de 29485.3 psi, donde se puede apreciar que los esfuerzos de mayor magnitud comienzan aproximadamente a partir de la mitad de la longitud total del ala terminando antes de llegar a la zona de wingtip.

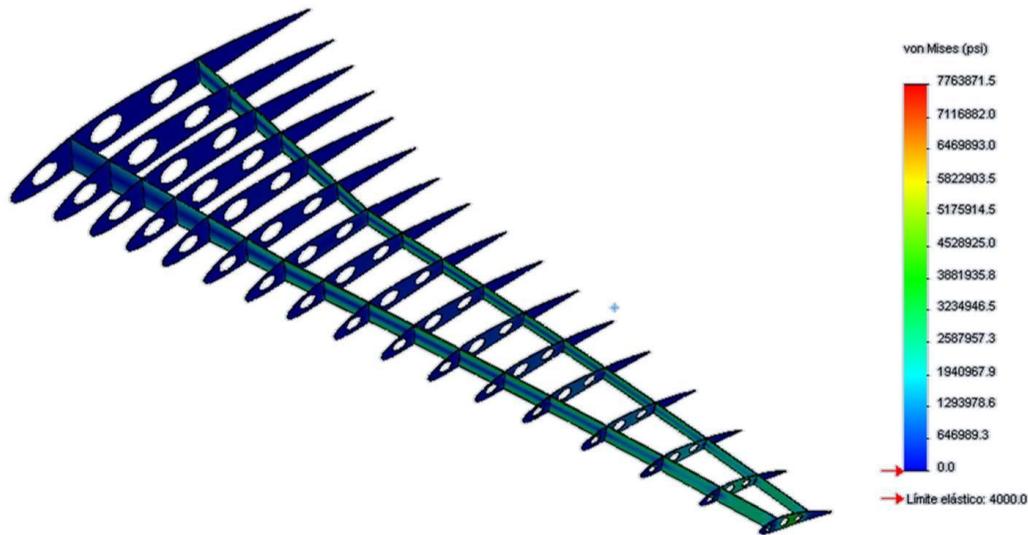


Figura 4.15. Resultado de esfuerzos en estructura resistente del ala, perfil NACA 4412.

En las figuras 4.15 y 4.16 se muestran los resultados de esfuerzos de la estructura resistente del ala con el perfil NACA 4412 y el perfil rectangular respectivamente, en ambos casos hubo una distribución uniforme de esfuerzos a través de los largueros en los cuales recayó la mayor parte de la fuerza aplicada, los esfuerzos máximos presentados en el ala de perfil NACA 4412 y el ala de perfil rectangular fueron de 7763871.5 psi y 3801053.8 psi respectivamente. En la tabla 4.1 se muestran los resultados obtenidos para cada análisis.

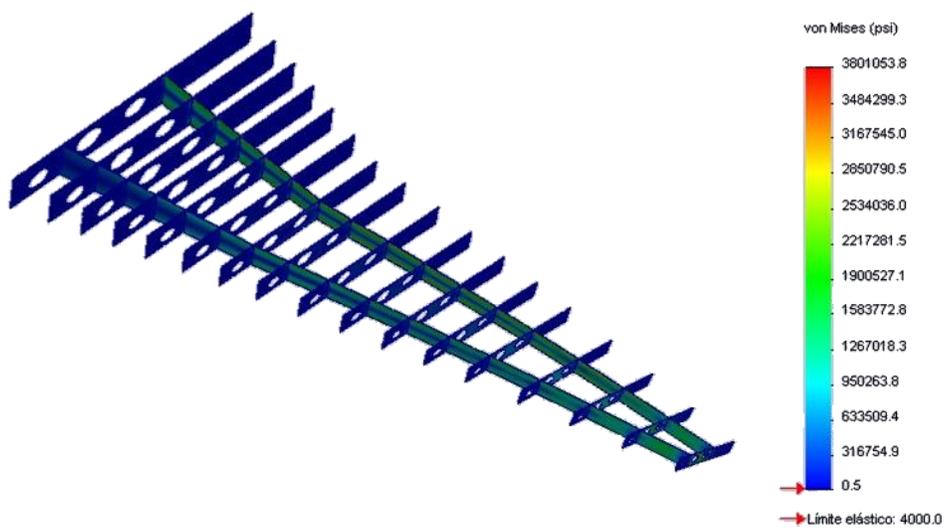


Figura 4.16. Resultado de esfuerzos en estructura resistente del ala, perfil rectangular.

Tabla 4.1. Resultados de esfuerzos obtenidos en cada análisis del ala.

Configuración	Perfil	Esfuerzo Máximo (psi)
Sólida	NACA 4412	70418,5
	Rectangular	29465,3
Estructura real	NACA 4412	7763871,5
	Rectangular	3801053,8

4.2.2. Discusiones sobre los resultados obtenidos.

En la tabla 4.1 podemos observar una notoria relación, entre los resultados obtenidos para el perfil NACA 4412 y el perfil rectangular en ambas configuraciones, en donde se aprecia que para ambos casos el esfuerzo se incrementa aproximadamente el doble, presentando el ala sólida de perfil NACA 4412 un esfuerzo 2.38 veces mayor que el rectangular y en el caso del ala de estructura real con perfil NACA 4412 un esfuerzo 2.04 veces mayor que el rectangular, incluyendo una distribución de esfuerzos proporcionales para ambos casos, a su vez encontrando una relación entre ambas configuraciones siendo los esfuerzos del ala de estructura real, en promedio, 120 veces mayores que la configuración sólida. Con esto podemos concluir que este podría ser un método para la simplificación del análisis del ala de una aeronave minimizando la complejidad de su geometría, obteniendo resultados rápidos que serían ajustables con los respectivos factores antes mencionados, obteniendo esfuerzos muy cercanos a los reales.

4.3. Calibración de celda de pruebas.

Uno de los pasos importantes en esta investigación es la validación de los resultados que se pretenden obtener por medio del equipo PXI, para esto se utilizó el equipo de prueba para la determinación del factor galga FL 102 (figura 4.17).

Para determinar las deformaciones teóricas sufridas en la barra sujeta a flexión se tomó en consideración el desplazamiento que sufre la pieza de prueba al actuar un par de cargas sobre ella, obteniendo los resultados a partir de la curvatura presentada, las ecuaciones 41 y 42 muestran el arreglo para determinar las deformaciones representadas en la figura 4.18.

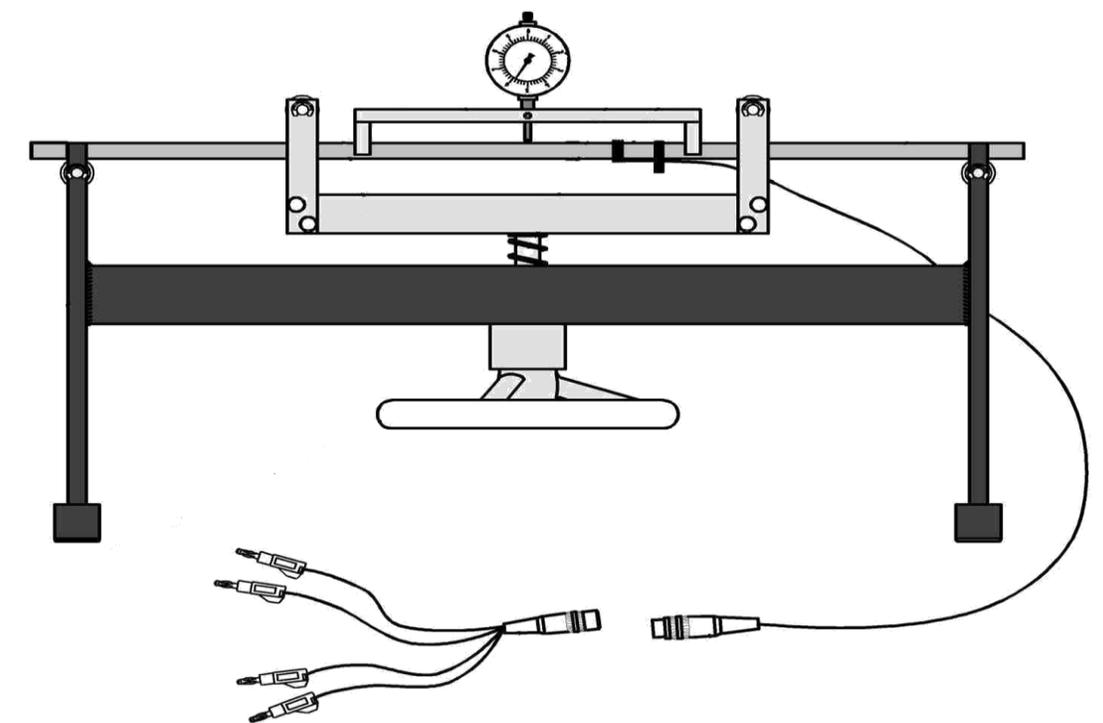


Figura 4.17. Equipo para medición de flexión FL 102.

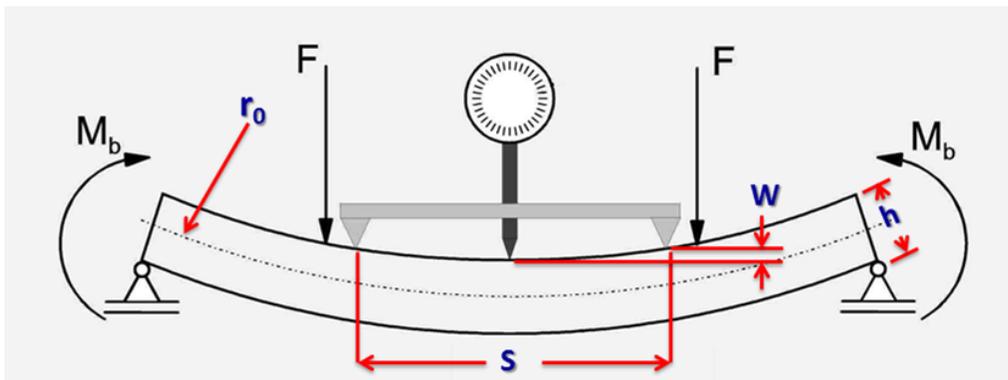


Figura 4.18. Consideraciones para cálculo de deformaciones.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{h}{2 \cdot r_0} \tag{41}$$

$$r_0 = \frac{W}{2} + \frac{S^2}{8W} \tag{42}$$

La tabla 4.2 muestra los resultados de las deformaciones calculadas para la serie de desplazamientos presentados en la pieza de prueba.

Tabla 4.2. Resultado de deformaciones calculadas

w (mm)	Deformaciones ($\mu\epsilon$)
0.3	298
0.35	347
0.4	397
0.45	446
0.5	496
0.55	545
0.6	595
0.65	645
0.7	694
0.75	744
0.8	793

4.3.1. Ensayo de flexión a través de galgas extensométricas

A continuación se muestra el arreglo realizado por medio de programación en LabView para la manipulación de los datos adquiridos por medio del equipo PXI, para mostrar en pantalla los valores sensados a través de las galgas extensométricas (figura 4.19 y 4.20).

