

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

FACULTAD DE INGENIERÍA

ÁREA DE POSGRADO

MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA



**Estudio para la conversión de piezas aeroespaciales de aluminio ensambladas
a piezas unitarias maquinadas por remoción de material en una sola etapa.**

T E S I S

que presenta para obtener el grado de MAESTRO EN CIENCIAS

Ing. Ismael Mendoza Muñoz

**DIRECTOR DE TESIS:
Dr. Víctor Nuño Moreno**

MEXICALI, B. C.

FEBRERO DE 2014

AGRADECIMIENTOS

Al concluir un trabajo tan laborioso y lleno de dificultades como es el desarrollo de una tesis magistral, es importante el reconocer que hubiera sido imposible realizar dicha investigación como su magnitud, sin el aporte de personas e instituciones, que han facilitado las cosas para que este trabajo llegue a su término. Por ello, es un placer utilizar este espacio para expresar mis agradecimientos.

Hago extensivo mi agradecimiento al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por haberme otorgado una beca para la realización de mis estudios de Maestría que concluye con esta tesis.

Deseo agradecer de manera especial al Dr. Víctor Nuño Moreno por aceptarme para realizar esta tesis magistral bajo su dirección. Su apoyo y confianza en mí trabajo, así como su capacidad para guiar mis ideas ha sido un aporte invaluable no solo en el desarrollo de esta investigación, sino además en mi formación como investigador. La clave del buen trabajo realizado en conjunto, ha sido las ideas propias así como su orientación, seguimiento, y supervisión continua en el mismo, pero sobre todo por la motivación, paciencia y disponibilidad. Le agradezco además, el haberme facilitado en todo momento los medios suficientes para llevar a cabo las actividades propuestas en la realización de esta tesis.

Especial reconocimiento merecen los Maestros y Doctores del Programa MYDCI de la UABC - Campus Mexicali - Facultad de Ingeniería, del Área de Ingeniería Mecánica, que en primera instancia permitieron mi ingreso al Programa de Posgrado, y posteriormente, aportaron una parte importante a mi formación como investigador, así como notables contribuciones para hacer esta investigación.

Expreso mi sincera gratitud a los Jefes de Laboratorio de Ingeniería Mecánica de la UABC - Campus Mexicali - Facultad de Ingeniería, así como del Laboratorio de Ingeniería en Manufactura de la UPBC - Campus Mexicali, como a sus respectivas instituciones, por haber facilitado el acceso y uso de sus instalaciones y equipos para la realización de la parte experimental.

Quiero hacer extensiva mi gratitud por el interés mostrado por mi trabajo y las sugerencias recibidas, así como el tiempo invertido en la revisión de esta tesis, a mis sinodales, Dr. Álvaro González Ángeles, Dr. Israel Saucedo Meza y Dr. Jesús Márquez González.

DEDICATORIA

Deseo como un sencillo gesto de agradecimiento, el dedicar este humilde trabajo en primera instancia a Dios, quien me dio la fuerza, fe, salud, coraje y esperanza para alcanzar esta meta que hoy se hace realidad, ya que siempre estuvo a mi lado y me dotó de dones y talentos que hoy puedo utilizar en mi vida.

A mis Padres, por la infinita paciencia que me han tenido, por la confianza brindada a lo largo de mi vida, por creer en mí, por ser digno ejemplo de superación y entrega, por ser mi guía aun en los momentos difíciles y en especial por su apoyo; ya que gracias a ello he culminado esta gran meta.

A mi Hermana por su apoyo moral, motivaciones y buen sentido del humor que muchas veces me liberaron de las presiones y el estrés, así como por su inmenso cariño.

A mis Abuelos (QEPD), por su ternura y mi infancia llena de felices recuerdos que marcaron mi vida junto a ellos, Gracias por ser mis otros padres.

A mi Amiga y colega, por ofrecer siempre esa ayuda desinteresada, por impulsarme a luchar por alcanzar mis sueños y con el pasar del tiempo, llegar a ser mi amiga incondicional.

A todos aquellos familiares y amigos que siempre han estado presentes en mi vida y han sido fuente de apoyo, sincero e incondicional. Ustedes saben quiénes son.

Y finalmente, a todas aquellas personas que desinteresadamente me ayudaron a culminar con esta investigación.

¡A todos, muchas gracias!

“El cuerpo humano es el carruaje; el yo, el hombre que lo conduce; el pensamiento son las riendas, y los sentimientos los caballos”
Platón.

RESUMEN

Algunas piezas estructurales fabricadas en el campo aeroespacial requieren operaciones de ensamble para formar una nueva entidad. Estos procesos de ensamble utilizan elementos mecánicos (tornillos, remaches, etc.) y otros requieren la fusión de los materiales que forman las piezas a ensamblar (soldadura). La estructura ideal sería aquella que estuviese realizada de una sola pieza, pero no es posible por razones técnicas y logísticas. Entre las primeras se encuentran las limitaciones técnicas derivadas de las máquinas utilizadas y los procesos de fabricación relacionado a ellas. Las segundas derivan del tamaño de las instalaciones, transporte, reparaciones, etc.

Por otra parte, la mayor parte de las fallas de las estructuras en operación se producen en las uniones, por lo que siempre es aconsejable el utilizar el menor número de piezas en la constitución de una estructura, esto es debido a la presencia de una concentración de esfuerzos por las condiciones a las que la pieza montada está en funcionamiento (vibraciones, esfuerzo).

En el siguiente trabajo se realiza el análisis comparativo para verificar a través de pruebas estructurales, utilizando galgas extensométricas uniaxiales y el análisis de elementos finitos con ANSYS, entre piezas de aplicación aeroespacial de aluminio unitarias (maquinadas por remoción de material y fabricadas de aluminio 6061 T6) que tengan las mismas características geométricas en comparación a una entidad formada por varios ensambles, en donde se logre un mejor comportamiento estructural (resistencia estructural) y así minimizar los riesgos de falla, además de la reducción de los tiempos requeridos para los procesos de producción y manufactura.

La prueba que asemeja las condiciones de operación más significativas para la pieza de análisis (fuerza de empuje de las turbinas), muestra que la pieza unitaria presenta una deflexión menor de 0.059 in en comparación a la pieza ensamblada y utilizando las galgas extensiométricas como el MEF, arroja una deformación unitaria mayor para la ensamblada, de 0.180 $\mu\epsilon$; ambos resultados utilizando una carga de 9.32 lbf. Estos resultados indican que la pieza unitaria resulta favorecedora ante esta condición de operación, mostrando ser un elemento estructural con mayor resistencia en comparación a su similar ensamblado.

En cuanto a la reducción de tiempos en los procesos de producción y manufactura, se toma como referencia el ciclo de operación que llevó para realizar cada espécimen experimental (modelo escalado unitario y ensamblado), arrojando que para la pieza unitaria se requirió 1.48 hrs y para la ensamblada 3.31 hrs, dando una diferencia de 1.83 hrs, reafirmando el beneficio adicional de la conversión de piezas ensambladas de aluminio a piezas unitarias, recordando que un ahorro de tiempo implicaría un ahorro considerable de dinero. La estimación de dicho ahorro en costos es difícil de obtener ante las limitaciones en las políticas de confidencialidad con la Empresa Aeroespacial, de donde se tomó la pieza para su estudio.

ABSTRACT

Some structural parts manufactured in Aerospace field require assembly operations to form a new entity. These assembly processes using mechanical fasteners (screws, rivets, etc.) and some require the fusion of the materials of the parts to be assembled to forming the new entity (welded). The ideal structure would be one that was made in one piece, but it is not possible for technical and logistical reasons. Among the first are the technical limitations arising from the machines used and manufacturing processes related to them. The latter derived from the size of the facilities, transportation, repairs, etc.

Moreover most of the failures of structures in operation occur at the joints, so it is always advisable to use the minimum number of parts in the creation of a structure, this is due to the presence of a stress concentration by the conditions to which the assembled part is in operation (vibrations, stress).

In this document is performed a comparative analysis to verify through structural tests using uniaxial strain gauge and finite element analysis with ANSYS, between unitary pieces of aluminum aerospace application (machined by removing material and manufactured from aluminum alloy 6061 T6) that have the same geometrical characteristics as compared to an entity comprising several assemblies, where it achieves a better structural behavior (structural strength) and this minimize the risk of failure, in addition to reducing the time required for the production process and manufacturing.

The similar test to the most significant operation conditions for the piece of analysis (thrust force turbines) shows that the unitary part has less deflection 0.059 in compared to the assembled piece and, using strain gages as MEF, presents greater strain to the assembled part, $0.180 \mu\epsilon$; both results using a load of 9.32 lb. These results indicate that the single piece works better in this operating condition, shown to be a structural element with greater strength in comparison to its counterpart assembly.

Regarding the reduction of time in the production and manufacturing processes, is taken as reference cycle of fabrication that led to each experimental specimen (model scaling unitary and assembly), where obtained to the unitary piece a time of 1.48 h and to the assembled part 3.31 h, giving a difference of 1.83 h, reaffirming the added benefit of converting aluminum parts assembled into unitary parts. The estimate of the cost savings is difficult to obtain given the limitations on confidentiality policies Aerospace Company from which the piece was taken for study.

ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS	XI
ÍNDICE DE TABLAS	XIV
GLOSARIO	XV
SIMBOLOGÍA.....	XVIII
OBJETIVO... ..	XIX
HIPÓTESIS	XIX
JUSTIFICACIÓN	XIX
METAS.....	XX
ALCANCE.....	XX
CAPÍTULO 1- Estado del Arte.....	2
Introducción	2
1.1 Ciencia de los Materiales	3
1.1.1 Antecedentes y Desarrollo	3
1.1.2 Clasificación	5
1.2 Materiales y Elementos para la Construcción Aeroespacial	6
1.2.1 Materiales	6
1.2.1.1 El Aluminio y su Desarrollo en la Aviación	8
1.2.1.2 Propiedades y Estructura del Aluminio y sus Aleaciones.....	10
1.2.1.3 Aplicación de las Aleaciones de Aluminio en la Industria Aeroespacial	13
1.2.1.4 Materiales Compuestos	14
1.2.2 Estructura básica de un Avión	17
1.3 Ensamblajes y Piezas Unitarias.....	19
1.3.1 Principios básicos de Diseño para la Producción Económica	19
1.3.2 Diseño para la Manufactura y Ensamble (DFMA)	20
1.3.3 Generalidades del Proceso de Ensamble	22
1.3.4 Instalación y Construcción de una Aeronave	23
1.3.5 Idealización de Estructuras Aeroespaciales.....	25
1.4 Maquinado de Piezas	27
1.4.1 Definición y Tipos de Maquinado	27
1.4.2 Dispositivos de Soporte (herramental de sujeción y posicionamiento)	28
1.4.3 Máquinas Automatizadas de Manufactura	29

1.4.3.1 Mecanizado de Alta Velocidad (MAV)	31
1.4.3.2 Herramientas para Mecanizado de Alta Velocidad	33
1.5 Revisión Histórica de Fallas Estructurales.....	36
1.5.1 Análisis de Fallas en Accidentes de la Aviación	36
1.5.2 Fallas por Carga Excesiva	37
1.5.3 Fatiga... ..	38
1.5.4 Corrosión	38
 CAPÍTULO 2 -Marco Teórico.....	40
Introducción	40
2.1 Aluminio y Aleaciones	41
2.1.1 Generalidades.....	41
2.1.2 Aleaciones utilizadas en la industria Aeroespacial	42
2.1.3 Propiedades de las Aleaciones de Aluminio 6061-T6.	43
2.2 Procesos de Manufactura, Unión y Ensamble de Piezas de Aluminio	44
2.2.1 Mecanizado de Aluminio y sus Aleaciones.....	44
2.2.2 Selección de una Aleación y su Revenido	45
2.2.3 Condiciones Generales de Maquinado	46
2.2.4 Parámetros de Maquinado de Alta Velocidad	47
2.2.5 Herramientas de Corte.....	48
2.2.6 Elaboración de Dispositivos de Soporte.....	49
2.2.6.1 Fundamentos del Diseño de Dispositivos de Soporte.....	49
2.2.6.2 Procedimiento de Diseño de un Dispositivo de Soporte.....	50
2.2.7 Máquinas de Control Numérico	52
2.2.7.1 Máquinas CNC de 5 ejes.....	52
2.2.7.2 Software CAD/CAM	55
2.2.8 Soldadura TIG y MIG	57
2.2.9 Remachado	57
2.2.10 Atornillamiento	60
2.2.11 Adhesivos	62
2.3 Pruebas Mecánicas aplicadas en el Aluminio	65
2.3.1 Pruebas de Tensión	65
2.3.1.1 Máquinas de Ensayos de Tensión.....	66

2.3.2 Pruebas de Fatiga	67
2.3.2.1 Máquinas de Ensayo de Pruebas de Fatiga	68
2.3.3 Galgas extensiométricas	69
2.3.4 Extensómetros ópticos 3D	71
2.4 Criterios y Normas de Manufactura y Ensamble	73
2.4.1 Uniones y Estándares	73
2.4.2 Remachado	78
2.4.2.1 Instalación	78
2.4.2.2 Requisitos de calidad del remache instalado	80
2.4.3 Atornillamiento	81
2.4.3.1 Instalación	82
2.5 Definición de piezas genéricas	84
2.5.1 Clasificación de piezas en función de su aplicación	85
2.5.2 Procedimiento del diseño de elemento ensamblado y pieza unitaria	85
2.5.2.1 Consideraciones de Manufactura.....	86
2.5.2.2 Diseño para la Manufactura y Ensamble	86
2.5.2.3 Prácticas de Manufactura	87
2.5.2.4 Consideraciones de Diseño	89
 CAPÍTULO 3 - Marco Experimental.....	91
Introducción	91
3.1 Diagramas de la Metodología de Trabajo y Experimental	92
3.2 Materiales de Trabajo	93
3.3 Proceso de Maquinado y Ensamble	94
3.4 Pieza de Empresa Aeroespacial.....	94
3.5 Cargas presentes en el fuselaje de una Aeronave.....	95
3.5.1 Condiciones de Operación de Pieza Aeroespacial.	98
3.6 Dispositivos Experimentales	100
3.6.1 Mediciones con Strain Gages	100
3.6.2 National Instruments NI PXI- 1045	101
3.6.3 LabVIEW.....	102
3.6.4 Método de los Elementos Finitos	103
3.7 Validación del Proceso de Caracterización.....	104
3.7.1 Prueba de Tracción con Probetas Normalizadas y Ensambladas.....	104

3.7.2 Método del Elemento Finito con Probetas Normalizadas y Ensambladas	107
3.8 Preparación de Pieza Aeroespacial para Pruebas Físicas	109
 CAPÍTULO 4 - Resultados y Discusión	113
Introducción	113
4.1 Proceso de Caracterización	114
4.2 Tiempos en Proceso de Producción y Manufactura de Pieza Aeroespacial	115
4.3 MEF de Prueba de Tracción de Pieza Ensamblada y Unitaria.....	116
4.4 Pruebas de Flexión.....	119
4.4.1 Primera Prueba de Flexión	119
4.4.2 MEF Primera Prueba de Flexión.....	121
4.4.3 Segunda Prueba de Flexión	124
4.4.4 MEF Segunda Prueba de Flexión.....	125
4.5 Validación Industrial	127
4.6 Consideraciones de diseño y manufactura de Empresa Aeroespacial (EA)	128
4.7 Validación por procedimientos normados en EA.....	129
4.8 Conclusiones	130
4.9 Recomendaciones	132
4.10 Trabajos Futuros.....	132
 BIBLIOGRAFÍA.....	133
 ANEXOS.....	144
1) Resultados en Prueba de Tracción en probetas normalizadas y ensambladas (tema 3.7.2).....	144
2) Resultados en Prueba de Tracción en pieza aeroespacial (tema 4.3).	146
3) Resultados en prueba de tracción en pieza aeroespacial seccionada (tema 4.3).....	149
4) Resultados en primera prueba de flexión en pieza aeroespacial (tema 4.4.2).	152
5) Resultados en segunda prueba de flexión en pieza aeroespacial (tema 4.4.4).....	155
6) Extracto de Tesis “Análisis comparativo de una sección estructural del fuselaje de una aeronave entre material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio Normalizado 6061 T6” págs. 116-124 (ref. en tema 3.7.2).	158

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1	Diagrama de un panel de material compuesto tipo sándwich. (a) Panel completo (b) Placas frontales del panel (c) Nido de abeja.....	7
Figura 1.2	El LZ127 Graf Zeppelin en el hangar, donde puede apreciarse su inmenso tamaño.....	9
Figura 1.3	Uso de las dos principales aleaciones de aluminio en un avión comercial.....	14
Figura 1.4	Estructura básica de un avión.....	18
Figura 1.5	Avión dividido en subconjuntos para ensamblar	24
Figura 1.6	(a) Sección transversal del proceso de maquinado (b) Herramienta con ángulo de ataque negativo, comparada con el ángulo positivo en (a)	27
Figura 1.7	Máquina CNC de doble usillo MAG ® Powertrain SPECHT 550 DUO	32
Figura 1.8	(a) De Havilland Comet (b) Localización de la grieta generada por fatiga cerca de la orilla de las ventanas ADF (Automatic Direction Finder)	37
Figura 2.1	Aspectos en el Diseño de Dispositivos de Soporte	49
Figura 2.2	Dispositivo de Soporte tipo lápida para una máquina CNC horizontal.....	51
Figura 2.3	Representación de una máquina CNC 5 ejes emulando los movimientos de una máquina real.....	52
Figura 2.4	Comparación de Accesibilidad de la Herramienta entre una máquina CNC de 3 y 5 ejes.....	53
Figura 2.5	Detalle de simulación y las estrategias en una máquina CNC de 5 ejes. (a) Desbaste, (b) remoción de material, (c) acabado general (d) acabado de la cuchilla, (e) pieza terminada (f) comprobación virtual	54
Figura 2.6	Espaciamiento de Remaches	58
Figura 2.7	Fallas por unión por la presencia de elementos de fijación: (a) Cortadura (b) Aplastamiento (c) Desgarro (d) Tracción.	59
Figura 2.8	Concentración de esfuerzos en uniones con remache y adhesivo..	63
Figura 2.9	Representación esquemática del efecto de unir la piel del avión con remache y con adhesivo	64
Figura 2.10	Esquema de una Máquina de Ensayos de Tensión.....	67
Figura 2.11	Esquema del tren de carga en una máquina de fatiga axial electrohidráulico..	69
Figura 2.12	Esquema de una galga extensiométrica	70
Figura 2.13	Distribución del esfuerzo sobre una galga extensiométrica.....	71
Figura 2.14	Vista desde arriba de una unidad de sensor 3D.....	72

Figura 2.15	Espécimen sometido a flexión analizado con un extensómetro óptico 3D.....	73
Figura 2.16	Esfuerzo excesivo debido a excentricidades	75
Figura 2.17	Empalme de larguero en fuselaje (Piel Continua).....	77
Figura 2.18	Cabeza de cierre plana.	81
Figura 2.19	Evaluación de la holgura del remache, utilizando galgas	82
Figura 2.20	Comparación entre roscas mecanizadas y laminadas	83
Figura 3.1	Diagrama esquemático de la Metodología de Trabajo	92
Figura 3.2	Diagrama esquemático de la Metodología Experimental	93
Figura 3.3	Ubicación de pieza propuesta en el avión privado	95
Figura 3.4	Pieza aeroespacial genérica (metros).....	96
Figura 3.5	Esfuerzo en la carcasa del fuselaje debido a la presión de la cabina.....	97
Figura 3.6	Cargas presentes en el fuselaje de la aeronave.....	98
Figura 3.7	Montaje de turbina en estructura aeroespacial	96
Figura 3.8	Definición de strain gauge	100
Figura 3.9	Puente de Wheatstone	101
Figura 3.10	Diagrama de bloques en LabView para obtener deformaciones con galgas extensométricas	102
Figura 3.11	Equipo NI PXI-1045 con banco de pruebas.....	103
Figura 3.12	Dimensiones de probeta rectangular de tensión	105
Figura 3.13	Curva Esfuerzo-Deformación de prueba de tracción para Aluminio 6061 T6	106
Figura 3.14	Curva Esfuerzo-Deformación de prueba de tracción para probetas ensambladas por remaches	106
Figura 3.15	Curva Esfuerzo-Deformación de prueba de tracción para probetas ensambladas por atornillamiento	107
Figura 3.16	(a) Falla por cortante del remache (b) Falla por tracción de la probeta.....	107
Figura 3.17	Análisis numérico (a) Modelo MEF (b) Probeta Normalizada (c) Probeta Ensamblada	108
Figura 3.18	Pieza ensamblada por remaches y unitaria de aluminio 6061 T6	109
Figura 3.19	Galga extensiométrica en Pieza Aeroespacial.....	111
Figura 3.20	Material para la instalación de galgas extensiométricas	111
Figura 3.21	Panel frontal el LabView para obtención de deformaciones unitarias	112

Figura 4.1	Distribución del esfuerzo en pieza con discontinuidad	114
Figura 4.2	Distribución de esfuerzos y desplazamientos a Tracción (a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles	117
Figura 4.3	Distribución de esfuerzos y desplazamientos a Tracción de sección (a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles	117
Figura 4.4	Montaje de pieza aeroespacial en banco de pruebas para Prueba 1	120
Figura 4.5	Distribución de esfuerzos y deformaciones unitarias a Flexión en voladizo (a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles	122
Figura 4.6	Distribución de Deformaciones Unitarias a lo largo del Remache	123
Figura 4.7	Montaje de pieza aeroespacial en banco de pruebas para Prueba 2	124
Figura 4.8	Distribución de esfuerzos y deformaciones unitarias a Flexión en segunda prueba (a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles.....	127

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1	Designaciones de las aleaciones de aluminio agrupados por elemento aleante .12
Tabla 1.2	Clasificación amplia de los materiales compuestos15
Tabla 2.1	Composiciones Nominales de las Aleaciones Aeroespaciales de Aluminio43
Tabla 2.2	Composición química de la aleación de aluminio 6061-T6.....44
Tabla 2.3	Puntos de reblandecimiento de los materiales para herramientas y puntos de fusión de materiales de trabajo48
Tabla 2.4	Pares de apriete para remaches tipo Hi-lok.....79
Tabla 2.5	Valores recomendados de torque en pernos y tuercas84
Tabla 4.1	Resultados obtenidos de experimentación con probetas normalizadas ASTM y ensambles116
Tabla 4.2	Tiempos requeridos para el proceso de fabricación de modelos de Pruebas ...117
Tabla 4.3	Resultados obtenidos de simulación con MEF en ANSYS para pieza de Aplicación Aeroespacial119
Tabla 4.4	Deflexiones obtenidas por medición del indicador de carátula para Prueba 1120
Tabla 4.5	Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Unitaria para Prueba 1120
Tabla 4.6	Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Ensamblada para Prueba 1.....121
Tabla 4.7	Deformaciones unitarias obtenidas en la ubicación de la galga por el MEF y por Galgas para Prueba 1123
Tabla 4.8	Deflexiones obtenidas por medición del indicador de carátula para Prueba 2125
Tabla 4.9	Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Unitaria para Prueba 2126
Tabla 4.10	Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Ensamblada para Prueba 2.....126
Tabla 4.11	Deformaciones Unitarias obtenidas en la ubicación de la galga por el MEF y por Galgas para Prueba 2126

GLOSARIO

AA	Aluminium Association (Asociación del Aluminio).
AN	Air Force-Navy Standard (Estándar de Fuerza Aérea y Marina).
ANSI	American National Standard Institute (Instituto Nacional Americano de Estándares).
ANSYS	Analysis System (Análisis de Sistemas). Software de análisis numérico utilizando el principio de los Elementos Finitos.
ASTM	American Society of Testing Materials (Sociedad Americana para pruebas de Materiales).
APT	Automatically Programmed Tool (Programación Automática de Herramienta). Un lenguaje de programación de alto nivel.
CAD	Computer-Aided Desing (Diseño Asistido por Computadora). Una amplia gama de herramientas informáticas que ayudan a los ingenieros, arquitectos y otros profesionales en la etapa de diseño.
CAM	Computer-Aided Manufacturing (Manufactura Asistida por Computadora). Técnicas para el empleo de los ordenadores en los procesos de fabricación.
CAPP	Computer-Assisted Part Programming (Planificación de Procesos Asistido por Computadora).
CCD	Charge Coupled Device (Dispositivo de Carga Acoplada). Un sensor de luz electrónico utilizado en las cámaras digitales.
Cermets	Un material compuesto por partículas de cerámicas procesadas unido con el metal y se utilizan en de aplicaciones de alta resistencia y de alta temperatura. También llamado ceramal.
CNC	Control Numérico por Computadora.
DAQ	Data Acquisition (Adquisición y procesamiento de datos).
DFA	Design For Assembly (Diseño para Ensamble).
DFM	Design For Manufacturing (Diseño para la Manufactura).
DFMA	Design For Manufacturing and Assembly (Diseño para la Manufactura y Ensamble).

DFSS	Design For Six Sigma (Diseño Para Six Sigma).
DLC	Diamond Like Carbon (Carbono tipo Diamante).
EA	Empresa Aeroespacial.
EDM	Electrical Discharge Machining (Maquina de Descarga Eléctrica). Un método de maquinado.
EF	Elementos Finitos.
FAA	Federal Aviation Administration (Administración Federal de Aviación).
FAR	Federal Aviation Regulation (Regulación Federal de Aviación).
Strain Gauge	Una galga extensiométrica es un sensor basado en el efecto piezorresistivo. Un esfuerzo que deforma a la galga producirá una variación en su resistencia eléctrica.
GF	Gauge Factor (Factor de Galga). Es la relación de cambio relativo en la resistencia eléctrica a la deformación unitaria, que es el cambio relativo en longitud.
HSS	High Speed Steel (Acero de Alta Velocidad).
IPPD	Integrated Product and Process Development (Producto Integrado y Desarrollo de Procesos).
LabVIEW	Laboratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench (Plataforma de Instrumentación de Laboratorio Virtual de Ingeniería). Es una plataforma y entorno de desarrollo para diseñar sistemas, con un lenguaje de programación visual gráfico.
Material compuesto tipo Sándwich	Material compuesto por dos capas muy rígidas y de reducido espesor que envuelven un material de gran espesor y poca resistencia.
MAV	Mecanizado en Alta Velocidad.
MEF	Método de elemento finito.
MIG	Metal Inert Gas welding (soldadura Metálica con Gas Inerte).
MIL	Military Specification (Especificación Militar).
MS	Military Standard (Estándar Militar).

NAS	National Aerospace Standard (Estándar Nacional Aeroespacial).
NC	Numerical Control (Control Numérico). Un método de funcionamiento automático de máquinas-herramienta.
NI	National Instruments.
PCBN	Polycrystalline Cubic Boron Nitride (Inserciones de Nitruro de Boro Policristalino).
PCD	Polycrystalline Diamond (Diamante Policristalino).
SCC	Stress Corrosion Cracking (Corrosion Bajo Tensión).
SFM	Surface Feet per Minute (Pies Superficiales por Minuto). Es una unidad de la velocidad utilizada en el mecanizado para identificar los rangos de maquinabilidad de un material.
SMC	Sheet Molding Compound (Lamina Compuesta Moldeada).
SPEC	Specification (Especificación).
Puente de Wheatstone	Es un circuito diseñado para encontrar la resistencia de un componente sabiendo la de otros tres componentes.
TIG	Tungsten Inert Gas welding (soldadura con Gas Inerte de Tungsteno).

SIMBOLOGÍA

En la redacción de este documento se han definido los símbolos empleados. No obstante, para facilitar una consulta posterior, se presentan a continuación los símbolos utilizados y su significado.

ρ	Densidad.
ε	Deformación.
Ω	Ohm.
$\mu\varepsilon$	Microdeformación.
$m\varepsilon$	Milideformación.
V_o	Voltaje de salida.
$R_1/R_2 - R_4/R_3$	Resistencias.
W	Watt.
σ	Esfuerzo.
P	Carga Aplicada.
E	Módulo de Elasticidad.
ΔL	Cambio de Longitud.
σ_c	Esfuerzo Circunferencial.
σ_l	Esfuerzo Longitudinal.

OBJETIVO

Realizar un análisis comparativo del comportamiento estructural entre el elemento de aplicación aeroespacial de aluminio ensamblado y la pieza unitaria maquinada por remoción de material en una sola etapa, con el fin de recabar información que facilite la toma de decisión para realizar la conversión y cambio en sus proceso de producción y manufactura, dando como consecuencia una entidad de mayor resistencia estructural que la ensamblada.

HIPÓTESIS

Por medio de un estudio para la conversión de piezas de aplicación aeroespacial de aluminio ensambladas a piezas unitarias maquinadas por remoción de material en una sola etapa, se logrará mejorar la resistencia estructural con la pieza unitaria.

JUSTIFICACIÓN

Algunas piezas manufacturadas en el rubro aeroespacial requieren de operaciones de ensamble para formar una nueva entidad. Estos procesos de ensamble utilizan elementos mecánicos (tornillos, remaches, etc.) y otros requieren de la fusión de los materiales que forman las piezas a ensamblar (soldadura).

Es de esperar que en las zonas donde se realiza la unión, se presente una concentración de esfuerzos, lo que lleva a incrementar las posibilidades de la presencia fallas estructurales generadas por las condiciones a las cuales la pieza ensamblada se encuentra operando (vibraciones, esfuerzos, etc.).

El proyecto de investigación propone un análisis para verificar a través de la realización de pruebas estructurales, entre piezas de aplicación aeroespacial de aluminio unitarias (maquinadas por remoción de material) que tengan las mismas características geométricas en comparación a una entidad formada por varios ensambles, en donde se logre un mejor comportamiento estructural (resistencia estructural) y así minimizar los riesgos de falla, además de la reducción de los tiempos requeridos para los procesos de producción y manufactura.

METAS

- Revisión de piezas genéricas de aluminio ensambladas en las aeronaves (planta local de manufactura aeroespacial).
- Diseño y fabricación de piezas ensambladas por uniones de atornillamiento y remachado o la combinación de estas.
- Diseño y fabricación de una pieza de aplicación aeroespacial ensamblada y no ensamblada (maquinada en una sola etapa), que incluya el adicionalmente el diseño y fabricación del herramental de sujeción y posicionamiento.
- Análisis estructural (tensión y flexión).
- Análisis de resultados.

ALCANCE

El alcance de este trabajo se limita a pruebas estructurales convencionales (tensión y flexión) para ser analizado por medio de la simulación numérica (MEF) y parte experimental por medio de galgas uniaxiales.

CAPÍTULO 1- Estado del Arte

Introducción

En este capítulo se presenta información relacionada con los materiales aeroespaciales más comunes en la industria, así como su uso para la fabricación de fuselajes y componentes. Se presenta un análisis básico sobre las ventajas de sustituir una pieza ensamblada por una pieza maquinada equivalente, así como sus procesos de ensamble y manufactura, sobre el requerimiento para incrementar la resistencia estructural en el diseño de una pieza sometida a las diferentes carga estáticas y dinámicas que pueden provocar la falla del componente.

1.1 Ciencia de los Materiales

1.1.1 Antecedentes y Desarrollo

A través de la historia es posible observar la importancia que los materiales han tenido en la vida del hombre. Si bien los primeros materiales que utilizó fueron aquellos que estaban a su alcance (materiales naturales), éstos fueron rápidamente modificados y adaptados a sus necesidades.

Tal ha sido el impacto de los materiales que algunas etapas de la civilización han sido denominadas por el tipo de materiales que el hombre utilizó, así recordamos la Edad de Piedra (hasta 2000AC), la Edad de Bronce (2000-700AC) y la Edad del Hierro (700AC-100DC) [1].

La Revolución Industrial se desarrolló en la segunda mitad del siglo XVIII, en donde los técnicos hacen uso de los abundantes avances científicos de los dos siglos anteriores; los procesos industriales y los problemas técnicos se analizan ahora bajo el "método científico". Se puede decir que acaba de nacer la tecnología. James Watt inventa la máquina de vapor en 1769; capaz de transformar el calor en energía mecánica y símbolo de esta época. Las máquinas de vapor revolucionan los transportes. Se dispara el consumo de carbón para alimentar a las máquinas de vapor y para la producción de un nuevo material obtenido en los altos hornos: el acero; las siderurgias se instalan próximas a las minas de carbón, y la máquina de vapor ayuda a su vez a vaciar el agua de las minas, como soplante en los altos hornos, telares, prensas, máquinas-herramientas, etc. [2].

Durante los últimos siglos, el desarrollo de la Ciencia de los Materiales fue muy lento. No fue sino hasta finales del siglo XIX, gracias al descubrimiento de los rayos X por Wilhelm Roentgen en 1895 y a las aplicaciones realizadas por Von Laue, en 1912, y por Bragg, en 1915, sobre la estructura cristalina, que la Ciencia de los Materiales logró un avance impresionante.

Mediante el uso de un método de elaboración adecuado y el conocimiento de las estructuras y propiedades, en principio, es posible elaborar materiales hechos a la medida de nuestras necesidades [1].

Durante la Segunda Guerra Mundial, y especialmente a partir de la misma, empezó a tomar una importancia cada vez más acusada y con un ingrediente de aceleración, el concepto del poder aéreo. Sus características peculiares le constituían en una fuerza intrínsecamente estratégica y en un arma fundamentalmente ofensiva, con la importancia que supone su dominio de la cuarta dimensión: el tiempo.

Con esta semilla se ha producido un proceso de aceleración en el ámbito aeroespacial con necesidades cada vez más exigentes, tanto desde el punto de vista militar como civil y que ha dado lugar a una gigantesca infraestructura del transporte aéreo convencional y a una reafirmación del poder aeroespacial como elemento absolutamente imprescindible y decisivo en cualquier contienda. Estas necesidades crecientes han propiciado un crecimiento y un avance tecnológico de la industria aeroespacial (en los ámbitos civiles y de la defensa) que la han constituido en la pionera y más avanzada del resto de las industrias de defensa.

Es por todo ello que, a partir del fin de la Guerra Fría y a raíz de la caída del muro de Berlín y el profundo cambio en el concepto global estratégico de los años posteriores, la industria de defensa se viera directamente afectada y en especial, la aeroespacial que, por ser la más sensible y ver amenazada su situación de preminencia y su crecimiento futuro, fue la primera en reaccionar, dando lugar a los rápidos cambios de los que aún estamos siendo testigos [3].

Muchas de las necesidades de la ingeniería mecánica, eléctrica, electrónica y nuclear durante la Segunda Guerra Mundial, no fueron satisfechas por materiales tradicionales. Sólo materiales de alta tecnología pudieron cumplir con las exigentes especificaciones del desarrollo industrial.

Es así como, a partir de la segunda mitad del Siglo XX, se observa un desarrollo impresionante de los materiales: cerámicos, metálicos, semiconductores, polímeros y materiales compuestos [1].

Hasta los años 60, los materiales de ingeniería era sinónimo de metales; pero desde esa época hasta nuestros días, todo ha cambiado. La velocidad de desarrollo de las nuevas aleaciones metálicas es más bien baja, la demanda de acero y de hierro fundido ha caído. Las industrias de polímeros y materiales compuestos crecen rápidamente, al igual que las proyecciones de desarrollo de las nuevas cerámicas.

Las tecnologías modernas asociadas a la producción industrial contemporánea, demandan un desarrollo de productos cuya realización está vinculada al uso de materiales con propiedades muy bien determinadas y a la selección de procedimientos mejor adaptados al éxito económico de los productos. Las nuevas líneas generales de producción, tienden a conformar materiales más fiables ligeros y resistentes con una economía de recursos óptima. Entre estas líneas está el desarrollo de aleaciones metálicas resistentes a altas temperaturas, metales amorfos, cerámicas técnicas, polímeros especiales y materiales compuestos.

Todos estos constituyen los llamados nuevos materiales, los cuales conciernen a los materiales que resultan de un control óptimo de su microestructura o de la combinación de diversos materiales. Estos nuevos materiales exigen un intenso desarrollo de los métodos de análisis tanto macroscópicos como microscópicos de las propiedades mecánicas, físicas, químicas y tecnológicas; así como de los procedimientos para alterar o modificar dichas propiedades [4].

1.1.2 Clasificación

En base a su arreglo atómico, la materia podía ser clasificada en dos grandes grupos, aquella que presentaba un orden atómico a muy corto alcance, materiales amorfos, y los materiales que poseen un ordena largo alcance, materiales cristalinos.

En base a sus propiedades, la materia podría ser clasificada en cinco grandes grupos: cerámicos, metálicos, semiconductores, polímeros y materiales compuestos [1].

- a) **Cerámicos.** Son compuestos químicos constituidos, en general, por metales y no metales o metaloides (óxidos, nitruros, carburos, boruros, siliciuros, etc.) que incluyen minerales de arcilla, cemento y vidrio. Por lo general se trata de materiales que son aislantes eléctricos y térmicos y que a elevada temperatura y en ambientes agresivos son más resistentes que los metales y polímeros.
- b) **Metales.** Son aquellos que tienen un gran número de electrones deslocalizados, que no pertenecen a ningún átomo en concreto. La mayoría de las propiedades de los metales se atribuyen a estos electrones. Los metales conducen perfectamente el calor y la electricidad, tienen elevado punto de fusión, son opacos a la luz visible, la superficie metálica pulida tiene apariencia lustrosa y desde el punto de vista mecánico los metales son duros, resistentes a los esfuerzos, tenaces y dúctiles.
- c) **Semiconductores.** Tienen propiedades eléctricas intermedias entre los conductores y los aislantes eléctricos. Las características eléctricas de los semiconductores son extremadamente sensibles a la presencia de diminutas concentraciones de átomos de impurezas. Estas concentraciones se deben controlar en regiones espaciales muy pequeñas. Los semiconductores posibilitan la fabricación de los circuitos integrados que han revolucionado, en las últimas décadas, la industria electrónica y de los ordenadores.