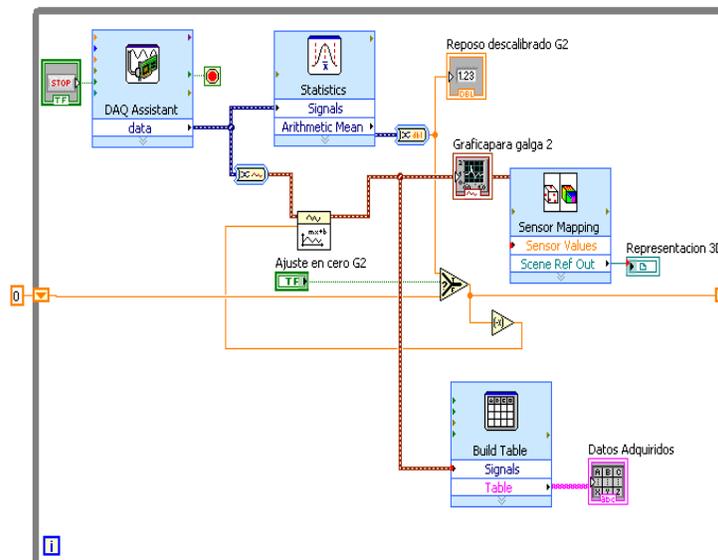


Figura 4.19. Diagrama de bloques en LabView para la obtención de deformaciones con galgas extensométricas.

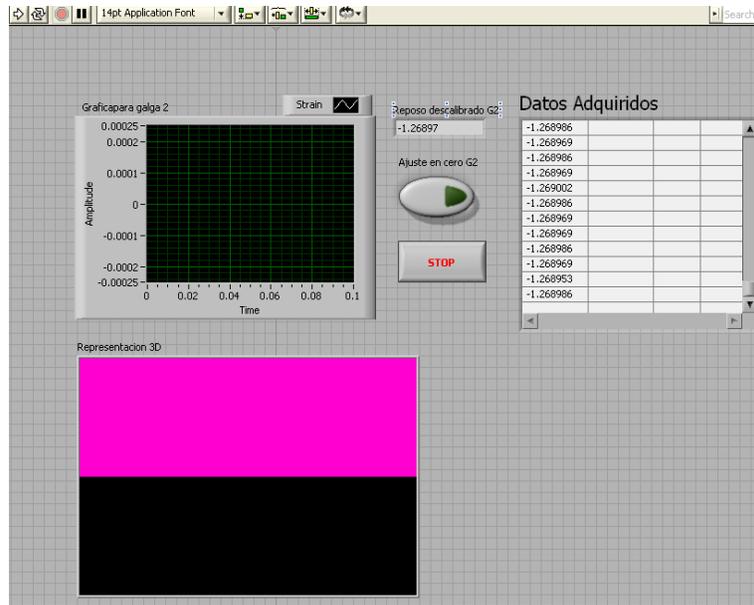


Figura 4.20. Panel frontal en LabView para obtencion de deformaciones.

La tabla 4.3 muestra las deformaciones obtenidas a través del sistema PXI, las cuales son el promedio de un conjunto de muestras tomadas en el tiempo.

Tabla 4.3. Deformaciones obtenidas por medio de PXI.

w (mm)	Deformaciones (µε)
0.3	270
0.35	370
0.4	413
0.45	462
0.5	479
0.55	517
0.6	586
0.65	664
0.7	722
0.75	743
0.8	782

4.3.2. Adquisición de datos de flexión a través del equipo System6000

Adicionalmente las mediciones fueron complementadas por medio del equipo System6000, para validar el comportamiento de los datos con respecto el sistema PXI

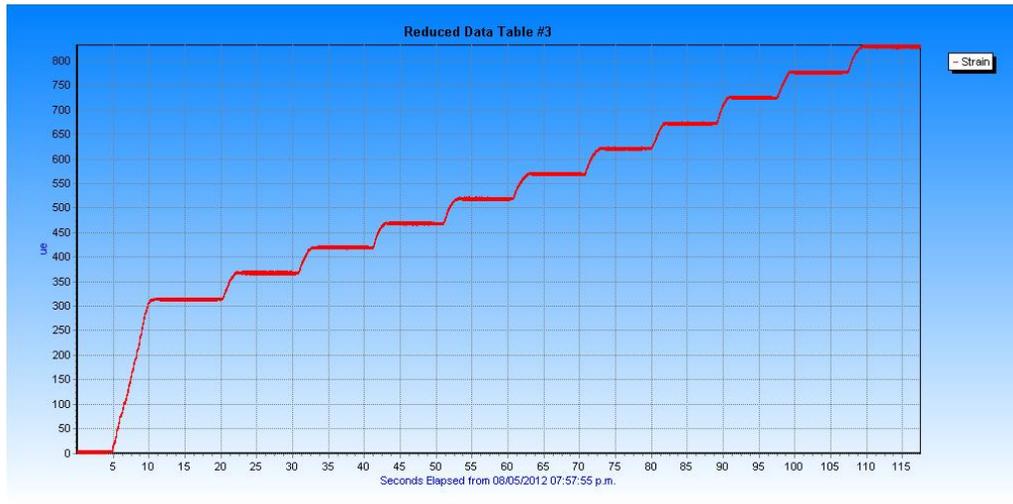


Figura 4.21. Deformaciones obtenidas por medio del equipo System6000.

La grafica 4.21 muestra el comportamiento de las deformaciones con respecto al tiempo y se muestran de manera numérica en la tabla 4.4, los cuales resultan del promedio de un conjunto de valores obtenido a través de este equipo.

Tabla 4.4. Deformaciones obtenidas por medio del equipo System6000.

w (mm)	Deformación System6000 (με)
0.3	312.2
0.35	360
0.4	418.4
0.45	467.8
0.5	521.5
0.55	560.7
0.6	621
0.65	673.5
0.7	726.8
0.75	777.1
0.8	831.1

4.3.3. Estudio de flexión a través del método del elemento finito

Como se muestra a continuación mediante ecuaciones de suma de momentos determinaremos la fuerza que desconocemos, la representación se encuentra en la figura 4.22 y 4.23.

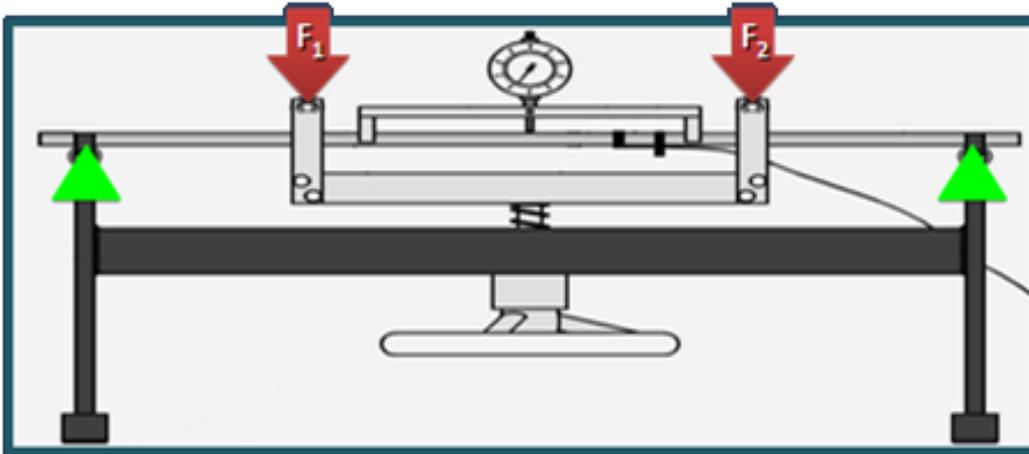


Figura 4.22. Definición de fronteras para el análisis de elemento finito

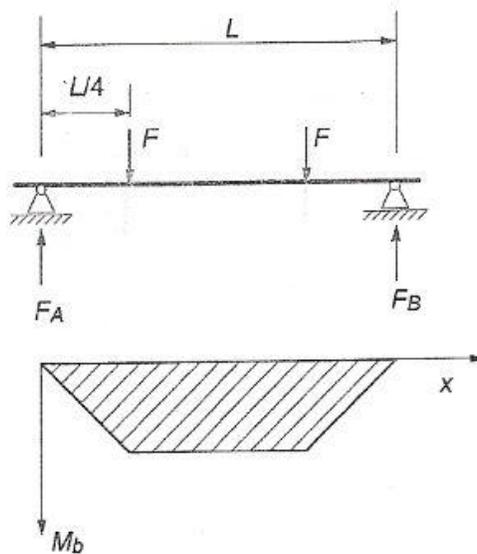


Figura 4.23. Diagrama de momentos flectores.

$$\Sigma M = 0$$

$$F_1\left(\frac{L}{4}\right) + F_2\left(\frac{3L}{4}\right) - R_B L \quad (43)$$

$$\Sigma M_B = R_A\left(\frac{L}{4} + x\right) - F_1(x) - M = 0$$

$$R_A = F_1$$

$$M = \frac{R_A L}{4} + R_A x - F_1(x)$$

$$M = \frac{F_1 L}{4}$$

Despejando la fuerza no da lugar a la siguiente ecuación:

$$F_1 = F_2 = \frac{4M}{L} \quad (44)$$

Para poder calcular la fuerza que anteriormente despejamos, tenemos que determinar el esfuerzo con la deformación unitaria y el módulo de elasticidad que ya se obtuvieron en la práctica.

$$\sigma = \varepsilon E \quad (45)$$

donde la deformación unitaria ‘ ε ’ surge de la siguiente formula:

$$\varepsilon = \frac{h}{w + \frac{s^2}{4w}} \quad (46)$$

Por consiguiente sacaremos el momento el cual utilizaremos en la ecuación 2.2 y el esfuerzo obtenido mediante la deformación unitaria y el módulo de elasticidad.

$$M = \frac{\sigma I}{c} \quad (47)$$

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (48)$$

Ya una vez obtenido los cálculos anteriores procedemos a calcular las fuerzas las cuales son iguales. A continuación se mostraran los cálculos realizados para la obtención de las fuerzas a diferentes deformaciones.

$$\varepsilon_1 = 0.298 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.298 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 61090000$$

$$M = \frac{(61090000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 36.6654 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(36.654)}{0.600} = 244.36 \text{ N}$$

$$\varepsilon_2 = 0.347 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.347 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 71135000$$

$$M = \frac{(71135000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 42.681 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(42.681)}{0.600} = 284.54 \text{ N}$$

$$\varepsilon_3 = 0.397 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.397 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 81385000$$

$$M = \frac{(81385000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 48.831 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(48.831)}{0.600} = 325.054 \text{ N}$$

$$\varepsilon_4 = 0.466 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.466 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 95530000$$

$$M = \frac{(95530000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 57.318 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(57.318)}{0.600} = 382.12 \text{ N}$$

$$\varepsilon_5 = 0.496 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.496 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 101680000$$

$$M = \frac{(101680000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 61.008 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(61.008)}{0.600} = 406.72 \text{ N}$$

$$\varepsilon_6 = 0.545 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.545 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 111725000$$

$$M = \frac{(111725000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 67.5936 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(67.5936)}{0.600} = 450.6241 \text{ N}$$

$$\varepsilon_7 = 0.595 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.595 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 121975000$$

$$M = \frac{(121975000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 73.185 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(73.185)}{0.600} = 487.9 \text{ N}$$

$$\varepsilon_8 = 0.645 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.645 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 132225000$$

$$M = \frac{(132225000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 79.335 \text{ N.m}$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(79.335)}{0.600} = 528.9 \text{ N}$$

$$\varepsilon_9 = 0.694 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.694 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 142270000$$

$$M = \frac{(142270000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 85.362 N.m$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(85.362)}{0.600} = 569.08 N$$

$$\epsilon_{10} = 0.744 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.744 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 152520000$$

$$M = \frac{(152520000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 91.512 N.m$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(91.512)}{0.600} = 610.08 N$$

$$\epsilon_{11} = 0.793 \times 10^{-3}$$

$$\sigma = (0.793 \times 10^{-3})(205 \times 10^9) = 162565000$$

$$M = \frac{(162565000)(3.6 \times 10^{-9})}{0.006} = 97.539 N.m$$

$$F_1 = F_2 = \frac{4(97.539)}{0.600} = 650.26 N$$

En la tabla 4.5 se muestran las fuerzas obtenidas a partir de los cálculos realizados.