- d) **Polímeros.** Comprenden materiales que van desde los familiares plásticos al caucho. Se trata de compuestos orgánicos, basados en el carbono, hidrogeno y otros elementos no metálicos, caracterizados por una gran longitud de las estructuras moleculares. Los polímeros poseen densidades bajas, lo que los hacen interesantes para industrias como la automotriz y aeroespacial. Tienen además, extraordinaria flexibilidad, resistencia a los medios agresivos y su coeficiente de dilatación es grande. Desde el punto de vista mecánico, los polímeros tienen una resistencia y rigidez baja.
- e) **Compuestos.** Están formados por más de un tipo de material, donde generalmente uno toma el papel de fase continua o matriz y el otro de fase discontinua o dispersa. La fibra de vidrio, que es un vidrio en forma filamentosa embebido dentro de un material polimérico, es un ejemplo de este grupo. Los materiales compuestos están diseñados para alcanzar mejor combinación de las características de cada componente. La mayoría de los materiales desarrollados últimamente son materiales compuestos [5].

1.2 Materiales y Elementos para la Construcción Aeroespacial

1.2.1 Materiales

Los intentos por volar han sido muchos, y se ha tardado en conseguir, no solo por la técnica inadecuada, si no por los materiales incorrectos o falta de motores ligeros y potentes.

Al principio, los fuselajes de los aviones estaban contruidos a base de madera y lona, que evolucionaron posteriormente por componentes estructurales metálicos. Las aleaciones de aluminio se han utilizado mucho debido a su ligereza y a su gran resistencia [6].

Cabe mencionar que en el siglo XIX, el aluminio era tan caro de producir que era considerado un metal semiprecioso. Además las cualidades del aluminio sin alear ni refinar, dejaban mucho que desear, como para pensar en él para algún uso industrial (la resistencia del aluminio aleado es de 6 a 8 veces superior al aluminio sin alear). A partir de la Primera Guerra Mundial, el desarrollo de sus aleaciones, y la necesidad de un metal menos pesado que el acero, lleva a su implantación masiva en la aviación, y hasta nuestros días ha sido el material más usado en aeronáutica por su adecuada resistencia, baja densidad y el conocimiento de sus técnicas de

fabricación (fácilmente forjable, fácil de trabajar y reparar, se conoce muy bien su funcionamiento) [7].

Actualmente, también se utilizan aleaciones de berilio, titanio y magnesio, especialmente en la construcción de aviones de altas prestaciones. Los materiales compuestos modernos (conjuntos de fibras embutidas en matrices de plástico) son unos sustitutos, resistentes y de larga duración, a los componentes metálicos.

Los materiales compuestos ofrecen una resistencia igual o superior a los metales actualmente utilizados, además de un peso menor y una resistencia térmica mayor, con la ventaja adicional para la aviación militar de que los fuselajes fabricados con materiales compuestos reducen significativamente el perfil radar [6].

Los materiales compuestos estructurales están formados tanto por compuestos como por materiales sencillos y sus propiedades dependen fundamentalmente de la geometría y de su diseño. Los más abundantes son los laminares y los llamados paneles sándwich. Un ejemplo esquemático de los paneles sándwich es el que se presenta en la Figura 1.1 [8].

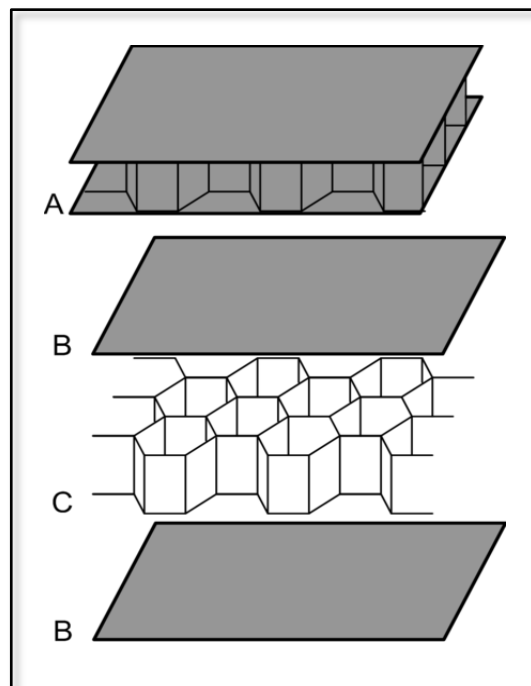


Figura 1.1 Diagrama de un panel de material compuesto tipo sándwich.
(a) Panel completo (b) Placas frontales del panel (c) Nido de abeja. [8].

Los sistemas a base de resinas epóxicas son los materiales compuestos más utilizados en el sector aeroespacial: suponen cerca del 65% de todos los materiales utilizados. Cuando se requieren unos niveles elevados de resistencia a altas temperaturas se utilizan sistemas a base de resinas poliamídicas. Entre otros sistemas a base de resinas cabe destacar los fenólicos, los poliésteres y las siliconas. A menudo se utilizan las aminas alifáticas como agentes de curado. Entre las fibras de soporte utilizadas destacan el grafito, el Kevlar y la fibra de vidrio [6].

1.2.1.1 El Aluminio y su Desarrollo en la Aviación

Resulta evidente que uno de los criterios básicos a la hora de diseñar un elemento aeroespacial debe ser el minimizar el peso final del vehículo proyectado. Es por ello que, ya desde los comienzos de la aviación, se demandaba a la industria metalúrgica que innovara en el estudio y puesta a punto de nuevos materiales de baja densidad y que presentasen unos valores de la relación de resistencia y peso suficientemente elevados, ya que este parámetro resulta esencial como criterio de diseño en la industria aeronáutica, la cual, debido a los requerimientos críticos que exigía en los materiales de utilización, se convirtió en el motor que impulsó a la investigación metalúrgica hacia la búsqueda de nuevos materiales de altas características.

Es por tanto, perfectamente comprensible que desde el inicio de la aviación las miradas de los proyectistas se dirigiesen hacia el aluminio, naciente aún a escala de producción industrial, por la baja densidad que presentaba frente a materiales convencionales como los aceros.

De forma inmediata, la aparición en escena del nuevo metal atrajo las miradas esperanzadoras de los pioneros de la aeronáutica. En efecto, en 1887, o sea sólo un año después de la presentación en sociedad como metal industrial, el aluminio era utilizado en la construcción de los dirigibles Schwarz.

A partir de entonces, puede afirmarse que la historia del desarrollo de la aviación, desde los primeros ingenios hasta los más modernos aviones supersónicos, resulta paralela con lado los avances en las aleaciones del aluminio, lo que subraya el papel determinante y condicionante de los progresos de las aleaciones ligeras en la aparición y avance de la aeronáutica.

En efecto, el primer Zeppelin, construido en 1900 llevaba la estructura de aluminio, llegando a tener un tamaño considerable, como se puede apreciar en la Figura 1.2. El bloque del motor que impulsó el aeroplano de los hermanos Wright en 1903 estaba moldeado con una

aleación de aluminio con 8% de cobre. En 1907 aparecían ya las primeras palas de hélice construidas en aluminio [9].

Como muchos otros descubrimientos, en 1909 se produjo uno, de forma accidental: El Duraluminio. En 1909 se descubre que la aleación de Al con un determinado % de Cu y de Mg se puede trabajar de una forma muy sencilla, tras un calentamiento hasta unos 480°C y su rápido enfriamiento. Durante unas horas se podía doblar y conformar fácilmente, después, recuperaba sus propiedades mecánicas [7].

El descubrimiento por Wilm del proceso de maduración, que permitió multiplicar por cinco la resistencia de las aleaciones, fue rápidamente aplicado industrialmente en todo tipo de piezas, para el sector aeronáutico, en cuyo desarrollo jugó un papel de primera magnitud. A título de ejemplo, a partir de 1914 todos los dirigibles Zeppelin fueron construidos de duraluminio. Las aleaciones Al-Cu-Mg-Si, derivadas del descubrimiento original de Wilm, han sido las más utilizadas en la historia aeronáutica por la excelente relación de resistencia y peso que presentan tras el adecuado tratamiento térmico.

L. Breguet diseñaba en 1916 un avión de reconocimiento en el que se usaba por primera vez el aluminio como elemento estructural. En 1919 se comenzaron a utilizar chapas de aluminio para el revestimiento del fuselaje y alas en el avión Junkers F-13.



Figura 1.2 El LZ127 Graf Zeppelin en el hangar, donde puede apreciarse su inmenso tamaño [10].

El primer proyecto de un avión con estructura totalmente construida con aleaciones de aluminio se realizó en 1921. Cinco años después, el salón de la Aeronáutica de París de 1926 presentaba 39 modelos diferentes de aeronaves, distribuidas de la siguiente forma: 12 modelos estaban contruidos totalmente en madera, 15 presentaban una estructura mixta de madera y aluminio, 10 aviones tenían estructura de aluminio pero con alas enteladas y finalmente 2 prototipos mostraban una estructura y fuselaje totalmente en aluminio.

Desde esas fechas lejanas del comienzo de la aviación, puede decirse que el desarrollo de la aeronáutica y de las aleaciones de aluminio ha ido de la mano, planteando una exigencia de características cada vez mayor, lo que motivaba a la investigación industrial a la búsqueda de nuevas aleaciones de altas características.

Si alejamos nuestra vista de la época heroica de la aviación y observamos la situación actual, resulta admirable comprobar que esa pasión por las aleaciones de aluminio de la protohistoria aeronáutica no fue una ilusión pasajera sino que, muy al contrario, el aluminio y sus aleaciones siguen siendo punta de lanza en cuanto al empleo de materiales en la industria aeroespacial [9].

1.2.1.2 Propiedades y Estructura del Aluminio y sus Aleaciones.

El mineral del que se extrae el aluminio, casi exclusivamente, se llama bauxita. Las bauxitas son productos de erosión, ricos en aluminio (del 20% al 30% en masa), procedentes de rocas madres silicatoaluminicas. Mediante el proceso Bayer, inventado por Karl Bayer en 1889, se produce alúmina a partir de la bauxita.

El aluminio puro (99% de pureza o mayor) en estado metálico presenta una superficie relativamente lustrosa y de color plateado. Su estructura cristalina es cúbica centrada, de aquí la abundancia de planos de deslizamiento que lo hacen muy maleable y dúctil.

Este material es un buen conductor de la electricidad y del calor, provee una buena superficie reflectora, es resistente a la corrosión y es liviano si se lo compara con los materiales ferrosos (como el acero) o con la mayoría de los materiales estructurales. Como punto de comparación la densidad es, de 2.7 gr/cm^3 mientras que la del hierro es de 7.8 gr/cm^3 , es decir 2.9 veces más liviano que éste último.

La relativamente baja resistencia a la tracción del aluminio puro es una de sus mayores desventajas, ésta es del orden de los 6.32 kg/mm^2 y puede ser mejorada (al doble) por medio de

endurecimiento mecánico que es la única manera de mejorar las características mecánicas ya que no responde a los tratamientos térmicos. Este nivel de resistencia es muy bajo para las aplicaciones en ingeniería. La metodología utilizada para mejorar la resistencia a la tracción del aluminio, incrementarla bastante sin reducir demasiado otras propiedades deseables tales como la ductilidad y el peso, es aleándolo con uno o más metales o metaloides.

Las aleaciones que logran mayor resistencia que el aluminio puro se dividen en las siguientes clases:

- a) Aquellas que responden tanto al endurecimiento por trabajo en frío y tratamientos térmicos o a ambos por separado.
- b) Aquellas que pueden ser endurecidos por trabajo en frío (deformación a temperatura ambiente) [11].

Las aleaciones de aluminio, se pueden clasificar igualmente, atendiendo a su método de obtención o procesado, en los siguientes tipos:

- a) **Para forja.** Se conforman mediante deformación plástica. Sus propiedades quedan controladas por endurecimiento, por deformación, endurecimiento por solución sólida y control del tamaño de grano.
- b) **Para fundición.** La gran cantidad de Si causa la reacción eutéctica, dándoles bajos puntos de fusión, una fluencia adecuada y baja temperatura de fusión. El enfriamiento rápido obtenido en la fundición a presión o en molde permanente incrementa la resistencia. Se pueden endurecer algunas aleaciones por solución sólida y por dispersión

Las aleaciones de aluminio, tanto las forjadas como las de fundición, se clasifican según el elemento aleante usado (el que esté en mayor proporción) [12].

Los productos de aluminio puro y sus aleaciones (todos aquellos productos no fundidos) poseen designación de acuerdo con la norma H35.1 de la American National Standard Institute (ANSI), mientras que las aleaciones fundidas se codifican de acuerdo con la norma ASTM B275, ambas emitidas por Estados Unidos. Estas designaciones son internacionales aunque hay países que poseen su propia designación. En la Tabla 1.1 puede observarse las designaciones de las aleaciones de aluminio (series) agrupados por el principal elemento aleante.

Tabla 1.1 Designaciones de las aleaciones de aluminio agrupados por elemento aleante [11].

Principal Aleante	Designación	Tratamiento Térmico
Aluminio Puro	1XXX	No tratable
Cobre	2XXX	Tratable
Manganeso	3XXX	No tratable
Silicio	4XXX	No tratable
Magnesio	5XXX	No tratable
Magnesio y Silicio	6XXX	Tratable
Zinc	7XXX	Tratable
Otras Aleaciones	8XXX	-----
Serie Reservada	9XXX	-----

En la Tabla anterior el primer dígito indica el grupo de la aleación (principal aleante) y se ha reservado el 1, para el aluminio de 99% de pureza. Para este caso particular los dos últimos dígitos indican el mínimo porcentaje de aluminio en el orden de los centésimos. Es decir estos son los dos números a la derecha de la coma del mínimo porcentaje de aluminio expresado en enteros y centésimos (por ejemplo 1030 indica 99.30 de aluminio puro). El segundo dígito indica las modificaciones al límite de impurezas. Si es cero (0) indica que no tiene especial control. Del 1 al 9 indican especiales controles de las impurezas. Las principales impurezas son el hierro y el silicio.

Para el caso de las aleaciones de aluminio, el segundo dígito es un número que va del 0 al 9, si es cero se trata de la aleación original. Los números del 1 al 9 están asignados consecutivamente indicando las modificaciones de la aleación. Las últimas dos cifras no tienen especial significado pero sirven para identificar las diferencias de las aleaciones de aluminio en el grupo. Si en la designación vista apareciera una equis, esto indicaría que se trata de una aleación experimental.

Como se mencionó los elementos aleantes del aluminio proporcionan ciertas ventajas y desventajas. A continuación se enumeran estas.

- a) **Cromo (Cr).** Aumenta la resistencia mecánica cuando está combinado con otros elementos Cu, Mn, Mg.
- b) **Cobre (Cu).** Incrementa las propiedades mecánicas pero reduce la resistencia a la corrosión.

- c) **Hierro (Fe)**. Incrementa la resistencia mecánica.
- d) **Magnesio (Mg)**. Produce alta resistencia tras el conformado en frío.
- e) **Silicio (Si)**. Combinado con magnesio (Mg), logra mayor resistencia mecánica.
- f) **Titanio (Ti)**. Aumenta la resistencia mecánica.
- g) **Zinc (Zn)**. Aumenta la resistencia a la corrosión.
- h) **Manganeso (Mn)**. Incrementa las propiedades mecánicas y reduce la calidad de embutición (aleación 3XXX son utilizadas en productos para almacenar líquidos, etc.)

Las principales series utilizadas en la industria aeroespacial son la 2XXX, 6XXX y 7XXX aunque suelen ser utilizadas algunas otras como la serie 5XXX [11].

1.2.1.3 Aplicación de las Aleaciones de Aluminio en la Industria Aeroespacial

Uno de los problemas más serios en los vuelos en general y particularmente en los espaciales es el de la estructura de la nave; dicho de otra manera, la resistencia mecánica que debe tener el vehículo para soportar las velocidades, aceleraciones, impactos y esfuerzos a los que habrá de verse sujeto. También deben tomarse en cuenta factores como las temperaturas y presiones que encontrará en su recorrido, y el factor igualmente importante del propio peso de la nave [13].

Las aleaciones de aluminio de gran resistencia son los materiales que predominan en las estructuras de las aeronaves en virtud de sus grandes módulos y resistencias específicos (respecto al titanio y al acero) y de su costo (en comparación con el titanio). En la Figura 1.3 se muestra el uso de las principales aleaciones de aluminio en una aeronave comercial [14].

Las aleaciones Al-Zn-Mg-Cu, de gran importancia en la industria aeronáutica, se utilizan en ocasiones con tratamientos de sobremaduración (tales como el T73) para evitar el mal comportamiento a corrosión bajo tensiones que presentan en estado T6, a pesar de la disminución de características mecánicas que ello conlleva. Dicha pérdida de propiedades supone en muchos casos una penalización en peso de la estructura, por lo que son numerosos los intentos de desarrollar tratamientos alternativos que, manteniendo las características mecánicas del estado T6, proporcionen un mejor comportamiento a corrosión bajo tensiones [15].

Específicamente las aleaciones ligeras de Al-Mg no se encuentran entre las principales aleaciones de aluminio usadas en estructuras de las aeronaves, debido a que no tienen las altas

características en cuanto a resistencia, sin embargo, debido a su alta resistencia a la corrosión han sido usadas en compartimentos de carga, tanques de combustible, y en menor grado como forros en algunas secciones del ala. En la actualidad se están desarrollando aleaciones Al-Mg-Si en las cuales se han mejorado sus propiedades mecánicas [14].

1.2.1.4 Materiales Compuestos

Los materiales compuestos están se han clasificado de muchas maneras según las ideas y los conceptos necesarios para identificarlos. Una clasificación útil y completa es la que se muestra en la Tabla 1.2 con algunos ejemplos. La mayoría de los materiales que aparecen en la naturaleza obtienen sus magníficas propiedades de una combinación de dos o más componentes que pueden distinguirse prontamente cuando se examinan con microscopios ópticos o electrónicos. La mayor parte de los materiales de ingeniería son también combinaciones de dos o más fases dispersas en escala microscópica para obtener propiedades óptimas [16].

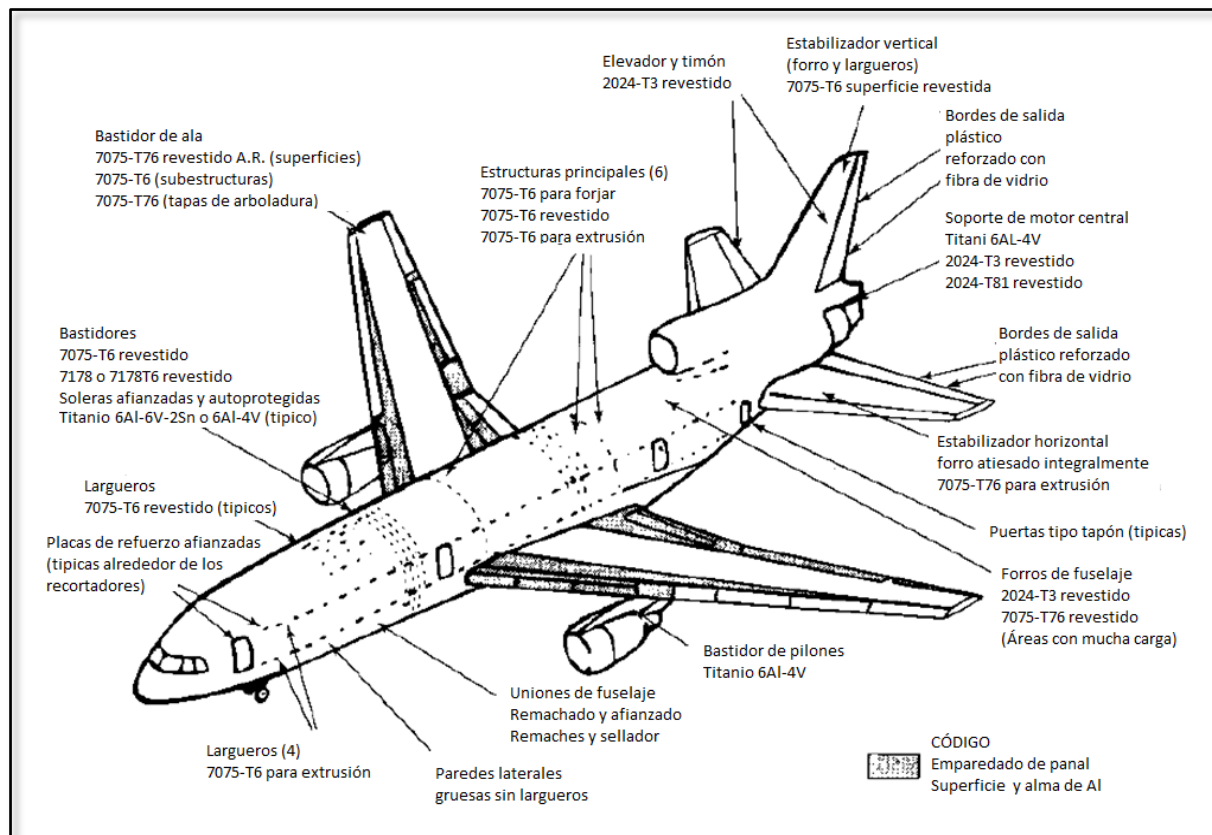


Figura 1.3 Uso de las dos principales aleaciones de aluminio en un avión comercial [14].

Tabla 1.2 Clasificación amplia de los materiales compuestos [16].

Clasificación	Ejemplos
Materiales de compuestos naturales	• <i>Madera</i> • <i>Hueso</i> • <i>Bambú</i> • <i>Músculos y Otros Tejidos</i>
Materiales microcompuestos	• <i>Aleaciones Mecánicas (Aceros)</i> • <i>Termoplásticos Endurecidos (Poliestireno)</i> • <i>Hojas para Moldeo Continuo (SMC)</i> • <i>Termoplásticos Reforzados</i>
Materiales macrocompuestos	• <i>Acero Galvanizado</i> • <i>Vigas de Hormigón Armado</i> • <i>Palas de Helicópteros</i> • <i>Esquí</i>

Los materiales compuestos están constituidos por dos elementos estructurales: fibras y material aglomerante. El material aglomerante se llama matriz y las fibras están entretejidas en esa matriz. Las fibras poseen una alta resistencia empleándose materiales como el boro o el carbono; la matriz suele ser plástica (resinas, poliésteres) aunque en ocasiones es metálica para soportar altas temperaturas (en turborreactores y naves espaciales). La estructura del material está constituida por capas. En cada capa las fibras se encuentran aglomeradas en la matriz y presentan una misma disposición. El material es la suma de las capas que se asemeja a un músculo humano. La orientación de las fibras no es arbitraria, sino que viene definida por el esfuerzo o cargas a las que se va a ver sometido el material. Así la resistencia mecánica del material vendrá dada por la dirección de las fibras o el tejido que forman. Podemos encontrarnos estructuras de compuestos que aguanten mejor cargas perpendiculares que otras estructuras ideadas, por ejemplo, para cargas longitudinales, etc.

Las propiedades mecánicas de estos materiales son notablemente superiores a las aleaciones ligeras. Sin embargo, resultan ser más frágiles que éstos, aun usando fibras de carbono y boro, siendo su reparación compleja. Por esta razón no es aplicable por ley a las alas y el fuselaje, ya que son estructuras primarias y de gran importancia. En cuanto a la matriz, las resinas

epoxi son las que presentan una mejor adhesión de las fibras, aunque su uso está prohibido en las cabinas, ya que genera demasiado humo al quemarse [17].

La resistencia y dureza de las aleaciones mecánicas y los plásticos ingenieriles se consiguen combinando fases de gran resistencia con fases dúctiles y tenaces. Un ejemplo relativamente sencillo se encuentra en los aceros al carbono puros (por ejemplo, 99.2% hierro, 0.8% carbono). Si se enfría esta aleación lentamente desde los 800°C la microestructura constará de capas alternas de una fase dúctil blanda, que es casi hierro puro, y un compuesto duro y frágil, Fe_3C , llamado cementita. Los materiales naturales y de ingeniería son ambos microcompuestos debido a que sus propiedades se alcanzan a partir de una dispersión muy fina de las fases. La estructura es a menudo tan fina que se requiere un microscopio electrónico de alta resolución para distinguir las distintas fases.

La idea de compuesto puede aplicarse también a escala macroscópica. Esto es particularmente relevante para las piezas de ingeniería que pueden constar de dos o más materiales combinados para dar unas actuaciones en servicio que superen las propiedades de los materiales por separado. Así, el acero galvanizado, que es acero recubierto con una capa de zinc, combina la resistencia a la corrosión del zinc con la resistencia del acero. De forma parecida, las vigas de hormigón que tienen una excelente resistencia a compresión se les da algo de resistencia a tracción armando el hormigón con barras de acero. Las hélices de los helicópteros combinan el material estructural para dar resistencia y rigidez con materiales resistentes a la erosión para proteger el borde de ataque de cualquier daño.

Una clasificación más relevante es la que trata primariamente de los materiales microcompuestos basándose en el tamaño, forma y distribución de las dos o más fases en conjunto, como sigue:

- a) Fibras continuas en matriz. Orientadas, en distribución aleatoria.
- b) Fibras cortas en matriz. Orientadas, en disposición aleatoria.
- c) Dispersión reforzada, como el punto b, pero el tamaño de partícula de $< 10^{-8}$ m.
- d) Estructuras laminares.
- e) Esqueletos o redes interpenetrantes.
- f) Multicomponentes, fibras, partículas, etc.
- g) Particulado (macropartículas, esféricas, planas, elipsoidales, irregulares, huecas o macizas) en matriz.

Está claro que la distinción entre los distintos grupos no es siempre precisa y el método de fabricación de estos materiales puede diferir. La mayoría de las aleaciones metálicas consiguen su estructura multifase por transformaciones de estado sólido que implican el reordenamiento y la difusión atómica. Otros materiales compuestos pueden fabricarse por mezclado físico de las distintas fases para obtener la distribución deseada [16].

1.2.2 Estructura básica de un Avión

La estructura del avión ha de soportar, en general, dos clases distintas de carga:

- a) **Cargas de suelo.** Que incluyen todas las cargas a que se encuentra sometido el avión durante su movimiento o transporte en tierra, aterrizaje, remolcado, izado, etc.
- b) **Cargas de vuelo.** Que incluyen todas las cargas impuestas sobre la estructura o maniobra y ráfagas que tienen lugar durante el vuelo.

Adicionalmente, existen otros tipos de cargas particulares a las que se encuentran sometidos los aviones diseñados para un propósito determinado.

Así, la mayoría de los aviones civiles de gran tamaño, y la práctica totalidad de los aviones militares, van presurizados para poder volar a gran altitud; por otro lado, los hidroaviones han de ser capaces de aterrizar sobre el agua; por su parte, los aviones diseñados para volar a gran velocidad y baja altitud han de ser capaces de soportar los efectos de grandes turbulencias, etc.

En definitiva, como era de prever, se deben contemplar en el diseño de una aeronave las características funcionales propias de la misma [18].

A continuación, se especifican de una forma general cuales son los componentes estructurales de un avión y su nomenclatura, así como un esquema general que se presenta en la Figura 1.4.

- a) **Fuselaje.** Es el cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes.

El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada.

- b) **Alas.** Son el elemento primordial de cualquier aeroplano. En ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida, y todos aquellos factores que proporcionen el rendimiento óptimo para compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y el menor consumo de combustible posible.
- c) **Superficies de mando y control.** Son las superficies movibles situadas en las alas y en los empenajes de cola, las cuales respondiendo a los movimientos de los mandos existentes en la cabina provocan el movimiento del avión sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). También entran en este grupo otras superficies secundarias, cuya función es la de proporcionar mejoras adicionales relacionadas generalmente con la sustentación (alerón, aerofrenos, etc.).
- d) **Sistema estabilizador.** Está compuesto por un estabilizador vertical y otro horizontal. Su misión es la de contribuir a la estabilidad del avión sobre sus ejes.
- e) **Tren de aterrizaje.** Tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del avión en tierra. Puede ser fijo o retráctil, y de triciclo (dos ruedas principales y una de morro) o patín de cola (dos ruedas principales y un patín o rueda en la cola). Hay trenes adaptados a la nieve (con patines) y al agua (con flotadores).

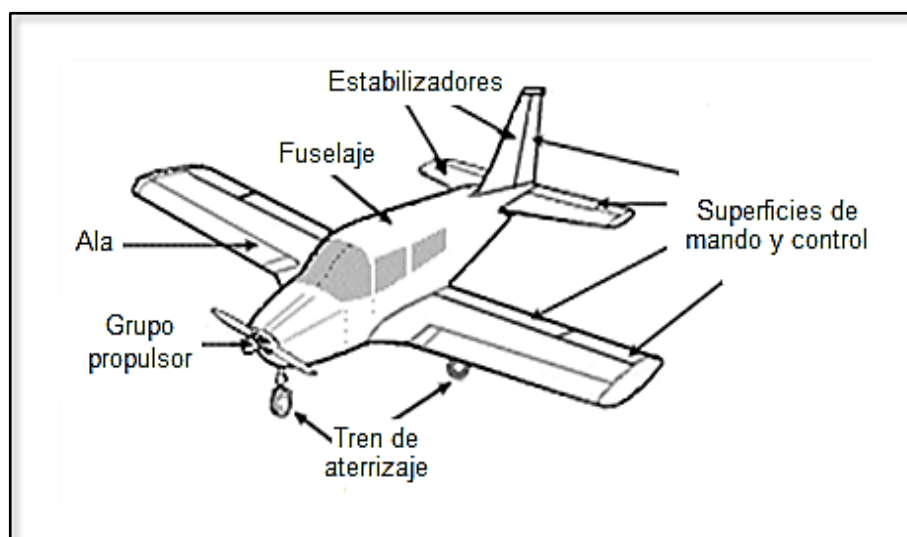


Figura 1.4 Estructura básica de un avión [19].

- f) **Grupo motor-propulsor.** Encargado de proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar las resistencias del aparato, tanto en tierra como en vuelo, impulsar a las alas y que estas produzcan sustentación, y por último para aportar la aceleración necesaria en cualquier momento. Este grupo puede estar constituido por uno o más motores; motores que pueden ser de pistón, de reacción, turbopropulsores, etc. Dentro de este grupo se incluyen las hélices, que pueden tener distintos tamaños, formas y número de palas.
- g) **Sistemas auxiliares.** Resto de sistemas destinados a ayudar al funcionamiento de los elementos anteriores o bien para proporcionar más confort o mejor gobierno de la aeronave. Podemos mencionar por ejemplo, el sistema hidráulico, el eléctrico, presurización, alimentación de combustible, etc. [19].

1.3 Ensamblajes y Piezas Unitarias

1.3.1 Principios básicos de Diseño para la Producción Económica

Los principios siguientes, aplicables casi a la totalidad de los procesos de manufactura, ayudarán a los diseñadores a especificar componentes y productos que se puedan manufacturar con costo mínimo.

- a) **Sencillez.** Si todos los demás factores son iguales, el producto que tenga la menor cantidad posible de piezas, la configuración menos complicada, el mínimo de ajustes de precisión y la más breve secuencia para manufactura será el menos costoso para producirlo. Además, por lo general será el más confiable y más fácil para dar servicio.
- b) **Materiales y componentes estándar.** El empleo de los materiales de más fácil disponibilidad y de piezas comerciales permite lograr los beneficios de la producción en serie incluso con pocas unidades del producto. El empleo de componentes estándar también simplifica la administración del inventario, facilita las compras, evita las inversiones en herramientas y equipo y acelera el ciclo de manufactura.
- c) **Diseño estandarizado del producto en sí.** Cuando se van a fabricar varios productos similares, se deben especificar, hasta donde sea posible, los mismos materiales, piezas y subconjuntos. Este procedimiento permitirá lograr la economía a escala,

simplificar el control del proceso y el adiestramiento de los operarios, además de reducir la inversión requerida en herramental y equipo.

- d) **Tolerancias amplias.** Aunque se sabe del costo adicional de producir tolerancias demasiado precisas, algunos diseñadores de productos no aprecian este aspecto en lo que vale. Los costos más altos de tolerancias muy exactas surgen de operaciones adicionales como rectificado (esmerilado), pulido o asentado con piedras abrasivas después de las operaciones primarias de maquinado; costos mayores de herramientas por la mayor precisión requerida al fabricar las herramientas y la necesidad de un mantenimiento más frecuente y cuidadoso conforme se desgastan; ciclos de operación más largos; mayores costos de desperdicio y retrabajo; necesidad de personal más especializado, mejor adiestrado, costo mayor de los materiales e inversiones más cuantiosas en equipo de precisión.
- e) **Empleo de los materiales más fáciles de procesar.** Hay que emplear los materiales más sencillos de procesar siempre y cuando sus características funcionales y costo sean adecuados. A menudo hay diferencias importantes en la facilidad de procesamiento (tiempo de ciclo, velocidad de corte óptima, fluencia, etc.) entre los materiales de grado convencional y los creados para facilidad de procesamiento. Sin embargo, a la larga, el material más económico es el que permite lograr el costo mínimo combinado de materiales, procesamiento y cargos por garantía y servicio en toda la duración de diseño del producto [20].

1.3.2 Diseño para la Manufactura y Ensamble (DFMA)

El Diseño para la Manufactura y Ensamble o DFMA, de Boothroyd and Dewhurst es una filosofía, un método y una herramienta de diseño que debe ser utilizada durante el diseño y desarrollo del producto para lograr que las decisiones tomadas referentes a: procesos de fabricación que se van a usar, posibilidades de automatización, geometrías, tolerancias, acabados superficiales, agrupamientos de partes para ensamble, características y medios de ensamble, manipulación, orientación y sujeción de las partes para que se consideren desde las tempranas fases de diseño, lo cual facilitará posteriormente los procesos de fabricación y ensamble de los componentes que conforman el producto total, logrando importantes disminuciones en los costos y tiempos totales de desarrollo así como los productos más confiables y de mayor calidad.

El DFMA es uno de los componentes primarios del enfoque de ingeniería concurrente por su capacidad para integrar las funciones de diseño, manufactura y ensamble, organización, manejo de información y mejoramiento del recurso humano en las etapas de diseño y desarrollo de productos, ya que logra:

- a) Minimizar la cantidad de piezas que se requieren en un producto.
- b) Diseñar para que la construcción de las piezas sea lo más sencilla y económica posible.
- c) Utilizar componentes estandarizados y comerciales afines para uno o varios productos.
- d) Facilitar la fabricación y el armado con la reducción del tiempo y el costo de ensamblaje por pieza (alimentación, inserción, fijación) mediante el diseño de un producto simplificado.

El método de Boothroyd and Dewhurst se basa en 4 cuestiones fundamentales:

- a) ¿La pieza es necesaria?
- b) ¿Debe ser de algún material especial?
- c) ¿Se tiene que mover en relación con otras?
- d) ¿Oculta el ensamblaje de otras piezas?

Si las respuestas son todas negativas, las piezas son susceptibles de fusionarse [21].

Las metodologías y el software de computadora han sido desarrollados para el diseño de ensamble, utilizando diseños conceptuales en tres dimensiones y modelos sólidos. Mediante su uso, se han minimizado los tiempos, así como los costos de subensamble y ensamble, mientras que se ha mantenido la integridad y el desempeño de los productos; el sistema también mejora la facilidad de desensamble del producto. La tendencia ahora es combinar el diseño para la manufactura y el diseño para el ensamble en un diseño más completo para la manufactura y ensamble (DFMA) que reconoce la relación inherente entre la manufactura de los componentes y su ensamble en un producto final [22].

1.3.3 Generalidades del Proceso de Ensamble

El proceso de ensamble es uno de los aspectos básicos de la ingeniería, pues las piezas básicas siempre se integran formando piezas más complejas, sea de la forma manual o automática dependiendo del volumen de producción; frecuentemente, se utilizan dispositivos para la sujeción conveniente o alineante de una o más piezas para colocarlas en relación precisa entre sí [21].

Existen varios métodos de ensamble (por ejemplo utilizando sujetadores o adhesivos, o mediante soldadura con o sin aporte banda o dura) cada una con sus propias características y cada uno requiriendo de operaciones diferentes. El uso del perno y de la tuerca, por ejemplo, requiere la preparación de perforaciones que deben coincidir en localización y tamaño. La generación de orificios a su vez, requiere de operaciones como el barrenado o punzonado, que toma tiempo adicional, requiere de operaciones por separado y produce desperdicio. Por otra parte, los productos ensamblados con pernos y tuercas se pueden desarmar y reensamblar con una facilidad relativa [22].

Para realizar el proceso de ensamble, es necesario determinar si el producto debe ser unido por soldadura o alguno de los medios de unión mecánica congruente con el tipo de producto a fabricar o por diferentes métodos de unión. Las consideraciones que se deben tomar en cuenta previas al proceso ensamble son:

- a) Factores de Decisión.
- b) Tipos de Uniones: Roscadas, Remachadas y Soldadas.
- c) Selección del Tipo de Unión [21].

Las uniones, probablemente constituyan la mayor fuente de fallos en las estructuras aeronáuticas (o de otra índole) y por tanto, deben tenerse en consideración todos los aspectos relativos a su diseño cuando se realiza el análisis estructural. Los fallos pueden ocurrir por varias razones, pero generalmente porque algún factor, tales como esfuerzos secundarios debidos a excentricidades (los vectores de la carga no pasan por el elemento de fijación o por el centroide del conjunto de ellos), concentración de tensiones, deslizamiento entre conexiones, excesivas deformaciones, etc. o bien combinación de ellos, no ha sido tenido en cuenta, por lo que resulta difícil realizar una detallada evaluación de los mismos.

Los factores anteriores afectan no sólo a la resistencia estática, sino que además tienen gran influencia en la vida por fatiga de la unión y de la estructura adyacente.

1.3.4 Instalación y Construcción de una Aeronave

Se podría decir que una estructura de aeronave debería de estar realizada como unidad única, de un solo material y en una sola operación de fabricación. Al no poder ser así, se crea la necesidad de que sea construida en varias unidades principales unidas mediante elementos de fijación de distinta índole (tornillos, remaches, soldadura, etc.) [23].