Tabla 4.5. Resultados de fuerzas, sabiendo que $F_1 = F_2$.

w, mm	ϵ	Fuerza (N)
0.3	2.98E-04	244.36
0.35	3.47E-04	284.54
0.4	3.97E-04	325.054
0.45	4.46E-04	382.12
0.5	4.96E-04	406.72
0.55	5.45E-04	450.62
0.6	5.95E-04	487.9
0.65	6.45E-04	528.9
0.7	6.94E-04	569.08
0.75	7.44E-04	610.08
0.8	7.93E-04	650.26

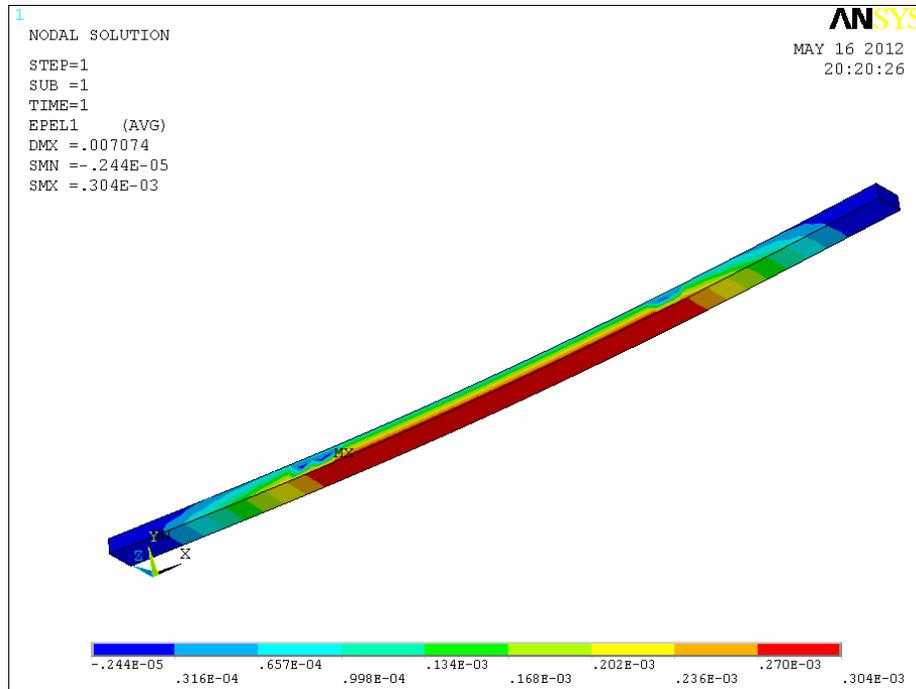


Figura 4.24. Deformación obtenida a través de Ansys para una $w = 0.3$ mm.

Tabla 4.6. Deformaciones obtenidas por medio de Ansys.

w (mm)	Deformaciones Ansys ($\mu\epsilon$)
0.3	301
0.35	350
0.4	400
0.45	470
0.5	501
0.55	555
0.6	601
0.65	651
0.7	701
0.75	751
0.8	801

Este análisis se realizó con un mallado medio y uno fino sobre la variable de tensión con una diferencia menor al 0.5%, que de acuerdo a Chagoyén [59] esta es una buena precisión. En la figura 4.24 se muestra la deformación obtenida de la barra con un desplazamiento de 0.3 mm.

4.3.4. Comparación de resultados

El desarrollo de este capítulo se basa en la comparación de los resultados obtenidos tanto teórica, simulada como experimentalmente, conociendo el porcentaje de error presentado en los experimentos realizados.

Tabla 4.7. Porcentaje de error entre valores teóricos y medidos con PXI.

w (mm)	Deformación teórica (με)	Deformación medida (με)	% Error
0,3	298	270	9%
0,35	347	370	7%
0,4	397	413	4%
0,45	446	462	4%
0,5	496	479	3%
0,55	545	517	5%
0,6	595	586	2%
0,65	645	664	3%
0,7	694	722	4%
0,75	744	743	0%
0,8	793	782	1%

Tabla 4.8. Porcentaje de error entre valores medidos con System6000 y PXI.

w (mm)	Deformación System6000 (με)	Deformación PXI (με)	% Error
0,3	312,2	270	14%
0,35	360	370	3%
0,4	418,4	413	1%
0,45	467,8	462	1%
0,5	521,5	479	8%
0,55	560,7	517	8%
0,6	621	586	6%
0,65	673,5	664	1%
0,7	726,8	722	1%
0,75	777,1	743	4%
0,8	831,1	782	6%

Tabla 4.9. Porcentaje de error entre valores teóricos y obtenidos por Ansys.

w (mm)	Deformación Ansys (με)	Deformación teórica (με)	% Error
0.3	301	298	1%
0.35	350	347	1%
0.4	400	397	1%
0.45	470	446	5%
0.5	501	496	1%
0.55	555	545	2%
0.6	601	595	1%
0.65	651	645	1%
0.7	701	694	1%
0.75	751	744	1%
0.8	801	793	1%

Tabla 4.10. Comparación de resultados obtenidos por Ansys, teóricos y medidos.

w (mm)	Deformación Ansys (με)	Deformación teórica (με)	Deformación PXI (με)
0.3	301	298	270
0.35	350	347	370
0.4	400	397	413
0.45	470	446	462
0.5	501	496	479
0.55	555	545	517
0.6	601	595	586
0.65	651	645	664
0.7	701	694	722
0.75	751	744	743
0.8	801	793	782

En otros trabajos desarrollados también se utiliza el MEF y galgas extensométricas como medio de validación para los resultados obtenidos [60], así como análisis comparativos entre ambos métodos [61].

4.3.5.- Resultados del ensayo de flexión con galgas uniaxiales

En el apartado 4.3 se muestra todo el desarrollo del ensayo de flexión realizado para conocer el comportamiento de los resultados de deformaciones tanto experimentales como simulados y teóricos.

En la tabla 4.2 se muestran los resultados obtenidos a partir de los cálculos realizados con las formulas mostradas (41) y (42), con las cuales se determinaron las deformaciones sufridas por cada desplazamiento de la barra sujeta a flexión, donde comenzando con un desplazamiento de 0.3 mm la barra sufre una deformación de 298 $\mu\epsilon$, aumentando el desplazamiento a partir de aquí en 0.05 mm hasta llegar a 0.8 mm con una deformación unitaria de 793 $\mu\epsilon$.

Después de determinar las deformaciones de manera teórica se procedió a realizar el análisis experimental utilizando galgas extensométricas y la computadora PXI, en este caso para el desplazamiento de 0.3 mm la deformación obtenida a través de la galga fue de 270 $\mu\epsilon$ y para el máximo desplazamiento de 0.8 mm una deformación de 782 $\mu\epsilon$.

Con el fin de analizar el porcentaje de error existente entre los resultados teóricos y experimentales a través del PXI, se realizó una medición adicional utilizando el equipo System6000, en la tabla 4.4 se pueden apreciar los resultados obtenidos dando un porcentaje de error promedio de 4.5% contra un porcentaje de error de 3.8% del PXI, evidentemente esto nos muestra mayor confiabilidad en la adquisición de datos a través de PXI. En la tabla 4.8 se pueden apreciar los porcentajes de error entre ambos métodos experimentales.

El siguiente paso en la experimentación fue el de analizar la barra sujeta a flexión a través del método del elemento finito mediante ANSYS, en la tabla 4.6 se muestran los resultados para cada desplazamiento, siendo el porcentaje de error en este caso menor que en las experimentación por medio de galgas extensométricas obteniendo un 2.1% de error, en la tabla 4.9 se muestra la comparación de resultados y el porcentaje de error para cada uno.

En la tabla 4.7 del apartado 4.3.4 se muestra el porcentaje de error entre los valores calculados y los resultados de las deformaciones obtenidas a través del sistema PXI por medio de galgas extensométricas.

En esta tabla para cada desplazamiento de 0.05 mm de la barra sujeta a flexión se presenta un porcentaje máximo y mínimo de 9% y 0% respectivamente, sin embargo si obtenemos el comportamiento lineal de los valores experimentales existe en promedio un porcentaje de error de 0.2%, al graficar estos resultados podemos apreciar como los valores obtenidos muestran un comportamiento parecido a una onda senoidal, esto debido posiblemente al ruido de fondo existente en la adquisición de datos (figura 4.25).

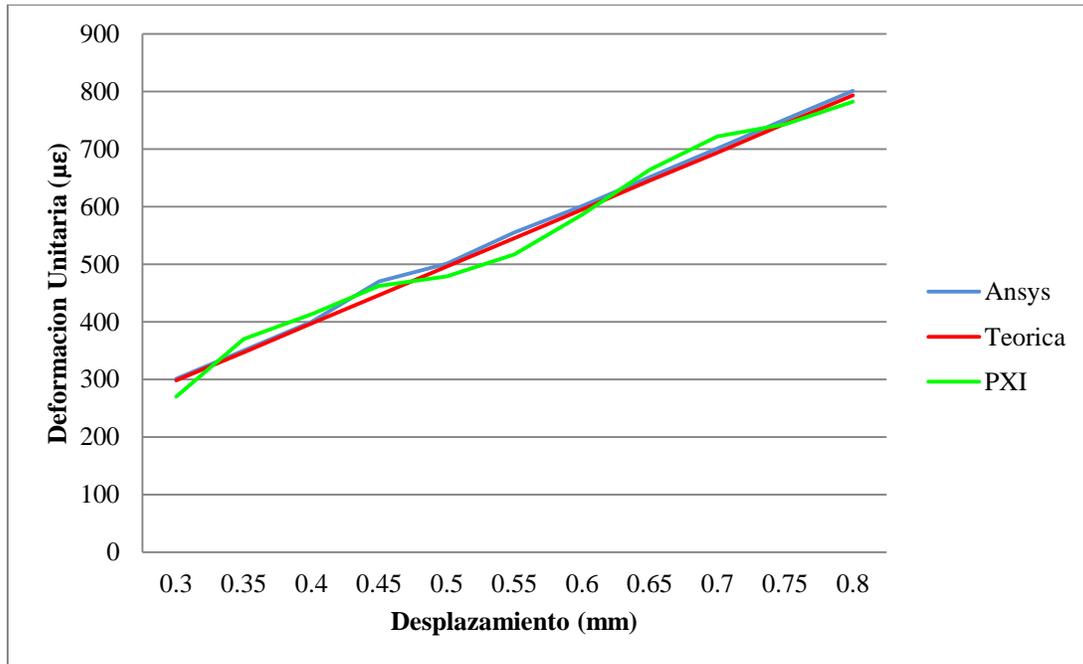


Figura 4.25.- Gráfica de valores teóricos, simulados y experimentales en barra rectangular.

4.4.- Calibración con galgas triaxiales

Una vez determinados los porcentajes de error para galgas individuales sobre un elemento estructural de superficie recta con sistemas de carga axiales, conviene evaluar las galgas extensométricas triaxiales ya que a través de estas podemos obtener mediciones de superficies no rectas donde el sistema de cargas no es unidireccional.