En la actualidad, a la hora de construir un avión, éste se suele dividir en subconjuntos o elementos estructurales, cada uno de ellos fabricados en gradas especialmente diseñadas y que posiblemente estén situadas en diferentes partes de la fábrica o incluso en fábricas diferentes. Una vez fabricados los diferentes subconjuntos, son transportados a la línea final de montaje para su ensamblaje. Cada subconjunto está formado a su vez por componentes menores tales como largueros, costillas, cuernas, etc., y estos a su vez están compuestos por elementos más simples. Las diferentes secciones del fuselaje son unidas entre sí por medio de remaches o pernos a lo largo de todo su perímetro, mientras que las alas y los estabilizadores se unen por puntos de recogida en cuernas seleccionadas.

En la Figura 1.5 se muestra un ejemplo de los conjuntos que pueden fabricar distintas plantas de un consorcio aeronáutico formado por diferentes países, de forma que la fabricación del avión es distribuida geográficamente entre los mismos. Los distintos elementos se transportan posteriormente a la planta de montaje para realizar el ensamblaje final. Las partes del avión están codificadas por colores, fabricando cada uno de los países implicados los conjuntos que están de un color determinado [18].

Por lo general, las subsecciones del fuselaje, los paneles de las puertas y los revestimientos (superficies externas) de las alas y de la cola están fabricados en chapa de aluminio perfilada y cortada con precisión y tratada químicamente. El funcionamiento de las máquinas se controla por ordenador. Grandes fresas montadas sobre rieles efectúan el mecanizado de los largueros de las alas a partir de piezas únicas de aluminio forjado. Las piezas de menor tamaño se cortan con precisión y se moldean con fresas, muelas y tornos. Las conducciones se fabrican con lámina de acero o con materiales compuestos [6].

Los componentes internos, como el suelo, por lo general se fabrican con laminados o con materiales compuestos, a base de múltiples capas de revestimiento muy delgado pero de gran rigidez, dispuestas sobre estructuras de panal. Los materiales compuestos suelen disponerse (es decir, colocarse cuidadosamente en capas superpuestas) a mano o mecánicamente, para su

posterior curado en hornos o en autoclaves. La fase de montaje comienza con la elaboración de submontajes a partir de las piezas componentes. Entre los submontajes principales destacan las alas, los estabilizadores, las secciones del fuselaje, el tren de aterrizaje, las puertas y los componentes interiores.

El montaje de las alas resulta particularmente laborioso, ya que requiere taladrar con precisión numerosos orificios en el revestimiento metálico, en los que se introducen los clavos para remachar. Una vez terminado, el ala se limpia y se sella desde el interior para asegurar la estanqueidad de los depósitos de combustible.

El montaje final tiene lugar en inmensas naves de montaje, algunas de las cuales se cuentan entre los edificios de construcción más grandes del mundo. La línea de montaje consta de varias posiciones secuenciales en cada una de las cuales permanece la estructura del avión durante varios días mientras se efectúan los trabajos correspondientes. Numerosos trabajos de montaje tienen lugar simultáneamente en cada una de las posiciones, con lo que se originan situaciones en las que puede producirse una exposición cruzada a productos químicos.

Las piezas y los submontajes se colocan en la posición apropiada por medio de plataformas rodantes, dispositivos de transporte fabricados a medida y grúas-puente. Estas últimas desplazan la estructura del avión de una posición a otra hasta que queden instalados los trenes de aterrizaje principal y de morro. A partir de ese momento, los desplazamientos se efectúan remolcando la estructura del avión.

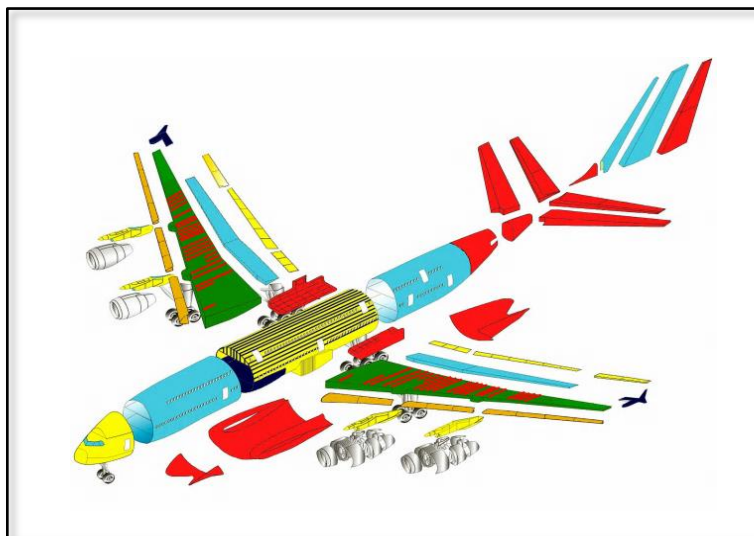


Figura 1.5 Avión dividido en subconjuntos para ensamblar [18].

Durante la fase final de montaje, las secciones del fuselaje se ensamblan entre sí en torno a un armazón, mediante remaches embutidos. A continuación se colocan las vigas y los largueros de sustentación del suelo del aparato, y se recubre todo el interior con una capa de compuesto anticorrosión. Las secciones delantera y trasera del fuselaje se ensamblan con las alas por medio de la sección de encastre (una estructura en forma de caja que actúa como depósito principal de combustible y como centro estructural del avión). El interior del avión se cubre en su totalidad con mantas de fibra de vidrio que actuarán de aislante, se tienden el cableado eléctrico y las conducciones de aire, al tiempo que las superficies interiores se cubren de paneles decorativos. A continuación (y para uso de los pasajeros) se procede a instalar las luces y las máscaras de oxígeno de emergencia, que incorporan habitualmente los portaequipajes. Las cocinas, los aseos y los asientos (ensamblados previamente) se instalan manualmente asegurándolos a los rieles de fijación que discurren por todo el suelo del avión, y que permiten cambiar rápidamente la configuración de la cabina de pasajeros, de acuerdo con las necesidades de la compañía. A continuación se instalan los trenes de aterrizaje principal y de morro, así como las plantas motrices y los equipos de aviónica. Una vez comprobado exhaustivamente el funcionamiento de la totalidad de los componentes del avión, éste se remolca hasta un hangar independiente y bien ventilado para proceder a su pintura. El pintado comienza por una capa de imprimación protectora (por lo general a base de cromato de zinc) seguida de una capa decorativa externa a base de pinturas de uretano o epoxídicas. Antes de proceder a su entrega, el avión es sometido a una serie de rigurosas pruebas tanto en tierra como en vuelo [6].

1.3.5 Idealización de Estructuras Aeroespaciales

La estructura ideal sería aquella que estuviese realizada de una sola pieza, esto no es posible por razones técnicas y logísticas. Entre las primeras se encuentran las limitaciones técnicas derivadas de las máquinas utilizadas y los procesos de fabricación inherentes a ellas. Las segundas derivan del tamaño de las instalaciones, transporte, reparaciones, etc.

Por otra parte la mayor parte de los fallos en servicio de las estructuras se producen por las uniones, por lo siempre es aconsejable el utilizar el menor número de piezas en la constitución de una estructura. Por razones de ligereza, se construyen en general a partir de chapas y perfiles de pequeño espesor (de 0,25 a 5mm).

Así por ejemplo, un ala ideal, sería aquélla que estuviese construida en una sola pieza y de un material único, y en sola operación de fabricación; como el estado actual de la tecnología no permite tal solución, es necesario fabricarla en dos o más tramos y generalmente se construye con estructura semimonocasco (estructuras formadas por un revestimiento y refuerzos transversales y longitudinales que hacen posible soportar los esfuerzos de compresión, flexión y torsión sin fallos del revestimiento), en metal, se diseña para ser capaz de resistir momentos flectores, en los larguerillos y elementos de chapa distribuidos a lo largo de la periferia de cualquier sección transversal de la misma.

Los distintos tramos deben de diseñarse para ser unidos con un mínimo de cuatro elementos de fijación, que deben ser capaces de transferir las cargas de cada uno de los tramos al adyacente. Por tanto los elementos de fijación, deben de ser capaces de soportar las altas cargas concentradas en ellos y transferirlas a los largueros, larguerillos y chapas de revestimiento que forman cada tramo.

Naturalmente, si se construyese el ala en una sola pieza no aparecerían estas cargas concentradas en los elementos de fijación, ya que en principio no existirían, y serían distribuidas por el conjunto de los elementos estructurales.

Como quiera que puedan existir infinidad de incertidumbres en los procedimientos de fabricación e instalación en los elementos de fijación, como consecuencia de que pequeñas variaciones dimensionales pueden afectar considerablemente a la distribución de esfuerzos, suele considerarse un margen de seguridad del 15% en el diseño de los mismos. Este factor se utiliza en todo tipo de uniones ya sean remachadas o atornilladas, a no ser que la estructura sea realizada en un solo tramo.

Como consecuencia de su propia complejidad para el estudio y cálculo de las estructuras, se realizan simplificaciones en cuanto a los tipos de esfuerzos que se consideran en los distintos elementos constitutivos de la misma, así se estima que:

- a) Las chapas soportan únicamente esfuerzos cortantes.
- b) Los largueros y larguerillos soportan solo carga axial.
- c) Los esfuerzos cortantes son constantes en la sección transversal [23].

1.4 Maquinado de Piezas

1.4.1 Definición y Tipos de Maquinado

El maquinado es un proceso de manufactura en el cual se usa una herramienta de corte para remover el exceso de material de una parte de trabajo, de tal manera que el material remanente sea la forma de la parte deseada. La acción predominante del corte involucra la deformación cortante del material de trabajo para formar la viruta; al removerse la viruta, queda expuesta una nueva superficie. El maquinado se aplica más frecuentemente para formar metales. El proceso se ilustra en la Figura 1.6.

Debido a sus características, el maquinado se realiza generalmente después de otros procesos de manufactura como fundición o deformación volumétrica (por ejemplo, forjado y estirado de barras). Otros procesos crean la forma general de la parte y el maquinado produce la geometría final, las dimensiones y el acabado.

Hay muchas clases de operaciones de maquinado, cada una de las cuales es capaz de generar una cierta geometría y textura superficial. Además del torneado, el taladrado y el fresado (que son los tres tipos más comunes), existen otras operaciones convencionales que incluyen perfilado, cepillado, escariado y aserrado.

Otro grupo de procesos frecuentemente incluidos en la categoría del maquinado, son aquellos que utilizan abrasivos para cortar materiales. Estos procesos incluyen esmerilado y operaciones similares que se usan comúnmente para lograr acabados superficiales superiores de la parte de trabajo.

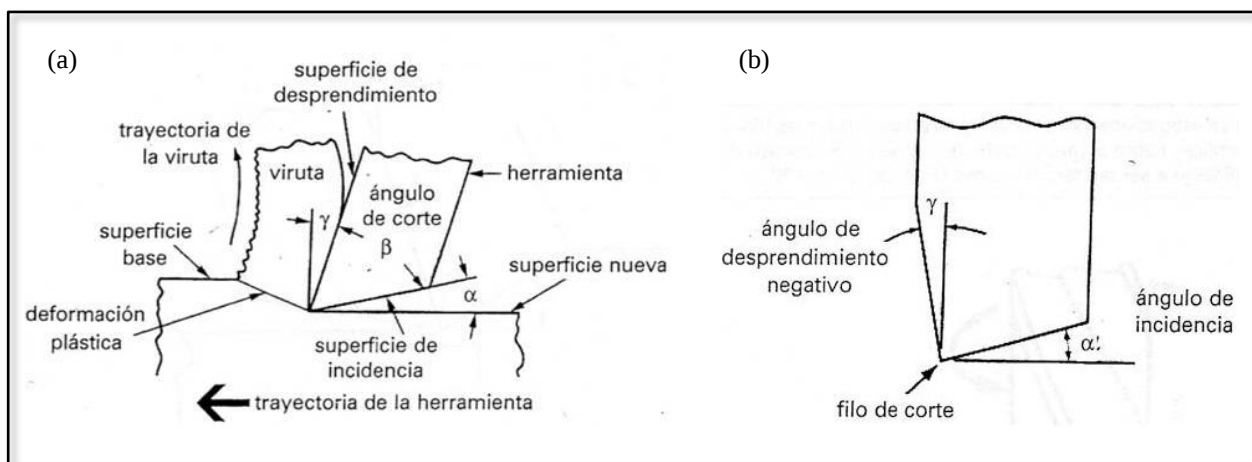


Figura 1.6 (a) Sección transversal del proceso de maquinado. (b) Herramienta con ángulo de ataque negativo, comparada con el ángulo positivo en (a) [24].

En el torneado se usa una herramienta de corte con un borde cortante simple destinado a remover material de una pieza de trabajo giratoria para dar forma a un cilindro. El movimiento de velocidad del torneado lo proporciona la parte de trabajo giratoria y el movimiento de avance lo realiza la herramienta de corte, moviéndose lentamente en una dirección paralela al eje de rotación de la pieza de trabajo.

En el taladrado se usa para crear un agujero redondo. Esto se realiza generalmente con una herramienta rotatoria que tiene dos filos cortantes. La herramienta avanza en una dirección paralela a su eje de rotación dentro de la parte de trabajo para formar el agujero redondo.

En el fresado una herramienta rotatoria con múltiples filos cortantes se mueve lentamente sobre el material para generar un plano o superficie recta. La dirección del movimiento de avance es perpendicular al eje de rotación. El movimiento de velocidad lo proporciona la fresa rotatoria. Hay varias formas de fresado, siendo las dos básicas el fresado periférico y el fresado de frente [24].

Las aleaciones de aluminio fundidas y las aleaciones forjadas, pertenecen a los materiales más mecanizables en la producción de volumen bajo a mediano y para producción en masa. Las aleaciones fundidas de aluminio mecanizado más comúnmente en volumen son de Aluminio-Silicio (Al-Si), aleaciones en las cuales el contenido de Silicio de 12.5% define el punto eutéctico.

La maquinabilidad de las diversas categorías de aleaciones de aluminio, tales como las aleaciones forjadas, aleaciones hipoeutécticas e hipereutécticas, varía significativamente dependiendo de la composición de la aleación de la estructura de grano asociado algunas aleaciones [25].

La aleación de aluminio más fácil de mecanizar es 2011-T3, referido como la aleación de fácil mecanización. En general, las aleaciones que contienen cobre, zinc y magnesio como los principales constituyentes añadidos son los que se mecanizan más fácilmente. Las aleaciones forjadas que han sido tratados térmicamente tienen buenas cualidades de mecanizado [26].

1.4.2 Dispositivos de Soporte (herramental de sujeción y posicionamiento)

Aunque es conocido que los elementos de sujeción, básicamente, se utilizan para posicionar con precisión, sostener y sujetar con seguridad las piezas durante su mecanizado en las máquinas-herramienta, se puede extender su uso al guiado y sujeción de cualquier otra

herramienta que lleve a cabo una operación sobre un componente. Para comprender aún más su propósito, su función y como se debe diseñar y fabricar los elementos de sujeción, es necesario conocer el proceso de fabricación en el que vayan a estar involucrados. Los procesos de fabricación donde se utilizan sistemas de sujeción se pueden dividir en tres grandes grupos: procesos de mecanizado, procesos de conformado y procesos de montaje, estando incluidos en este último grupo los procesos de unión y soldadura. Sin embargo, es en los procesos de corte donde se confiere a la pieza las altas precisiones dimensionales y de forma.

Como se ha comentado anteriormente, el primer requisito de un elemento de sujeción es el de localizar y determinar la posición de la pieza en la mesa de trabajo de una máquina-herramienta. Como resultado de la eficacia con la que se satisfaga este requisito, se obtendrá una mayor o precisión dimensional y geométrica en la pieza final mecanizada, ya que la precisión depende directamente de su posición relativa con respecto al sistema de coordenadas de la máquina-herramienta. Para conseguir este posicionamiento, se utilizan elementos localizadores y soportes que estando en contacto con las superficies de la pieza, restringen sus seis grados de libertad (tres de ellos rotacionales y los otros tres lineales).

El segundo requisito es el asegurar firmemente la posición de la pieza, utilizándose los mecanismos de apriete, que tienen la misión de aplicar la carga de apriete que anule la acción de las fuerzas de corte sobre el movimiento de la pieza. Por lo tanto, mientras que los dispositivos de localización se pueden considerar pasivos al solo aportar posiciones fijas sobre las que apoyar la pieza en la máquina-herramienta, los de apriete son activos ya que ejercer una fuerza sobre la superficie de la pieza. Sin embargo, ninguno de los dos es efectivo por separado [27].

1.4.3 Máquinas Automatizadas de Manufactura

El primer paso en la automatización del sistema de fabricación es automatizar la máquina-herramienta mediante la implementación de un sistema de control numérico que reduzca los tiempos de mecanizado y de posicionamiento. De los distintos tipos de máquinas-herramienta que existen en el mercado, una parte muy importante está dedicada al conformado por arranque de viruta, destacando en este campo los tornos de control numérico y las fresadoras [28].

Las máquinas de control numérico son las máquinas que trabajan por coordenadas, a las cuales se les incorpora un ordenador, y mediante una programación específica y concreta que el ordenador procesa, éste es capaz de poner en marcha la máquina, mover los carros, dar el avance

a las herramientas, revoluciones, etc., de forma automática, sin que el operario mueva ningún carro durante el mecanizado de la pieza, siendo el ordenador el que comanda la máquina [29].

En el caso de las fresadoras, cuando son utilizadas para operaciones en las que el tiempo de arranque de la viruta es muy superior al cambio de herramienta, como en el caso de las empleadas para fabricación de matrices, el control numérico se emplea solamente para el control de las trayectorias. Se habla entonces de fresadoras de control numérico.

Si, por el contrario, la máquina se utiliza para operaciones en las que los cambios de herramientas son frecuentes, es necesario optimizar estas operaciones para que el tiempo total del ciclo sea mínimo. En estos casos, se dota a la máquina de un sistema de almacenamiento y cambio automático de las herramientas gobernado también por el mismo sistema de control. Este conjunto de fresadora con almacén, gestión y cambio de herramientas de control numérico recibe el nombre de centro de mecanizado. Estas máquinas son capaces de gestionar y realizar secuencialmente todas las operaciones necesarias para dejar una pieza totalmente terminada.

En ciertos casos, estas máquinas se equipan con dispositivos complementarios de posicionamiento y retirada de piezas. Estos manipuladores consisten en sistemas que van desde simples y pequeños dispositivos vibratorios ayudados por brazos mecánicos, generalmente de accionamiento neumático, hasta los brazos articulados controlados por lógica informática programable (robótica) [28].

Aunque es difícil hablar de ventajas e inconvenientes, pues es sabido por todos que cuando aumentamos la producción y la precisión, disminuimos costos y somos más competitivos, pero si hablamos de ellas por comparar algunas, tenemos:

Ventajas:

- a) Mecanizan series muy grandes abaratando costos.
- b) Son más rápidas de mecanizado que las maquinas convencionales, especialmente en trabajos complejos, como roscas, esferas, etc.
- c) Pueden modificar las velocidades de avance y rotación del eje durante el mecanizado sin tener que parar la máquina.
- d) Esto tiene la ventaja de que los mecanizados salgan todos exactamente iguales.
- e) Eliminan tiempos muertos.

Desventajas:

- a) Alto costo de implantación. Más caras que las convencionales; trabajan con motores paso a paso.
- b) Necesitan personal cualificado, pues requieren aprender una programación específica y concreta.
- c) En términos generales requieren de cálculos matemáticos.
- d) Alto costo de equipamiento de herramientas, pues trabajan con herramienta de metal duro por su alto número de revoluciones [29].

La necesidad de una mayor velocidad de corte para las aleaciones de aluminio mecanizado requiere de alta velocidad de los husillos y un uso más extenso de los motores de accionamiento lineal.

Por ejemplo, los nuevos módulos ágiles como son el Okuma® MILLAC-44H, el Toyoda® TOP Transfer Line, y la Mazak® Ultra Narrow UN-600H incluyen ejes opcionales, con 20.000 rpm (en CAT40/HSJ tamaño 63). Además, hay un continuo desarrollo de materiales nuevos y más eficaces así como de sistemas de sujeción y cambio de herramientas en la CNC.

Los tipos más comunes de almacenamiento de herramientas son del tambor y la cadena de base, con capacidades de hasta 60 localidades para la herramienta. Para optimizar la capacidad adicional, los sistemas de torre y de la matriz son utilizados comúnmente, lo que permite hasta 400 lugares para posicionar la herramienta. Colombo Filippetti Torino®, Mikschy Bertshce Engineering® se encuentran entre los proveedores de sistemas de cambio de herramienta. La necesidad de mantener una alta productividad ha conducido al desarrollo de las máquinas de husillo doble. Un ejemplo de este equipo se muestra en la Figura 1.7. Este tipo de la máquina dispone de tiempos chip a chip inferior a 3 segundos. El concepto de doble husillo de la máquina por Mikron® Multistep XT-200 puede llegar a un tiempo de 1s del chip a chip [30].

1.4.3.1 Mecanizado de Alta Velocidad (MAV)

En términos generales, el mecanizado de alta velocidad se refiere al proceso de eliminación de material de una pieza mecánica por medio de desprendimiento de viruta a velocidades de corte muy superiores a los utilizados convencionalmente, es decir, mayores a las 20,000 revoluciones por minuto. El aumento de las velocidades de corte es una forma de

incrementar la eficiencia de los procesos productivos a través de la reducción de los tiempos de fabricación.

El mecanizado de alta velocidad (MAV) ofrece gran cantidad de virutas cortadas en la unidad de tiempo y como consecuencia, importantes reducciones de tiempos de mecanizado. Lo anterior se traduce en menores tiempos de fabricación y reducción de costos de producción, sobre todo para aplicaciones en la industria aeroespacial. El mecanizado por alta velocidad se ha convertido en un proceso importante en diversas aplicaciones, como el fresado de componentes grandes de aluminio para aeronaves, donde las máquinas deben tener alta rigidez y precisión, requiriendo por lo general de dispositivos de sujeción de alta calidad para mantener su confiabilidad.

Entre los sectores industriales con amplia aplicación del MAV destaca principalmente el sector aeronáutico, debido sobre todo a que sigue siendo uno de sus objetivos el ahorro de combustible mediante la reducción de peso, sustituyendo el pesado acero empleado en los componentes estructurales de aviones, por aleaciones de aluminio con una resistencia a la corrosión y con capacidad de mecanizado a alta velocidad.

Otro factor fundamental en la adopción del maquinado de alta velocidad ha sido el requisito para obtener una mejora adicional en las tolerancias dimensionales de las operaciones de corte, partiendo del hecho que al aumentar la velocidad de corte, la viruta elimina cada vez más el calor generado, por lo que la pieza de trabajo mantiene una temperatura cercana a la del medio ambiente. Esto resulta benéfico, porque no existe dilatación térmica de la pieza durante el maquinado.

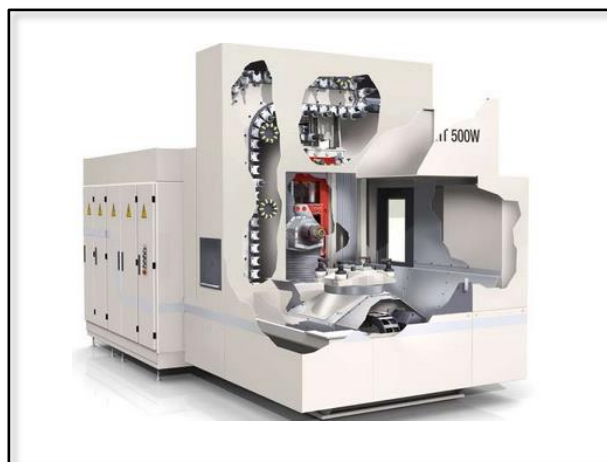


Figura 1.7 Máquina CNC de doble usillo MAG ® Powertrain SPECHT 550 DUO [31].

El MAV tiende a sustituir las pasadas de gran profundidad a baja velocidad de corte por muchas pasadas rápidas de menor profundidad de corte, obteniendo un considerable aumento de viruta desalojada (volumen de material por unidad de tiempo). Por ejemplo, no es lo mismo maquinar componentes y partes de tecnología estándar de mediana complejidad para la industria automotriz, que partes de vanguardia para la industria aeroespacial, pues esta última emplea la manufactura de alta velocidad, donde la rigidez mejorada de los centros de mecanizado actuales permite que la máquina corte más rápido y a mayor profundidad, logrando así una tasa más alta de remoción de metal.

Otro ejemplo es la aplicación del MAV en la fabricación de estructuras aeronáuticas, donde la tendencia es orientada hacia el diseño de componentes monolíticos, reduciendo al máximo el número de partes ensambladas, disminuyendo el peso y obteniendo un comportamiento mecánico más homogéneo. En este tipo de piezas se elimina hasta un 95% del peso del bloque inicial en un tiempo mínimo.

Hasta hace poco, muchas de estas piezas eran producidas basándose en técnicas de prueba y error, actualmente con el correcto manejo del MAV y estrategias de maquinado simuladas por medio de computadora, las piezas son obtenidas en tiempos récord a costos mínimos [32].

1.4.3.2 Herramientas para Mecanizado de Alta Velocidad

Las herramientas han sido un factor determinante en el desarrollo de la tecnología del Mecanizado de Alta Velocidad. Tienen geometrías cada vez más específicas y una composición físico-química cada vez más orientada al material a mecanizar y a la operación a realizar.

De las herramientas de acero rápido utilizadas hasta los años setenta se pasó a carburo de tungsteno. A éste se le han ido aplicando diferentes composiciones de recubrimientos hasta llegar a los nitratos actuales. Y se han introducido también materiales nuevos tales como el nitrato de boro cúbico, seguramente el más novedoso en estos momentos.

Por la forma de la herramienta, se puede establecer la siguiente clasificación:

- a) Herramientas integrales o macizas.**
- b) Herramientas de plaquitas.**

Las herramientas integrales presentan generalmente una mejor tolerancia dimensional que las herramientas de plaquitas. Aparte del error inherente a la plaquita, hay que añadir en la mayoría de los casos un error asociado al ensamblaje de la plaquita en su adaptador. Por lo general, las herramientas integrales son preferibles para las operaciones de acabado, si bien se están comercializando plaquitas que tienen mucho mejor resuelto este problema que las generaciones anteriores.

Hasta la aparición y desarrollo de la nueva tecnología del ánima de la herramienta, los materiales de que estaban hechas las herramientas eran mayoritariamente aceros rápidos (HSS) para el mecanizado de materiales férricos y no férricos blandos y de carburo de tungsteno para el mecanizado de materiales más exigentes. Pero estos tipos de herramientas se mostraron totalmente insuficientes para conseguir altas velocidades de corte, especialmente en materiales de muy difícil maquinabilidad ya que estaban expuestos a grandes esfuerzos térmicos y mecánicos. Fallaban prematuramente por abrasión, craterización, por roturas de corte y por soldaduras en frío.

Anteriormente también había que aplicar a estos materiales ciertos recubrimientos como el nitrato de titanio, para intentar mejorar estas prestaciones. Pero los resultados distaban mucho de los que se pueden obtener actualmente. Las nuevas generaciones de herramientas utilizan estos materiales duros pero optimizados en calidad. Se les han aplicado nuevas generaciones de recubrimientos.

También se pueden utilizar fresas macizas como los Cermets (carburo de titanio y nitrato de titanio que normalmente utilizan un enlace níquel-cobre), fresas cerámicas y herramientas con ánima también de metal duro pero con inserciones de nitruro de boro policristalino (PCBN).

Los Cermets tienen vidas útiles mayores que los metales duros sin recubrimiento debido a su mayor resistencia en la arista, menor tendencia a la adherencia y mayor estabilidad química.

Las cerámicas tienen una elevada resistencia al desgaste a altas temperaturas pero una baja tenacidad, que da lugar a roturas de la arista de corte.

Las herramientas de metal duro recubiertas permiten trabajar a mayores velocidades que con los Cermets y además, tienen un mejor comportamiento respecto al desgaste y por lo tanto respecto a la vida de la herramienta (aproximadamente el doble, aunque esto depende del material y de las condiciones de corte).

En el caso de las herramientas recubiertas es esencial la correcta elección del sustrato base, ya que solo los carburos con un gran revestimiento y muy fino, pueden permitir la obtención de herramientas con unas propiedades mecánicas que satisfagan las exigencias. Así se utiliza preferentemente carburo de tungsteno [33].

La gran tendencia del aluminio a que se adhieran durante el corte presenta un riesgo significativo que puede conducir a la rotura de la herramienta. Las virutas dúctiles, que complican el proceso de maquinado, se forman independientemente de la geometría de la herramienta de corte seleccionado. La acción de corte necesita un borde afilado, con un corte positivo y generalmente se realiza con herramientas especialmente diseñadas para el aluminio. Con punta de diamante y herramientas de diamante recubierto, estas se desarrollaron para el mecanizado de alta productividad de estas aleaciones.

Las temperaturas de mecanizado en aluminio y sus aleaciones son generalmente bajas, y las altas velocidades de corte pueden ser utilizadas, por ejemplo para la aleaciones eutécticas de Al-Si se acelera a 450m/min y se presentan velocidades tan altas como 5000m/min, alcanzables con carburos y herramientas PCD (Diamante de Policristalino), respectivamente. La presencia de partículas libres de Si-C disminuye la maquinabilidad en aleaciones híper-eutécticas, ya que causa un desgaste acelerado y abrasivo de herramientas de metal duro y el desconchado de las herramientas de PCD) y debido a este hecho la velocidad de corte normalmente se limita a unos 100m/min usando herramientas de carburo y a 1000m/min el fresado con herramientas de PCD. Por otra parte, una aleación de aluminio maleable (AlZnMgCu1.5) para piezas de aviones y una aleación de fundición de aluminio (AlSiMg) para las piezas del motor del automóvil puede ser efectivamente mecanizado en seco usando específicamente los sistemas de recubrimiento[27].

Finalmente, el uso de herramientas de corte PCD y revestimientos diferentes para herramientas de carburo de tungsteno ha recibido una atención considerable para el maquinado de aleaciones de aluminio. Algunas de los revestimientos en investigación para el mecanizado de aleaciones de aluminio fundido de silicio (A319, A356, A390) incluyen los revestimientos a base de carbono o carbono tipo diamante (DLC) (conocido comercialmente como Dymon-ICTTM), revestimientos a base de MoS_2 (MoSTi), TiB_2 , el diamante TiAlN/VN , TiAlCrYN , y diamante nano-cristalino. Bajo condiciones específicas, algunas de estos revestimientos presentan un rendimiento de la vida de la herramienta comparable al de la herramienta de PCD [30].

1.5 Revisión Histórica de Fallas Estructurales

1.5.1 Análisis de Fallas en Accidentes de la Aviación

El análisis de fallas y la prevención son las funciones importantes para todas las disciplinas de la ingeniería. El ingeniero de materiales a menudo desempeña un papel principal en el análisis de fallas, ya sea si un componente falla en el servicio o si el fallo se produce durante el proceso de producción. En cualquier caso, se debe determinar la causa de la falla para prevenir una ocurrencia futura, y/o para mejorar el rendimiento del dispositivo, componente o estructura.

Uno de los ejemplos más visibles de la aplicación de análisis de fallas consiste en la industria aeroespacial. Los accidentes de aviación son recordados por el público debido a la pérdida inusualmente alta de vidas y la amplia extensión del daño que es típico de este tipo de accidentes. El 19 de diciembre de 2005, justo al lado de Miami Beach, Florida, un hidroavión Grumman G73T Turbo Mallard se estrelló cuando estaba despegando. El avión llevaba 15 pasajeros, 3 infantes y una tripulación de 2 personas. Hubo una explosión y el fuego y el ala derecha se separan antes de que el avión impacte en el agua. El examen de los restos reveló grietas generadas por fatiga en el ala derecha.

Una investigación de accidentes de aviación clásica involucra el accidente del De Havilland Comet a principios de 1950. El Comet fue el primer avión de pasajeros del mundo de aviones comerciales. Un defecto del diseño resultó en el fracaso estructural de muchos Comets, como se puede apreciar en la Figura 1.8

El análisis de fallas metalúrgicas juega un papel crítico en la determinación de la secuencia de fallas, y en última instancia, en la identificación de la causa de los accidentes de aviación. Otro accidente de aviación recientemente fue el vuelo TWA-800, desastre que se produjo cuando el Boeing 747 explotó frente a Long Island el 17 de julio de 1996. Ha habido un enorme esfuerzo para encontrar la causa de este accidente. A la fecha, la causa específica de la catástrofe no ha sido determinada, pero la causa más probable involucra a cables pelados de los sensores en el tanque de combustible de este avión. La mayoría de la gente ha visto fotos del interior del hangar de la aeronave donde el Boeing 747 fue reconstruido. Esta reconstrucción es un paso importante en la investigación de accidentes de aviación.

Accidentes de aviones más recientes, que han involucrado a cuestiones estructurales, son las tragedias de Alaska Airlines vuelo 261, un Douglas Boeing McDonnell MD-83 que se estrelló en el Océano Pacífico frente a California el 31 de enero de 2000, y un American Airlines vuelo

587, un Airbus A-300, que se estrelló de nariz en un barrio al sur de Queens de la ciudad de Nueva York el 12 de noviembre de 2001 [34].

1.5.2 Fallas por Carga Excesiva

La razón más obvia de que una estructura falle es por una carga excesiva. El exceso de carga se produce cuando un elemento estructural está obligado a llevar las cargas (o tensiones) demasiado grandes para que pueda sostener. Una posibilidad es que la parte sujeta estaba bajo especificaciones de diseño o, alternativamente, una condición inusual puede haber ocurrido que sobre estresó la parte. Para soportar una carga, la parte debe cumplir o superar las condiciones de servicio previstas [35].

Debido a las prácticas de ingeniería aceptadas, tales casos son de hecho poco frecuente. Además, en la fabricación de aviones, la tolerancia de daños y los principios de diseño redundantes se aplican. Por medio de estas metodologías, una parte crítica de la aeronave se supone que fallará y la estructura restante se analizará para confirmar que la aeronave se mantendrá en condiciones de aeronavegabilidad. Sin embargo, puede haber una serie de eventos que los ingenieros no pueden prever y que puede ser provocada en el componente al experimentar cargas excesivas.

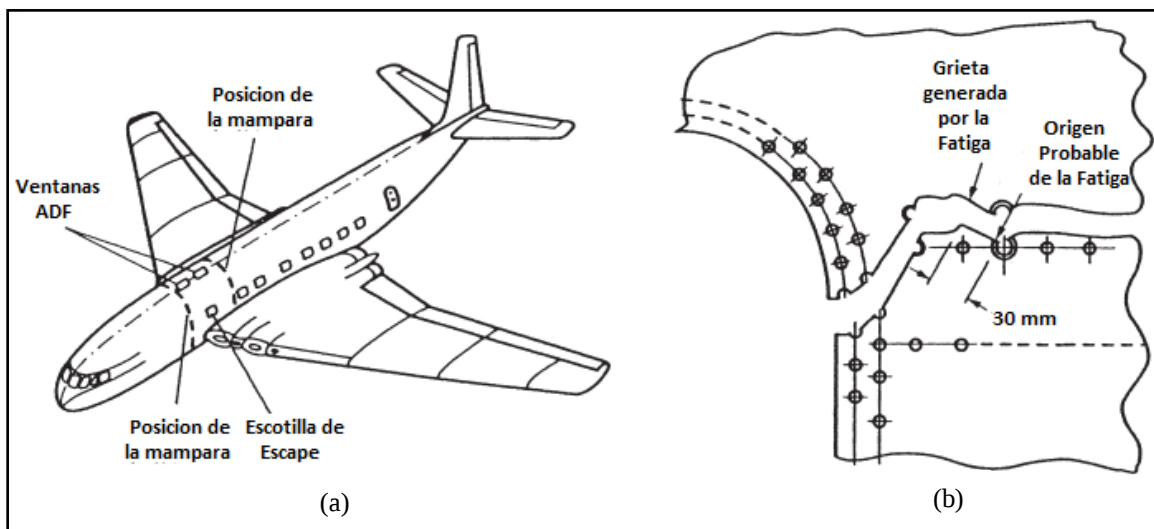


Figura 1.8 (a) De Havilland Comet (b) Localización de la grieta generada por fatiga cerca de la orilla de las ventanas ADF (Automatic Direction Finder) [36].

1.5.3 Fatiga

Una secuencia de eventos operacionales razonables pero no anticipados, puede provocar un desgaste de flexión, grietas o excesivo de una parte. Para los componentes metálicos, una carga es insuficiente para distorsionar incluso una parte, si la carga se aplica una vez, pero si se aplica cíclicamente y a menudo, causan en la parte grietas y fracturas en última instancia. De este modo, las cargas normales de operación harán que los elementos estructurales de los aviones fallen con el tiempo. Además, más de 90% de todas las grietas estructurales de aeronaves (incluyendo las grietas en las piezas giratorias aeronave, tales como ejes de la bomba hidráulica) se refieren a la fatiga, pero el número de ciclos hasta el fallo en un ejemplo típico es de varios cientos de miles.

Una grieta es crítica cuando esta crece lo suficientemente grande para dejarse ir bajo cargas normales de funcionamiento. Por ejemplo, incluso bajo carga normal durante el despegue, vuelo o aterrizaje de una aeronave, un pestillo de la puerta de carga se romperá si una grieta en el seguro ha crecido por fatiga o algún otro mecanismo, el tamaño crítico. La buena noticia es que los ingenieros son capaces de predecir con gran precisión el tamaño y la orientación de las grietas importantes. También se puede predecir cuánto tiempo le toma (o cuántos ciclos de despegue, vuelo y aterrizaje) a una grieta para crecer hasta un tamaño crítico. Así, la vida segura para los miembros estructurales puede ser evaluada por el ingeniero. Además, los ingenieros pueden detectar con precisión la presencia de grietas muy pequeñas (con sonido y rayos X) muy por debajo del límite de resolución del ojo humano (0.2mm).

1.5.4 Corrosión

La corrosión de las aleaciones de las aeronaves, tales como acero, aluminio y titanio se produce, pero no estamos hablando de la corrosión en bruto (es decir, la pérdida de espesor) habituales en los equipos de acero expuesto a los elementos. La corrosión que afecta a piezas de aviones suele ser mucho más sutil.

La corrosión bajo tensión (SCC) actúa sobre un material susceptible a causar crecimiento en grietas existentes, o crear nuevas grietas para formar y crecer. Un ambiente corrosivo es necesario, pero esto puede ser simplemente las condiciones de alta humedad. Para conducir corrosión bajo tensión, el muelle debe transportar una carga sostenida, y esta es la situación

habitual. La corrosión bajo tensión se produce en la industria aeronáutica, pero es probable que esté involucrado en menos del 5% de los fallos estructurales de aviones.

Otra forma de corrosión sutil que podría dar lugar a problemas en la seguridad de los aviones es lo que puede ocurrir entre acoplamientos de las partes móviles. El producto de la corrosión es, en el caso de las aleaciones de aluminio por ejemplo, un polvo blanco (un óxido de aluminio que contiene típicamente aluminio, oxígeno y los iones hidroxilo). El volumen ocupado por el producto de la corrosión, por unidad de peso, es mayor que el volumen ocupado por el metal original. Por lo tanto, la corrosión se produce entre las piezas ensambladas por lo general se expande y esto hace mover una parte pasando por la otra mucho más difícil. La corrosión no tiene que ser extensa para tener profundo efecto sobre el rendimiento de alta tecnología en piezas de aviones. El aumento de la fricción entre las partes móviles requiere de cargas superiores operativas para realizar la función deseada.

Otro tipo de corrosión localizada, que son comunes a los materiales de aviones y en particular a las aleaciones de aluminio de alta resistencia, se llama corrosión por exfoliación. La corrosión por exfoliación estuvo implicada en el desastre del Boeing 737 del vuelo 243 de Aloha en abril de 1988. La corrosión era procedente de los agujeros de sujeción en las hojas delgadas de aluminio, que era parte de la piel del fuselaje. La corrosión había penetrado desde muchos agujeros de remache ya lo largo de la mitad del espesor de la piel en todas las direcciones debilitando la capacidad de la piel del fuselaje para llevar, por ejemplo, la presurización de cabina-carga. Este fenómeno de corrosión se puede comparar con lo que la penetración del agua hace a la fuerza y la utilidad de los tableros de partículas. La exfoliación es más probable que ocurra en los aviones más antiguos y en aviones que sirven en las rutas costeras o transoceánicas. La corrosión por exfoliación no es fácil de ver, ya que el daño se extiende a lo largo de la mitad del espesor de la hoja y no en la superficie. Uno tiene que incluir un requisito de inspección para detectar la exfoliación y el daño de grietas en los aviones más antiguos, y esto es parte de las medidas adoptadas por la FAA (Federal Aviation Administration) en la estela del incidente del vuelo 243 de Aloha [35].

CAPÍTULO 2 -Marco Teórico

Introducción

En este capítulo se presenta información relacionada con los requerimientos de selección de Aluminio para uso Aeroespacial, así como los criterios, parámetros y herramientas necesarias para iniciar con el proceso de Mecanizado de una pieza a Alta Velocidad. Se presenta también a detalle los principales procesos de ensamble utilizados en la industria, así como las Pruebas Mecánicas de Tensión y Fatiga, utilizadas para la obtención de las propiedades del material sometido a prueba.

2.1 Aluminio y Aleaciones

2.1.1 Generalidades

La Asociación de Aluminio (AA) ha diseñado un sistema de cuatro dígitos para aleaciones forjadas, en el que el primer número se designa el elemento de aleación principal. Por lo anterior queda, 1 Aluminio puro; 2 Cobre; 3 Manganeso; 4 Silicio; 5 Magnesio; 6 Magnesio y Silicio; y 7 Zinc. Los dos últimos dígitos son para designar la pureza de aluminio, pero hay excepciones que destruyen a la regla. Sin embargo, las aleaciones más frecuentemente utilizadas son familiares para el diseñador. Las aleaciones de fundición de aluminio por lo general se identifican arbitrariamente, seleccionando denominaciones comerciales de los dos o de tres dígitos.

La mayoría de las aleaciones de aluminio utilizadas para productos forjados contienen menos de 7% de elementos de aleación. Por la regulación de las cantidades y tipos de elementos añadidos, las propiedades del aluminio así como sus características de trabajo pueden ser mejoradas. Las composiciones especiales se han desarrollado para los procesos de fabricación particulares, tales como la forja y extrusión. Las aleaciones forjadas se producen en ambos tipos de tratamiento (tratables y no tratables térmicamente). Las propiedades mecánicas de los materiales no tratables térmicamente puede ser variadas por el endurecimiento por deformación o por una combinación de endurecimiento por deformación y recocido.

Las aleaciones de aluminio especificados para los propósitos de colado contienen uno o más elementos de aleación, la cantidad máxima de cualquier elemento no debe exceder de un 12%. Algunas aleaciones están diseñadas para su uso en la condición de colado; otros están diseñados para ser tratada térmicamente con el fin de mejorar sus propiedades mecánicas y estabilidad dimensional. Una alta resistencia con buena ductilidad puede obtenerse mediante la selección de la composición adecuada y tratamiento térmico.

Las denominaciones de tratamiento térmico y temple para el aluminio son largas y complejas. Las denominaciones más frecuentemente estampadas en productos son: F como se ha fabricado; O Recocido; H Cepas endurecidas (muchas subdivisiones); T2 Productos colados solamente; T4 Solución tratada térmicamente y envejecido naturalmente, y T6 Solución tratada térmicamente y envejecido artificialmente. El tratamiento térmico de aleaciones de aluminio se detalla en la norma MIL-H-6088. Los procesos utilizados son el tratamiento térmico en solución, endurecimiento por precipitación, y recocido. Una pequeña cantidad de trabajo en frío después

del tratamiento térmico en solución produce un aumento sustancial de la resistencia a la fluencia, un cierto aumento en la resistencia a la tracción, y algo de pérdida de la ductilidad. Un enfriamiento rápido proporcionará la máxima resistencia a la corrosión, mientras que un enfriamiento lento a utilizar para las secciones pesadas y grandes piezas forjadas tiende a minimizar el agrietamiento y la distorsión. La mayoría de conformación de aluminio se realiza en frío. La temperatura elegida permite la terminación de la fabricación sin necesidad de ningún recocido intermedio. El formado en caliente de aluminio generalmente se realiza a temperaturas de 300-400 °F, y los periodos de calefacción se limitan a 15-30 min. Cuando las aleaciones no son tratables térmicamente y han de ser formados, el temple debe ser sólo lo suficientemente blando para permitir el radio de curvatura requerida o dibujar profundidad. Cuando se utilizan aleaciones tratadas térmicamente, la forma debe regir la aleación seleccionada y su temple.

En gran medida, la elección de una aleación colada se rige por el tipo de molde para ser empleado. A su vez, el tipo de molde está determinada por factores tales como la complejidad del diseño, el tamaño, la sección transversal, la tolerancia, el acabado superficial, y el número de piezas moldeadas para ser producidas. En todos los procesos de fundición, las aleaciones con alto contenido de silicio son útiles en la producción de piezas con paredes delgadas y de diseño complicado [37].

2.1.2 Aleaciones utilizadas en la industria Aeroespacial

Debido a que desarrollan con una mayor resistencia específica, las aleaciones tratables térmicamente se han utilizado para los fuselajes de las aeronaves. El 2XXX, 6XXX, 7XXX y algunas de las aleaciones 8XXX están en esta clasificación. Estas contienen elementos que disminución de la solubilidad con la disminución de temperatura y en concentraciones que exceden significativamente su solubilidad en equilibrio sólido a temperatura ambiente y moderadamente altas. Uno de los elementos de transición, es decir, Cr, MnO, Zr, se añade a la edad aleaciones forjadas endurecidas para formar dispersoides para controlar la estructura de grano. Las aleaciones predominantes de las aeronaves han sido el 2XXX (que se incluye al duraluminio, aleación 2017), cuando la tolerancia al daño es la exigencia primaria y 7XXX cuando la fuerza es el requisito principal. Recientemente, las aleaciones 6XXX y 8XXX han tenido un uso limitado. Las composiciones químicas nominales de las aleaciones de la mayoría de los aviones están listadas en la Tabla 2.1 [38].

Tabla 2.1 Composiciones Nominales de las Aleaciones Aeroespaciales de Aluminio [38].

Aleación	Zn	Mg	Cu	Mn	Cr	Zr	Fe	Si	Li	O	Otros
1420@	–	5.2	–	–	–	0.1	–	–	2.0	–	–
2004	–	–	6.0	–	–	0.4	–	–	–	–	–
2014	–	0.5	4.4	0.8	–	–	0.7*	0.8	–	–	–
2017	–	0.6	4.0	0.7	–	–	0.7*	0.5	–	–	–
2020	–	–	4.5	0.55	–	–	0.4*	0.4*	1.3	–	0.25 Cd
2024	–	1.5	4.4	0.6	–	–	0.5*	0.5*	–	–	–
X2080	1.85	3.7	–	–	0.2	0.20*	0.10*	–	0.2	–	–
2090	–	–	2.7	–	–	0.1	0.12*	0.10*	2.2	–	–
2091	–	1.5	2.1	–	–	0.1	0.30*	0.20*	2.0	–	–
X2095	0.25*	0.4	4.2	–	–	0.1	0.15*	0.12*	1.3	–	0.4 Ag
2219	–	–	6.3	0.3	–	0.2	0.3*	0.2*	–	–	0.1 V
2224	–	1.5	4.1	0.6	–	–	0.15*	0.12*	–	–	–
2324	–	1.5	4.1	0.6	–	–	0.12*	0.10*	–	–	–
2519	–	0.2	5.8	0	–	0.2	0.3*	0.2*	–	–	0.1 V
6013	–	1.0	0.8	0.35	–	–	0.30*	0.8	–	–	–
6113	–	1.0	0.8	0.35	–	–	0.30*	0.8	–	0.2	–
7010	6.2	2.35	1.7	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	–	–
7049	7.7	2.45	1.6	–	0.15	–	0.35*	0.25*	–	–	–
7050	6.2	2.25	2.3	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	–	–
7055	8.0	2.05	2.3	–	–	0.1	0.15*	0.1*	–	–	–
7075	5.6	2.5	1.6	–	0.23	–	0.4*	0.4*	–	–	–
7079	4.3	3.2	0.6	0.2	0.15	–	0.4*	0.3*	–	–	–
X7093	9.0	2.5	1.5	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	0.2	–
7150	6.4	2.35	2.2	–	–	0.1	0.15*	0.12*	–	–	–
7178	6.8	2.8	2.0	–	0.23	–	0.5*	0.4*	–	–	–
7475	5.7	2.25	1.6	–	0.21	–	0.12*	0.10*	–	–	–
8009	–	–	–	–	–	–	8.65	1.8	–	0.30*	1.3 V
X8019	–	–	–	–	–	–	8.3	0.2*	–	0.2	4.0 Ce
8090	–	0.9	1.3	–	–	0.1	0.30*	0.20*	2.4	–	–

*Valores Máximos.

2.1.3 Propiedades de las Aleaciones de Aluminio 6061-T6.

La composición química de la aleación de aluminio 6061-T6, se presenta en la Tabla 2.2

El aluminio 6061-T6 tiene como principales propiedades las siguientes:

- Resistencia de tracción: 45 Ksi.
- Resistencia de fluencia: 40 Ksi.
- Elongación en 2in: 10%.
- Dureza: 95 Brinell.
- Excelente maquinabilidad.
- Buena estabilidad, con excelente acabado superficial.
- Alta resistencia a la corrosión y al desgaste.
- Soldable.
- Densidad de 0.0975 lb/in³.

Tabla 2.2 Composición química de la aleación de aluminio 6061-T6.

Elementos	Si	Cu	Mg	Cr
% en peso	0.4	0.15	0.8	0.04

El aluminio 6061-T6 es ideal para la elaboración de piezas maquinadas con excelente acabado superficial.

El tratamiento térmico T6, aplicado a la aleación (tratado térmicamente por solución y envejecida artificialmente), se realiza a temperatura entre 520 y 530 °C, el tratamiento T6 ayuda a la reducción de porosidad y mejora la homogeneidad de la microestructura.

Adicionalmente a sus características naturales (excelente conductividad, ligereza, no tóxico y que no produce chispa), el aluminio 6061-T6 ofrece las siguientes ventajas:

- Resistencia superior a la de las aleaciones 6063 (31.9 Ksi).
- Envejecido artificialmente.
- Óptima conformación en frío.
- Excelentes características para soldadura fuerte y al arco.
- Excelente resistencia a la corrosión.
- Gran resistencia a la tracción.
- Excelente maquinabilidad [39].

2.2 Procesos de Manufactura, Unión y Ensamble de Piezas de Aluminio

2.2.1 Mecanizado de Aluminio y sus Aleaciones

Las aleaciones de aluminio pueden ser mecanizados rápida y económicamente. Debido a su estructura metalúrgica compleja, sus características de mecanizado son superiores a las de aluminio puro.

Los microelementos presentes en las aleaciones de aluminio tienen efectos importantes sobre las características de mecanizado. Algunos constituyentes no abrasivos tienen un efecto beneficioso, y componentes abrasivos insolubles ejercen un efecto perjudicial sobre la vida de la herramienta y la calidad superficial. Los componentes que son insolubles, pero suaves y no abrasivos son beneficiosos porque ayudan a la rotura de viruta. Estos componentes son añadidos intencionalmente en la formulación de alta resistencia libre de corte para el procesamiento de las aleaciones de alta velocidad.

En general, las aleaciones más blandas y en menor medida, algunas de las aleaciones duras son propensas a formar un borde acumulado en el labio de corte de la herramienta. Este borde está formado por partículas de aluminio que se han soldado al filo de la herramienta debido a que se funde por el calor generado en el corte. La acumulación de los bordes se puede minimizar mediante el uso de fluidos de corte y mediante el empleo de herramientas con las superficies que estén libres de marcas y arañazos.

Las aleaciones que contienen más de 10% de silicio son las más difíciles de mecanizar porque las partículas duras de silicio libre causan el desgaste de la herramienta rápidamente. Las aleaciones que contengan más del 5% de silicio no terminan con las superficies brillantes como en el mecanizado de otras aleaciones de aluminio de alta resistencia, sino que tendrán superficies ligeramente grises con poco brillo.

2.2.2 Selección de una Aleación y su Revenido

Una aplicación a menudo dicta el uso de una aleación específica. Bajo estas condiciones, la composición no puede ser cambiada para la mejora de la maquinabilidad. Sin embargo, a menudo hay una marcada diferencia en la maquinabilidad entre temple diferentes de la misma aleación. Por lo tanto, puede ser factible hacer algunas o todas las operaciones de mecanizado con la aleación en la condición más favorable para el mecanizado y luego convertir la aleación para el temple especificado para el uso final.

Para algunas aplicaciones, dos o más aleaciones son igualmente aceptables. Bajo estas condiciones, la maquinabilidad puede ser una consideración importante en la selección final. Por ejemplo, de alta resistencia y de fácil mecanización, la aleación 2011 puede ser mecanizada con un acabado superficial excelente a alta velocidad y de alimentación, con una baja tasa de desgaste de la herramienta. Las virutas formadas están finamente rotas. La aleación 2011 por lo tanto, se recomienda para todos mecanizados en general y de alta producción, donde se desea una aleación de fácil mecanización.

Para varias operaciones de mecanizado también está disponible en las aleaciones 2017, 2024, 6061 y 6262 en varios temple. Las aleaciones 2024-T4, 2017-T4, y 7075-T6 producen virutas continuas que deben ser rotas por un rompe virutas en la herramienta.

Las aleaciones 6061-T6 y 5056-H38 son un poco más difícil de mecanizar, y produce virutas que son difíciles de controlar. Las aleaciones más blandas 5052, 3003 y 1100 son

susceptibles de producir virutas de goma. Las aleaciones forjadas de aleación 4032 y el reparto de 220, 13 y A132 son bastante abrasivas, y da como resultado altas tasas de desgaste de herramienta [40].

2.2.3 Condiciones Generales de Maquinado

Los requisitos de energía para el mecanizado son proporcionales a la velocidad y la fuerza de corte y la pérdida de potencia en los cojinetes y engranajes de la máquina, aumenta con la velocidad. Los requisitos de energía para el mecanizado de aluminio disminuyen algo cuando el ángulo de inclinación de la herramienta de corte se incrementa.

- a) **Fuerza de corte para las aleaciones de aluminio.** Puede variar ampliamente a bajas velocidades, tales como 30 a 60 m/min (100 a 200 sfm), aumentando momentáneamente a los valores pico varias veces superiores a los normales. A altas velocidades, la fuerza de corte en la aleación 2011-T3 al ser mecanizada, se eleva ligeramente al aumentar la velocidad, pero para la mayoría de las aleaciones esta disminuye. El efecto de la velocidad en la fuerza de corte es pequeño. El aumento de la velocidad no produce mucho más calor, pero se acorta el tiempo disponible para eliminar el calor de la herramienta. El calentamiento de las superficies de la herramienta no es suficiente para tener un efecto perjudicial sobre una herramienta de acero de alta velocidad hasta que la velocidad excede aproximadamente 215 m/min (700 sfm). El acero de alta velocidad se puede utilizar para velocidades muy superiores a este límite, pero las herramientas de carburo se recomiendan para una larga vida útil.
- b) **Velocidad de corte para las aleaciones de aluminio.** Está determinada por los límites de la máquina herramienta y la pieza de trabajo. Velocidades de hasta los 4600 m/min (15000 sfm) se han utilizado en aplicaciones aeroespaciales.
- c) **Profundidad de corte.** Debe ser tan grande como sea posible dentro de los límites de la resistencia de la pieza, el equipo de mordaza, de alimentación de la máquina herramienta, y cantidad de material a ser eliminado con el fin de minimizar el número de cortes necesarios. Como la profundidad del corte aumenta, aumenta la fuerza de corte. La profundidad de corte debe limitarse a un valor que no distorsione la pieza de trabajo o haga que se deslice, ni que sobrecargue la máquina. La profundidad de corte

en desbaste puede ser tan alto como 6.35 mm (0.250 pulgadas) para el trabajo pequeño o hasta 38.10 mm (1.500 pulgadas) para el trabajo mediano o grande. Al contrario, profundidad extrema de corte en el acabado es a menudo inferior a los 0.635 mm (0.025 pulgadas).

- d) **Alimentación.** Dependerá del acabado deseado y de la resistencia y rigidez de la pieza de trabajo y de la máquina [39].

2.2.4 Parámetros de Maquinado de Alta Velocidad

- a) **Fuerza de corte en función de la velocidad.** Se ha confirmado que la fuerza de corte disminuye al aumentar la velocidad hasta un mínimo, por lo que se llegó a una velocidad característica del material de la pieza dada. Más allá de esta velocidad característica, la fuerza tiende a aumentar lentamente. El aluminio 6061-T6 exhibe una disminución inicial en la fuerza con el aumento de velocidad de hasta aproximadamente 3000 m/min (10000 sfm), más allá del cual la fuerza se incrementa ligeramente. La velocidad de corte superior práctico para el aluminio no parece estar limitada por el desgaste de la herramienta de corte, la velocidad del husillo y la potencia son los factores de control. Debería ser obvio, sin embargo, que las altas velocidades de husillo por sí solos no garantizan altas tasas de remoción de metal. Las altas tasas de avance y profundidades adecuadas de corte también son necesarias. Dependiendo de los tipos de corte que se hizo (lineal o contorneada), la velocidad de respuesta de la máquina herramienta y su control puede ser crítico.
- b) **Temperatura de corte frente a la velocidad.** La evidencia indica que la temperatura de la interfase de la viruta y herramienta aumenta con la velocidad, se aproxima al punto de fusión del material de trabajo, en lugar de caer a velocidades muy altas. Debido a que la temperatura de fusión de las aleaciones de aluminio es baja (aproximadamente 540 °C, o 1000 °F) y muy por debajo de las limitaciones de temperatura de carburo y recubiertos con herramientas de carburo, la velocidad de corte superior para las aleaciones de aluminio parece ilimitado desde un punto de vista de la herramienta de corte. La Tabla 2.3 muestra los puntos de reblandecimiento de los materiales para herramientas junto con los puntos de fusión de algunos materiales de la pieza de trabajo comunes.

Tabla 2.3 Puntos de reblandecimiento de materiales para herramienta y de fusión de materiales de trabajo [41].

Material de Herramienta	Punto de Reblandecimiento		Material de Trabajo	Punto de Fusión	
	°C	°F		°C	°F
<i>Acero de Alta Velocidad</i>	600	1110	<i>Aluminio</i>	600-660	1110-1220
<i>Carburo de Tungsteno</i>	1100	2010	<i>Superalaciones</i>	1300-1400	2370-2550
<i>Óxido de Aluminio</i>	1400	2550	<i>Acero</i>	1450-1500	2640-2730
<i>Nitruro de Boro Cúbico</i>	1500	2730	<i>Titanio</i>	1600-1650	2910-3000
<i>Diamante</i>	1500	2730	<i>Circonio</i>	1800-1850	3270-3360

c) **Acabado de la superficie frente a la velocidad.** Hay indicios de que el acabado superficial tiende a mejorar con el aumento de la velocidad, pero estos resultados no son concluyentes. Algunas de las razones podría ser debido a:

- Acción de bruñido debido a desgaste de la herramienta.
- Viruta más pequeña.
- Respuesta dinámica de la fresa.

2.2.5 Herramientas de Corte

En las aleaciones de aluminio, la temperatura de corte está limitada por el punto de fusión bajo y alta conductividad térmica del aluminio. Los efectos químicos son mínimos y el desgaste es principalmente el resultado de la abrasión del material de la herramienta por las duras de la segunda fase de partículas. La resistencia a la abrasión aumenta con la dureza del material de la herramienta; la herramienta de alta velocidad de acero y herramientas de carburo cementado son adecuados para el mecanizado de aleaciones más estructurales y el diamante de policristalino se prefiere para la fundición altamente abrasiva de aluminio y silicio (10 a 20% de Si). Los actuales materiales para herramientas son adecuadas para las aleaciones de aluminio mecanizado a cualquier velocidad concebible, con la velocidad del cabezal y las limitaciones de potencia del diseño estableciendo el límite superior sobre la velocidad de corte [41].

En cuanto al diseño de la herramienta, los ángulos de ataque más grandes se recomiendan para herramientas de acabado y para el mecanizado de aleaciones que no son de corte libre, especialmente las aleaciones más blandas, que requieren bordes de corte excepcionalmente

agudos y afilados. Los ángulos más pequeños de inclinación pueden ser utilizados para las aleaciones libres de corte y para cortes de desbaste, que requieren una herramienta robusta para los cortes pesados [39].

2.2.6 Elaboración de Dispositivos de Soporte

2.2.6.1 Fundamentos del Diseño de Dispositivos de Soporte

El diseño de dispositivos de soporte se compone de una serie de actividades distintas: la planificación, diseño de la disposición, el diseño de elementos, el diseño de cuerpo, etc., que se enumeran en la Figura 2.1 en su secuencia natural, a pesar de que se pueden desarrollar en paralelo y no necesariamente como un serie de actividades aisladas de ejecución real.

En la planificación del dispositivo de soporte se va a conceptualizar una configuración básica a través de analizar toda la información disponible sobre el material y la geometría de la pieza de trabajo, las operaciones necesarias, el equipo de procesamiento de las operaciones, y el operador.

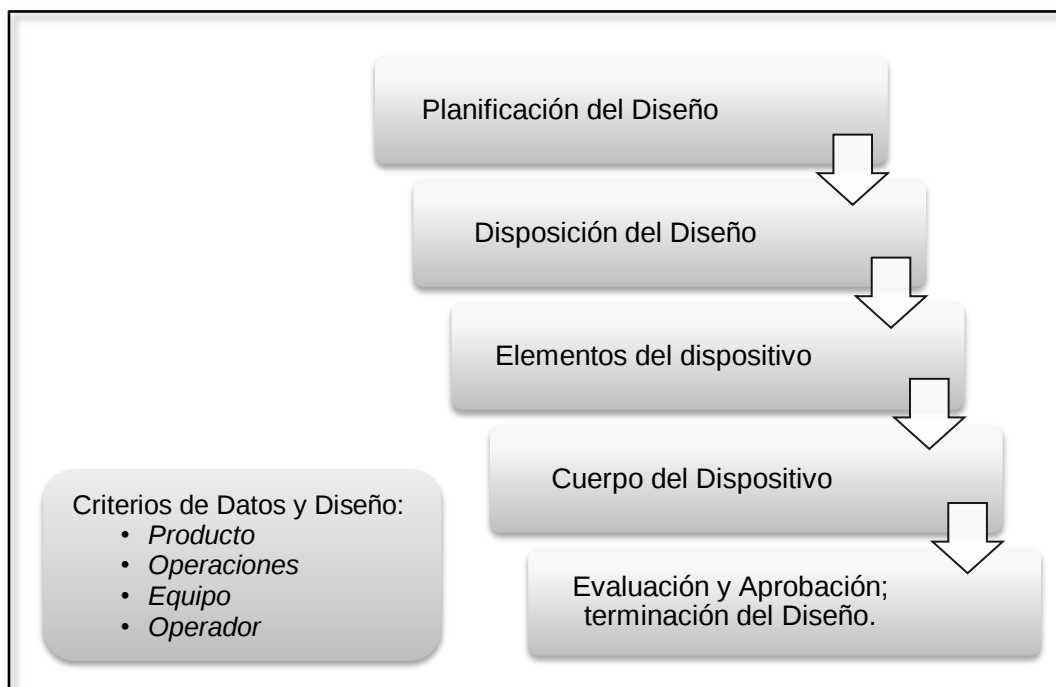


Figura 2.1 Aspectos en el Diseño de Dispositivos de Soporte [42].

Los siguientes productos están incluidos en la planificación del dispositivo de soporte:

- Tipo y complejidad del dispositivo de soporte.
- Número de piezas de trabajo por dispositivo de soporte.
- Orientación de las piezas de trabajo en el dispositivo de soporte.
- Localización de las caras principales.
- Superficies de sujeción.
- Superficies de apoyo, en su caso.

La generación de diseño de dispositivo de soporte es la de representar los conceptos del accesorio en una forma física. Los siguientes productos están incluidos en el diseño del dispositivo de soporte:

- Posición de los localizadores.
- Posición de las grapas.
- Posición de soporte, en su caso.
- Tipo de localizadores.
- Tipo de abrazaderas.
- Tipos de apoyo.
- Fuerzas de sujeción y secuencia.

2.2.6.2 Procedimiento de Diseño de un Dispositivo de Soporte

En el diseño de un dispositivo de soporte, está implicada una secuencia definida de etapas de diseño. Se pueden agrupar en tres grandes etapas de desarrollo del diseño.

- a) **Fase Uno.** Se refiere a la recopilación de información y análisis. Estos incluyen el análisis del producto, tales como el estudio de las especificaciones de diseño, planificación de procesos, examinar el equipo de procesamiento y teniendo en cuenta la seguridad del operador y facilidad de uso. En esta etapa, todas las dimensiones críticas y áreas factibles de datos se examinan en detalle.
- b) **Fase Dos.** Implica la consideración de la fijación y localización de los regímenes. Un esquema de sujeción está diseñado de tal manera que no interfiera con las herramientas o cuchillas y son totalmente compatibles con superficies o zonas de posicionamiento. El esquema de la localización, uso de elementos estándar, como

alfileres, almohadillas, entre otras, está diseñado para ser compatible con la sujeción y del instrumento de orientación.

- c) **Fase Tres.** Es el diseño de la estructura del armazón del cuerpo del dispositivo de soporte. Esto generalmente se construye alrededor de la pieza de trabajo como un solo elemento que conecta todos los demás elementos utilizados para localización, de la sujeción herramienta de guía, etc., en un marco de trabajo integral.

Los procedimientos anteriores son bastante generales y se puede modificar dependiendo de la importancia relativa de los diversos elementos en la prestación de la precisión requerida de la pieza a ser localizado y asegurado en el dispositivo porta piezas. Con la adaptación popular de los elementos modulares de sujeción, el cuerpo del dispositivo de soporte es por lo general un bloque estándar con arreglos fijos de localización y fijación de agujeros o ranuras. Se convierte en una cuestión de seleccionar el armazón del cuerpo más adecuado para acomodar los diversos elementos, proporcionar un buen soporte de la pieza de trabajo y el acceso a los cortadores y herramientas. La Figura 2.2 muestra un dispositivo de soporte estructural tipo lápida usada comúnmente en fresadoras horizontales CNC [42].



Figura 2.2 Dispositivo de soporte tipo lápida para una máquina CNC horizontal [42].

2.2.7 Máquinas de Control Numérico

2.2.7.1 Máquinas CNC de 5 ejes

Muchas superficies suelen tener distribuciones no uniformes de curvatura y se fabrican típicamente utilizando equipo de control numérico (CNC).

Las tradicionales CNC de 3 ejes sólo puede producir movimientos de traslación de la cuchilla, lo que significa el cortador permanecerá en una orientación fija con relación a la pieza de trabajo. Esto limita enormemente la accesibilidad de la cuchilla a la pieza de trabajo, resultando en mayores pasos de proceso de maquinado, una tasa pequeña de remoción de material y finalmente, baja eficiencia en el mecanizado. Sólo para las llamadas superficies abiertas esculpidas con una geometría simple las máquinas CNC de 3 ejes ofrecen un rendimiento satisfactorio.

A diferencia una máquina CNC de 3 ejes, las de 5 ejes pueden producir movimientos con 5 grados de libertad, permitiendo que el cortador se pueda colocar en cualquier punto en cualquier orientación dentro de los límites de la máquina conjuntos. Esta característica ofrece a las máquinas de 5 ejes muchas ventajas sobre las máquinas de 3 ejes. La Figura 2.3 muestra una imagen representativa de una máquina de 5 ejes mostrando el movimiento en sus 5 grados de libertad (X, Y Z, A, C) [43].

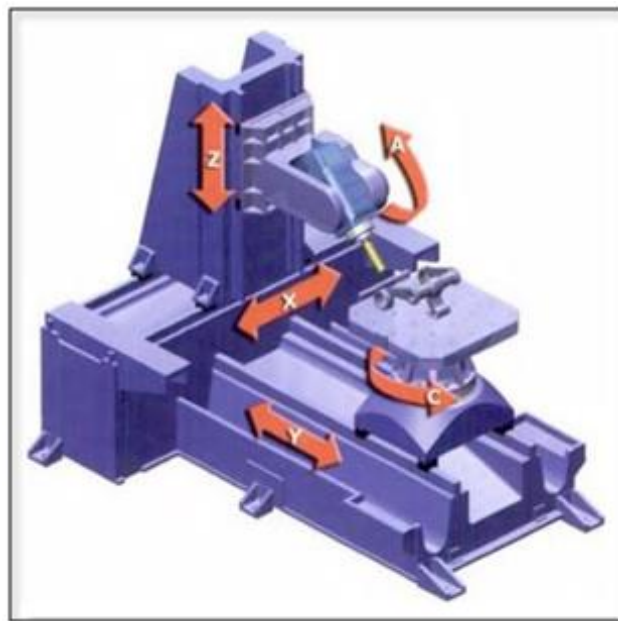


Figura 2.3 Representación de una máquina CNC 5 ejes emulando los movimientos de una máquina real [44].

En primer lugar, con las dos articulaciones de revolución, la accesibilidad de la herramienta de corte es mucho mayor para tratar superficies geométricamente y topológicamente complejas. En una configuración en una máquina de 3 ejes, sólo las regiones visibles desde una dirección en particular puede ser removidas y las regiones inaccesibles deben ser removidas por la reconfiguración de la configuración de la pieza de trabajo. Sin embargo, en una máquina de 5 ejes, la orientación de la herramienta de corte puede cambiar de forma dinámica para acceder a todas las áreas de la superficie en un solo montaje, presentándose una mayor eficiencia en la producción de mecanizado y la precisión, como muestra la Figura 2.4.

En segundo lugar, las máquinas de 5 ejes también pueden lograr aumento en la tasa de eliminación de material mediante la orientación de la cuchilla para asemejarse a la forma de la superficie local. Para alcanzar el mismo nivel del mecanizado de una determinada superficie, el mecanizado con una CNC de 3 ejes necesita mucho más trayectorias de herramientas que con una CNC de 5 ejes.

A pesar de que el mecanizado de 5 ejes proporciona muchas ventajas sobre el mecanizado de 3 ejes, la flexibilidad de las máquinas de eje 5 tiene un precio. El proceso de planificación para 5 máquinas de eje es mucho más complicado que una de 3 ejes, ya que los programadores necesitan para proporcionar la ubicación y orientación de la cuchilla en cada punto de contacto de corte. Posibles interferencias de la cuchilla con las superficies de maquinado y otras, también se suman a la dificultad de esta tarea. La mayoría del software comercial de CAM disponibles en la actualidad lleva un enfoque conservador de prueba y error, que depende en gran medida de la intervención humana y no se puede analizar a fondo las capacidades de las máquinas de 5 ejes.

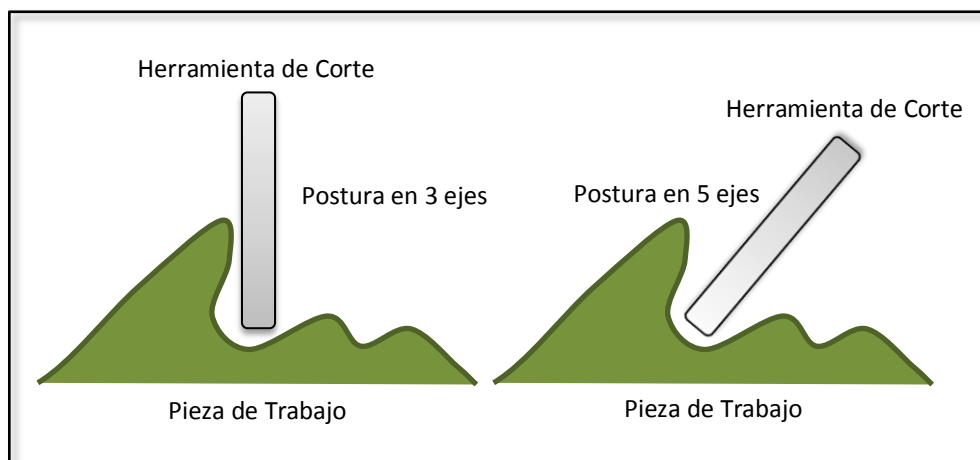


Figura 2.4 Comparación de Accesibilidad de la Herramienta entre una máquina CNC de 3 y 5 ejes [43].

Un ejemplo del maquinado en 5 ejes puede ser la fabricación de un disco del compresor de una turbina de helicóptero. Los discos de compresor se utilizan ampliamente en muchas aplicaciones aeronáuticas. La geometría compleja de un impulsor es susceptible a las colisiones entre la herramienta y la hoja. Por lo tanto es necesario el uso de centros de mecanizado CNC de 5 ejes en lugar del tradicional centro de 3 ejes, siendo necesario para controlar el vector y el eje de la herramienta para evitar una colisión y ajustar el ángulo de torsión de la cortadora a una ubicación apropiada para terminar el corte de la superficie.

El disco del compresor fue fabricado en aluminio (Al 7075-T6), el diseño y la generación de la trayectoria de la herramienta se hicieron con software CAD/CAM, como se muestra en la Figura 2.5. Hay varios pasos que deben seguirse en la planificación de las trayectorias de herramienta para el mecanizado del disco compresor. Son operaciones de fresado en bruto y las operaciones de acabado. Se corta el material entre la superficie de presión y la superficie de succión. En esta etapa la eficiencia de la tasa de extracción es el principal factor a considerar. En este caso, las operaciones de fresado en bruto duran alrededor de 67 min [43].

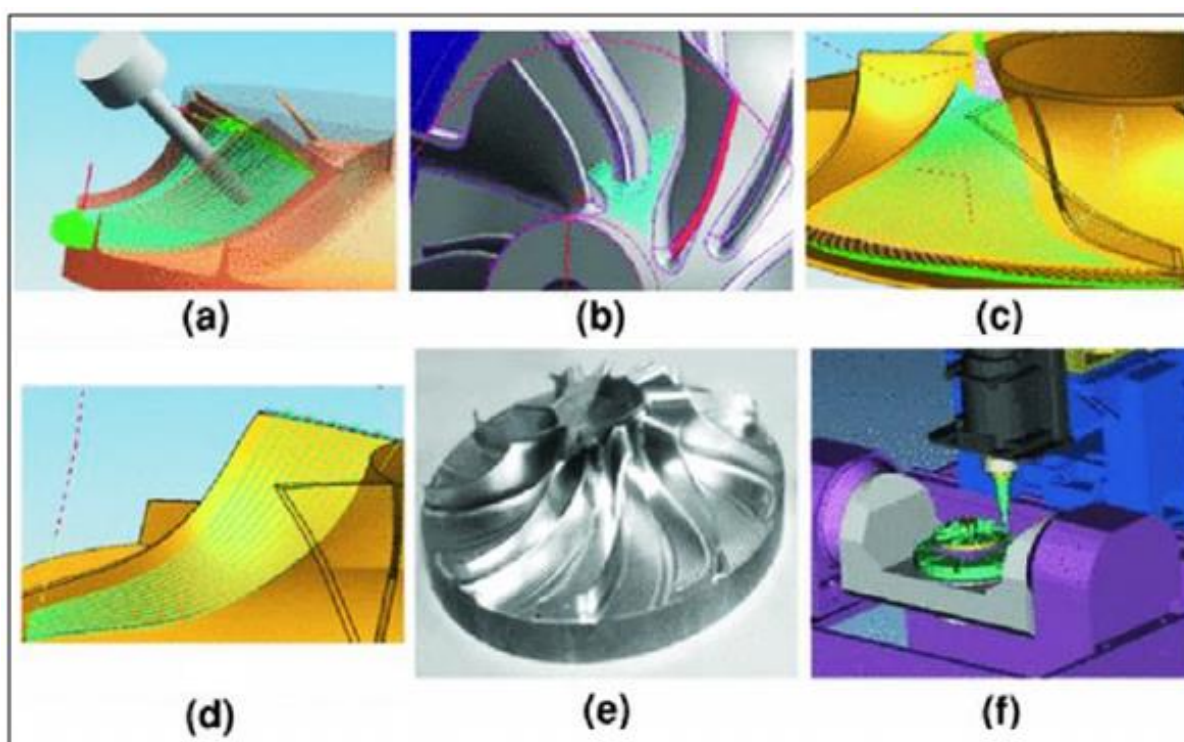


Figura 2.5 Detalle de simulación y las estrategias en una máquina CNC de 5 ejes. (a) Desbaste, (b) remoción de material, (c) acabado general (d) acabado de la cuchilla, (e) pieza terminada (f) comprobación virtual [43].