Figura 4.26. Sistema para medición de esfuerzo en medio cilindro.

El análisis para validar este tipo de galgas se realiza con el fin de determinar si los resultados obtenidos, a través de estas, son correctos comparándolos con un análisis teórico y un análisis de elemento finito por medio del software ANSYS.



Figura 4.27. Diseño y fabricación de aditamento para empotramiento de medio cilindro.

Esta validación se realizará por medio de galgas triaxiales (figura 4.28), sobre un medio cilindro que representará la superficie curva de un elemento aerodinámico tal como el perfil de un ala de avión, siendo en el caso de la validación una geometría simple en la cual se puede determinar de manera teórica el esfuerzo sufrido en la sección de aplicación de las galgas extensométricas.

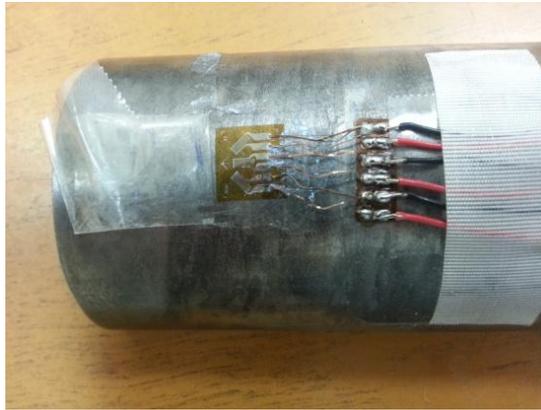


Figura 4.28. Galga triaxial adherida en medio cilindro.

El sistema consiste en un medio cilindro el cual por medio de un aditamento especial se empotra en un extremo (figura 4.26 y 4.27).

El caso de estudio es un sistema de viga en voladizo en el cual se aplicarán una serie de cargas de 4 kg a 10 kg, una vez colocada la galga triaxial o roseta de deformación se agregaron conectores especiales para poder intercambiar el cable de adquisición de datos para cada galga (figura 4.29).



Figura 4.29. Conectores para fácil intercambio de cable de adquisición de datos.

Los resultados obtenidos con cada galga posteriormente se introdujeron en la fórmula 49 y 50 para obtener el esfuerzo resultante debido a cada galga.

$$\varepsilon_{p,q} = \frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_3}{2} \pm \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2} \tag{49}$$

$$\sigma_P = \frac{E}{1-\nu^2} (\varepsilon_p + \nu\varepsilon_q) \tag{50}$$

El objetivo de este análisis es que por medio de las galgas extensométricas en su configuración en roseta rectangular arrojen valores muy aproximados a los calculados. A continuación en la tabla 4.11 se muestran las deformaciones obtenidas por cada galga y el esfuerzo resultante de acuerdo a las formulas 49 y 50.

Tabla 4.11. Esfuerzo sufrido en medio cilindro por cada carga aplicada.

Carga kg	Galga 1 (mm/mm)	Galga 2 (mm/mm)	Galga 3 (mm/mm)	Esfuerzo (MPa)
4	1.76x10-5	2.53x10-5	1.61x10-5	6,65
5	2.27x10-5	3.68x10-5	2.14x10-5	9,45
6	2.94x10-5	4.66x10-5	3.09x10-5	12,1
7	3.37x10-5	5.13x10-5	3.53x10-5	13,51
8	4.18x10-5	6.16x10-5	4.23x10-5	16,27
9	4.74x10-5	7.22x10-5	4.96x10-5	18,98
10	5.51x10-5	8.05x10-5	5.66x10-5	21,35

Los valores calculados de cada carga se muestran a continuación en la tabla 4.12, tomando la lógica de viga en voladizo.

Tabla 4.12. Cálculo de esfuerzos y deformaciones en medio cilindro.

Carga kg	Fuerza (N)	Momento (Nm)	Momento en galga (Nm)	Esfuerzo en galga (MPa)	Esfuerzo max (MPa)	Deformación (mm/mm)	Deformación max (mm/mm)
4	39,24	10,359	10,006	10,022	10,376	4,89E-05	5,06E-05
5	49,05	12,949	12,507	12,528	12,97	6,11E-05	6,33E-05
6	58,86	15,539	15,009	15,033	15,564	7,33E-05	7,59E-05
7	68,67	18,128	17,510	17,539	18,158	8,56E-05	8,86E-05
8	78,48	20,718	20,012	20,045	20,752	9,78E-05	1,01E-04
9	88,29	23,308	22,513	22,55	23,346	1,10E-04	1,14E-04
10	98,1	25,898	25,015	25,056	25,94	1,22E-04	1,27E-04

Como parte del análisis comparativo se realizaron pruebas sobre nuestro medio cilindro en voladizo por medio de ANSYS Workbench, con el cual se obtuvieron los resultados tanto de deformación como de esfuerzo.

En la tabla 4.13 se muestran los resultados obtenidos de manera simulada a través del MEF.

Tabla 4.13. Esfuerzos y deformaciones obtenidas a través del método del elemento finito.

Carga	Deformación	Esfuerzo
kg	Strain (mm/mm)	σ (MPa)
4	4.3068×10^{-5}	10,268
5	5.3846×10^{-5}	12,837
6	6.4602×10^{-5}	15,402
7	7.538×10^{-5}	17,971
8	8.6136×10^{-5}	20,536
9	9.6914×10^{-5}	23,105
10	10×10^{-5}	25,669

A continuación se muestran el campo de esfuerzos y deformaciones obtenidas a través de ANSYS (figura 4.30).

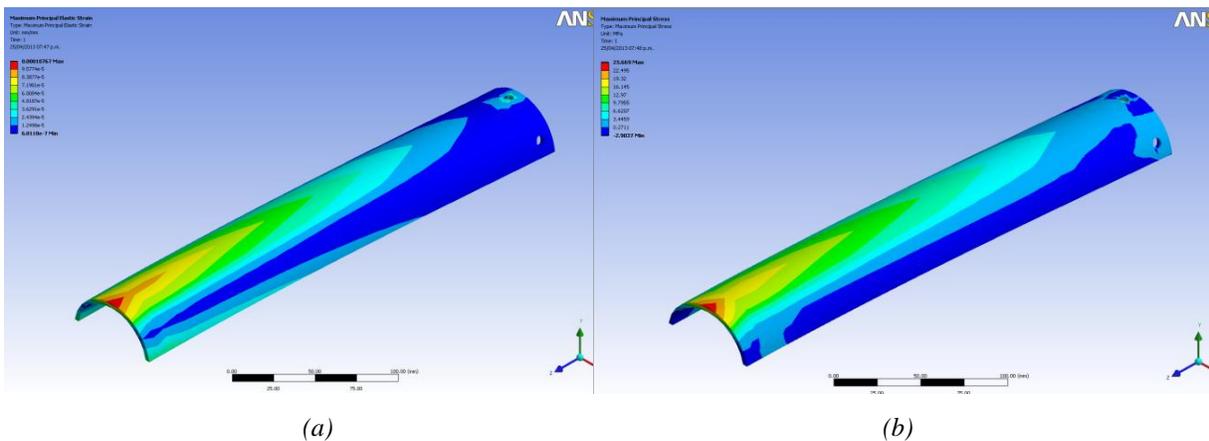


Figura 4.30. (a) Campo de deformaciones, (b) Campo de esfuerzos.

Los resultados obtenidos de manera calculada, simulada y medida son comparados a continuación para determinar el porcentaje de error existente entre dichos resultados.

Tabla 4.14. Comparación de resultados obtenidos en medio cilindro.

Carga kg	Valores calculados (MPa)	Valores medidos (MPa)	Valores simulados (MPa)
4	10,37	6,65	7,095
5	12,97	9,45	9,664
6	15,03	12,1	12,229
7	17,53	13,51	14,798
8	20,04	16,27	17,363
9	22,55	18,98	19,932
10	25,05	21,35	22,496

4.4.1.- Resultados obtenidos con galgas triaxiales sobre una superficie curva

En el apartado 4.4 se desarrolló la experimentación para la validación de resultados a través de galgas triaxiales en configuración de roseta rectangular, una vez colocada la galga se realizaron las mediciones de las deformaciones sufridas en cada una, las cuales sustituyéndolas en las formulas (49) y (50) arrojaron el esfuerzo sufrido en el punto de intersección de las tres galgas.

En la tabla 4.11 se muestran tanto las deformaciones para cada galga como los esfuerzos correspondientes a cada carga aplicada, yendo de 6.65 MPa a 21.35 MPa con cargas de 4 kg a 10 kg respectivamente, como se puede observar en la tabla las deformaciones registradas por la galga 2 son mayores, esto debido a que la orientación de esta coincide con el sentido del pandeo de la pieza por la aplicación de cargas.

En esta misma tabla se pueden apreciar de igual forma las deformaciones sufridas por el par de galgas situadas a un ángulo de 45° con respecto a la galga 2, las galgas 1 y 3 muestran resultados cercanos unos de otros debido a que la orientación de estas son en espejo respecto la galga 2, presentándose deformaciones similares por la distribución de deformaciones equivalentes con respecto al eje central de la pieza.

A su vez se calcularon los esfuerzos que fueron sufridos por el medio cilindro en voladizo en el cual se calculó la fuerza, el momento y con ello el esfuerzo sufrido en el punto donde fue pegada la galga triaxial, en la tabla 4.12 se muestran los resultados obtenidos por los cálculos en cada magnitud de carga, en este caso el esfuerzo para una carga de 4 kg fue de 10.3 MPa, y para una carga de 10 kg fue de 25.9 MPa.

El siguiente paso en la experimentación fue el de reproducir las condiciones de carga del medio cilindro en un programa de simulación por medio del método del elemento finito, en este caso ANSYS clásico, en donde se creó un nodo en la misma localización en la que está posicionada la galga triaxial, por medio de este nodo se obtuvieron los esfuerzos en el punto de estudio obteniendo de resultados para una carga de 4 kg un esfuerzo de 7.09 MPa repitiendo la experimentación incrementando el peso por kilogramo hasta llegar a los 10 kg en donde el esfuerzo sufrido resultó en 22.49 MPa, en la tabla 4.13, se pueden apreciar tanto las deformaciones como el esfuerzo sufrido en cada carga.

Al haber realizado las tres experimentaciones para conocer el esfuerzo medido, calculado, y simulado se procedió a analizarlos por medio de la tabla 4.14, en donde se muestran el comportamiento de los resultados. En la figura 4.31 podemos observar que los valores medidos y simulados se encuentran muy cercanos uno del otro con un porcentaje de error promedio de 5%, mientras que al comparar los resultados medidos y simulados con los resultados calculados obtenemos un porcentaje de error de 18% y 22% respectivamente.

Al obtener estos resultados es claro observar que los datos calculados se encuentran alejados de los resultados medidos y simulados, cabe señalar que los resultados medidos son específicamente tomados del punto que deseamos analizar, y los resultados simulados a través de la metodología del elemento finito considera toda la configuración de la pieza y nos permite obtener una aproximación aceptable del esfuerzo en el mismo punto donde están siendo medidas las deformaciones a través de la extensometría, mientras que los resultados calculados consideran una condición ideal la cual se puede alejar de los resultados correctos al no poder representar el fenómeno a analizar debidamente.

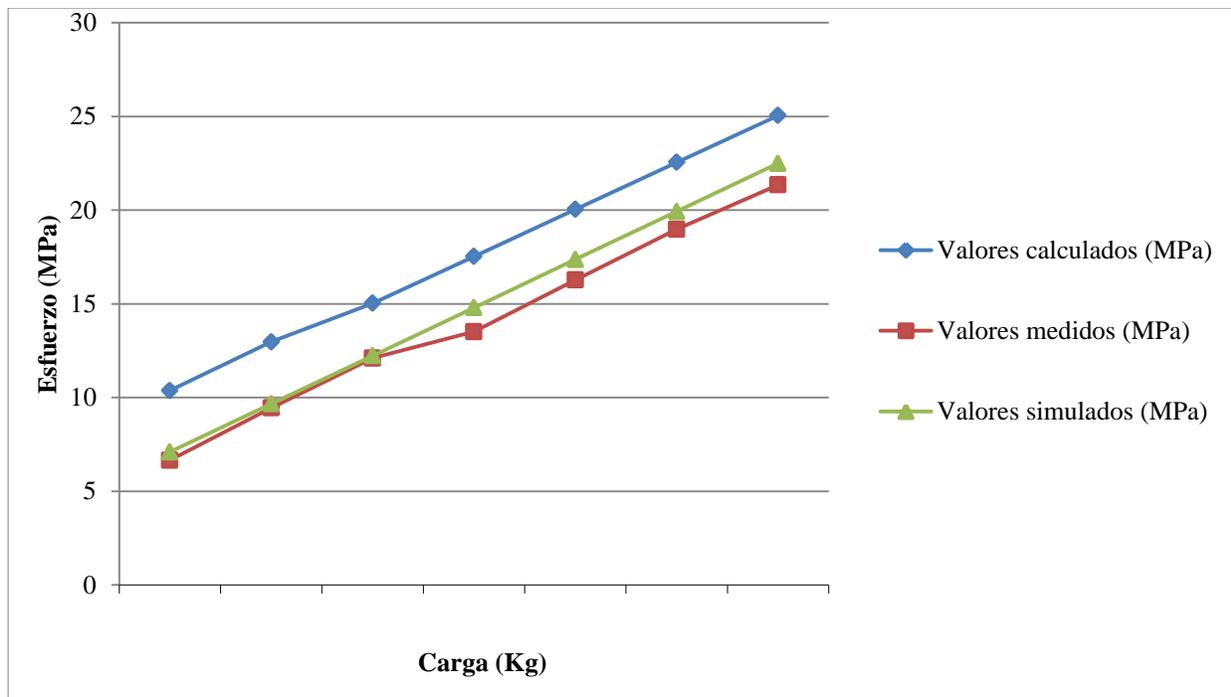


Figura 4.31.- Gráfica de valores teóricos, simulados y experimentales en medio cilindro.

4.5.- Análisis estructural de un ala con perfil NACA 4412

Una vez validada la obtención de resultados a través de las galgas extensométricas triaxiales, se procederá a realizar el análisis experimental de un ala con perfil aerodinámico NACA 4412.

Para comenzar con este análisis primero debemos determinar bajo qué condiciones se evaluará el esfuerzo sufrido por esta ala.

Primero definimos como punto de referencia la etapa de vuelo en la cual se realizará este análisis la altura, la velocidad así como el ángulo del perfil con respecto a la horizontal, para determinar las fuerzas de empuje y arrastre que estaría sufriendo el ala, y así determinar la fuerza resultante.

Para realizar las pruebas físicas del ala fue necesario maquinar un perfil naca 4412 en forma de ala recta con material de aluminio para determinar los esfuerzos sufridos al colocársele una carga.

Primeramente se diseñó una plantilla en la cual se montaría nuestra placa de aluminio a partir de la cual generaríamos nuestra ala (figura 4.32).

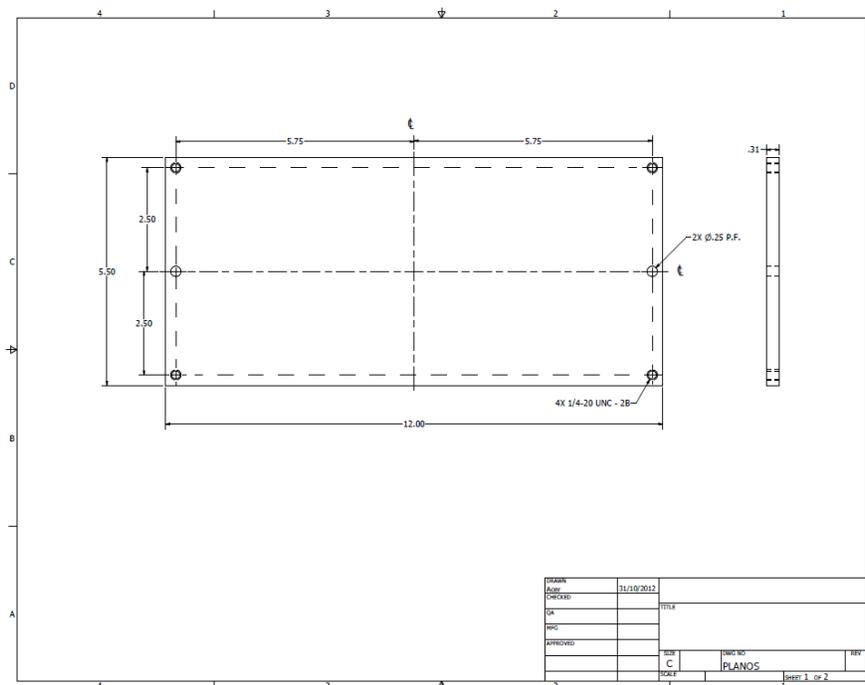


Figura 4.32. Plano de plantilla para fabricacion de ala con perfil 4412.

Por medio del programa fluidsim se generó el contorno del perfil NACA 4412 para posteriormente exportarlo a Solidworks, en el cual se generó el sólido del ala recta (figura 4.33).

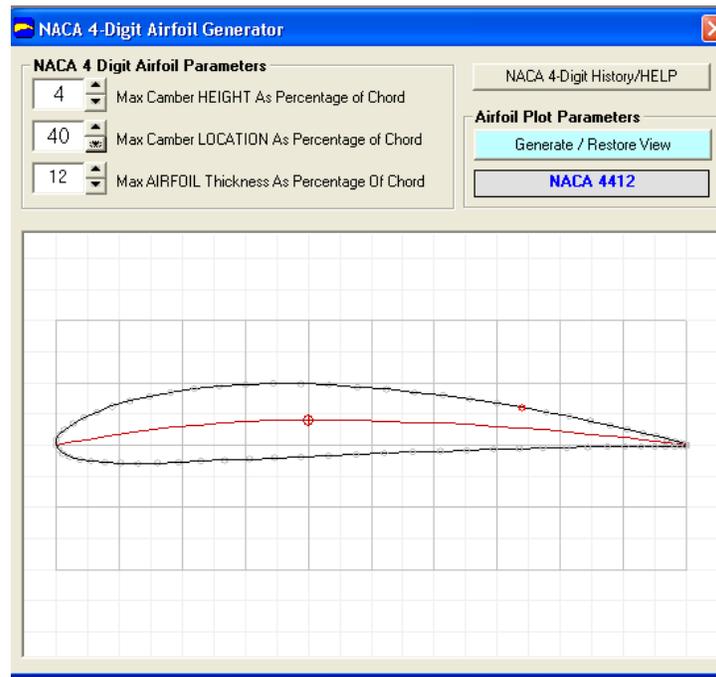


Figura 4.33. Generación de perfil NACA 4412 por medio del programa fluidsim.

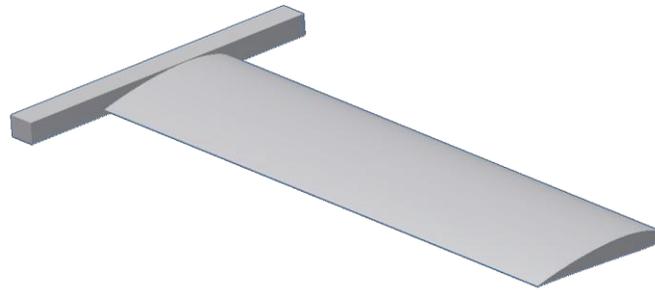


Figura 4.34. Sólido de ala recta con perfil NACA 4412.

Una vez generado el sólido por medio de Solidwork (figura 4.34) se procedió a exportar la pieza al programa de maquinado Mastercam, con el cual se generó la secuencia en código ‘G’ para realizar la fabricación en una CNC Haas de 3 ejes (figura 4.35 y 4.36).

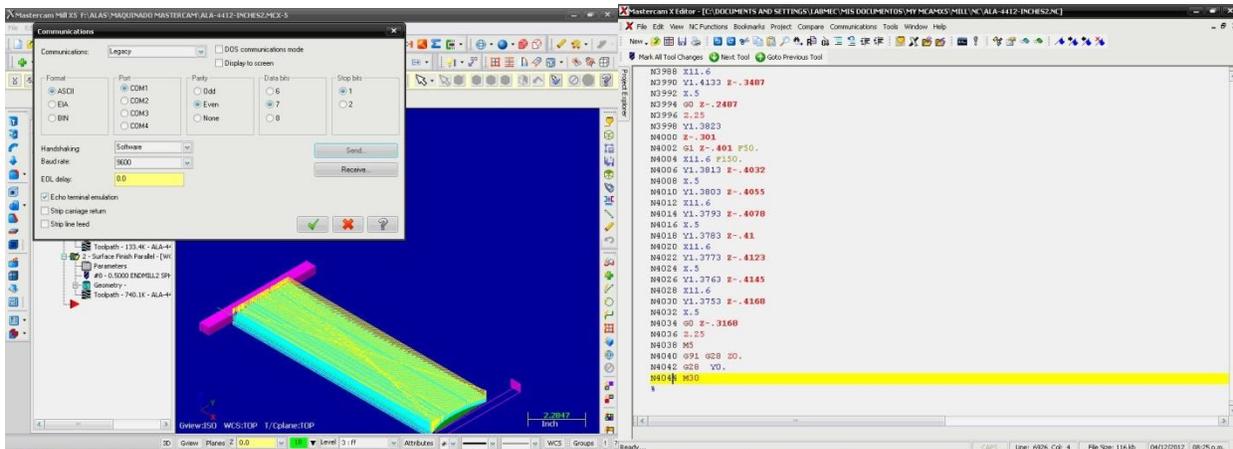


Figura 4.35. Importación de pieza a Mastercam.

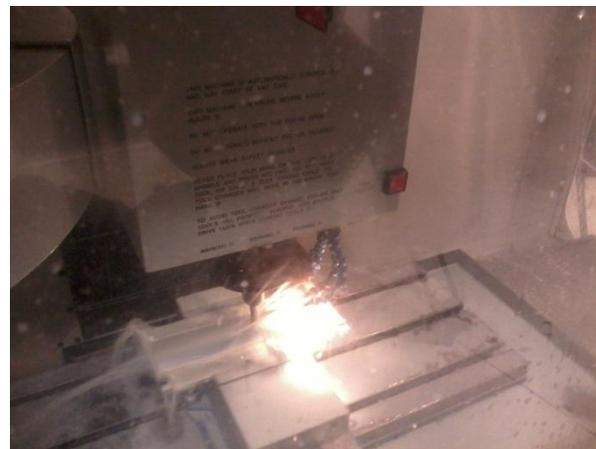


Figura 4.36. Maquinado de pieza en CNC HAAS de 3 ejes.