2.2.7.2 Software CAD/CAM

El concepto fundamental de CAD/CAM es que podemos utilizar un sistema de asistido para dibujar la geometría de una pieza en una computadora (CAD). Una vez que la geometría se ha completado, entonces podemos utilizar un sistema de manufactura asistida por computadora (CAM) para generar una trayectoria de la herramienta a través de control numérico, basada en la geometría CAD.

Los pasos para llegar de un dibujo CAD hasta el código de control numérico de trabajo se ilustra de forma general como sigue:

- a) La geometría se define en un dibujo de CAD.
- b) El modelo es importado a un módulo de CAM. Ahí se puede seleccionar la geometría apropiada y definir el estilo de las trayectorias de las herramientas para crear la pieza.
- c) El modelo en CAM es luego verificado para comprobar que las trayectorias de las herramientas son correctas. Si se encuentra un error, es sencillo el realizar un cambio en este punto.
- d) El producto final del proceso CAD/CAM es generar el código de control numérico. Este código es producido por el post-procesamiento del modelo para que este se adapte de forma particular a la variedad de máquinas CNC.

La porción del sistema CAD es usado para crear una geometría como un modelo en CAD. El modelo en CAD es una descripción electrónica de la geometría de la pieza de trabajo que es matemáticamente precisa. El sistema CAD, ya sea independiente o como una parte del paquete CAD/CAM, tiende a ser disponible en muchos niveles de sofisticación. El software CAD generalmente representa la geometría, usando uno de los siguientes métodos:

- a) **Dibujos de líneas en 2D.** La geometría es representada en dos ejes, parecido a un dibujo en papel. El eje Z que representa la profundidad debe de agregarse en al final en CAM.
- b) **Modelos de alambre en 3D.** La geometría es presentada en un espacio de tres dimensiones al conectar elementos que representa los bordes y fronteras. Los modelos de alambres pueden ser difíciles de visualizar, pero toda la información del eje Z es disponible para las operaciones en CAM.

- c) **Modelos de superficie en 3D.** Estos son similares a los modelos de alambre a excepción que una capa delgada ha sido estirada sobre el modelo de alambre para agregar una mejor visualización. Adentro, el modelo está vacío.
- d) **Modelo sólido en 3D.** Este es el estado más común que puede ofrecer el mercado y la tecnología, y es usado por todos los software de alto nivel. La geometría es representada con una característica sólida que contiene masa. Los modelos sólidos pueden ser recortados en partes para observar las características internas y no solo una capa delgada.

El módulo CAM es usado para crear los procesos de maquinado basados en un modelo sobre la geometría presentada de un modelo CAD. El sistema CAM genera un código genérico intermedio que describe las operaciones de maquinado, que luego pueden ser usadas para producir el código en G y M. Algunos sistemas crean un código intermedio en su propio lenguaje, mientras que otros usan un lenguaje estándar como herramienta avanzada de empaquetamiento (APT) para sus archivos intermedios.

Los módulos CAM además vienen en varias clases y niveles de sofisticación. Primero, hay usualmente un módulo diferente disponible para fresado, torneado, mecanizado por corriente eléctrica (EDM) y fabricación. Cada uno de los procesos es único suficiente para que los módulos sean comúnmente vendidos como complementos. Cada módulo puede también estar disponible con diferentes niveles de capacidad. Por ejemplo, los módulos CAM para fresado son comúnmente seccionados en niveles uno seguido del otro, empezando con capacidades muy sencillas y terminando con unas muy complejas, con trayectorias de herramienta en varios ejes (máquina de 2 ½ ejes, máquina de 3 ejes con posicionamiento en 4 ejes, máquina de superficies, máquina de 5 ejes simultáneos, etc.) [45].

Un post procesador es un programa que traduce los datos de eje que recibe del software de CAM en el código NC que la máquina va a utilizar para mecanizar la pieza.

Debe haber un post procesador para cada programa de software CAM y para cada máquina CNC. Incluso las máquinas similares de la misma marca y modelo de datos requiere de cambios simples en los datos de herramienta que es único para cada máquina [46].

2.2.8 Soldadura TIG y MIG

La soldadura de muchas aleaciones de aluminio es una práctica común, ya que es rápido, fácil y relativamente barato. La soldadura es útil especialmente para la fabricación de juntas herméticas en metal grueso o fino, y el proceso se puede emplear con aluminio fundido o forjado o con una combinación de ambos. El punto de fusión relativamente bajo, la alta conductividad térmica y la expansión térmica elevada presentan ciertos problemas. El precalentamiento es necesario en las secciones de soldadura pesadas, de lo contrario, la masa del metal llevará el calor lejos muy rápidamente para la soldadura efectiva. Un proceso de soldadura rápida se prefiere a fin de minimizar la distorsión debida a la expansión y contracción. El aluminio fundido absorbe hidrógeno fácilmente, y esto puede causar porosidad durante el enfriamiento. Debido a que proporcionan una protección de gas inerte protector, la soldadura TIG y MIG son opciones comunes. La soldadura TIG es un arco protegido por gas inerte con un electrodo de tungsteno, y la soldadura MIG es un arco blindado metálico con gas inerte, utilizando electrodos revestidos. Un fundente adecuado, y elementos mecánicos (cepillo de acero inoxidable) para la eliminación de la película de óxido justo antes de la soldadura, son obligatorios. Ciertas aleaciones de aluminio (2014, 7075, etc.) son extremadamente difíciles de soldar por fusión (excluyendo la soldadura por puntos) y normalmente no se utilizan en aplicaciones estructurales cuando son soldadas. La soldadura fuerte es algo más difícil y la soldadura de aluminio es extremadamente difícil. Los otros procesos de unión incluyen remachado o pegado con adhesivo, ambos de los cuales se utilizan ampliamente en las estructuras de aviones.

2.2.9 Remachado

Para todas las aplicaciones de aeronaves, en particular cuando metales que no son similares están involucrados, los remaches deben ser la primera opción. A menudo un adhesivo se coloca entre las partes cuando están remachadas a fin de amortiguar las vibraciones y reducir al mínimo fallo debido a la fatiga.

Elementos importantes del diseño de la unión por remache son el tono, el espaciamiento entre los centros de remache; paso atrás o transversal, el espaciado entre líneas centrales de las filas de remaches; tono diagonal, el espaciamiento entre los centros más cercanos remache de filas adyacentes, y margen, el espaciado entre el borde de una parte y la línea central de la fila más cercana de remaches.

Para uniones de miembros estructurales y máquinas, el paso debe ser tal que la resistencia a la tracción de la placa en la distancia entre los remaches en la fila exterior es igual a la resistencia a la cizalladura de las secciones de repetición de remaches. El diámetro del remache d se selecciona de modo que esté entre $1.1\sqrt{t}$ y $1.4\sqrt{t}$ donde t es el espesor de la placa. Una buena práctica de diseño requiere el colocar el centro de la primera fila de remaches a un mínimo de 1 a 1.5 del diámetro remache lejos del borde de la placa. Por varias filas, el terreno de juego transversal es de $1.75d$, como se aprecia en la Figura 2.6. También se requiere que:

- Teniendo esfuerzo en el remache y la placa se debe distribuir uniformemente sobre el área proyectada del remache.
- El esfuerzo de tracción ser uniforme en el metal entre remaches.
- El esfuerzo cortante sea uniforme en todo el remache.
- La acumulación de tensiones en remaches ser minimizado [47].

Las formas en que se puede producir el fallo de las uniones se indican a continuación y como se presentan en la Figura 2.7, siendo necesario determinar cuál es la más crítica (carga más baja) para tomarla como base de cálculo.

- Cortadura del elemento de fijación.** El elemento falla por cortadura en el vástago del elemento de fijación.
- Aplastamiento.** Aplastamiento de la zona adyacente al elemento de fijación.
- Desgarro.** Desgarro de la zona de la estructura adyacente al elemento de fijación.
- Tracción.** Fallo por tracción en la estructura.

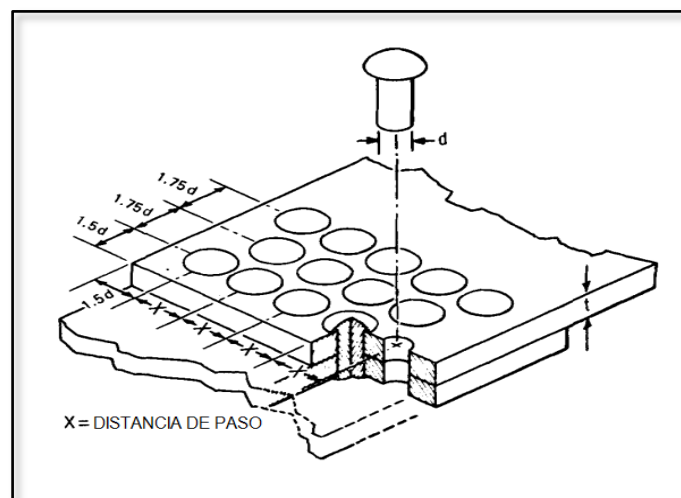


Figura 2.6 Espaciamiento de Remaches [47].

Normalmente las uniones se diseñan tomando la resistencia al aplastamiento como valor crítico con preferencia a la resistencia a la cortadura por razones de seguridad (en cualquier caso y como se dijo anteriormente debe de comprobarse cuál es la más baja de las anteriores) [23].

Los agujeros de remache generalmente se hacen varias milésimas de una pulgada más grande que el diámetro nominal del remache. En la compresión, el remache se expande para llenar el agujero, mientras que también forma la cabeza accionada. Las operaciones de punzonado pueden provocar la degradación en la resistencia de la placa que rodea el agujero. Una operación de recocido puede ser deseable recuperar la fuerza en estas áreas. Remaches estructurales y de miembros de maquinaria por lo general están hechos de hierro forjado o acero suave, pero para cobre y aleaciones de aluminio, los remaches de Monel y de Inconel, pueden ser necesarios si el peso o la resistencia a la corrosión son importantes.

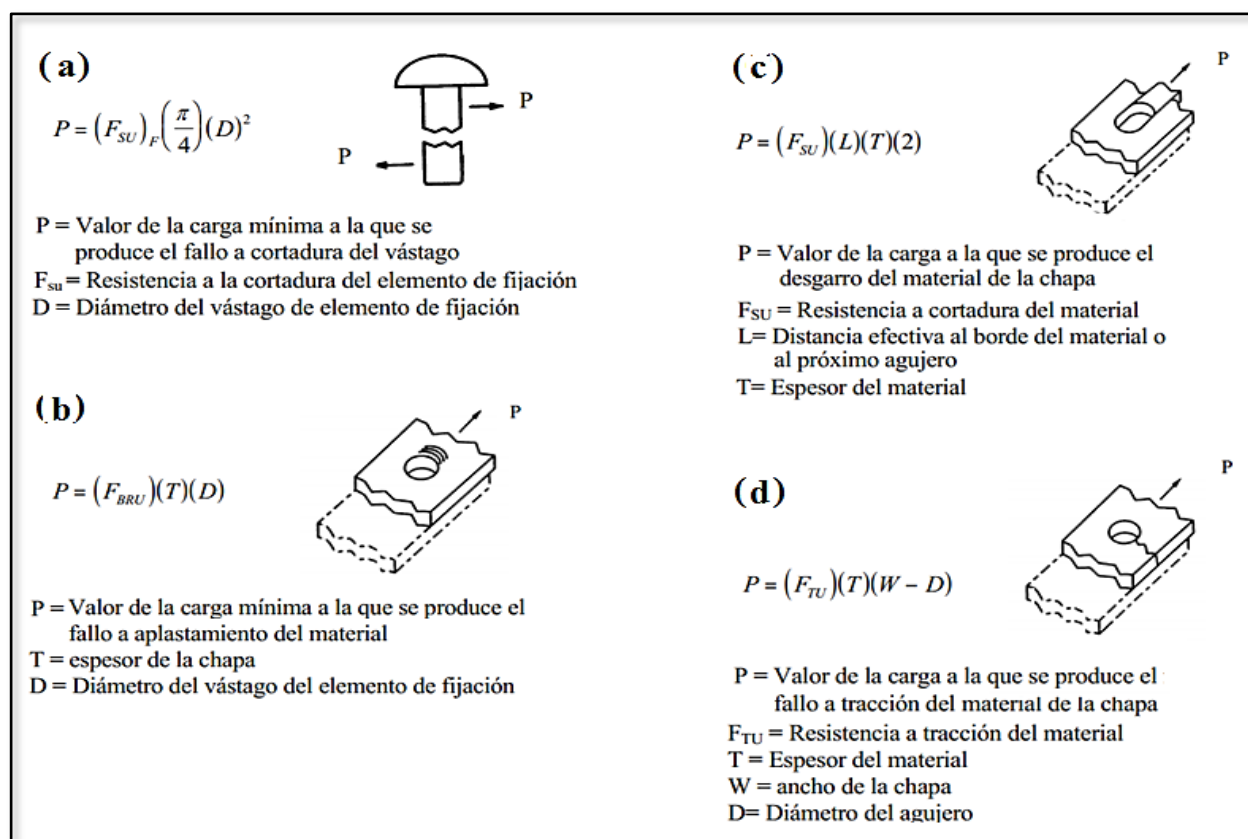


Figura 2.7 Fallas por unión por la presencia de elementos de fijación:

(a) Cortadura (b) Aplastamiento (c) Desgarro (d) Tracción [23].

Aunque no hay especificaciones generales militares sobre las uniones por remachado, hay más de 50 especificaciones militares que cubren determinados tipos de remaches. Un tratamiento general de las uniones remachadas de acero, aluminio, magnesio y titanio, se da en el capítulo 8 de la norma MIL-HDBK-5 [47].

2.2.10 Atornillamiento

Usualmente los tornillos están hechos con materiales de baja resistencia, poseen un ajuste de la rosca más holgado, la forma de la cabeza esta adecuada al destornillador y la espiga puede estar roscada en toda su longitud, sin una zona de fijación determinada.

El tornillo es el elemento más frecuentemente empleado como:

- a) Elemento de fijación para uniones desmontables.
- b) Tornillo de tracción para producir tensión previa (dispositivo tensor).
- c) Tornillo de cierre para obturar orificios.
- d) Tornillo de ajuste para ajustar o reajustar un juego o desgaste.
- e) Tornillo de medición para recorridos mínimos (micrómetro).
- f) Transformador de fuerza para producir grandes esfuerzos longitudinales mediante pequeñas fuerzas periféricas (prensa de husillo, prensa de banco).
- g) Transmisor de movimiento para la conversión del movimiento giratorio en longitudinal (tornillo de banco) o para la transformación de movimiento longitudinal en circular (helicoidal).

Los tornillos pueden encontrarse bajo diferentes nomenclaturas:

a) **AN. Army Force-Navy Standard.**

Por ejemplo: **AN501B-416-7**

AN: Air Force-Navy Standard.

501: Rosca fina.

B: Bronce.

416: Diámetro 4/16 pulgadas.

7: Largo 7/16 pulgadas.

La letra D en lugar de la B indica que el material es aluminio 2017, la letra C designaría acero inoxidable. Una A antes de la letra que indica el material señala que la cabeza está perforada para utilizar cable de seguridad.

b) **NAS. National Aerospace Standard** (estos tornillos son estructurales).

Por ejemplo: **NAS144-DH-22**

NAS: National Aerospace Standard.

144: Estilo de cabeza, diámetro y rosca (1/4-28), torque interno (cabeza tipo Allen)

DH: Cabeza perforada.

22: Longitud del tornillo en dieciseisavos de pulgada.

c) **MS. Military Standard.**

Seguidas por un número de parte (500, 510) que deben buscarse en catálogo para ser identificados, letras y dígitos indican la composición del material, longitud y espesor.

Los tornillos pueden dividirse en tres grupos básicos: tornillos estructurales, de máquina y autoroscantes.

- a) **Tornillos estructurales.** Son usados para aplicaciones estructurales similares a las de los bulones estructurales y los remaches. Son contruidos con materiales de gran resistencia a la tracción y son distinguidos de los bulones únicamente por la forma de su cabeza. Entre ellos se encuentran los NAS502, NAS503, AN509, NAS220 a NAS227 y NAS583 a NAS590.
- b) **Tornillos de máquina.** Están disponibles en cuatro tipos básicos de cabeza:
 - Cabeza plana. Usados en hoyos embutidos cuando se desea una superficie lisa. AN505, AN510, AN507, NAS200, NAS514, NAS517 y NAS662.
 - Cabeza redonda. Son para propósitos generales en aplicaciones no estructurales. AN515 y AN520.
 - Cabeza cilíndrica. Son de propósito general y usados como seguros en aplicaciones mecánicas ligeras, usualmente son perforados para utilizar cable de seguridad. AN500 a AN503, AN116901 a AN116924, AN116962 a AN116990, AN117002 a AN117030 y AN117042 a AN117070.
 - Cabeza de enchufe. Están diseñados para introducirse dentro de agujeros taladrados bajo nivel de superficie. Tienen cabeza hexagonal y son usados cuando se requiere gran resistencia, ensambles compactos o superficies limpias.
- c) **Tornillos autoroscantes.** Estos tornillos generan su propia rosca de acoplamiento cuando se introducen en agujeros ligeramente más chicos que su diámetro. Los tornillos autoroscantes de máquina (AN504 y AN530) son usados para agregar partes

menores no estructurales. Los tornillos autoroscantes para chapa son utilizados en aplicaciones ciegas para la presentación temporaria de chapas previa al remachado o para el ensamble definitivo de chapas no estructurales.

Especificaciones para el diseño de estos elementos pueden encontrarse en la norma militar MIL-HDBK-5 o en la USAFNAVY T.O.1-1A-8/NAVAIR 01-1A-8.

Los pernos aeronáuticos pueden identificarse por el código marcado en la cabeza. Este generalmente denota el material, si es un bulón AN Standard o si está construido para un propósito especial, y en algunos casos indica el fabricante.

Los pernos de acero AN Standard son marcados con un guión alto o asterisco, los que son de acero resistente a la corrosión son marcados con un solo guión alto y los que son de aleaciones de aluminio (AN) son marcados con dos guiones altos.

Pernos para propósitos especiales son normalmente inspeccionados por métodos de partículas magnéticas. Las marcas típicas incluyen SPEC (usualmente tratamientos de alta temperatura para aumentar resistencia y durabilidad), y estampado en la cabeza un número de parte de una empresa de manufactura aeronáutica. Los pernos sin marcas son de baja resistencia, los de tolerancia cerrada NAS son marcados con un triángulo elevado o apartado del resto. Las marcas del material para los NAS son las mismas que para los AN excepto por su ubicación.

Los pernos que requieren inspección por partículas magnéticas son identificados por medio de un barniz de color o marcas en la cabeza de un tipo distintivo. Información adicional puede obtenerse por medio del número de parte del perno [48].

2.2.11 Adhesivos

El primero de esta nueva generación de adhesivos estructurales, desarrollado en el Reino Unido por Norman de Bruyney George Newell de Aero Research Limited, Duxford, Cambrige, fue el Redux (Research at Duxford), que se basó en una formula P/F de resina y era el primer adhesivo sintético para la unión de componentes estructurales contruidos a partir de materiales compuestos y metálicos.

Norman de Bruyne menciona varias razones para utilizar adhesivos para unión de componentes estructurales, entre las cuales, destacan:

- a) **Simplificación del diseño.** En general, los diseños asociados con estructuras unidas son más simples que los que utilizan remaches.

- b) **Reducción de peso.** Las nuevas reducciones de peso puede ser logrado por el uso del metal de calibre delgado; luego los refuerzos se pueden unir en su lugar sólo en áreas de alta carga o tensión.
- c) **Aumento de la resistencia a la fatiga y mejora la amortiguación sónica.** Los remaches y orificios de los pernos actúan como concentradores de esfuerzos que puede llevar fácilmente a la fractura. Como se muestra en la Figura. 2.8, una unión adhesiva no presenta zonas de alta concentración de tensiones, sino que se logra una distribución de la tensión a través de la unión. El adhesivo también absorbe parte de la energía acústica asociada con la estructura que conduce a la reducción de la propagación de ruido de alta frecuencia. La unión adhesiva puede soportar alrededor de 6 a 7 veces la carga de fatiga para cualquier valor de ciclos de falla o, al mirarlo de otra manera, en cualquier carga cíclica dada, la unión adhesiva puede ser vista para resistir muchos órdenes de magnitud de más ciclos.
- d) **Acabado liso externo:** Cuando se remachan las pieles externas del avión, el cierre del remache tiende a tirar de la piel y provocar una distorsión local, que puede conducir una cierta interrupción en las propiedades aerodinámicas de la superficie. Si la misma área es unida por adhesivo, la distorsión se reduce a un nivel aceptable, como se muestra en la Figura 2.9. También mejora la rigidez general de la estructura final cuando se compara con un componente de remachado de la misma altura entre los puntos de unión.

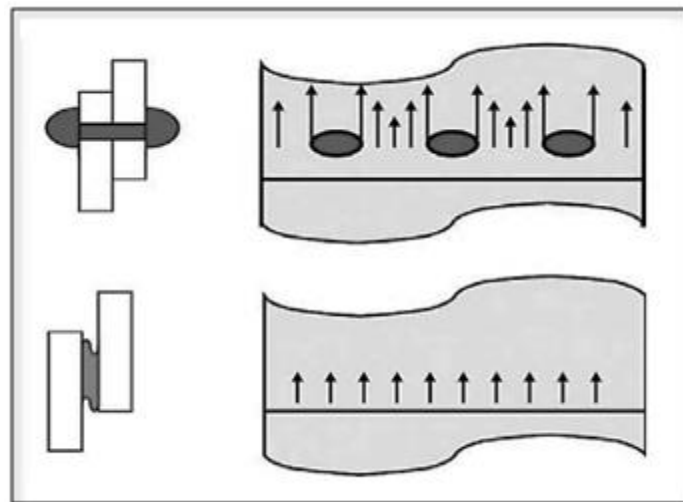


Figura 2.8 Concentración de esfuerzos en uniones con remache y adhesivo [49].

- e) **Capacidad de unirse a sustratos delgados.** Si las piezas delgadas de aluminio están unidas mediante remaches, el componente final es susceptible a un fallo por desgarramiento a través del sustrato que emana en el remache y su agujero asociado en el sustrato. Cualquier carga de tracción a través de la unión remachada se maximiza en el punto donde el remache entra en la piel. Así, cuando el sustrato es delgado, esto puede llevar fácilmente a agrietarse y al fallo de la estructura. Usando adhesivos dentro de estos componentes se elimina estas tensiones de cojinetes y minimiza la posibilidad de un fallo prematuro.
- f) **Reducción de los costos de producción y el tiempo.** Cuando la unión adhesiva se utiliza, en lugar de producir una estructura remachada, un componente entero puede ser montada y unida en una sola operación. El metal de calibre más delgado que puede ser utilizado reduce los costos. Tan pronto como el componente unido alcanza un cierto tamaño, independientemente de todos los otros beneficios, la unión se hace progresivamente más barato que el remachado automático.
- g) **Detención del crecimiento de grietas.** Una grieta que crece en la piel externa en una estructura remachada, no detiene su tasa de crecimiento, sino que la grieta simplemente crece alrededor del remache o por el agujero del remache.
- h) **Sellado de juntas.** La unión integral de componentes en el marco principal de las aeronaves, particularmente en los depósitos de combustible, hace que la presurización interna sea un proceso mucho más simple.

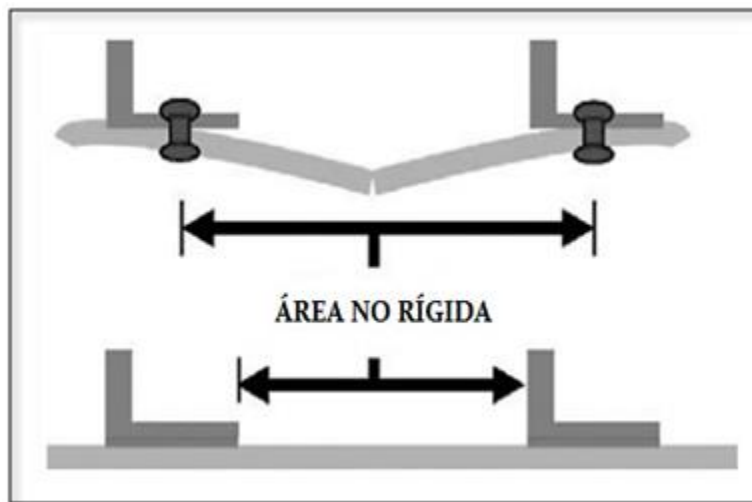


Figura 2.9 Representación esquemática del efecto de unir la piel del avión con remache y con adhesivo [49].

- i) **Aumento de la fuerza:** La fuerza de una estructura remachada es esencialmente el de la resistencia de apoyo del remache en la piel a la cual se fija. Un simple experimento mostró que una estructura remachada de un área de 7000 mm^2 falló en una carga de tensión cortante de aproximadamente 3.5 KN. La misma estructura, cuando fue pegada, falló en una carga en la región de 55 KN. [49].

2.3 Pruebas Mecánicas aplicadas en el Aluminio

2.3.1 Pruebas de Tensión

Las pruebas de tensión consiste en someter una muestra preparada de tamaño especial y forma, o una muestra de tamaño completo, a un incremento gradual (estática) de carga uniaxial (estrés) hasta que ocurra una falla. La operación se realiza sujetando los extremos opuestos de la pieza de trabajo y tirando de él, lo que resulta en la elongación de la muestra de ensayo en una dirección paralela a la carga aplicada.

Las principales ventajas de la prueba son que el estado de tensión está bien establecido, el procedimiento ha sido cuidadosamente estandarizado, y es relativamente fácil y barato de realizar. Uno de los objetivos principales en la realización de las pruebas de tensión, es para determinar la conformidad o no conformidad con las especificaciones. Los datos así pueden servir como un índice de la calidad de un producto en comparación con los datos obtenidos previamente o de otras fuentes.

Estos datos también pueden ser utilizados para comparar un material dado con otros materiales y en conjunción con otros factores, puede ayudar en la sustitución o mejora de un material. Los fabricantes de productos de metal utilizan frecuentemente los datos de pruebas de tensión para el control de los métodos de fabricación, así como para la orientación en el desarrollo de nuevos materiales.

El ensayo de tracción se utiliza también para establecer una base para la selección de valores para el diseño de ingeniería. Cuando se realiza correctamente en probetas de ensayo adecuados, el ensayo de tracción se puede utilizar para evaluar las propiedades mecánicas fundamentales para el uso en el diseño, aunque debe tenerse en cuenta que las propiedades de tracción por sí solos no son suficientes para predecir el comportamiento de los materiales bajo todas las condiciones de carga. Cuando los métodos estándar de prueba se utilizan, los resultados

proporcionan la garantía de que el material o pieza en cuestión se muestran un comportamiento satisfactorio en servicio.

Las pruebas de tensión no se limita a las muestras preparadas; tamaño completo piezas fabricadas y miembros estructurales también se prueban. Ensayos realizados adecuadamente en las partes representativas son extremadamente valiosos para determinar el rendimiento de los componentes estructurales bajo cargas de servicio y en la observación del desarrollo de las deficiencias localizadas, así como las cargas críticas. Como con cualquier procedimiento de prueba, sin embargo, se debe tener precaución cuando se utiliza el ensayo de tracción como indicadores del nivel de calidad, debido a la importancia de la prueba está limitada por su correlación con el rendimiento.

2.3.1.1 Máquinas de Ensayos de Tensión

En las máquinas ensayo de tensión se aplican cargas uniaxiales de una manera uniforme y generalmente son universales en sus capacidades y aplicaciones específicas, en lugar de a un tipo de prueba o material. La realización de pruebas de carga respecto al alargamiento (tensión frente a deformación) implica el control de las fuerzas de hasta los 45,000 kgf (100,000 lbf) o más, sujetando un espécimen que puede ser de chapa metálica delgada, placa plana mecanizada, o una muestra pulida cilíndrica, y de las fuerzas de medición y deformaciones con precisión y repetibilidad. El efecto de la instrumentación en los datos de prueba debe ser minimizada para evitar errores de ensayo. Es muy deseable el registro automático de tensión, la deformación y los módulos para permitir que funciones específicas, tales como el apagado automático cuando se rompe el espécimen, ya que simplifican el uso de la máquina.

Un probador de tensión debe tener la capacidad de carga suficiente para cubrir el rango de prueba de fuerza de lo esperado y tapas intercambiables para contener muestras de diversas pruebas que pueden ser fácilmente montados y desmontados. Típicamente, la carga de prueba se aplica a través de múltiples tornillos de accionamiento y las tuercas de accionamiento que se mueven una cruceta, que está unida a una empuñadura sosteniendo un extremo de la muestra de ensayo. El otro extremo de la muestra está unido por un agarre a una base fija. Al conducir los tornillos a tasas diferentes, las pruebas de tensión pueden llevarse a cabo en un amplio intervalo de condiciones de ensayo. La Figura 2.10 muestra un esquema representativo de una máquina ensayos de tensión se describió anteriormente.

2.3.2 Pruebas de Fatiga

La fatiga es el progresivo, localizado, estructural y permanente cambio que se produce en los materiales sometidos a tensiones fluctuantes y deformaciones que pueden dar lugar a grietas o fracturas después de un número suficiente de las fluctuaciones. Las fracturas de fatiga son causadas por la acción simultánea de tensión cíclica, resistencia a la tracción y la deformación plástica. Si cualquiera de estos tres no está presente, agrietamiento por fatiga no se inician y propagan. La tensión cíclica inicia la grieta, la tensión de tracción produce crecimiento de la grieta (propagación).

El proceso de fatiga se compone de tres etapas:

- a) Daños por fatiga inicial que lleva a romper la nucleación y el inicio de la grieta.
- b) Crecimiento cíclico progresivo de una grieta (propagación de las grietas) hasta que la sección transversal que queda sin fisuras de una parte se convierte en demasiado débil para soportar las cargas impuestas.
- c) Fractura final, repentino de la sección transversal restante.

El agrietamiento por fatiga es normalmente producido por esfuerzos cíclicos que son muy por debajo del límite de elasticidad estática del material. Las grietas por fatiga inician y se propagan en las regiones donde la deformación es más severa. Debido a que la mayoría de los materiales de ingeniería contienen defectos, la mayoría de las grietas de fatiga en marcha crecen a partir de defectos estructurales.

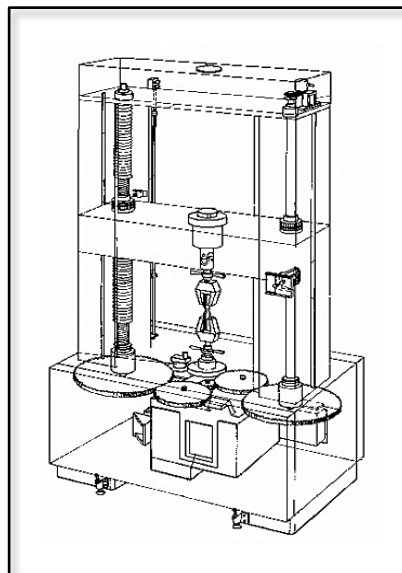


Figura 2.10 Esquema de una Máquina de Ensayos de Tensión [50].

Bajo la acción de cargas cíclicas, una zona de plástico (o región de deformación) se desarrolla en la punta defecto. Esta zona de alta deformación se convierte en un sitio de iniciación de una grieta de fatiga. La fisura se propaga bajo la tensión aplicada a través del material hasta que los resultados la fracturan completamente. En la escala microscópica, la característica más importante del proceso de la fatiga es la nucleación de uno o más grietas bajo la influencia de las tensiones invertidas que excedan la tensión de flujo, seguido por el desarrollo de grietas en bandas de deslizamiento persistentes o en los límites de grano.

2.3.2.1 Máquinas de Ensayo de Pruebas de Fatiga

Los especímenes de ensayo de fatiga se describen principalmente por el modo de carga:

- a) Esfuerzo directo (axial).
- b) Plano de flexión.
- c) Rotación del haz.
- d) Torsión alternativa.
- e) Tensión combinada.

Sin embargo, puede ser universal de tipo máquinas que son capaces de llevar a cabo todos los modos anteriores de carga, en función del portapiezas utilizado. Las máquinas se definen por varias clasificaciones:

- a) El parámetro de la prueba controlada (carga, deflexión, tensión, torsión, torsión, etc.).
- b) Las características de diseño de la máquina (tensión directa, plano de flexión, rotación del haz, etc.) utilizada para realizar la prueba de la muestra.
- c) Las características de funcionamiento de la máquina (electromecánica, electromagnética servohidráulico, etc.).

Las máquinas varían desde dispositivos simples que consisten en una carrera de leva contra un voladizo plano del haz de un espécimen en constante deflexión y doblado por máquinas servohidráulicas complejas que son controladas por un ordenador de las pruebas de carga del espectro.

Ya sea sencilla o compleja, todas las máquinas de ensayo de fatiga consisten en los mismos componentes básicos: un tren de carga, controladores, y los monitores. El tren de carga consiste en el bastidor, los dispositivos de sujeción, muestra de la prueba, y sistema de

transmisión (de carga). Los típicos componentes del tren de carga en una máquina electrohidráulica fatiga axial se muestra esquemáticamente en la Figura. 2.11 [50].

2.3.3 Galgas extensiométricas

Una galga extensiométrica es un dispositivo que sirve para traducir las deformaciones mecánicas en señales eléctricas proporcionales a las mismas. Las señales eléctricas ya pueden ser visualizadas y medidas con el osciloscopio.

Dicho dispositivo está formado por un hilo de conductor adhesivo sobre un sustrato construido por una película de algún tipo de plástico. Al deformarse mecánicamente, experimenta una variación de su resistencia eléctrica, proporcional al alargamiento del hilo. Es por ello, que el hilo está dispuesto en forma de zig-zag, para aumentar su longitud efectiva y por tanto, la sensibilidad de la galga. La Figura 2.12 muestra un esquema de una galga extensiométrica, así como sus partes [51].

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

Es de suma importancia que la galga 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.

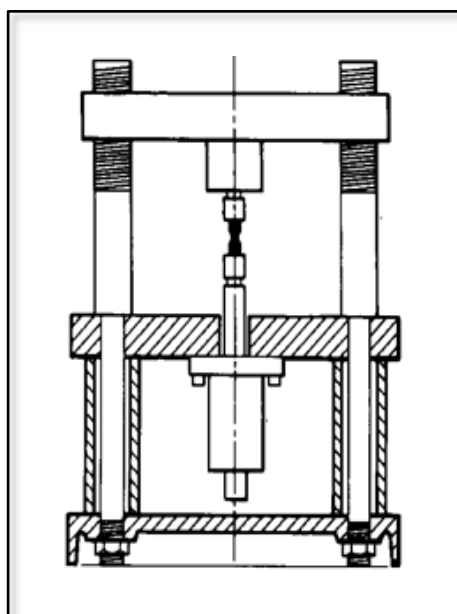


Figura 2.11 Esquema del tren de carga en una máquina de fatiga axial electrohidráulica [50].

Un parámetro fundamental de la galga extensiométrica 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. El factor de galga típico para una galga extensiométrica metálica es de aproximadamente 2.

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

- a) Sensibilidad al esfuerzo de la aleación.
- b) Autocompensación de la temperatura.
- c) Material de respaldo.
- d) Resistencia de la grilla.
- e) Longitud de la galga.
- f) Patrón de galga.

La longitud de 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.

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 tienden a integrar, o promediar, el área cubierta por la grilla.

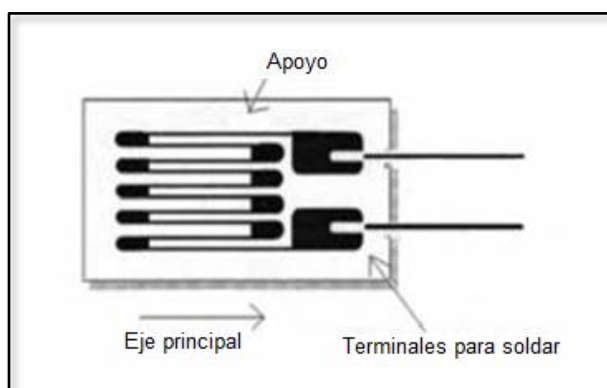


Figura 2.12 Esquema de una galga extensiométrica [51].

Puesto que el promedio de la distribución de un esfuerzo no uniforme es siempre menor al máximo, una galga que es más larga que la máxima región de esfuerzo, indicará una magnitud de esfuerzo muy bajo. La Figura 2.13 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 demasiado larga con respecto a la zona de máximo esfuerzo.