Una vez maquinada la pieza de aluminio se procedió a realizar el procedimiento para pegado de galgas en configuración delta, para la adquisición de las deformaciones sufridas en el material (figura 4.37).



Figura 4.37. Equipo para preparación de roseta rectangular.

A continuación en la figura 4.38 se muestra el producto final del maquinado en CNC de la semiala con perfil NACA 4412 el cual será instrumentado con el equipo descrito anteriormente.



Figura 4.38. Semiala obtenida después del proceso de maquinado por CNC.



Figura 4.39. Conexión de galga.

En la figura 4.39 se muestra el empotramiento e instrumentación de la semiala. Autores como Kacmarcik [62], así como Gröning [63] realizaron la validación de sus análisis numéricos mediante la utilización de galgas extensométricas triaxiales.

Para este tipo de configuraciones de galgas es necesario utilizar las ecuaciones 49 y 50 mostradas en el capítulo anterior la cual involucra todos los desplazamientos para encontrar el esfuerzo máximo. A partir de estas ecuaciones y con la aplicación de las diferentes cargas (figura 4.40) sobre nuestro perfil aeroespacial se obtuvieron los siguientes resultados.



Figura 4.40. Ala sujeta a diversas cargas.

Tabla 4.15. Resultados de galgas en configuración triaxial.

Carga kg	Esfuerzo			Esfuerzo (MPa)
	Galga 1 (mm/mm)	Galga 2 (mm/mm)	Galga 3 (mm/mm)	
1	5.78x10-6	1.98x10-5	8.96x10-6	4,71
2	1.13x10-5	4.83x10-5	1.92x10-5	11,24
3	2.89x10-5	7.72x10-5	3.35x10-5	18,48
4	5.76x10-5	9.86x10-5	6.45x10-5	25,54

Una vez obtenidos los resultados se procedió a realizar los cálculos necesarios para la determinación del esfuerzo sufrido en el ala debido a la aplicación de las 4 diferentes cargas mencionada anteriormente.

Tomando como referencia el análisis de una barra en voladizo (figura 4.41) se procedió a determinar el momento que se presenta en el punto correspondiente a la colocación de las galgas y por medio de la sección transversal del perfil NACA 4412 determinar el esfuerzo sufrido en dicha área.

El autor Reymer [64], también realiza un análisis de elemento finito validado a través de galgas extensométricas sobre un componente aerodinámico.

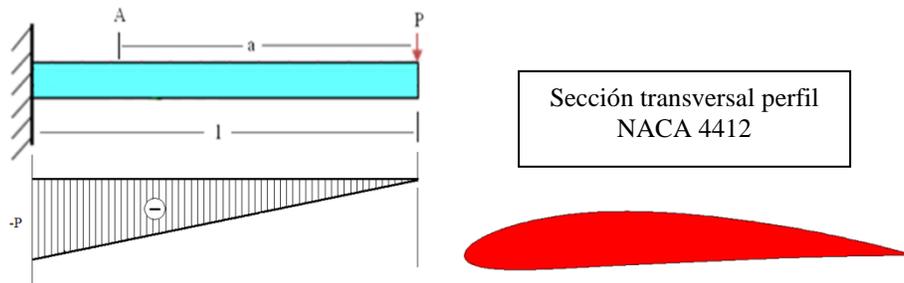


Figura 4.41. Modelo para el análisis del ala como viga en voladizo.

Los resultados obtenidos para la aplicación de 4 diferentes cargas de 1, 2, 3 y 4 kg se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 4.16. Resultados obtenidos de manera calculada de ala en voladizo.

Carga kg	Fuerza (N)	Momento máximo (Nm)	Momento en galga (Nm)	Esfuerzo máximo (MPa)	Esfuerzo en galga (MPa)
1	9,81	2,266	1,970	7,884	6,856
2	19,62	4,532	3,941	15,769	13,712
3	29,43	6,798	5,911	23,653	20,568
4	39,24	9,064	7,882	31,538	27,424

De manera paralela a estos resultados se realizaron pruebas por medio del software de elemento finito ANSYS, en el cual se analizó el ala, aplicando las mismas condiciones de frontera que en la prueba experimental, aplicando cargas de 1 a 4 kg, en la tabla 4.17 se pueden ver los resultados obtenidos tanto para deformación como para el esfuerzo máximo en la pieza.

Tabla 4.17. Resultados de deformación y esfuerzos máximos, arrojados a través del elemento finito.

Carga kg	Deformación Strain (mm/mm)	Esfuerzo σ (MPa)
1	9.4701x10-5	8,5492
2	17.67x10-5	15,951
3	25.86x10-5	23,354
4	34.06x10-5	30,756

A continuación se muestran el campo de esfuerzos y deformaciones obtenidas a través de ANSYS (figura 4.42).

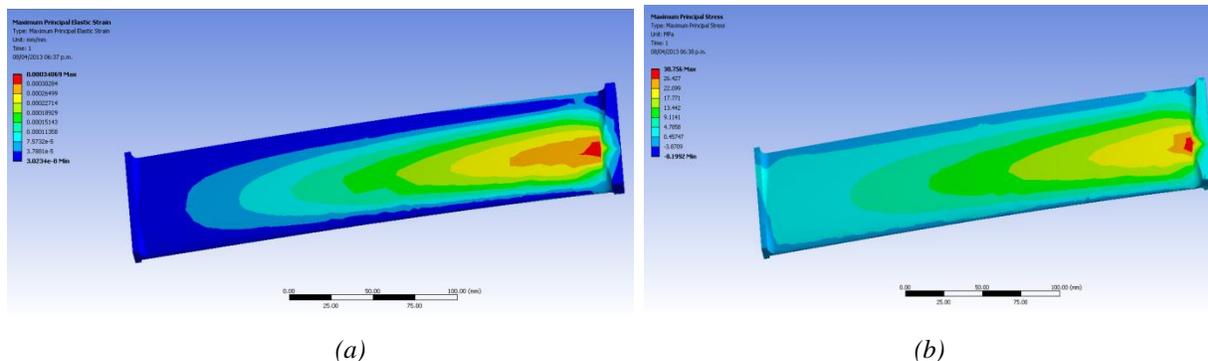


Figura 4.42. (a) Campo de deformaciones, (b) Campo de esfuerzos.

Tabla 4.18. Comparación de resultados teóricos, experimentales y simulados sobre ala.

kg	Valores calculados (MPa)	Valores medidos (MPa)	Valores simulados (MPa)
1	8,09	4,71	4,22
2	15,18	11,24	11,622
3	22,23	18,48	19,025
4	29,28	25,54	26,427

De acuerdo con los resultados obtenidos tanto teórica como experimentalmente se observa una aproximación entre los valores arrojados, validando la adquisición de datos por medio de una configuración de roseta en delta.

4.5.1.- Resultados de esfuerzos sobre un ala sólida con perfil NACA 4412.

En el apartado 4.5 se desarrolló la experimentación para la validación de resultados a través de galgas triaxiales sobre un perfil NACA 4412, utilizando una configuración de roseta rectangular, se realizaron las mediciones de las deformaciones sufridas en cada una, las cuales sustituyéndolas en las fórmulas (49) y (50) arrojaron el esfuerzo sufrido en el punto de intersección de las tres galgas.

En la tabla 4.15 se muestran tanto las deformaciones para cada galga como los esfuerzos correspondientes a cada carga aplicada, yendo de 4.71 MPa a 25.54 MPa con cargas de 1 kg a 4 kg respectivamente, como se puede observar en la tabla las deformaciones registradas por la galga 2 son mayores, esto debido a que la orientación de esta coincide con el sentido del pandeo de la pieza por la aplicación de cargas.

Analizando la tabla 4.15 se pueden apreciar las deformaciones sufridas por el par de galgas situadas a un ángulo de 45° con respecto a la galga 2, en este caso a diferencia de la experimentación con el medio cilindro, las galgas 1 y 3 muestran resultados un poco alejados unos de otros esto debido a que la sección transversal del perfil NACA 4412 no es simétrico respecto a su eje central vertical ya que este punto es donde se colocaron las galgas triaxiales,

produciendo esto que la magnitud y dirección de las deformaciones sean diferentes para cada galga.

Una vez hechas las mediciones a través de galgas triaxiales, fueron calculados los esfuerzos sufridos por el ala con perfil NACA 4412 en voladizo en el cual se calculó la fuerza, el momento y con ello el esfuerzo sufrido en el punto donde fue pegada la galga triaxial, en la tabla 4.16 se muestran los resultados obtenidos por los cálculos en cada magnitud de carga, en este caso el esfuerzo para una carga de 1 kg fue de 6.8 MPa, y para una carga de 4 kg fue de 27.4 MPa.

El siguiente paso en la experimentación fue el de reproducir las condiciones de carga del ala con perfil NACA 4412 en un programa de simulación por medio del método del elemento finito, en este caso ANSYS clásico, en donde se creó un nodo en la misma localización en la que está posicionada la galga triaxial, por medio de este nodo se obtuvieron los esfuerzos en el punto de estudio obteniendo para una carga de 1 kg un esfuerzo de 4.22 MPa repitiendo la experimentación incrementando el peso por kilogramo hasta llegar a los 10 kg en donde el esfuerzo sufrido resultó en 26.42 MPa, en la tabla 4.17, se pueden apreciar tanto las deformaciones como el esfuerzo sufrido en cada carga.

Al haber realizado las tres experimentaciones para conocer el esfuerzo medido, calculado, y simulado se procedió a analizarlos por medio de la tabla 4.18, en donde se muestran el comportamiento de los resultados. Si graficamos estos valores (ver figura 4.43), podemos observar que los valores medidos y simulados se encuentran muy cercanos uno del otro con un porcentaje de error promedio de 5%, mientras que al comparar los resultados simulados y medidos con los resultados calculados obtenemos un porcentaje de error de 24% y 25% respectivamente.

Con estos resultados es claro observar que al igual que en la experimentación realizada sobre el medio cilindro, los datos calculados se encuentran alejados de los resultados medidos y simulados, y de igual forma se resalta que los resultados medidos son específicamente tomados del punto que deseamos analizar, y los resultados simulados a través de la metodología del elemento finito considera toda la configuración del ala con perfil NACA 4412 y nos permite

obtener una buena aproximación del esfuerzo en el mismo punto donde están siendo medidas las deformaciones a través de la extensometría.

Las 3 experimentaciones realizadas sobre los diferentes componentes mecánicos nos muestra como las mediciones por medio de galgas extensométricas y los datos obtenidos a través del elemento finito por medio de un software de simulación se complementan, para dar una mayor confiabilidad en los resultados, analizando un punto en común a través del cual se puede validar la pieza completa a analizar.

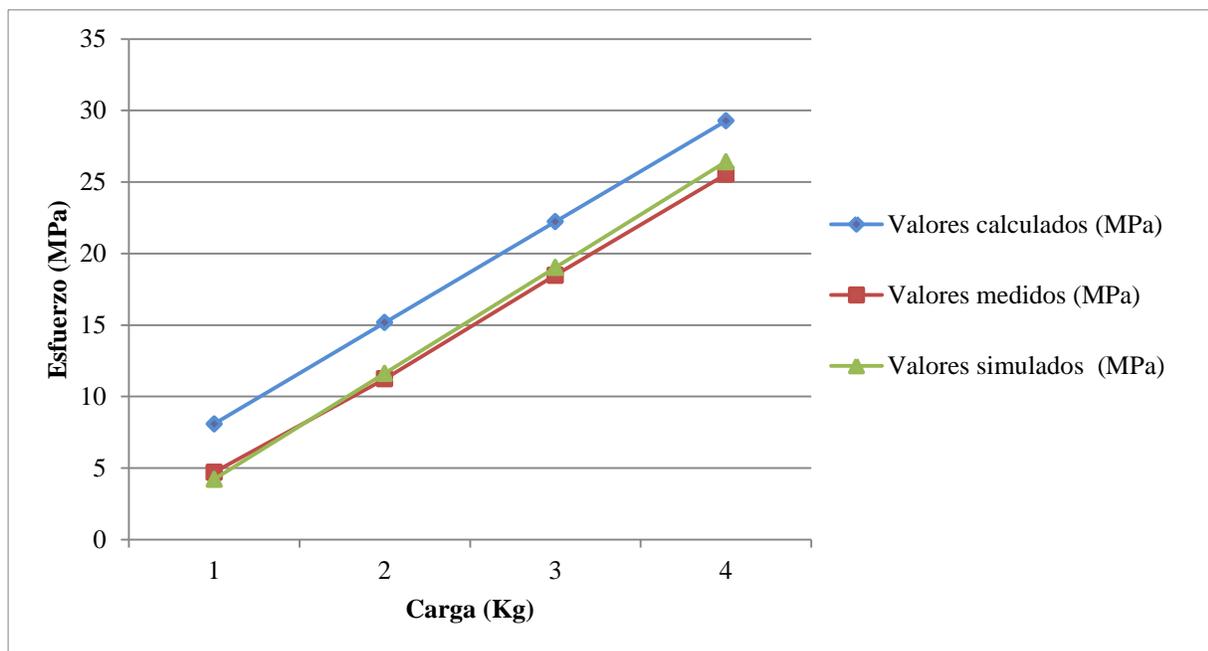


Figura 4.43.- Gráfica de valores teóricos, simulados y experimentales en perfil NACA 4412.

4.6.- Comparativo entre galgas uniaxiales y triaxiales.

Este apartado es dedicado especialmente a la comparación de los resultados obtenidos a través de galgas uniaxiales y galgas triaxiales sobre una superficie no plana. Los valores comparativos son tomados de las experimentaciones realizadas tanto en el medio cilindro como en el perfil aerodinámico.

La comparación se realizó entre la galga orientada en la dirección del esfuerzo y el valor obtenido por medio del arreglo triaxial, en la tabla 4.19 se muestran los porcentajes de error tanto en el medio cilindro como en el perfil aerodinámico.

Tabla 4.19. Comparación entre galgas uniaxiales y triaxiales de medio cilindro y perfil aerodinámico

Esfuerzos en medio cilindro			Esfuerzos en perfil aerodinámico		
Esfuerzo con galga uniaxial (MPa)	Esfuerzo con galga triaxial (Mpa)	% de error	Esfuerzo con galga uniaxial (Mpa)	Esfuerzo con galga triaxial (Mpa)	% de error
5,3	6,65	20%	1,38	4,71	71%
7,79	9,45	18%	3,38	11,24	70%
9,78	12,1	19%	5,4	18,48	71%
10,77	13,51	20%	6,9	25,54	73%
12,93	16,27	21%			
15,16	18,98	20%			
16,9	21,35	21%			

Como se puede apreciar en la tabla 4.19 hay una gran diferencia entre los resultados obtenidos a través de las galgas uniaxiales y triaxiales ya que la deformación sufrida por la galga uniaxial no representa todo el fenómeno siempre y cuando la superficie sobre la que está montada no sea plana, ya que en este tipo de superficies no es sencillo determinar hacia qué dirección se presenta la deformación máxima.

En la tabla se observa la diferencia entre el porcentaje de error obtenido en el medio cilindro y en el perfil aerodinámico, resultando menor el primero. La explicación de esta diferencia radica en los tipos de superficie y en la posición de las galgas uniaxiales, ya que lo que realmente nos muestra el porcentaje de error es, que tan cerca o lejos se orientó la galga uniaxial con respecto a la deformación máxima sufrida por las piezas de prueba.

CONCLUSIONES

De acuerdo con los resultados obtenidos para la prueba de flexión sobre una barra rectangular, se puede apreciar como los resultados medidos, calculados y simulados manejan un porcentaje de error muy pequeño de alrededor del 1%, lo cual nos permitió continuar con las pruebas de galgas triaxiales, primeramente sobre un medio cilindro y posteriormente sobre un perfil aeroespacial, arrojando en ambos casos valores medidos y simulados muy similares.

En las dos experimentaciones con galgas triaxiales se observa una clara aproximación entre los valores experimentales y los valores simulados, con un porcentaje de error entre ellos del 5% en promedio el cual es un valor aceptable [65], mientras que los valores calculados se encuentran alejados en un promedio del 20% que resulta poco confiable [65], esto nos indica que los valores calculados no consideran en si la representación absoluta del fenómeno y toda la configuración del componente que se está analizando. Mientras que el análisis por medio del método del elemento finito a través de un software de simulación, puede representar de manera detalla el objeto de estudio arrojando resultados muy aproximados a los reales.

De igual forma las galgas extensométricas en este caso triaxiales en configuración roseta rectangular, independientemente del fenómeno y de la configuración de la pieza nos muestra la deformación obtenida en cualquier punto de nuestro objeto de prueba, ya que mide directamente sobre la zona de estudio, y de igual forma nos muestra el esfuerzo resultante ya que por ser una configuración triaxial, no importa la dirección en la cual se esté presentando la deformación.

Los puntos anteriormente mencionados nos llevan a la conclusión de que hay un porcentaje de error más pequeño entre los valores simulados y los valores medidos debido a que representan de mejor manera el fenómeno de deformación y esfuerzo analizados, complementándose mutuamente para dar una mayor confiabilidad a los resultados obtenidos.

Por otro lado se concluye que la metodología de pegado de galgas es eficaz, debido al éxito obtenido en las mediciones, ya que un incorrecto procedimiento de pegado puede propiciar mediciones erróneas y por ende la interpretación equivocada del fenómeno a analizar. Se muestra

con este estudio las grandes ventajas en la utilización de las galgas extensométricas y cómo pueden retroalimentarse los estudios, si los resultados son comparados con una herramienta de software de simulación en este caso de análisis estructural por el método del elemento finito a través de ANSYS.

Esta tesis mostró una metodología validada para facilitar el proceso de análisis estructural, en donde a partir del análisis del elemento finito y con la validación de resultados por medio de galgas extensométricas, podemos determinar las deformaciones y esfuerzos en aquellas zonas en las cuales resulte complicado la medición directa, teniendo como punto de referencia el valor del esfuerzo en un nodo correspondiente con la colocación de la roseta de deformación.

En conclusión nuestra celda de pruebas fue acondicionada para el análisis estructural de cualquier componente mecánico donde por medio de la metodología descrita se validaron los resultados obtenidos de manera teórica, simulada y experimentalmente obteniendo porcentajes de error aceptables del 5%.

Esta celda presenta grandes ventajas para la realización de diversos análisis estructurales que dependen únicamente de la adaptación de aditamentos que ayuden a la realización de dichas experimentaciones. Sin embargo existe la restricción de tamaño de las piezas de prueba ya que de no poder ser introducidas dentro de la celda, se deberá de construir una copia a escala tal como fue el caso del análisis realizado sobre el perfil aerodinámico descrito en este proyecto.

En cuanto al aspecto de actualización, de contar con el debido financiamiento se podría introducir un sistema automático ya sea neumático, electroneumático o hidráulico, para realizar pruebas de tensión, compresión y torsión, ampliando de esta forma el campo de análisis de la celda de pruebas.

RECOMENDACIONES PARA TRABAJOS FUTUROS

En la presente tesis el estudio fue enfocado en el análisis estructural de componentes mecánicos, uno de estos componentes fue el análisis del comportamiento del esfuerzo en un perfil aerodinámico, y en cómo podían validarse los resultados por medio de diferentes métodos. Queda abierta una línea de investigación en la cual a partir del perfil fabricado, determinar las fuerzas de empuje y arrastre en una etapa de vuelo crítica, y con esto determinar el máximo desplazamiento que sufre el ala en dicha etapa, representando el fenómeno en nuestra celda de pruebas y así determinar el comportamiento del esfuerzo a través de galgas extensométricas.

En cuanto a la programación en LabView para la obtención de las deformaciones por medio de galgas extensométricas, se puede realizar una investigación para ampliar el programa, ya que la promediación de los valores fue realizada de forma manual, lo cual implica mayor tiempo en la recolección de datos, que podría simplificarse haciendo un arreglo de programación o encontrando una herramienta que realice esta operación automáticamente donde el periodo de tiempo o el tamaño de la muestra sea definida por el usuario.

Referente a la obtención de lecturas por medio de galgas triaxiales además de la promediación de datos es necesario introducir el valor que arroja cada galga a una ecuación para determinar el esfuerzo resultante, lo cual incrementa aún más el tiempo en la recolección de datos, es por esto que vale la pena dedicar tiempo una investigación en el área de programación por medio de LabView para hacer más eficiente la toma de lecturas.

Por otra parte tomando como referencia la metodología descrita en el presente trabajo quedan varias áreas abiertas para la experimentación por medio de nuestra celda de pruebas. Como primera fase se podrían realizar estudios de transferencia de calor sobre diferentes tipos de materiales.

Utilizando la misma metodología de experimentación se podrían realizar análisis por medio del elemento finito a través de ANSYS, determinando el porcentaje de error existente entre los resultados obtenidos de manera simulada contra los obtenidos de manera experimental por medio

de sensores de calor (termopares) y un sistema de adquisición de datos, extendiendo el campo de estudio de nuestra celda de pruebas.

Una línea de investigación adicional en la cual podría aplicarse la metodología propuesta en esta tesis, es en el área del estudio de la fatiga. Al realizar el estudio de fatiga por medio de ANSYS se realiza sobre el nodo en el cual se haya presentado el esfuerzo máximo, por medio de extensometría y a partir de la curva de fatiga del material sujeto a estudio se puede realizar una comparación de resultados y ver el comportamiento en función al número de ciclos que puede resistir la pieza tanto numérica como experimentalmente validando los resultados obtenidos a partir de un punto del elemento de estudio.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Patricio y Sergio Barros. «Historia de los Inventos - La Aeronáutica (<http://www.librosmaravillosos.com/inventos/capítulo13.html>)» (en español). LibrosMaravillosos.com.
- [2] Francisco Mauro (3-10-2006). « El mito de Ícaro y Dédalo (<http://www.monografias.com/trabajos7/mica/mica.shtml>)» (en español).Monografias.com.
- [3] «The history of automata (<http://automata.co.uk/Historypage.htm>)» (en inglés). Automata.co.uk.
- [4] «El primer vuelo de la humanidad - Parte I - China (http://www.gradiente.org/?id_page=79&id_story=157)» (en español). Gradiente.org.
- [5] Karl Morgensteirn (enero 2001). « Leonardo da Vinci "de la utopía a la ciencia" (<http://www.aviacionulm.com/leonardo.html>)» (en español). Planet AeroSpace.
- [6] Real Academia Española Diccionario de la Lengua Española - Vigésima segunda edición (http://buscon.rae.s/draeI/SrvltConsulta?TIPO_BUS=3&LEMA=TEST).
- [7] Organización de Aviación Civil Internacional (julio de 2006 (décima edición)). «1. Definiciones y reglamento general relativo al otorgamiento de licencias. Punto 1.1.- Definiciones», Anexo 1 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional - Licencias al personal. Montréal: Organización de Aviación Civil Internacional - Document Sales Unit. ISBN 92-9194-756-3.
- [8] Presentación de la NASA sobre los « fundamentos del vuelo (Fundamentals of Flight) (<http://www.docstoc.com/docs/3787961/Fundamentals-of-Flight>)» (en inglés).
- [9] « Biografía de Otto Lilienthal 'Peacemaker' (<http://www.biografiasyvidas.com/biografia/l/lilienthal.htm>)».
- [10] Synthesis of Subsonic Airplane Design, Torenbeek, Delft University Press, 1981-1990, p. 215.
- [11] Patente de Airbus sobre la disposición de los « tanques de combustible (<http://www.freepatentsonline.com/7600717.pdf>)»
- [12] Descripción de las « luces del avión (<http://www.aerospaceweb.org/question/electronics/q0263.shtml>)»