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 [52].

2.3.4 Extensómetros ópticos 3D

El dimensionado de componentes, la determinación exacta de las propiedades del material, la utilización de nuevos materiales y la mejora de los modelos de cálculo requieren un mayor conocimiento del material y los componentes.

Un extensómetro óptico en 3D graba un objeto sujeto a cargas mediante cámaras CCD (Charge Coupled Device). Para cada estado de carga, se calculan las coordenadas 3D de la superficie del objeto mediante el procesamiento de imágenes digital proporcionando además el desplazamiento 3D y la deformación [53].

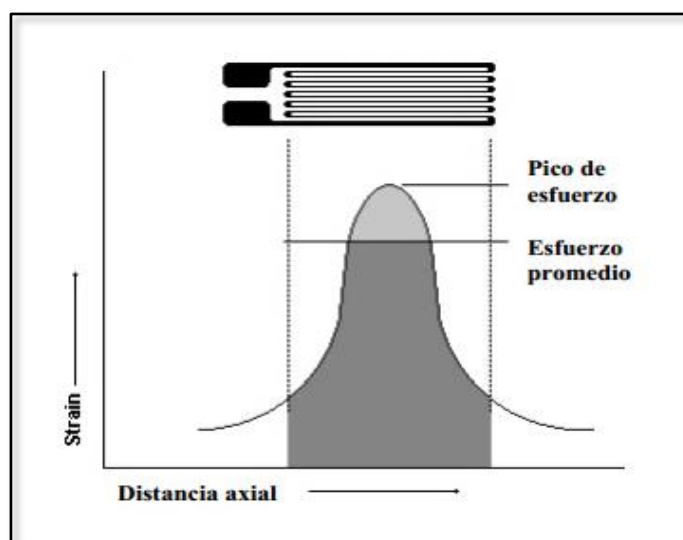


Figura 2.13 Distribución del esfuerzo sobre una galga extensiométrica [52].

La mayoría de los extensómetros ópticos en 3D poseen un sistema de medición sin contacto, adecuado para la medición tridimensional de la distribución de deformación y tensiones de componentes reales sometidos a cargas dinámicas o estáticas. La Figura 2.14 muestra los componentes que conforman un extensómetro óptico en 3D.

Entre sus principales aplicaciones tenemos:

- a) Ensayo y determinación de las características del material.
- b) Evaluación de fuerzas.
- c) Dimensionado de componentes.
- d) Examinación de comportamientos no lineales.
- e) Caracterización de procesos de deformación y envejecimiento.
- f) Determinación de las curvas de límite no conformado.
- g) Verificación de modelos.
- h) Análisis de comportamiento de los materiales homogéneos y no homogéneos durante la deformación.
- i) Cálculos de esfuerzo y deformación.

Los principales elementos que posee un extensómetro de esta naturaleza son:

- a) Sensor con dos cámaras.
- b) Soporte para transportar el sensor

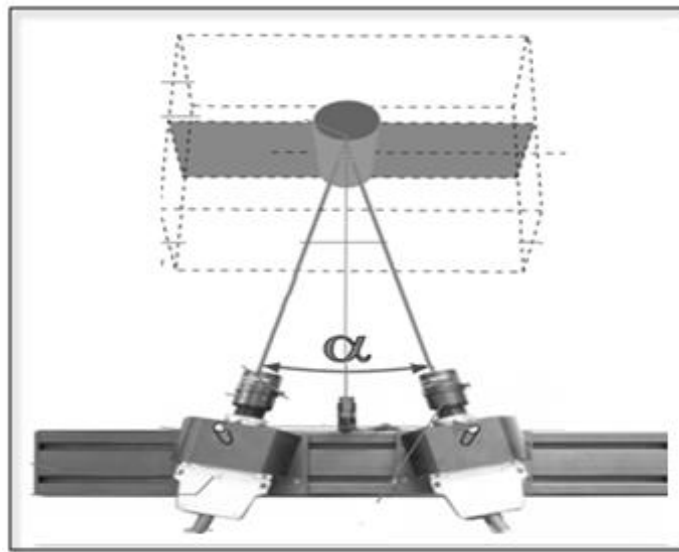


Figura 2.14 Vista desde arriba de una unidad de sensor 3D [54].

- c) Caja de disparo para la fuente de alimentación de las cámaras y para controlar la grabación de la imagen.
- d) PC de alto rendimiento.
- e) Software de aplicación [54].

Una de las principales ventajas de manejar este tipo de equipo es que proporciona resultados en tiempo real para múltiples posiciones de medición en la superficie de un espécimen. Estos resultados se transfieren directamente a los dispositivos de pruebas, unidades de adquisición de datos o software de procesamiento (por ejemplo, LabVIEW, DIAdem, MS Excel, etc.) y se utilizan para controlar los dispositivos de prueba (como se puede apreciar en la Figura 2.15), pruebas de larga duración con requisitos de almacenamiento más pequeños, análisis de vibraciones y videos de extensómetros 3D [55].

2.4 Criterios y Normas de Manufactura y Ensamble

2.4.1 Uniones y Estándares

La estructura de una aeronave está formada por multitud de piezas fabricadas a partir de chapas, perfiles extruidos, tubos, piezas forjadas, moldeadas, mecanizadas, etc. que deben unirse entre sí para constituir subconjuntos, que a su vez terminarán por formar la aeronave.

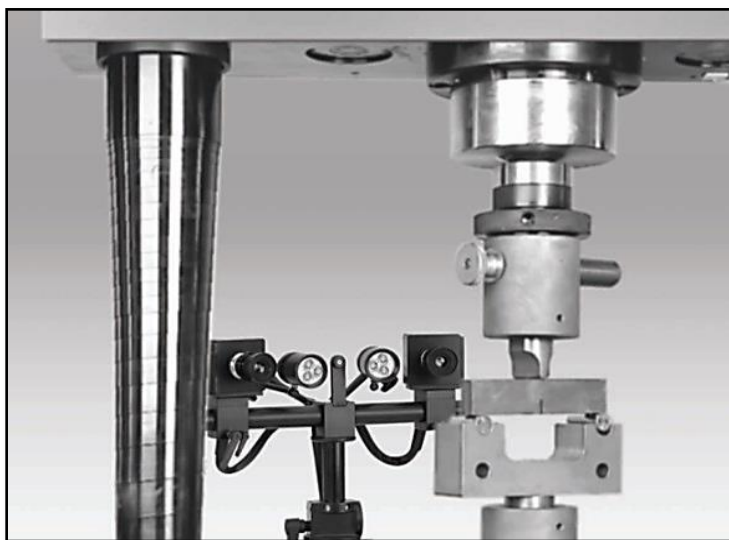


Figura 2.15 Especimen sometido a flexión analizado con un extensómetro óptico 3D [55].

Las uniones pueden ser en una primera clasificación: permanentes o desmontables, en las primeras la separación entre las piezas no puede realizarse salvo que se rompa alguna de las piezas, en las segundas el desmontaje puede realizarse sin deteriorar ninguna de ellas y por tanto se pueden volver a montar.

En una segunda clasificación es considerarlas rígidas o elásticas, en las primeras el conjunto resultante se comporta como un sólido rígido es decir no existe la posibilidad de desplazamientos relativos, y en las segundas existe la posibilidad de un desplazamiento relativo entre algunas de las piezas bajo la acción de una fuerza, recuperándose la posición inicial al desaparecer ésta.

Como tercera clasificación es la de considerarlas totales o parciales, en las primeras no existe ningún grado de libertad entre las piezas, mientras que en las segundas existe uno o varios de los seis posibles (desplazamientos según los 3 ejes de coordenadas o giro alrededor de ellos)

En cuanto a los métodos de realización de las uniones pueden ser de forma directa o mediante elementos de unión.

Las uniones directas se basan en buscar formas geométricas complementarias entre las piezas a unir de forma que se impida el movimiento entre ellas, se consideran entre estos procedimientos el roscado directo, el zunchado, el engatillado o engrapado, el pinzado, etc.

Las uniones con elementos de unión son aquellas en que unos elementos auxiliares tales como tornillos, remaches o pegamentos son los encargados de mantener las piezas unidas [23].

Los siguientes son los requisitos generales de diseño para las uniones:

a) **Factor de montaje**

Un factor esencial de montaje de 1.15 (por la FAR 25.625) debe ser usado en un análisis para las uniones de un elemento estructural a otro.

- Este factor de 1.15 se aplicará en todas las partes de la instalación incluyendo la sujeción y soporte sobre el elemento unido.
- Para cada montaje integral, la pieza debe ser entendida como un accesorio hasta el punto en el que las propiedades de la sección lleguen a ser como las del elemento.

No debe de usarse el factor de montaje:

- Para las juntas hechas bajo prácticas aprobadas y en base a los datos de pruebas integrales.

- Con respecto a cualquier otro factor de diseño para el que se utiliza un factor especial mucho mayor.

b) Eficiencia conjunta general

Es una consideración primordial que la eficiencia de la unión será igual o mayor que la de la estructura principal. Un lado de la junta no debe ser diseñado para máxima eficiencia a expensas de un mayor costo y peso en la fabricación de otro. La unión debe estar situada en las estructuras de apoyo, tales como largueros, refuerzos, mamparos, etc., para mejorar la eficiencia conjunta.

c) Excentricidades (conjunto sin soporte)

El momento producido por las excentricidades en una unión, especialmente la junta de solape como se muestra en la Figura 2.16, inducirá una carga excesiva y cargas secundarias de tracción en los remaches finales. El esfuerzo en la placa ya no es un esfuerzo uniforme, y el esfuerzo máximo a la tracción es en el rango elástico (crítico a la consideración de fatiga) es $\sigma = (P/t) + (Pt/2) + (6/t^2) = (4P/t)$. El exceso de esfuerzo inducido por la excentricidad de los miembros de una junta de solape se reduce en el intervalo del rango plástico para el diseño de resistencia última.

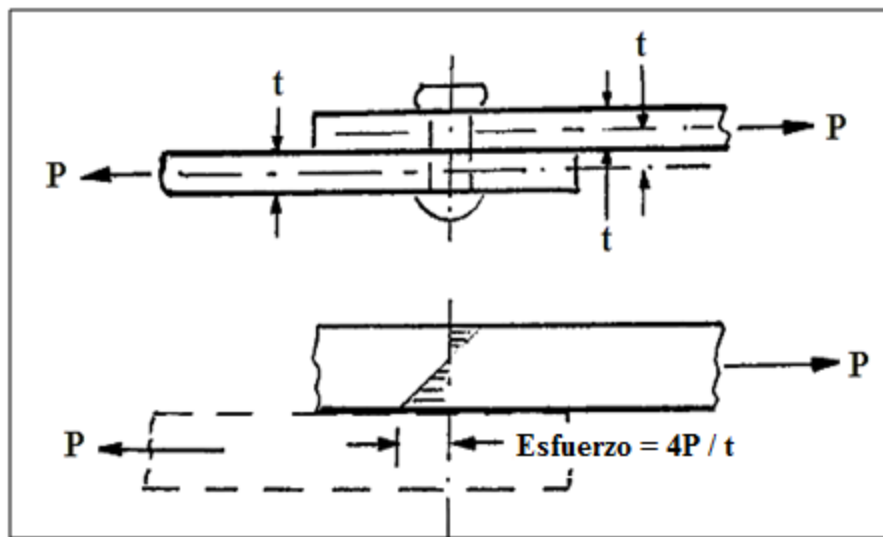


Figura 2.16 Esfuerzo excesivo debido a excentricidades [56].

d) Uniones apoyadas

Todas las juntas estructurales de fuselajes son uniones apoyadas por diseño, ya que proporcionan integridad estructural para reducir el esfuerzo debida a la excentricidad. La unión se encuentra apoyada en un mamparo, larguero, etc., y que utiliza siempre hileras dobles o escalonadas para el diseño de elementos de sujeción del ala y tanque de combustible.

e) Uniones rígidas

Rigidez insuficiente o excesiva de la estructura circundante puede causar excesiva deflexiones bajo cargas muy concentradas y consecuentemente, cambios de dirección y magnitud de las cargas en una unión por ejemplo, en las áreas de soporte estructurales de los pilones de motores, tren de aterrizaje, etc.

f) Elementos de sujeción mezclados y ajustes diferentes

En general no es una buena idea el utilizar elementos de sujeción mezclados y ajustes diferentes en la misma unión, ya que los orificios de mayor ajuste comenzarán a recoger la carga prematuramente y los agujeros con poco trabajo no recogerán la carga hasta que la unión empieza con su deflexión. Esto provocará un fallo prematuro de vida estructural.

g) Materiales mezclados en empalme

Las uniones deben ser analizadas en base de datos de tensión-deformación del empalme y el material patrón, para evitar el problema de la rigidez insuficiente o excesiva.

h) Unión fija y adherida

Es difícil determinar la distribución de la carga para una unión fija y adherida, pero la zona adherida recogerá la mayor parte de la carga. El uso de adhesivos en la unión fija proporcionará resistencia a la fatiga y un aumento adicional de resistencia a la corrosión en la línea de unión. Se debe de proporcionar elementos de fijación suficientes para soportar las cargas últimas estáticas, ya que no hay carga transportada a la línea de unión adhesiva.

i) Deformación permanente

No se permite que ocurra la deformación permanente bajo la carga límite, debido al requerimiento para cualquier elemento aeroespacial.

j) **Empalmes adyacentes a los elementos continuos**

Esta unión debe ser diseñada para ser tan rígida como la geometría, que permitirá el uso amplio del material y la interferencia o sujetadores de ajuste apretados para minimizar el deslizamiento que podría sobrecargar los elementos continuos y provocar un fallo prematuro. Un ejemplo de este tipo de junta, como se muestra en la Figura 2.17, es un larguero de empalme que está unida a un revestimiento del fuselaje continuo (frecuentemente utilizado en la reparación de largueros rotos).

k) **Espaciamiento entre los elementos de sujeción y distancia entre bordes**

En condiciones normales de elementos metálicos, el espaciamiento mínimo (paso) entre estos debe de ser de 4 veces el diámetro del elemento de sujeción y la distancia entre bordes en la dirección de la carga es de $e/D = 2$, donde D es el diámetro del elemento de fijación y e es la distancia desde el centro de la sujeción hasta el borde de la parte más un margen adicional de 0.03 pulgadas de tolerancia. Una distancia de borde mínima de $e/D = 1.5$ puede ser usada siempre que tenga una transferencia de carga baja (tales como en un larguero de refuerzo), y asumiendo que el elemento a unir no está sujeto a la piel del avión.

l) **Avellanado de tornillos**

El espesor de la placa mínimo es de $t \approx 1.5t_d$ donde t es el espesor de la placa y t_d la altura del avellanado del tornillo.

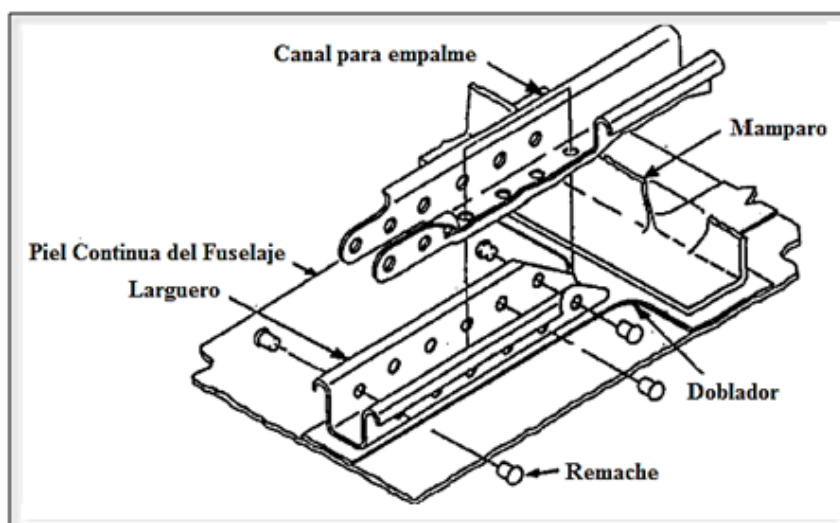


Figura 2.17 Empalme de larguero en fuselaje (Piel Continua) [56].

m) Pandeo en piel adyacente

El pandeo de la piel adyacente al empalme puede cambiar el plano de la distribución de carga local e introducir una carga de tracción y palanca en un elemento de fijación crítico. Este pandeo no sólo afecta a la resistencia estática y la rigidez de la unión, sino que también tiene una gran influencia en la resistencia a la fatiga, tanto de la unión como en las estructuras adyacentes [56].

2.4.2 Remachado

2.4.2.1 Instalación

Salvo indicación contraria, los remaches serán instalados en húmedo, utilizando un sellante (Polisulfuro Z-16.101), exceptuando las uniones que cumplan simultáneamente con tres condiciones siguientes, que podrán remacharse sin aplicar el sellante de interposición:

- a) Las piezas a unir son de material compuesto de fibra de carbono o uniones de fibra de carbono-termoplástico (nylon).
- b) En la zona no hay riesgo de contaminación o fuga de fluidos.
- c) El remache no está en el contorno aerodinámico del conjunto, ni forma parte de uniones a revestimientos exteriores.

Tanto los remaches como las tuercas vienen convenientemente lubricados por el fabricante, por lo que no está autorizado su desengrase o la lubricación adicional. Un desengrase (limpieza) o una lubricación adicional modifican el valor de la pre-tensión. No obstante por razones de continuidad eléctrica puede procederse al desengrase cuando así lo indiquen los planos de ingeniería. Realizado el pinzado de la pieza, los remaches deberán introducirse y asentarse en el taladro de alojamiento uno a uno, llevándolos cuidadosamente con la mano para no dañar la estructura. De apreciarse una resistencia causada por una interferencia de tolerancias de fabricación, el remache no se forzará ni se golpeará para su asentamiento, sino que se tratará de alojarle en otro taladro. Exceptuando las tuercas con autocontrol de par de apriete o de precarga (Hi-lok / Hi-lite), el apriete se realizará con herramientas dinamométricas. La Tabla 2.4 establecen el rango de apriete aplicable a las tuercas más utilizadas. De instalarse tuercas Kaynar sólo se emplearán herramientas calibradas y cualificadas, suministradas por el fabricante. En todos los casos, será necesario el empleo de arandelas cuando se utilicen tuercas totalmente roscadas hasta la base.

Tabla 2.4 Pares de apriete para remaches tipo Hi-lok [56].

REMACHE		CORTADURA	TRACCIÓN	
TUERCAS		HL94 MS 21042-L KFN 305 MS 21043 y similares	HL86 y similares	NAS 1726 NAS 1727 NAS 1805 KFN 305
TAMAÑO ROSCA (Ø nominal)	DIAMETRO REMACHE (mm)	PARES DE APRIETE (in-lb)		
# 8-32 (.1640-32 UNJC)	4,0 (-5)	15 – 25	30 - 40	25 - 35
# 10-32 (.1900-32 UNJF)	4,8 (-6)	25 – 35	40 - 50	30 - 40
# 1/4-28 (.2500-28 UNJF)	6,4 (-8)	60 – 80	115 - 130	80 - 90
# 5/16-24 (.3125-24 UNJF)	8,0 (-10)	130 – 160	200 - 250	150 - 200
# 3/8-24 (.3750-24 UNJF)	9,5 (-12)	200 – 240	360 - 420	260 - 360
# 7/16-20 (.4375-20 UNJF)	11,1 (-14)	270 – 330	525 - 675	390 - 480
# 1/2-20 (.5000-20 UNJF)	12,7 (-16)	370 – 430	725 - 1000	640 - 800
# 9/16-18 (.5626-18 UNJF)	14,3 (-18)	500 – 575	1000 - 1150	740 - 1000
# 5/8-18 (.6250-18 UNJF)	15,8 (-20)	625 – 700	1350 - 1550	800 - 1000

Está autorizado el uso de arandelas NAS 1149, NAS 620 o equivalentes, de acero inoxidable o aleación de titanio, para los siguientes fines:

- Conseguir el apropiado espesor total de ensamblaje.
- Evitar pares galvánicos.
- Aplicación de altos pares de apriete.
- Evitar daños de instalación.

Cuando se den las circunstancias de los apartados a) y b) se aconseja el empleo de las arandelas planas con diámetro exterior reducido (NAS 620).

De no encontrarse disponible el remache apropiado para el espesor a ensamblar, se permite instalar el inmediatamente superior en longitud. En este caso, se podrá suplementar hasta un máximo de 1.6 mm utilizando una o dos arandelas planas.

Las arandelas se colocarán en el lado de la tuerca, y serán de acero inoxidable pasivado o de aleación de titanio, para contactos con estructura de fibra de carbono o de titanio y de acero inoxidable cadmiado para contactos en superficies de aluminio.

2.4.2.2 Requisitos de calidad del remache instalado

En la inspección del remache, se tendrá en cuenta lo siguiente:

a) Los taladros

Es necesario verificar la exacta preparación del taladro receptor en cuanto:

- Su diámetro, conicidad, perpendicularidad, acabado superficial y daños de mecanizado (calentamientos, delaminaciones, rebabas, etc.).
- Excentricidad y angularidad del avellanado.
- Chaflán entre el taladro y la zona de asentamiento de la cabeza del remache.
- Protección de los mismos.

b) Espesor total del ensamblaje

Para que el cierre de los remaches sea adecuado es necesaria la verificación previa del espesor total de ensamblaje (incluidas las arandelas si son utilizadas). El espesor obtenido se ajustará al rango que permite el guión (1/16" o 1/32") del remache.

c) El empleo de las arandelas

d) Acabado dimensional del cierre del remache

El acabado dimensional de la cabeza plana, que se muestra en la Figura 2.18, será de un diámetro $D \approx 1.5d$ y una altura $H \approx 0.5d$, donde d es el diámetro nominal del remache instalado. Las dimensiones mínimas aceptables serán de $1.3d$ y $0.3d$ respectivamente.

e) Grietas

La inspección de grietas se realizará visualmente sobre los cierres de los remaches no ciegos (collarines, tuercas, cabezas formadas, etc.). No es aceptable ningún tipo de grieta.

f) Las posibles holguras

No es aceptable ninguna holgura entre las piezas remachadas por la que se pueda alcanzar mediante galgas la caña del remache. La evaluación de una posible holgura se aprecia en la Figura 2.19.

g) Las huellas en la cabeza del remache

Se aceptan huellas en las cabezas de los remaches instalados con interferencia, en componente metálico, siempre que no excedan de una profundidad de 0.13 mm, no sean entalladas o muescas y que la zona de protección superficial dañada sea inferior al 10% de la superficie de la cabeza.

h) El hundimiento o el resalte máximo de la cabeza avellanada y su concavidad

Las máximas desviaciones en resalte o hundimiento para las cabezas avellanadas de los remaches con respecto a la superficie de la unión remachada serán de 0.076mm en resalte y hundimiento en remaches ciegos, y otros remaches de 0.254mm en resalte y 0.127mm en hundimiento. Para las superficies aerodinámicas, prevalecerán los requisitos aplicables para cada tipo de avión [57].

2.4.3 Atornillamiento

Para asegurar una vida satisfactoria de los tornillos utilizados en estructuras primarias de avión, y como consecuencia de los altos esfuerzos y resistencia a la fatiga que han de soportar, es primordial la forma de rosca, el radio de acuerdo en el fondo y la dirección de grano del material. La forma de rosca básica utilizada en aplicaciones aeronáuticas es la de 60° especificada en la norma MIL-S-7742, que no especifica radio de la raíz del hilo.

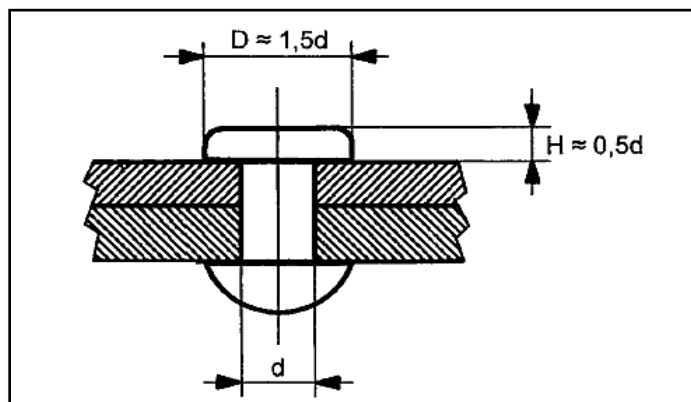


Figura 2.18 Cabeza de cierre plana [57].

La MIL-H-7838, especifica el radio mínimo de raíz y se lamina después del tratamiento térmico, con lo que se crea un flujo para la dirección del grano que contornea el perfil de la rosca. Mejores características proporciona aún la MIL-S-8879 que especifica para roscas obtenidas por laminación en frío con un radio de fondo más grande evitando la aparición de grietas o inclusiones, que tienen efectos perniciosos en la resistencia a la fatiga. En la Figura 2.20, se realiza una comparación entre las roscas, también puede observarse la concentración de esfuerzos en la zona del fondo de la rosca. El mismo cuidado se presta al radio de acuerdo entre el vástago y la cabeza del tornillo [23].

2.4.3.1 Instalación

Es importante el no apretar de más o la falta de apriete de un perno o la tuerca unido a un perno. Un par bajo o una falta de apriete da como resultado un desgaste excesivo de los equipos, así como las partes que se ensamblan. Apretar demasiado puede causar demasiada tensión en el tornillo o la tuerca. La mejor forma de evitar este problema es utilizar las herramientas dinamométricas. La norma AC43-13 presenta una Tabla de valores de par para pernos y tuercas, la cual se muestra en la Tabla 2.5 [58].

Ciertas prácticas aceptadas prevalecen sobre la instalación de estos elementos en estructuras aeroespaciales. Algunas de las instalaciones de pernos son con respecto a los siguientes puntos:

- a) Para determinar la longitud del perno adecuado, no debe de estar más de un hilo oculto en el interior del agujero.

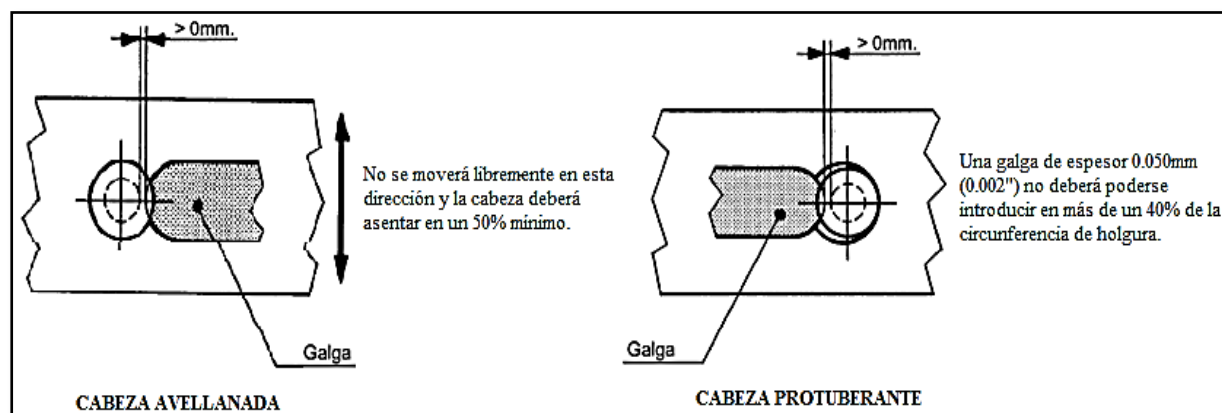


Figura 2.19 Evaluación de la holgura del remache, utilizando galgas [57].

- b) Siempre que sea posible, los tornillos deben ser instalados apuntando hacia atrás y hacia el centro de un avión.
- c) Utilice una llave de torsión siempre que sea posible y determine los valores de par basado en el tamaño del perno.
- d) Asegúrese de que la rosca del tornillo y la tuerca están limpios y secos.
- e) Utilice lubricación, incluso cuando se realice el apriete.
- f) Apretar la tuerca primeramente, cuando sea posible.
- g) Una instalación típica incluye un perno, una arandela y una tuerca.
- h) Si el tornillo es demasiado largo, un máximo de tres arandelas pueden ser utilizadas.
- i) Si sobresalen más de tres hilos de la tuerca, el perno puede ser demasiado largo y podría estar tocando fondo en la espiga.
- j) Utilice tornillos con tuercas de seguridad sin perforar la fibra. Si utiliza un tornillo perforado y combinación de tuerca de fibra, asegúrese de que no existan rebabas en el agujero perforado que cortar la fibra.
- k) Si el tornillo no encaja bien debe considerar el uso de un perno de tolerancia estrecha.
- l) No corte el perno que es demasiado largo para hacerlo caber en un agujero, ya que a menudo puede debilitar el perno y permitir la corrosión en la zona que se corta [58].



Figura 2.20 Comparación entre roscas mecanizadas y laminadas [23].

Tabla 2.5 Valores recomendados de torque en pernos y tuercas [59].

	Límites de par recomendado para instalación (PERNOS CON CARGA SOBRE TODO EN CORTE)		APRIETE MÁXIMO ADMISIBLE Límite en el torque	
Tamaño de la rosca	Tuercas para tensión MS20365 y AN310 (40,000 PSI en pernos)	Tuercas para cortante MS20364 y AN320 (24,000 PSI en pernos)	Tuercas MS20365 y AN310 (90,000 PSI en pernos)	Tuercas MS20364 y AN310 (54,000 PSI en pernos)
SERIE DE ROSCA FINA				
8-36	12-15	7-9	20	12
10-32	20-25	12-15	40	25
1/4-28	50-70	30-40	100	60
5/16-24	100-140	60-85	225	140
3/8-24	160-190	95-110	390	240
7/16-20	450-500	270-300	840	500
1/2-20	480-690	290-410	1100	660
9/16-18	800-1000	480-600	1600	960
5/8-18	1100-1300	600-780	2400	1400
3/4-16	2300-2500	1300-1500	5000	3000
7/8-14	2500-3000	1500-1800	7000	4200
1-14	3700-5500	2200-3300*	10,000	6000
1-1/8-12	5000-7000	3000-4200*	15,000	9000
1-1/4-12	9000-11,000	5400-6600*	25,000	15,000
SERIE DE ROSCA GRUESA				
8-32	12-15	7-9	20	12
10-24	20-25	12-15	35	21
1/4-20	40-50	25-30	75	45
5/16-18	80-90	48-55	160	100
3/8-16	160-185	95-100	275	170
7/16-14	235-255	140-155	475	280
1/2-13	400-480	240-290	880	520
9/16-12	500-700	300-420	1100	650
5/8-11	700-900	420-540	1500	900
3/4-10	1150-1600	700-950	2500	1500
7/8-9	2200-3000	1300-1800	4600	2700
Los valores de par anteriores pueden usarse para todas las tuercas de acero revestidas de cadmio de la serie de hilo fino o grueso que tienen aproximadamente el mismo número de hilos de rosca y la igualdad de las zonas de cara de apoyo. *Estimaciones de los valores correspondientes.				

2.5 Definición de piezas genéricas

El Diseño para la Manufactura y Ensamble o DFMA, es un procedimiento sistemático que tiene como objetivo el ayudar a las compañías a hacer el mayor uso de sus procesos de manufactura que existen y mantener el número de partes en un ensamble al mínimo [60].

Partiendo del enunciado anterior, se puede definir a la pieza genérica como aquella que se encuentra diseñada de tal forma que mantiene el número de componentes en un ensamble al mínimo (direccionándose para llegar a ser una pieza unitaria) con el fin de simplificar la estructura de la pieza y logrando cumplir (o incluso el mejorar) con las características de operación y resistencia estructural para la cual fue diseñada desde su concepción.

Muchas compañías, como McDonnell Douglas (MDC) se ha dado cuenta que para mantenerse en el mercado de forma competitiva y con ello, reducir costos sin comprometer la calidad del producto, deben seguir esta tendencia. Esto requiere la consideración cuidadosa de los costos de manufactura y ensamble en el proceso de diseño.

MDC ha encontrado que al aplicar el DFA (Diseño para el Ensamble) se reducen partes y remaches, que a su vez reduce las oportunidades de presentarse un defecto. Adicionalmente, al aplicar DFM (Diseño para la Manufactura) al diseño de la estructura, se reduce defectos en sus procesos de manufactura.

2.5.1 Clasificación de piezas en función de su aplicación

McDonnell Douglas aplica el DFMA primeramente al diseño de sus estructuras. Posteriormente, se aplica el DFMA al diseño del sistema (sistemas del tren de aterrizaje, control, electrónico/eléctrico, hidráulico, y sistemas de control del entorno) [60].

En base al criterio de análisis anterior, se puede definir la clasificación de las piezas en función de su aplicación en la aeronave en:

- Piezas Estructurales.
- Piezas del Sistema.

2.5.2 Procedimiento del diseño de elemento ensamblado y pieza unitaria

La estrategia comercial del diseño de la aeronave está en constante evolución. Esto ha sido impulsado inicialmente por los temas aeronáuticos clásicos, pero recientemente se está orientando al cliente a diseñar estrategias que tengan en cuenta problemas de DFMA con el objeto de minimizar los costos de producción sin sacrificar la integridad del diseño y las especificaciones. Metodologías de fabricación, montaje y otros conceptos se facilitan con las herramientas del DFMA. El diseño para la facilidad de montaje se puede mejorar en las áreas de la eficiencia de los ensambles y la calidad del producto.

2.5.2.1 Consideraciones de Manufactura.

El proceso IPPD (Producto Integrado y Desarrollo de Procesos) continúa evolucionando para las tendencias de diseño orientadas al cliente con el fin de minimizar los costos de propiedad sin sacrificar la integridad, rendimiento, calidad, fiabilidad, seguridad y facilidad de mantenimiento. La reciente crisis económica exige generales e importantes medidas de reducción de costos, afectando gravemente a la industria de la aviación comercial. En este clima económico, las funciones de fiabilidad, facilidad de mantenimiento, reciclado, etc., son dependientes del diseño y fabricación de procesos.

Las consideraciones de diseño no deben imponer dificultades para su fabricación. La forma aerodinámica asociada y los conceptos de diseños estructurales, deben de facilitar la fabricación partes, su montaje, intercambiabilidad mejorada, y así sucesivamente. Los artículos deben ser seleccionados para la integración del sistema eficiente y rentable que conduce a una mejor fiabilidad y capacidad de mantenimiento durante la vida útil de las aeronaves.

2.5.2.2 Diseño para la Manufactura y Ensamble

Como un producto complejo, un avión se construye de múltiples elementos. La montabilidad, como una medida de la relativa facilidad de montaje del producto, desempeña un papel prominente para productividad. A continuación se presentan los principales objetivos de DFMA, que reducen número de componentes y el tiempo de montaje:

- Mejora de la eficiencia de la fabricación de piezas individuales.
- Mejora de la eficiencia del conjunto.
- Mejora de la calidad del producto.
- Mejora de la rentabilidad de montaje del sistema.
- Mejora del ambiente de trabajo en el sistema de montaje.
- Producto de utilidad para satisfacer las necesidades del cliente de.
- Importancia relativa de las necesidades se satisfacen.
- Disponibilidad del producto en relación a cuando se necesita.
- Mejor costo de propiedad para el cliente.

2.5.2.3 Prácticas de Manufactura

Dependiendo de la filosofía de fabricación, plantillas y dispositivos (herramental de sujeción y posicionamiento) necesitan ser diseñados para el tipo de herramientas previstas para la fabricación de piezas y montaje. Las plantillas y accesorios son especiales para la fabricación de dispositivos de sujeción rápida para la fabricación de la pieza de trabajo preciso y montaje de las piezas. Naturalmente, el diseño de la plantilla y el dispositivo comienza en las fases tempranas de un proyecto, junto con la planificación de la instalación y el diseño de procesos. Esto puede ser costoso, requiriendo costos adicionales de lanzamiento de producción, sin embargo, hay un retorno de la inversión en el ahorro de costos laborales cuando comience la producción. La inversión.

Se debe de tener en cuenta siete de muchas técnicas de para mejorar las prácticas de manufactura que contribuyen a las prácticas del DFMA. La idea básica de las siete técnicas utiliza una fabricación moderna y la filosofía de utillaje, alejándose de los procedimientos manuales de procesamiento digital, donde la mayoría de las tareas se realizan. Los métodos modernos hacen un amplio uso de CAD, CAM, y Planificación de Procesos Asistido por Computadora (CAPP) para garantizar un alto nivel de precisión y productividad.

- **Montaje sin plantillas.** El montaje sin plantillas es un enfoque para reducir los costos y aumentar la flexibilidad de los sistemas de herramientas para la fabricación mediante la minimización de plantillas para productos específicos, accesorios y herramientas. Durante la fase de desarrollo, los costos de herramientas son altos y en consecuencia, el ahorro en este aspecto de la fabricación de aviones son significativas y su impacto en el tiempo del concepto al mercado también. El montaje sin plantillas no significa el montaje sin herramientas, sino que significa la erradicación, o al menos la reducción de las plantillas. Aparatos simples todavía pueden ser necesarios para mantener las piezas durante las operaciones específicas, pero otros métodos se están encontrando para localizar correctamente las partes con relación a otra. Las técnicas de montaje se simplifica utilizando agujeros de precisión posicionando en los paneles y otras piezas de la estructura de auto-localización; aquí, las piezas sirven como plantillas. Este proceso es conocido como el montaje determinante.

- **Utillaje suelto.** Dentro de la industria de fabricación de fuselajes, en general se acepta que aproximadamente el 10% de los costos de fabricación globales para cada célula se puede atribuir a la fabricación y mantenimiento de dispositivos de montaje y accesorios. La filosofía tradicional requiere que la calidad deseada de la estructura acabada debe ser incorporado en el utillaje. El utillaje debe ser calibrado periódicamente para asegurar la calidad de construcción. Una filosofía alternativa utillaje suelto, fue concebido para reducir los costos de herramientas y mejorar la calidad de construcción. Este enfoque prevé futuros componentes de fuselajes diseñado con características de localización integrales incorporados con los datos de posición que transfiere al ensamble. Esto permite la medición en proceso y ayuda en el servicio de reparaciones. También puede ser posible diseñar una estructura aeroespacial con rigidez propia suficiente, permitiendo que el conjunto de herramientas que se reduce a una estructura de soporte simple, reutilizable, y reconfigurable.
- **Herramienta sin calibración.** Esto se consigue utilizando un sistema de teodolito unido a través de un procesador central. La geometría coordinada, que se obtiene directamente del CAD, se utiliza para establecer los puntos de referencia para cumplir con la construcción, la interfaz y los requisitos de intercambiabilidad. La herramienta sin calibración se requiere para la fabricación y la inspección periódica del proceso de montaje.
- **Ensamble en línea.** Esto proporciona un montaje progresivo y equilibrado secuencia de construcción, utilizando el número máximo de subconjuntos en un entorno de tipo celular, lo que mejora la capacidad de intercambio.
- **Remachado automático.** El montaje es primero de remaches fijos en la plantilla y luego traslada a la máquina automática. Esto mejora la productividad y la precisión; por lo tanto, los impactos sobre la calidad de un error humano se reducen al mínimo. La mano de obra comprometida también se reduce.
- **Abrir el margen de tolerancia a la superficie aerodinámica.** La lisura superficial de las aeronaves es unos requisitos aerodinámicamente impulsado con una tolerancia de fabricación más estricta para minimizar el arrastre. Dejar los estudios entre la

tolerancia de superficie y el aumento resistencia aerodinámica puede reducir los costos de fabricación.

- **Six Sigma y metodologías de apoyo.** Un importante marco en el que las técnicas DFMA deben llevarse a cabo es el de la ingeniería concurrente que se centra en la mejora del proceso de desarrollo de productos, concentrándose en la fase de diseño del ciclo de vida completo de un producto. Manejo estrategias como el Diseño para Six Sigma (DFSS) como la eficaz gestión de personal se debe considerar si las mejoras se deben hacer en el montaje del sistema por rentabilidad. DFMA debe reforzar la actividad del equipo en todas las fases del proceso de diseño, asegurando así que los conocimientos técnicos de los participantes es utilizado con éxito, lo que es una herramienta de gestión.

Las decisiones tomadas durante el diseño del producto tienen un impacto importante en el precio, defectos, y tiempo de ciclo. De hecho, alrededor del 70% del costo de producción se bloquea durante el proceso de diseño. DFMA ayuda a reducir la complejidad de los productos a través de la minimización de las partes y los recuentos de fijación, montaje y tiempo de fabricación y costos de materiales. Además, aplicando el DFMA se reduce el potencial de defectos. Un diseño robusto, con tolerancia estadística, geométrica dimensionado y con tolerancias, en realidad ayudar a reducir los defectos. Una mejor comprensión de DFMA en la reducción del costo de producción requiere estudios detallados en la selección de materiales y capacidades diferentes de proceso.

2.5.2.4 Consideraciones de Diseño

Las consideraciones de diseño se clasifican en cuatro categorías. Deben proporcionar a los diseñadores con información completa del producto en las fases de diseño conceptual en base a su experiencia y nivel de tecnología.

Se abordarán las consideraciones de diseño de la segunda categoría, que es de consideración para el tema de estudio.

- **Categoría I: Tecnología basada en Consideraciones de Diseño.**
- **Categoría II: Consideraciones de Diseño basados en Manufactura.**
- **Diseño para Fabricación.** El estudio de compensación se refiere al proceso apropiado requerido para la fabricación de partes, incluyendo la selección de costo-

material, el proceso de selección, el uso de máquinas de control numérico, las partes en común, y consideraciones de modularidad para facilitar el montaje. Una cuestión clave en la fase de diseño conceptual es un bajo recuento de piezas para reducir el tiempo de montaje. El menor número de componentes puede no ser el método menos costoso.

- **Diseño para el Ensamble.** Se refiere a la menor cantidad de horas-hombre requeridas para ensamblar las piezas. Las prácticas tradicionales de montaje de aviones incluye numerosos componentes y una estructura organizativa compleja en la ingeniería, la logística y disciplinas de gestión. Esto da lugar a un uso ineficiente de superficie útil de fábrica, y la calidad se ve comprometida debido a las operaciones innecesarias y sujetadores necesarios para unirse a las partes acopladas. El DFA minimiza los costos de fabricación mediante la optimización de los métodos de ingeniería utilizando las mejores prácticas innovadoras, técnicas de plantillas y el diseño de herramientas así como un método de montaje manual o computarizado. La configuración del producto y el diseño detallado de las partes son importantes en el proceso de montaje.
- **Diseño para la Calidad.** El cumplimiento de los requisitos de especificación es esencial en el control de calidad. Un ejemplo es el cumplimiento de los requisitos de suavidad de la superficie aerodinámica a través de especificaciones de tolerancia de superficie en el montaje final de los componentes. En la actualidad, muchos problemas de calidad se abordan en la etapa de diseño post-conceptual, sino que debe avanzar a la fase de diseño conceptual.
- **Categoría III: Consideraciones de Diseño sobre la Gestión.**
- **Categoría IV: Consideraciones de Diseño sobre la Operación [61].**

CAPÍTULO 3 - Marco Experimental

Introducción

En este capítulo se presenta la metodología de trabajo que definió el procedimiento a seguir para la experimentación del elemento genérico (unitario y ensamble), la cual fue retroalimentada a través de la caracterización previa con una probeta normalizada ASTM, la cual, se sometió a diversas etapas, que van desde el uso de las herramientas del Método de Elemento Finito, hasta las pruebas físicas pertinentes, con la validación del proceso por parte de la Empresa Aeroespacial. El proceso se soportó en la normatividad y estándares que son propios para la etapa experimental y algunas consideraciones que se utilizan en el proceso de manufactura y ensamble de elementos aeroespaciales.

3.1 Diagramas de la Metodología de Trabajo y Experimental

Es importante el iniciar este capítulo con el diagrama esquemático que muestra la metodología con la cual se trabajó para llegar a la parte experimental. La Figura 3.1 muestra dicho diagrama, donde se puede apreciar la bifurcación derivada del análisis de los dos elementos estructurales (unitario y ensamblado) que representan al componente genérico de aplicación aeroespacial, siendo evidente un incremento de pasos en la línea que corresponde al elemento fabricado por ensambles.

La Figura 3.2 muestra el diagrama esquemático de la metodología de la experimentación, que comprende las pruebas y análisis estructurales que inician con un proceso de caracterización del material, hasta las pruebas que fueron detonantes para las conclusiones finales.

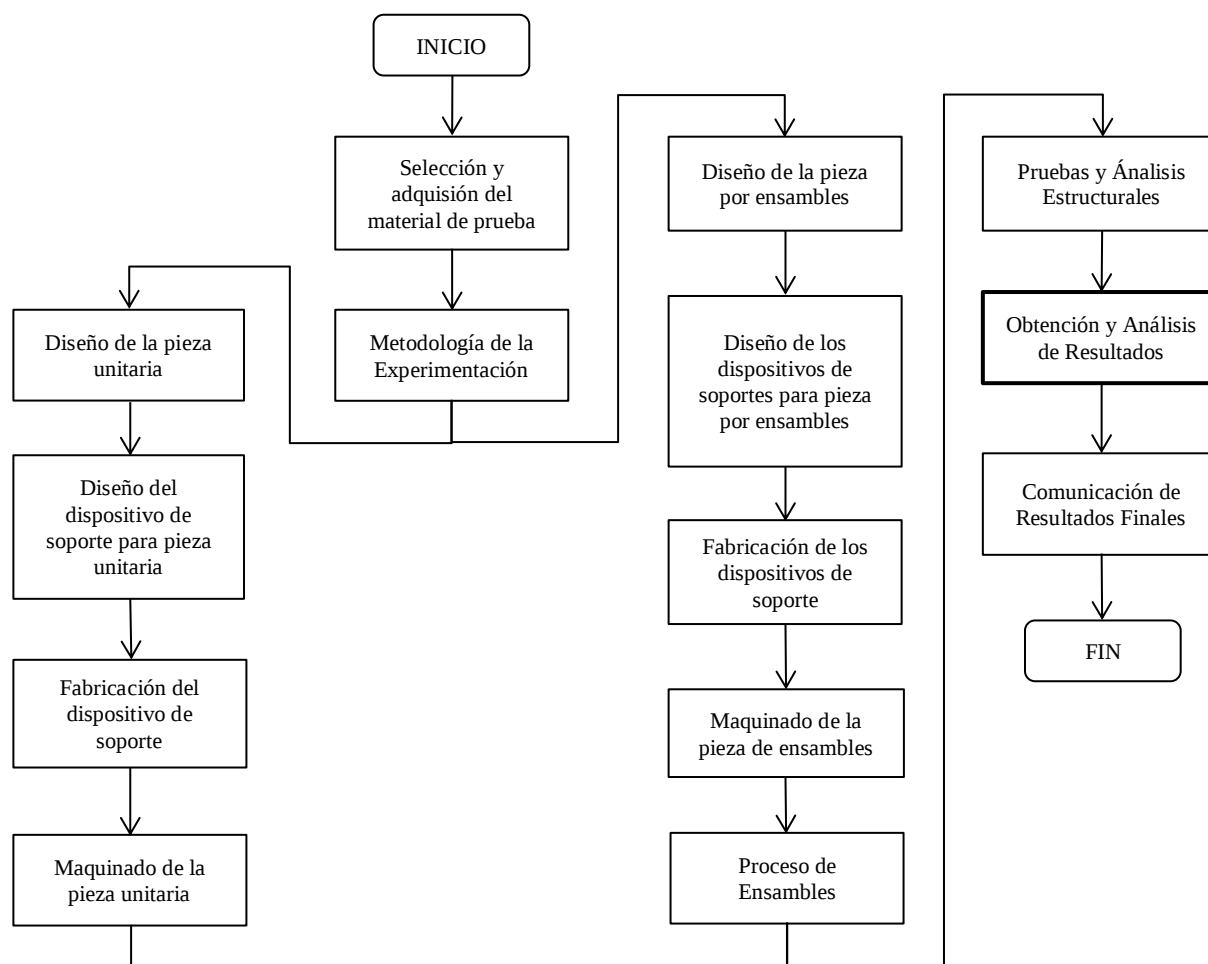


Figura 3.1 Diagrama esquemático de la Metodología de Trabajo.

3.2 Materiales de Trabajo

El primer paso para la realización de los trabajos experimentales es definir tanto los materiales a utilizar como la geometría y dimensiones de los especímenes. En primer lugar se optó por el Aluminio 6061 T6, ya que es un material ampliamente utilizado en la industria aeroespacial. En el tema 2.1.3 del Capítulo 2, se presentan las propiedades mecánicas como características de este material, entre las que destacan, su maquinabilidad.

Para la parte la fabricación de los ensambles, se utilizó elementos de sujeción convencionales, ya que este trabajo de investigación está enfocado en el análisis de la pieza estructural ensamblada y no en la evaluación del elemento de sujeción, además que, no existe gran disponibilidad de los elementos de sujeción de aplicación aeroespacial en el mercado.

El material requerido para las pruebas físicas (galgas extensiométricas como elementos para su instalación), se encuentra en el apartado 3.8 de este Capítulo, ya que corresponde a la preparación de las piezas para someterlas a flexión.

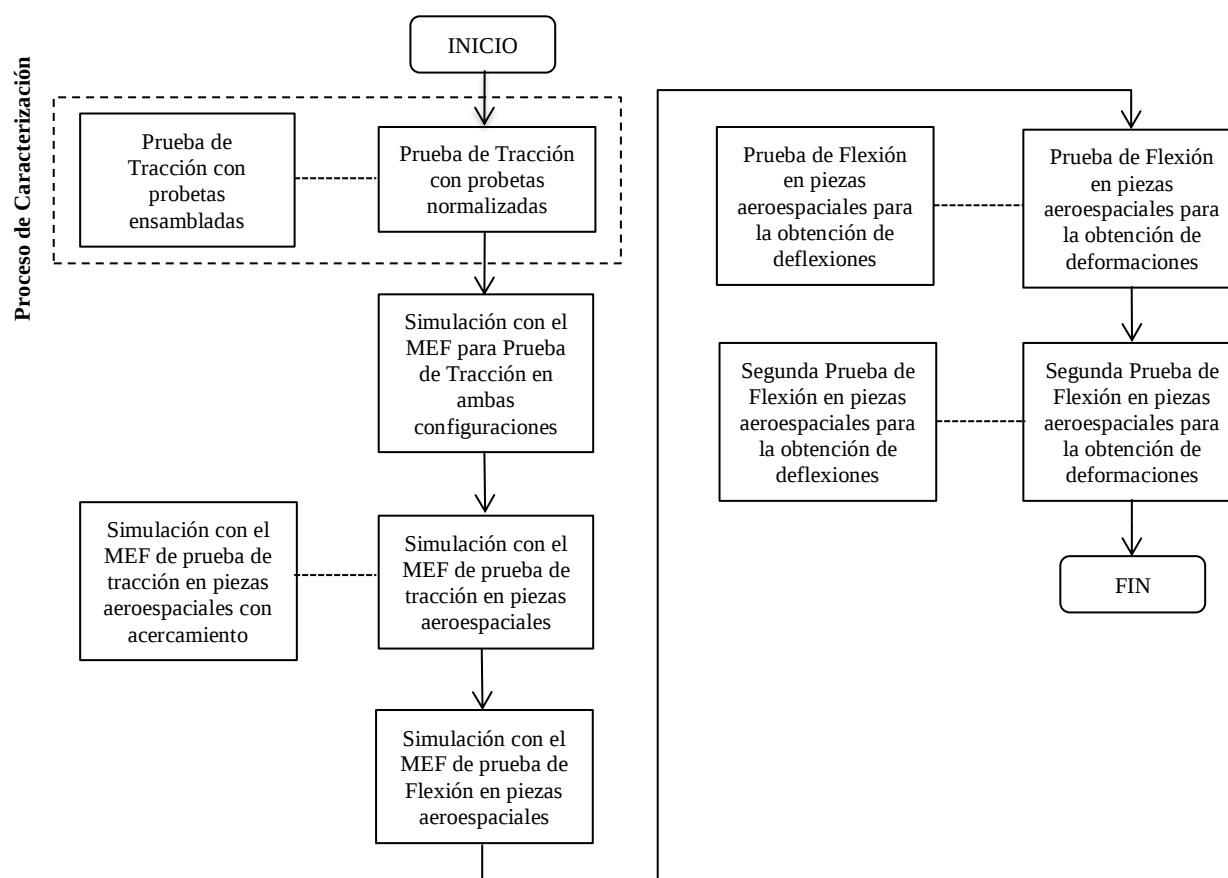


Figura 3.2 Diagrama esquemático de la Metodología Experimental.

3.3 Proceso de Maquinado y Ensamble

Para la parte que corresponde al Proceso de Fabricación de las piezas de análisis, se utilizó una maquina CNC de 3 ejes, debido a que las piezas experimentales no tienen geometrías complejas y cavidades (las cuales no pudieran completarse por el poco alcance de la herramienta de corte), pudiendo fabricarse perfectamente en un sistema de 3 ejes. El hecho de que las piezas experimentales fueran candidatas a este proceso, es porque se generalizó el diseño original de la pieza de aplicación aeroespacial por políticas de confidencialidad, dando como consecuencia, la simplificación de su manufactura. Adicionalmente, la fabricación de las probetas normalizadas y de las probetas ensambladas con la misma geometría a las normalizadas, siguen un perfil ASTM que simplifica por mucho su proceso de fabricación.

Cabe mencionar, que antes de fabricar las piezas genéricas de aplicación aeroespacial, se diseñaron y fabricaron dispositivos de sujeción y posicionamiento, que fueron necesarios para el montaje y maquinado de cada pieza experimental. La fabricación de dichos dispositivos fue utilizando aluminio 6061 T6.

En la sección 4.1 del Capítulo 4 se hace mención a los tiempos requeridos para la Producción y Manufactura de las piezas experimentales unitarias y ensambladas, donde se muestra un comparativo, tomando como referencia, el proceso utilizado en este trabajo.

3.4 Pieza de Empresa Aeroespacial

Se realizó un programa de estancias en la Empresa Aeroespacial (EA), donde se pudo conocer sobre los nuevos proyectos que están realizando en esta temática, así como los procesos de diseño y manufactura que manejan, donde la gerencia de maquinado sugirió una pieza que actualmente fabrican por ensamble y se tiene el proyecto de realizarla por maquinado unitario.

Se trata de un elemento estructural ubicada en la sección del cuerpo del avión cercana a la cola y entre la ubicación de las turbinas del avión privado, como se aprecia en la Figura 3.3. Esta es constituida de 3 piezas de aluminio de misma aleación los cuales dos de ellos (elementos secundarios de refuerzo) son remachados en el cuerpo del tercero (primario).

El proceso de manufactura básicamente consta de la instalación de la pieza principal en un herramental de sujeción y posicionamiento, para posteriormente colocar las otras piezas y unir las a través de remaches. Se utilizan 46 remaches de 0.125 in para cada pieza secundaria. Al finalizar los ensambles, se hace 5 barrenos sobre el cuerpo de cada pieza secundaria, de un diámetro de

aproximadamente 0.500 in, con un margen de tolerancia mínimo. En base a comentarios del personal de manufactura, indican que es una práctica común el retrabajo de la pieza en la fase de barrenado. Dicho proceso de retrabajo consta de hacer un injerto de material, lo cual requiere hacer un barreno mucho mayor al deseado, posteriormente colocar el material nuevo en la sección barrenada, y unir por soldadura. La pieza se puede apreciar en la Figura 3.4, la cual ha sido modificada por cuestiones de políticas de confidencialidad de la EA.

3.5 Cargas presentes en el fuselaje de una Aeronave.

Similar al ala, el fuselaje tiene muchos trabajos que hacer además de ser el cuerpo de la aeronave: transporta carga; es el enlace de interconexión entre las otras unidades principales estructurales; alberga a los motores (que ejercen un peso considerable, empujes y momentos de torsión (fuerzas) en él; se conecta al tren de aterrizaje y recibe las cargas asociadas que le ha transmitido; entre otras funciones.

Cuando los aviones vuelan a gran altura (como 35,000 pies en el caso de los aviones comerciales de largo recorrido), se vuelven más eficientes en combustible. Sin embargo, a tales alturas, los pasajeros y la tripulación les resultarían incómodo, o incluso imposible sobrevivir. Con el fin de hacer que el entorno fuselaje más cómodo, se emplea la presurización del fuselaje. Aquí es donde el volumen de aire dentro del fuselaje es presurizado para simular una altitud mucho más baja de alrededor de 2,400 metros (8,000 pies) de aviones comerciales [62].

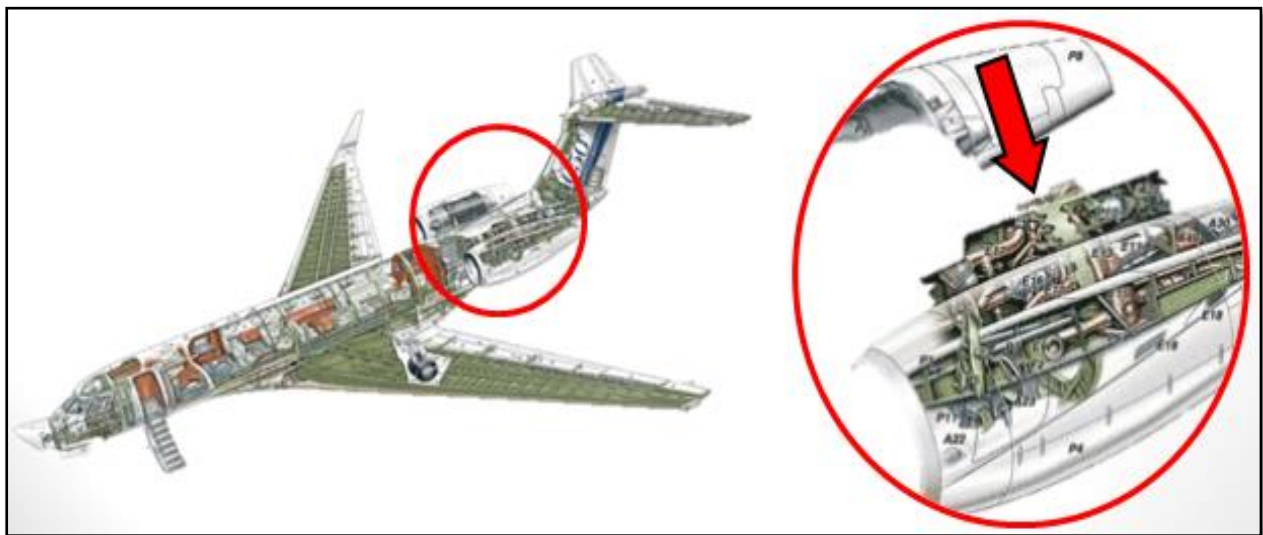


Figura 3.3 Ubicación de pieza propuesta en el avión privado.

La presurización crea dos tensiones principales en una carcasa cilíndrica, como se muestra en la Figura. 3.5, y en general, las normas de diseño del fuselaje son:

- Supuestos de simplificación generalmente hace que la piel soporte las cargas de presión sin el beneficio de los largueros o anillos. El efecto de Poisson opera para reducir el grado de aproximación de los anteriores, sin embargo, el panel almohadillado o acolchado puede crear tensiones de flexión adicionales a través de líneas de remaches por rigidez anular en el larguero.
- Para impedir el fallo por fatiga en piezas principales, los fuselajes actuales se limitan al esfuerzo circunferencial de área bruta que destaca de entre 12,000 y los 14,000 Psi en el nivel de presión de funcionamiento nominal. Esto corresponde a aproximadamente el 20% de la resistencia del material, en base a las cargas de esfuerzo circunferencial.
- El material laminado 2024-T3 por lo general se especifica para el material de revestimiento del fuselaje porque su fatiga permisible es tan buena como la más fuerte y su resistencia a la rotura es superior.

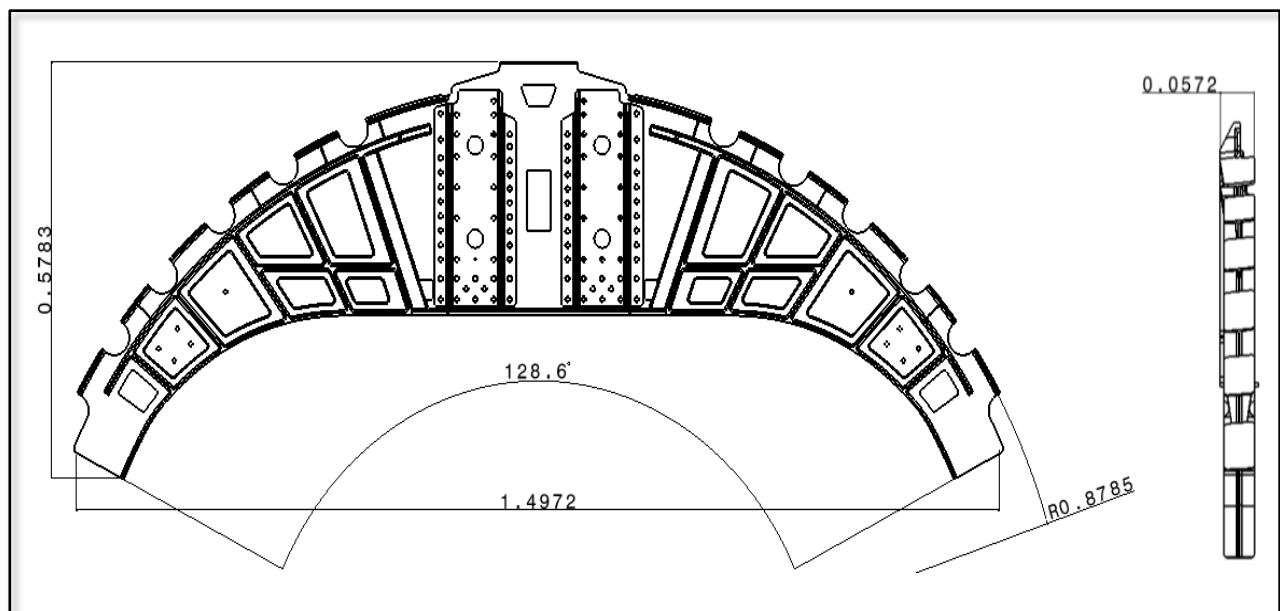


Figura 3.4 Pieza aeroespacial genérica (metros).

- Para recortes considerables, los esfuerzos y deformaciones correspondientes en esquinas son controlados principalmente por el radio de la esquina y la estructura del fuselaje bruto.
- El remachado adyacente a un borde de corte debe tener suficiente distancia al borde para reducir la composición de los factores de concentración de esfuerzos.
- Se debe hacer una evaluación cuidadosa de la colocación de la estructura de refuerzo. El exceso de voladizo de la piel de los marcos y largueros puede permitir pandeo de las esquinas de compresión con el consiguiente aumento en la transferencia de esfuerzo a las esquinas, y el aumento de las tensiones superficiales de las hebillas.
- Todas las condiciones de carga deben ser consideradas cuidadosamente al elegir las condiciones críticas. Los esfuerzos de presurización se combinan con maniobras de vuelo y ráfagas, y los esfuerzos en las esquinas de recortes se combinan algebraicamente.
- La apertura de la puerta en el exterior requiere de una mayor atención a los mecanismos de bloqueo positivo. El diseño de la puerta de tipo plug se prefiere con bloqueo de enchufe [63].

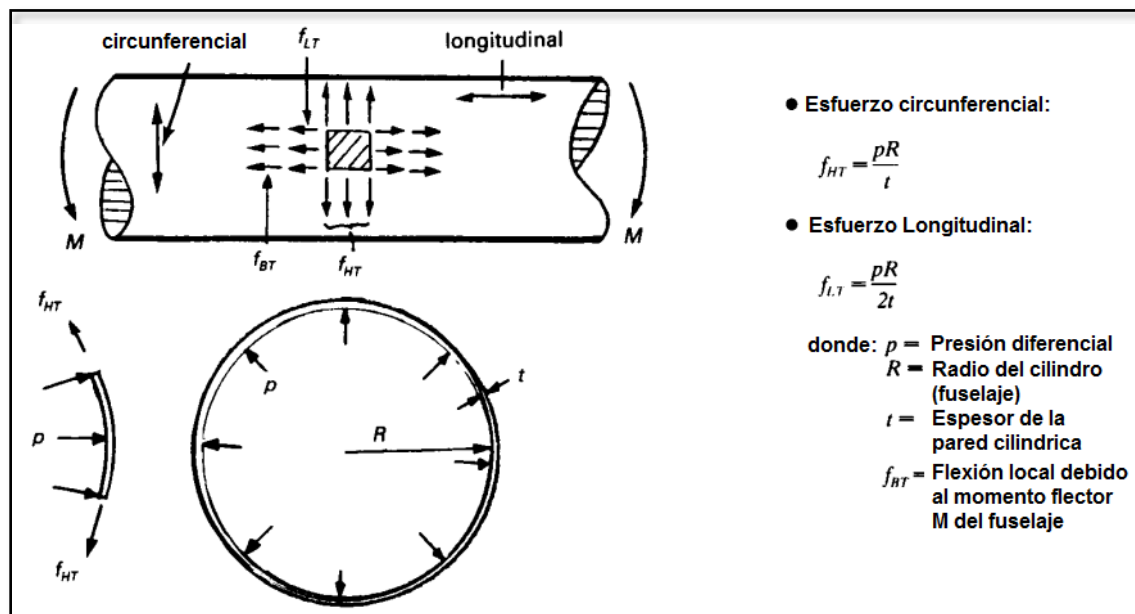


Figura 3.5 Esfuerzo en la carcasa del fuselaje debido a la presión de la cabina [63].

Como se mencionó anteriormente, en el fuselaje se forma un enlace estructural entre las alas y la unidad de cola. Tiene que mantener todo en la posición y el ángulo correcto, y ser capaz de resistir las cargas que todos ellos imponen a él, las cuales se muestran en la Figura 3.6 que incluyen: empuje del motor (de propulsión de la aeronave), ascenso generado de las alas, arrastre generada por la estructura del avión (ya que se mueve a través del aire), peso del fuselaje delantero, motores, unidad de cola y el fuselaje de popa, la presión interna debido a la presurización de la cabina y la fuerza de la cola hacia abajo generada por el plano de cola. Así que todas estas fuerzas están actuando a la vez (otro problema estructural difícil para el diseñador de aviones) [62].

3.5.1 Condiciones de Operación de Pieza Aeroespacial.

En base a su ubicación y tomando como referencia el diagrama mostrado en la Figura 3.6 se puede afirmar que las cargas que se encuentran presentes en la pieza son el peso de turbinas, la presurización y la fuerza de arrastre derivada del empuje de las turbinas. La pieza aeroespacial está instalada en un avión privado que cuenta con dos turbinas Rolls-Royce® BR725, que generan una fuerza de empuje de 16,900 lb y un peso de 4,912 lb por unidad [64].

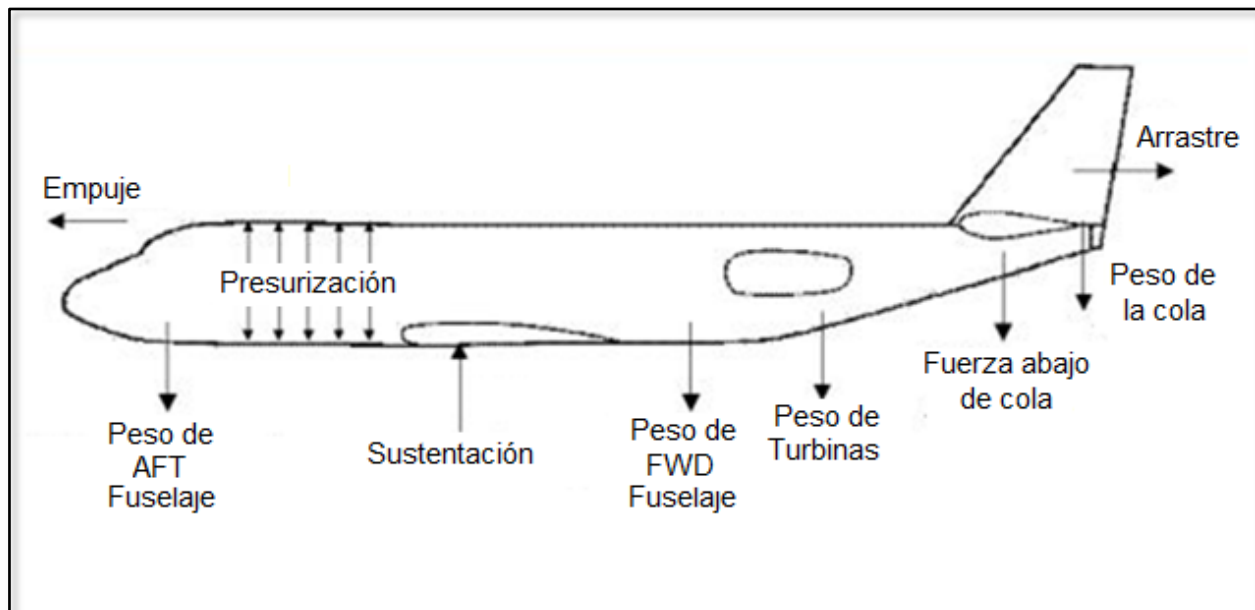


Figura 3.6. Cargas presentes en el fuselaje de la aeronave [62].

La presurización depende de la altitud de vuelo y el confort deseado por los ocupantes. Recordemos que la presurización genera esfuerzos longitudinales y circunferenciales que son combinados a las condiciones en tierra y vuelo. Cuando los motores funcionan a plena potencia, por ejemplo, durante el despegue, las altas cargas axiales que actúan a través del motor deben reaccionar a los soportes de empuje del motor. Los soportes de empuje del motor son generalmente desplazados desde a lo largo y a través del centro longitudinal del motor, generando los momentos de flexión por el desplazamiento [65].

Para garantizar la transmisión de la carga, el montaje del motor comprende una estructura rígida con frecuencia formada por el conjunto de los largueros superiores e inferiores y de dos paneles laterales unidos entre sí a través de las costillas transversales. Además, el motor de montaje está provisto de un sistema de montaje intercalado entre el motor de turborreactor y la estructura rígida de la montura del motor. Este sistema comprende, al menos, dos puntos adjuntos del motor, generalmente una fijación delantera y una en la popa [66]. La Figura 3.7 muestra el montaje de la turbina, donde se aprecia una pieza similar a la de objeto de estudio.

Por todo lo anterior, se considera que de las condiciones descritas anteriormente, la fuerza de arrastre derivada del empuje de las turbinas es la más significativa para el elemento de estudio y que los elementos estructurales cercanos al montaje de las turbinas debe tener un comportamiento rígido.

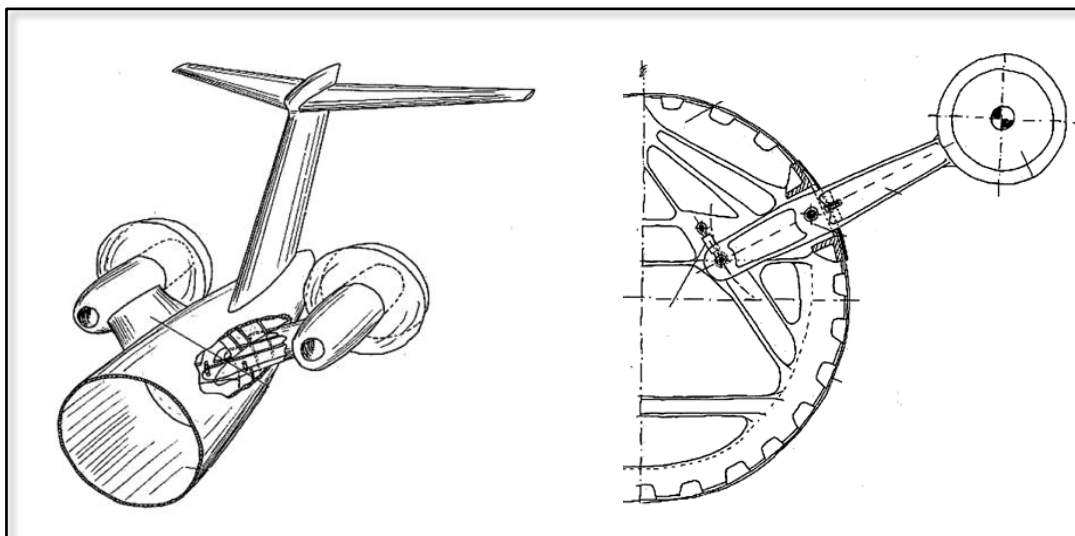


Figura 3.7. Montaje de turbina en estructura aeroespacial [67].

3.6 Dispositivos Experimentales

3.6.1 Mediciones con Strain Gages

El strain es la cantidad de deformación de un cuerpo debida a la fuerza aplicada sobre él. En términos matemáticos, el Strain (ϵ) se define como la fracción de cambio en la longitud del cuerpo, como se demuestra en la Figura 3.8. 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 3.8, 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). El radio de Poisson para el acero, por ejemplo, va de 0.25 a 0.3.

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 un strain gage. Supongamos que una pieza de prueba sufre un esfuerzo de 500 $\mu\epsilon$. Un strain gage con un factor de galga de 2 mostrará un cambio en su resistencia eléctrica de 0.1%. Para una galga de 120 Ω , es un cambio sólo de 0.12 Ω .

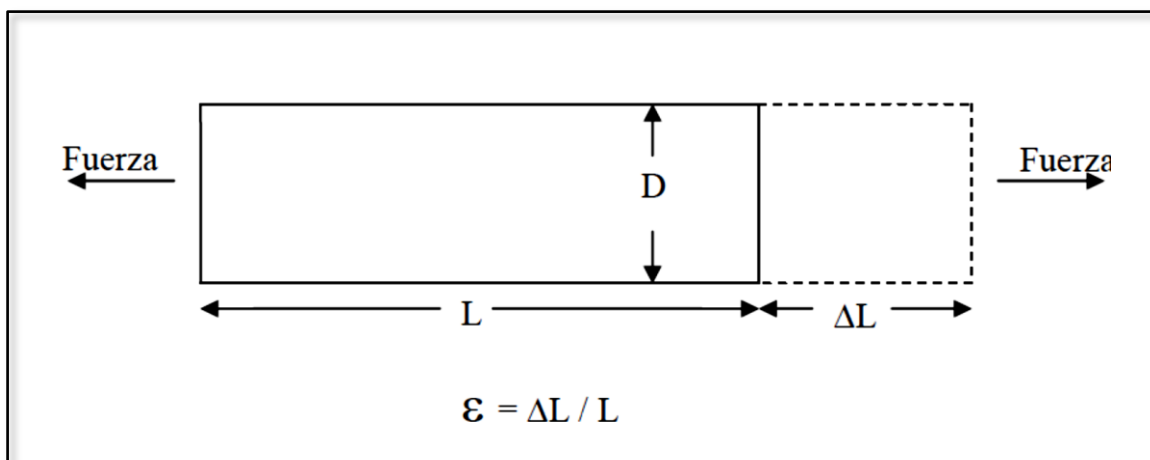


Figura 3.8 Definición de strain gauge [68].

Para medir cambios tan pequeños de resistencia y compensar la sensibilidad térmica, los strain gages son casi siempre utilizados en configuración de 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. La Figura 3.9 muestra el voltaje de salida del puente.

Cualquier cambio de resistencia sobre cualquier brazo del puente, resultará en una salida del voltaje no nula. Por lo que si reemplazamos R_4 con un strain gauge activo, cualquier cambio en la resistencia del strain gauge causará el desbalance del puente y producirá una salida no nula proporcional al esfuerzo.