- [13] Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design, Sonny T. Chai and William H. Mason, MAD Center Report: MAD 96-09-01, September 1996 , 1981-1990 , Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg, Virginia, 24061.
- [14] Synthesis of Subsonic Airplane Design, Torenbeek, Delft University Press, 1981-1990 , p. 232-241.
- [15] « Rectangular Wings (<http://www.flyingmag.com/rectangular-wings?page=0,0>)»
- [16] Pilatus PC-6 con designación estadounidense « Fairchild AU-23A 'Peacemaker' (<http://www.aero-web.org/specs/fairchil/au-23a.htm>)»
- [17] Ficha del avión, en Absolute Astronomy, « X-3 Stiletto (http://www.absoluteastronomy.com/topics/X-3_Stiletto)»
- [18] Historia del desarrollo del « F-22 Raptor (<http://www.aerospaceweb.org/question/planes/q0021a.shtml>)»
- [19] Ficha del avión demostrador « X-32 (<http://www.aerospaceweb.org/aircraft/research/x32/>)»
- [20] Descripción del ala elíptica «Elliptic Wing (http://en.allexperts.com/e/e/el/elliptical_wing.htm)»
- [21] Carpenter, Chris. Flightwise: Part 1, Principles of Aircraft Flight. Shrewsbury, Reino Unido: AirLife, 1996. ISBN 1-85310-719-0.
- [22] Ficha del avión « Heinkel He 111 (http://en.allexperts.com/e/e/el/elliptical_wing.htm)»
- [23] Diedro efectivo de las alas en flecha (<http://www.b2streamlines.com/EffectiveDihedral.pdf>)»
- [24] Artículo resumen sobre el («B-52 (http://www.eltiempo.com/motor/vehiculos/ARTICULO-WEB-NOTA_INTERIOR_HT-6479588.html)»
- [25] Artículo sobre el (« Sukhoi S-37 (<http://cssbl.com/aire/s37.htm>)
- [26] Descripción del mecanismo de flecha variable del « F-14 Tomcat (<http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0281c.shtml>)»
- [27] Colección de fotos de la NASA sobre el « F-106 Delta Dart (<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/F-106/index.html>)»
- [28] Ficha del « Eurofighter Typhoon (<http://www.airforce-technology.com/features/feature1631/feature1631-8.html>)»

- [29] Ing. Aer. Roberto Carlos Subauste P. El Desarrollo de las Estructuras Aeronáuticas. 2009. (<http://www.scribd.com/doc/15610178/El-desarrollo-de-las-estructuras-aeronauticas>).
- [30] Castillo Morales Martin. “Análisis de Esfuerzos en la Caja de Torsión de una Ala”. Tesis en línea [http://www.biblio-sepi.esimez.ipn.mx/mecánica/2002/Análisis %20de%20esfuerzos%20en %20la%20caja%20de%20torsion%20de%20una%20ala.pdf](http://www.biblio-sepi.esimez.ipn.mx/mecánica/2002/Análisis%20de%20esfuerzos%20en%20la%20caja%20de%20torsion%20de%20una%20ala.pdf).
- [31] Frank King, El aluminio y sus aleaciones, Limusa Noriga Editores.
- [32] E. Mandado, P. Mariño, A. Lago. Instrumentación Electrónica. Editorial Alfaomega-Marcombo. 1996.
- [33] Antoni Manuel, Domingo Biel, Joaquim Olivé, Jordi Prat, Francesc J. Sánchez. Instrumentación Virtual. Adquisición, procesado y análisis de señales. Editorial Alfaomega S. A. de C. V. México D. F. 2002.
- [34] National Instruments México. Historia, Perfil y Productos. Extracto tomado de la página, (http://digital.ni.com/worldwide/mexico.nsf/sb/Company+Information?OpenDocument&node=202943_esa).
- [35] Bernard J. Hamrock, Bo Jacobson, Steven R. Schmid. Elementos de Maquinas. Mc Graw Hill. Primera edición. México D. F. (2000)
- [36] Joseph E. Shigley, Larry D. Mitchell. Mechanical Engineering Design. Mc Graw Hill. Cuarta edición. México.. (1986).
- [37] M. en C. Jorge Ramos Watanave, Dr. Guillermo Urriolagoitia Calderón. Curso El Diseño de Maquinaria. 1er Congreso Internacional de la sección de Estudios de Posgrado e Investigación de ESIME. (1996).
- [38] Roy R. Craig, Jr. Mecánica de Materiales. Grupo Editorial Patria. Primera edición en español. México D. F. (2007).
- [39] Robert L. Norton. “Diseño de Máquinas”. Pearson Prentice Hill. Edo. de México 1999.
- [40] Castillo Morales Martin. “Análisis de Esfuerzos en la Caja de Torsión de una Ala”. Tesis en línea [http://www.biblio-sepi.esimez.ipn.mx/mecánica/2002/Análisis %20de%20esfuerzos%20en %20la%20caja%20de%20torsion%20de%20una%20ala.pdf](http://www.biblio-sepi.esimez.ipn.mx/mecánica/2002/Análisis%20de%20esfuerzos%20en%20la%20caja%20de%20torsion%20de%20una%20ala.pdf).
- [41] Charles E. Dole, Teoría de vuelo y aerodinámica, Paraninfo S.A. Madrid 1984.
- [42] Daniel P. Raymer, Aircraft desing: A conceptual approach, Education series AIAA, 1992.
- [43] D.J. Perry & J.J. Azar, Aircraft structures, McGraw-Hill Book Company, 1982.

- [44] Thomas P. Faulconer, B.S., Introduction to aircraft design, McGraw-Hill Book Company, Inc. 1942.
- [45] Louis G. Duna Ph. And D. Ernest E. Sechler, Ph. D., Airplane structural análisis and design, Dover Publications, Inc. New Cork, 1990.
- [46] T.H.G. Megson, Aircraft structures for engineering students, Halsted Press, Adivision of John Wiley & Sons, Inc. New York, 1990.
- [47] Niles, Alfred, Airplane structures volume I, Stanford, California, 1954.
- [48] INEGI, Anuario Estadístico de los Estados Unidos Mexicanos, Edición, 1991.
- [49] Mario Arturo Carpinteyro Montelongo, Estructuras de alas para aeronaves de 800 a 1500 kg., México 1989.
- [50] <http://www.ilov2fly.com/>
- [51] Miguel Escribano Rodenas, El Análisis por Elementos Finitos: Una Metodología muy Reciente en Economía, Departamento de Economía Financiera y Contabilidad Escuela Universitaria de Estudios Empresarial Universidad Complutense de Madrid, <http://www.uv.es/asepuma/XIV/comunica/117.pdf>.
- [52] Instrumentación electrónica E. Mandado, P Mariño, A. Lago. Alfaomega-Marcombo 1996.
- [53] B.R. Bannister, D.G. Whitehead. Instrumentación. Transductores e interfaz. Addison-Wesley Iberoamericana. 1994.
- [54] Ramos Pallás; Oscar Casas; Ramón Bragós, Sensores y Acondicionadores de Señal Problemas Resueltos, México, Editorial Alfaomega, 2009, pp. 33-162.
- [55] Antoni Manuel, Domingo Biel, Joaquim Olivé, Jordi Prat, Francesc J. Sánchez, Instrumentación Virtual. Adquisición, procesado y análisis de señales. 2002 Alfaomega grupo editor, S. A. de C. V. México D. F., Pags. 5-6, 25-26, 269.
- [56] Watanave J. R. y Urriolagoitia G. C. Curso El Diseño de Maquinaria. 1er Congreso Internacional de la sección de Estudios de Posgrado e Investigación de ESIME. (1996).
- [57] Flores, D.; Tesis Diseño de Perfiles Aerodinámicos”, Instituto Politécnico Nacional: 70 (2006).
- [58] Chandrupatla T. R. y Belegundu A. D., Introducción al Estudio del Elemento Finito en Ingeniería. Prentice Hall. Segunda edición. Edo. de México. pp. 462. (1999).

[59] Chagoyén Méndez Cesar A., González Martínez David, Aragón López Gregorio B., Leiva Pérez José, La vinculación de la simulación numérica y los ensayos, su aplicación a un puente de ferrocarril, Rev. Tec. Ing. Univ. Zulia, (2013).

[60] Gualda Néstor J., Sanzi Héctor C, Ortiz Luis, Análisis de Tensiones de elementos Finitos de una Válvula Esférica durante la Prueba Hidrostática, y su Verificación Experimental, Rev. Esc. Minas ISSN 0718-0764 2010. http://www.scielo.cl/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0718-07642010000500006&lng=es&nrm=iso . Acceso: 30 de Agosto (2012)

[61] Akça Kivanç, Çehreli Murat C. y Iplikçio ğlu Haldun, A Comparison of Three Dimensional Finite Element Stress Analysis with In Vitro Strain Gauge Measurements on Dental Implants, Quintessence Pubilshing Co. (2002),

http://www.quintpub.com/userhome/ijp/ijp_15_2_Akca1.pdf?origin=publication_detail . Acceso: 10 de Julio (2012).

[62] Kacmarcik Josip, Vukojevic Nedeljko y Hadzikadunic Fuad, Comparison of Numerically and Experimentally Determined SCF for Nozzle in Cylindrical Pressure Vessel, 14th Internacional Research/Expert Conference, (2010),

<http://revistas.luz.edu.ve/index.php/rtz/article/view/16384/15804>. Acceso: 1 de Marzo (2014)

[63] Gröning F., Bright J.A., Fagan M.J., O'Higgins P., Improving the Validation of Finite Element Models with Quantitive Full-Field Strain Comparisons, Journal of Biomechanics (2012), http://www.academia.edu/1454212/Improving_the_validation_of_finite_element_models_with_quantitative_full-field_strain_comparisons . Acceso: 3 de Agosto (2013)

[64] Reymer Piotr, Validation of the FEM Model of the Mi-24 Tail Boom and Vertical Stabilizer, Journal of KONES Powertrain and Transport, (2011),

http://ilot.edu.pl/kones/2011/2_2011/2011_reymer_validation.pdf. Acceso: 30 de Septiembre (2012)

<http://www.tmt.unze.ba/zbornik/TMT2010/143-TMT10-053.pdf>. Acceso: 13 de Octubre (2012)

[65] Marisa Santo, Graciela Lecumberry. El proceso de medición: Análisis y comunicación de datos experimentales. Universidad Nacional de Rio Cuarto. Primera edición. Argentina. (2005).

http://www.unrc.edu.ar/unrc/digital/El_proceso_de_med.pdf.