3.6.2 National Instruments NI PXI-1045

National Instruments es una empresa pionera y líder en la tecnología de la instrumentación virtual, con un concepto revolucionario que ha cambiado la forma en que la ingeniería y la ciencia ya que 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).

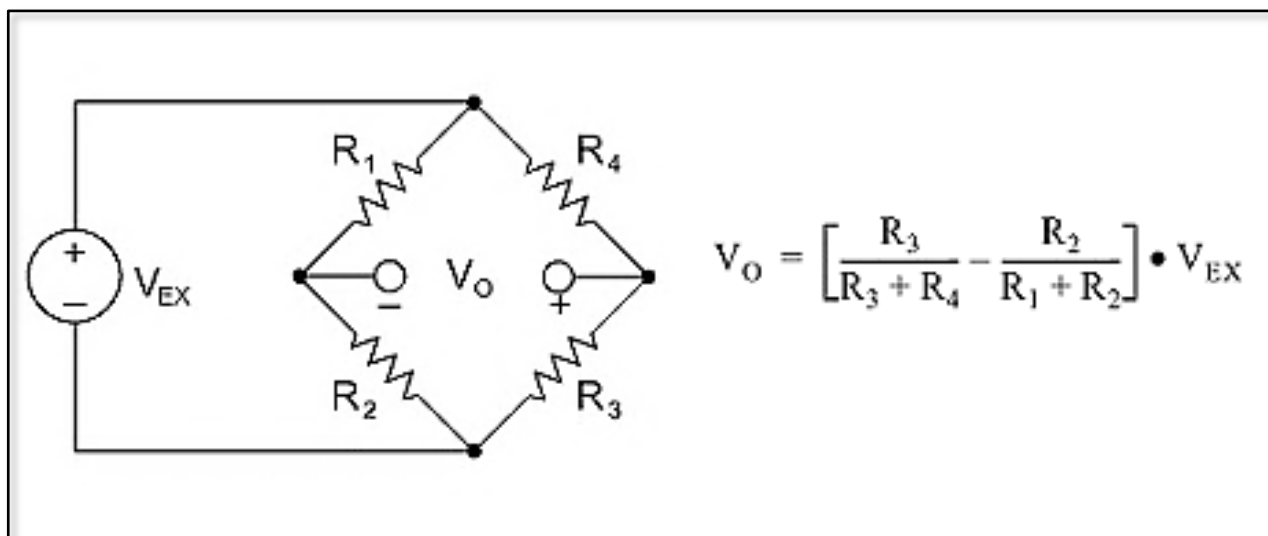


Figura 3.9 Puente de Wheatstone [68].

El sistema que se utilizó para pruebas con galgas extensiométricas, fue con el equipo PXI-1045 de National Instrument, este sistema recolecta la información obtenida a través de sensores de esfuerzos conocidos como galgas extensiométricas y los muestra en una PC a través del software comercial LabVIEW.

3.6.3 LabVIEW

LabVIEW es un entorno de programación gráfica usado por miles 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 y desde su introducción en 1986 se ha vuelto un líder en la industria.

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 censados a través de las galgas extensiométricas (Figuras 3.10 y 3.11) [68].

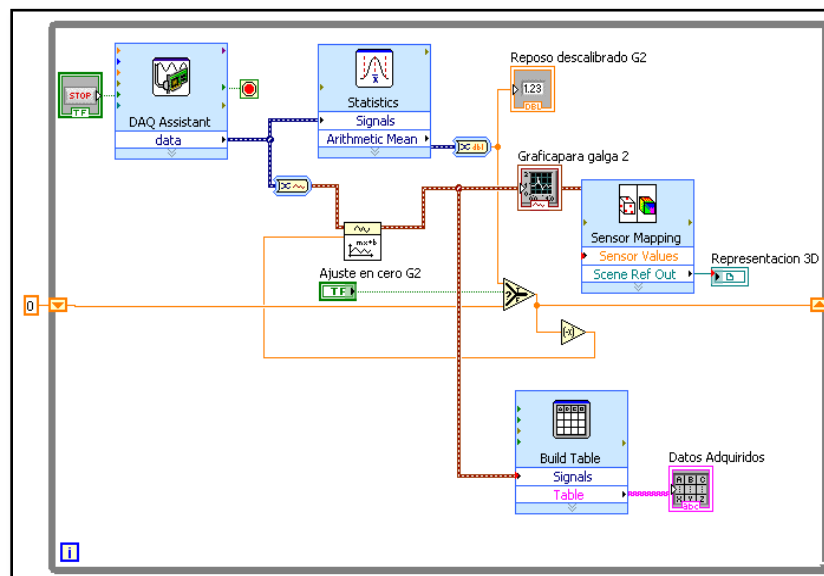


Figura 3.10 Diagrama de bloques en LabVIEW para obtener deformaciones con galgas extensométricas [68].

3.6.4 Método de los Elementos Finitos

El método de los elementos finitos (MEF) ha adquirido una gran importancia en la solución de problemas ingenieriles, físicos, etc., ya que permite resolver casos que hasta hace poco tiempo eran prácticamente imposibles de resolver por métodos matemáticos tradicionales. Esta circunstancia obligaba a realizar prototipos, ensayarlos e ir realizando mejoras de forma iterativa, lo que traía consigo un elevado costo tanto económico como en tiempo de desarrollo.

El MEF permite realizar un modelo matemático de cálculo del sistema real, más fácil y económico de modificar que un prototipo. Sin embargo no deja de ser un método aproximado de cálculo debido a las hipótesis básicas del método. Los prototipos, por lo tanto, siguen siendo necesarios, pero en menor número, ya que el primero se acerca bastante más al diseño óptimo.

El MEF como formulación matemática es relativamente nueva; aunque su estructura básica es conocida desde hace bastante tiempo, en los últimos años ha sufrido un gran desarrollo debido a los avances informáticos. Han sido precisamente estos avances informáticos los que han puesto a disposición de los usuarios gran cantidad de programas que permiten realizar cálculos con EF.

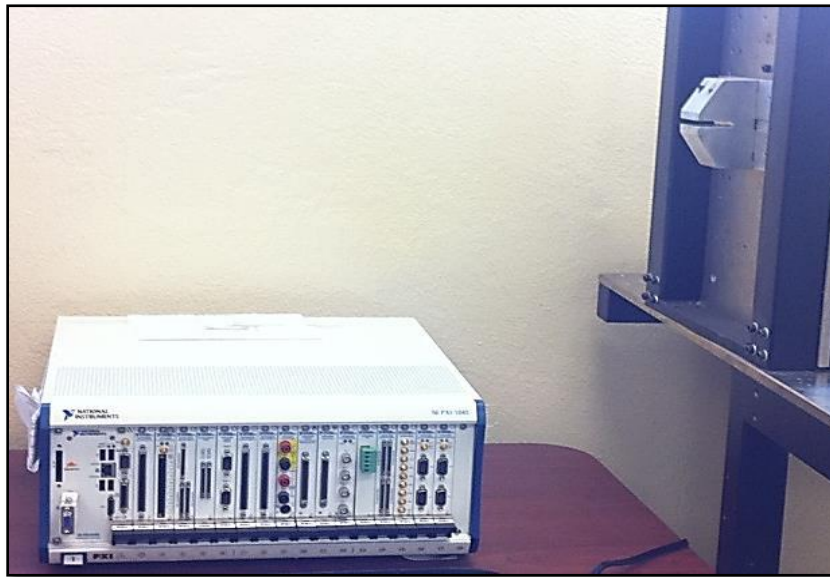


Figura 3.11 Equipo NI PXI-1045 con banco de pruebas [69].

El desarrollo de los EF tal y como se conocen hoy en día ha estado ligado al cálculo estructural fundamentalmente en el campo aeroespacial. Fueron Turner, Clough, Martin y Topp quienes presentaron el MEF en la forma aceptada hoy en día. En su trabajo introdujeron la aplicación de EF simples (barras y placas triangulares con cargas en su plano) al análisis de estructuras aeronáuticas, utilizando los conceptos de discretizado y funciones de forma [69].

Aunque puede realizarse una implementación del método de los Elementos Finitos adecuada a las necesidades propias de la organización, ya existen comercialmente paquetes que implementan el método y permiten acceder rápidamente a la solución de un análisis específico. Entre los numerosos paquetes comerciales disponibles, se destacan, ANSYS, COSMOS, ALGOR, SDRC/I-DEAS, NASTRAN, ABAQUS y DYNA-3D. La capacidad requerida del software y del computador para realizar un análisis de Elementos Finitos depende del análisis deseado. Sin embargo, en cualquier caso se puede aplicar el teorema fundamental de los Elementos Finitos: “Entre más rápido y más grande, mejor” [70].

ANSYS es un software de MEF que permite realizar tareas como: construir o importar modelos de estructuras, productos, componentes o sistemas; aplicar cargas al elemento; estudiar las respuestas físicas, como niveles de esfuerzos, distribuciones de temperatura o campos electromagnéticos; optimizar diseños; y realizar pruebas virtuales sobre componentes en etapa de diseño [71].

3.7 Validación del Proceso de Caracterización

3.7.1 Prueba de Tracción con Probetas Normalizadas y Ensambladas

Se elaboraron una serie de pruebas de tensión utilizando probetas normalizadas, ya que fue necesario el validar y certificar el proceso de experimentación, para asegurar posteriormente los valores obtenidos con los elementos aeroespaciales. Dicha validación se completó al comparar los valores obtenidos en la parte experimental y numérica (MEF).

La generación de una probeta rectangular de tensión normalizada ASTM, debe de seguir la norma ASTM E-8/E 8M-08 *Métodos de prueba estándar para la prueba de tensión de Materiales Metálicos*, donde se toman las dimensiones, así como la geometría indicada en la Figura 3.12. Se utilizó aluminio 6061 T6 para la fabricación de dichos elementos.

De forma paralela, se desarrolló una prueba demostrativa, la cual consistió en la fabricación de piezas geoméricamente iguales a las probetas normalizadas, pero fabricadas de dos entidades unidas por elementos de unión (tornillos y remaches), esto para verificar la tendencia entre ensambles y piezas unitarias, que tengan la misma condición geométrica. Se fabricaron cuatro probetas normalizadas y cuatro probetas ensambladas (dos por cada elemento de sujeción) y se sometieron a tracción hasta llegar al punto de ruptura.

El aluminio 6061-T6 tiene como resistencia máxima a la tracción 290MPa [50], y los resultados obtenidos para las 4 probetas tienen un promedio de 270.46MPa, por lo que queda certificado el proceso de análisis experimental para elementos sometidos bajo estas condiciones, debido a la obtención de resultados cercanos al establecido por pruebas ASTM. La Figura 3.13 correspondiente a la gráfica elaborada con los valores obtenidos de cada probeta sometida a tracción.

El esfuerzo máximo a la tracción de las probetas ensambladas por remache se encuentra en un promedio de 12.63MPa, y para las probetas ensambladas por tornillo en 26.33MPa. Los valores obtenidos para las probetas ensambladas por remache se pueden apreciar en la Figura 3.14 y los valores de las probetas ensambladas por atornillamiento se encuentran en Figura 3.15, respectivamente. El tipo de falla de las probetas ensambladas se muestra en la Figura 3.16.

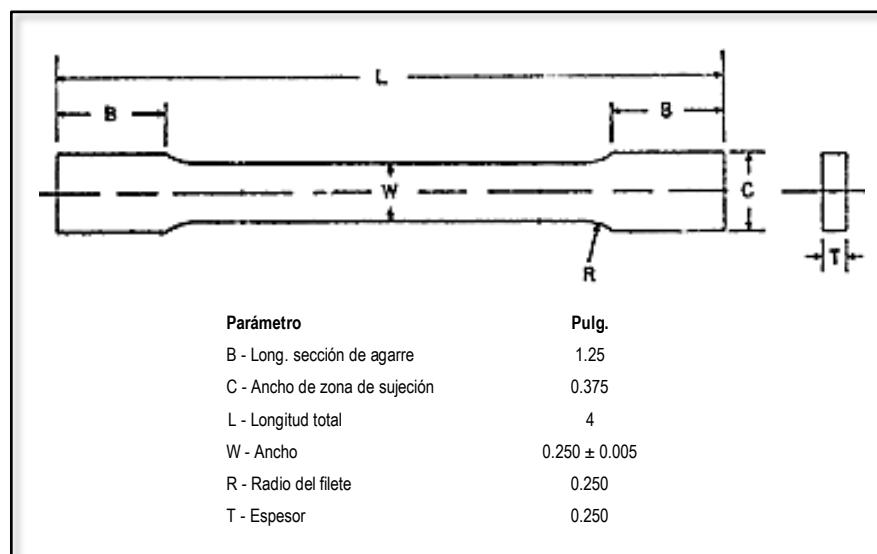


Figura 3.12 Dimensiones de probeta rectangular de tensión [72].

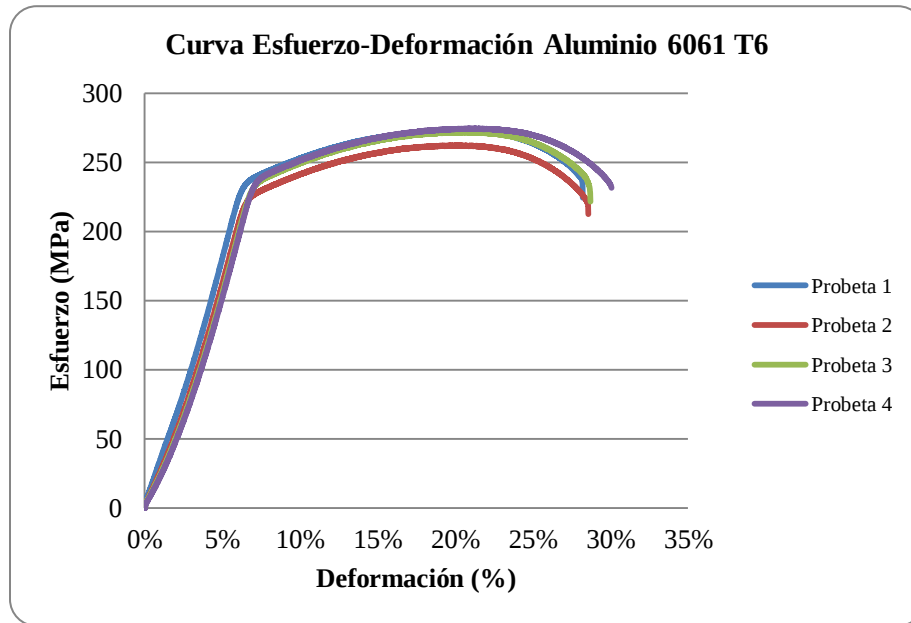


Figura 3.13 Curva Esfuerzo-Deformación de prueba de tracción para Aluminio 6061 T6.

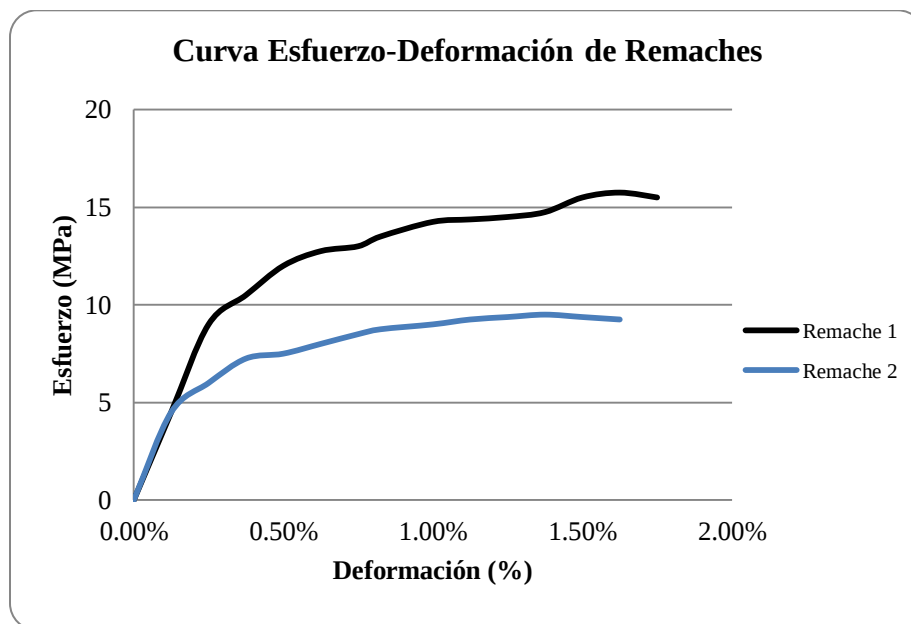


Figura 3.14 Curva Esfuerzo-Deformación de prueba de tracción para probetas ensambladas por remaches.

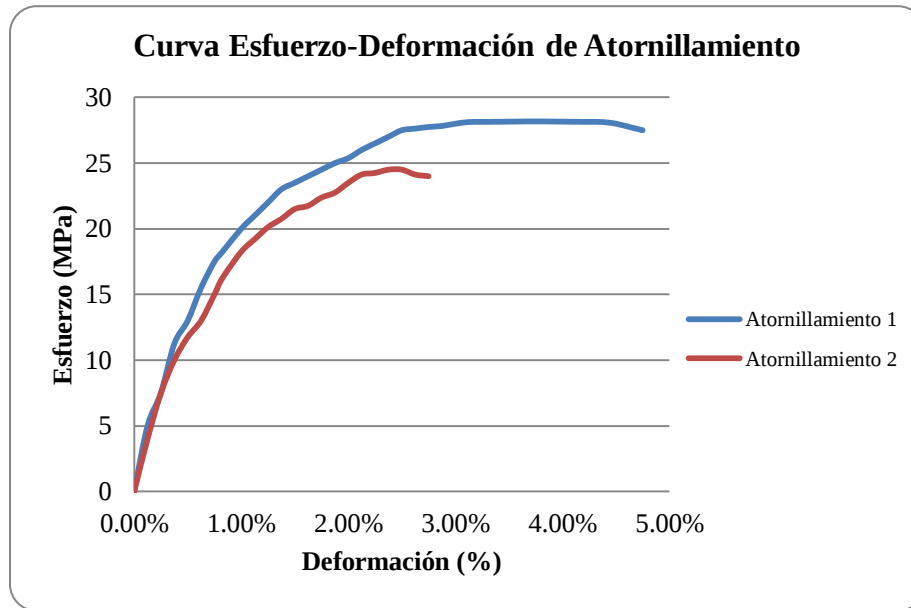


Figura 3.15 Curva Esfuerzo-Deformación de prueba de tracción para probetas ensambladas por atornillamiento.

3.7.2 Método del Elemento Finito con Probetas Normalizadas y Ensambladas

Se realizó una simulación utilizando el MEF a través de ANSYS, para comparar el comportamiento de las probetas normalizadas y las ensambladas bajo la condición de tracción, como parte de la validación del proceso de caracterización. Los valores de carga utilizados, son los valores máximos aplicados en la prueba física.

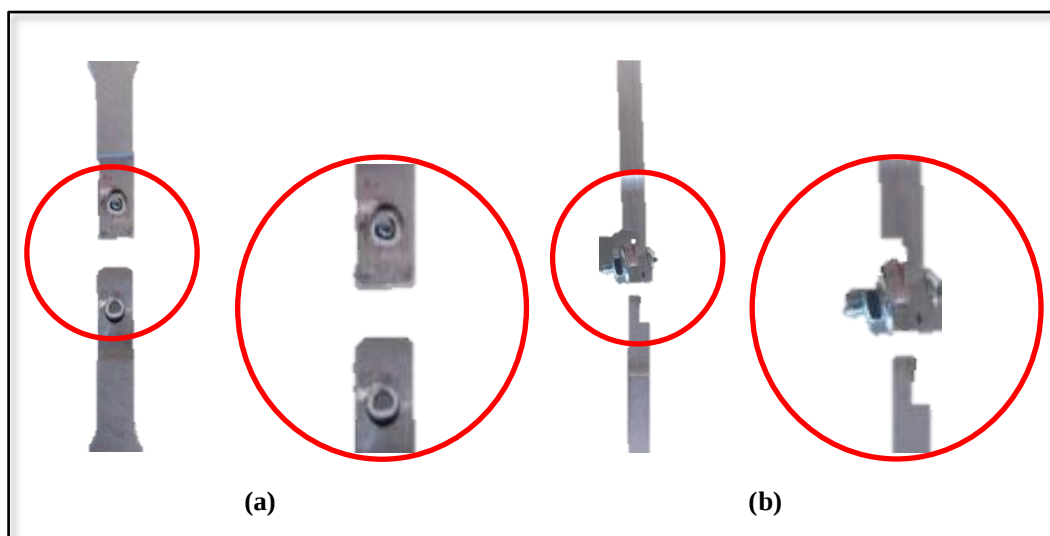


Figura 3.16 (a) Fallo por cortante del remache (b) Fallo por tracción de la probeta.

Para lo anterior, se modelaron ambas probetas; para la normalizada (unitaria), se modeló siguiendo el perfil ASTM; para las ensambladas, se modeló ambas piezas unidas por un elemento cilíndrico que representa al componente de sujeción, dejando una pequeña separación entre ambas piezas, esto para conocer el comportamiento estructural del ensamble. Los resultados obtenidos a través del análisis numérico para ambos casos, se pueden apreciar en la Figura 3.17 (ver en Anexo 1 las distribuciones completas con valores).

Los valores de esfuerzo en el elemento de sujeción no forman parte del objeto de estudio, ya que solo se busca caracterizar el comportamiento del ensamble y no el comportamiento ni las condiciones de fallo del elemento en cuestión.

Se puede apreciar, que para la probeta normalizada, se ve una distribución del esfuerzo a lo largo de su geometría, con concentraciones de esfuerzo en los radios de filete y una zona de esfuerzos elevada en la longitud de prueba. Lo anterior es congruente debido a que este perfil está diseñado para fallar en la zona de longitud de prueba y no en la sección cercana a las zonas de sujeción de dicho elemento bajo tracción.

En la probeta ensamblada, es notoria la presencia de una alta concentración de esfuerzos en la pieza de sujeción y en la sección de fijación del ensamble. Por lo anterior, los altos valores de esfuerzo en el remache (elemento a utilizar para la fabricación de la pieza aeroespacial) dan como resultado que el ensamble falle por cortante.

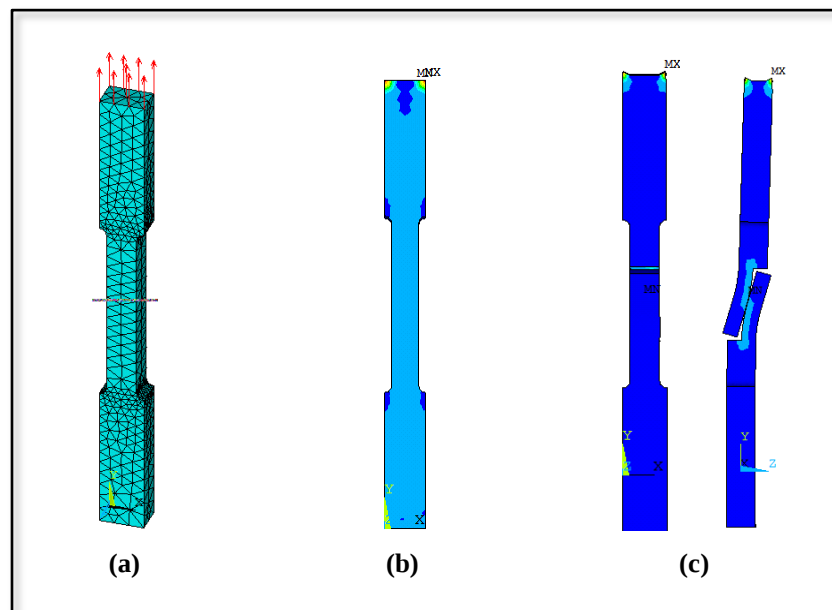


Figura 3.17 Análisis numérico (a) Modelo MEF (b) Probeta Normalizada (c) Probeta Ensamblada.

No es necesario el corroborar dichos valores a través del cálculo utilizando las fórmulas convencionales, ya que la representación concluyente del fenómeno es a través de la prueba física experimental, tomando los resultados obtenidos como punto de referencia.

Entonces, se concluye que el proceso de caracterización conformado por la parte experimental y numérica queda validado, para así proceder al análisis del componente aeroespacial. Adicionalmente, dicho proceso quedó validado por la metodología propuesta por Miriam Siqueiros Hernández en el documento de tesis “Análisis comparativo de una sección estructural del fuselaje de una aeronave entre material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio Normalizado 6061 T6” haciendo hincapié en la relevancia del uso del MEF para el análisis de problemas en ingeniería con elementos estructurales complejos, pudiendo omitir el espacio para una bitácora de cálculos (ver Anexo 6).

3.8 Preparación de Pieza Aeroespacial para Pruebas Físicas

Para las pruebas de flexión, se maquinaron los elementos que conforman la pieza ensamblada como la pieza unitaria utilizando aluminio 6061 T6. Para el proceso de ensamble, se simplificó a solo 2 filas con 3 remaches por elemento, es decir que, la pieza ensamblada cuenta con solo 12 remaches. Se utilizan remaches ciegos de aluminio de 1/8” x 1/4”. La Figura 3.18 muestra las piezas ya maquinadas.

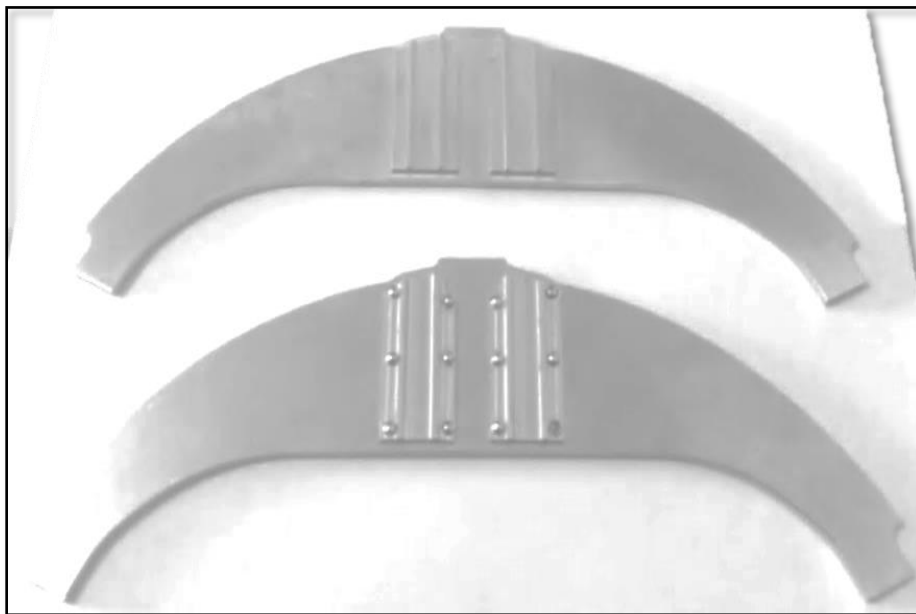


Figura 3.18 Pieza ensamblada por remaches y unitaria de aluminio 6061 T6.

El material y equipo utilizado consta de las piezas de aplicación aeroespacial ensamblada y unitaria; indicador de carátula; galgas extensiométricas y equipo de instalación; celda de pruebas; soporte de pesas y pesa de 4 kg; así como una prensa tipo “C” y el módulo de adquisición de datos PXI.

Cada prueba de flexión se hará en dos partes: la primera, consta de la obtención de resultados mediante el uso del indicador de carátula, con el fin de obtener la deflexión máxima ocasionada por la carga aplicada y la segunda, mediante uso de galgas extensiométricas uniaxiales para la obtención de la deformación unitaria en ese punto, esto para cada componente. El empotramiento de las piezas fue totalmente soportado en la mordaza del equipo de pruebas y sujetado con 2 tornillos de ajuste.

En el pegado de las galgas, se utilizó un cuarto de puente de Wheatstone. La Figura 3.19 muestra la pieza aeroespacial unitaria con la galga ya instalada. El material utilizado para su pegado se aprecia en la Figura 3.20 y se enlista a continuación:

- a) Galga Omega® EA-06-250 AF-120.
- b) Almohadilla.
- c) Desengrasante en aerosol.
- d) Lija 300.
- e) Acondicionador.
- f) Neutralizador.
- g) Catalizador.
- h) Solvente.
- i) Pegamento Loctite ® 401.
- j) Pinzas.
- k) Pieza de vidrio.
- l) Cautín para soldar.
- m) Tape cristalino.
- n) Gasas.

Ya teniendo pegadas las galgas en la misma ubicación en ambas piezas, se sigue con ingresar los parámetros en el software LabView; como el factor de galga, la resistencia de galga, el tipo de puente utilizado, entre otros. La Figura 3.21 muestra el panel frontal del programa LabView.

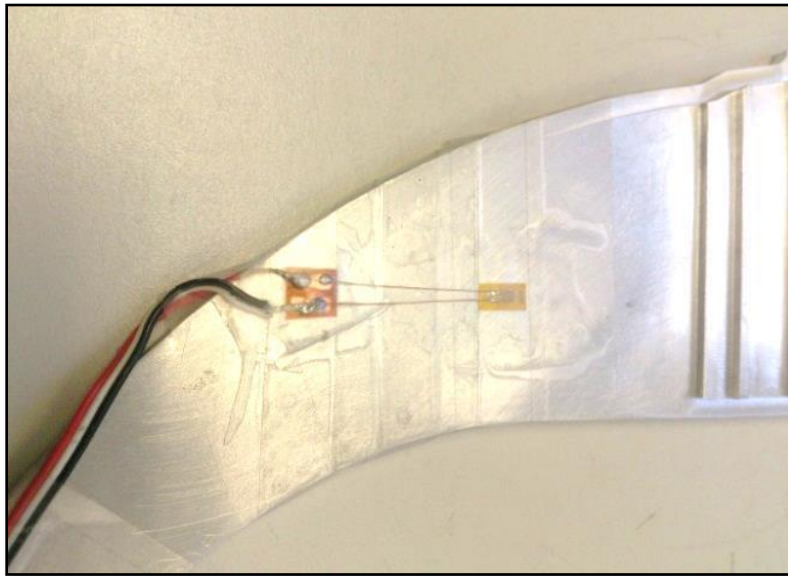


Figura 3.19 Galga extensiométrica en Pieza Aeroespacial.



Figura 3.20 Material para la instalación de galgas extensiométricas.

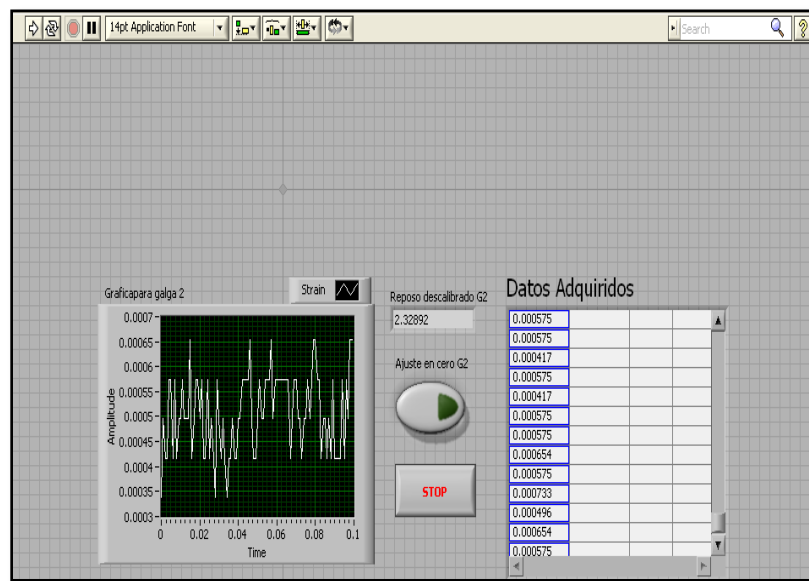


Figura 3.21 Panel frontal el LabView para obtención de deformaciones unitarias.

CAPÍTULO 4 - Resultados y Discusión

Introducción

A lo largo de este capítulo se van a resumir las conclusiones a las que ha dado lugar el trabajo efectuado. Así mismo, se van a enunciar las principales aportaciones realizadas en la presente tesis. Finalmente, se indican las futuras líneas de investigación que, son prioritarias para seguir avanzando en la comprensión del comportamiento de los elementos estructurales unitarios como ensamblados.

4.1 Proceso de Caracterización

El aluminio 6061 T6 tiene como resistencia máxima a la tracción 290MPa [50], y los resultados obtenidos para las 4 probetas tienen un promedio de 270.46MPa. El esfuerzo máximo a la tracción de las probetas ensambladas por remache se encuentra en un promedio de 12.63MPa, y para las probetas ensambladas por tornillo en 26.33MPa.

Se debe mencionar que las primeras probetas ensambladas fallaron por el cortante del remache, y las segundas fallaron por tracción. Este resultado es coherente debido a que los remaches utilizados son remaches ciegos, siendo fabricados por una aleación de aluminio con baja resistencia y con una sección hueca, en cambio los tornillos utilizados aunque también son de ferretería, son fabricados de acero dulce (mayor resistencia estructural que el aluminio 6061 T6), con una sección sólida y la pieza ensamblada por la cavidad que presenta, tiene un área de concentración de esfuerzos.

Cualquier discontinuidad altera la distribución del esfuerzo alrededor de dichas discontinuidades. A éstas, se les llama intensificadores de esfuerzo y en las regiones en que ocurre, áreas de concentración de esfuerzo. La Figura 4.1 muestra de forma gráfica, como afecta una discontinuidad (grietas, acabado, entre otros) a la distribución de esfuerzo al someter un elemento a una carga axial [73].

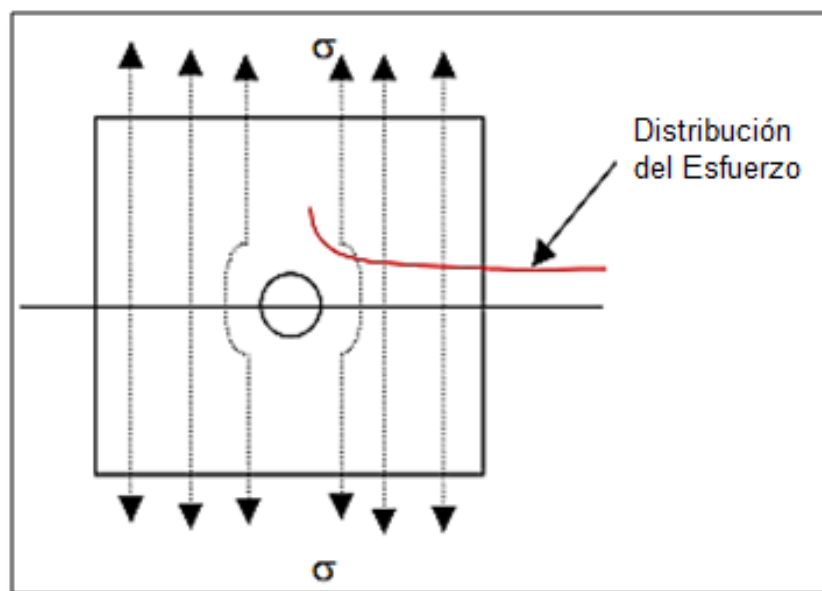


Figura 4.1 Distribución del esfuerzo en pieza con discontinuidad [73].

Haciendo el comparativo, se concluye que es posible obtener piezas de aluminio unitarias que tengan la misma geometría con mejor comportamiento estructural en comparación a una entidad formada por varios ensambles, ya que las unitarias obtuvieron aproximadamente 10 veces mejor resistencia estructural que la ensamblada, para esta condición de operación (tracción). Los resultados de las probetas normalizadas como de las probetas ensambladas, se pueden apreciar en la Tabla 4.1.

4.2 Tiempos en Proceso de Producción y Manufactura de Pieza Aeroespacial

Uno de los beneficios al momento de tomar la decisión de modificar un componente formado por ensambles a una pieza unitaria por remoción de material en una sola etapa, es la reducción de los tiempos requeridos para los procesos de producción y manufactura. Para efectos comparativos e indicadores de tendencia, se tomaron los tiempos utilizados en los procesos de fabricación de los modelos escalados de la pieza aeroespacial de estudio, mostrados en la Tabla 4.2. Los valores muestran los tiempos requeridos para la preparación (set-up) de la máquina CNC de tres ejes, así como los tiempos de operación de la máquina (maquinado) y el proceso de ensamble por remaches convencionales. Cabe mencionar que para el elemento formado por ensambles, se incluye al proceso de maquinado, el barrenado para la colocación de los remaches para las tres piezas.

El resultado de dicho proceso, hace evidente la diferencia (1.83 hrs), reafirmando el beneficio adicional de la conversión de piezas ensambladas de aluminio a piezas unitarias por remoción de material en una sola etapa. Recordemos que el tiempo es factor fundamental en cualquier sector industrial y comercial, y un ahorro de tiempo significa un ahorro considerable de dinero, ya que desde el momento que el material entra al piso de producción, representa un costo para la compañía.

Podemos decir que existen diferentes costos para cualquier Empresa que tomara la decisión de realizar una conversión de piezas ensambladas a piezas unitarias, los cuales surgen desde la etapa de ingeniería (ingenieros, técnicos, etc.), los costos derivados durante la elaboración del proyecto de diseño del producto (anteproyecto, estudios, cálculos, diseños, planos, programación CNC, memoria técnica, gestión administrativa, etc.), y los costos de fabricación (costo de máquina herramienta por hora, tratamientos térmicos, recubrimientos, operaciones manuales, etc.) que son los asociados a este apartado.

Tabla 4.1 Resultados obtenidos de experimentación con probetas normalizadas ASTM y ensambles.

Probetas Normalizadas	Esfuerzo máximo (MPa)	Probetas Ensambladas	Esfuerzo máximo (MPa)
Probeta 1	273.16	Remache 1	15.75
Probeta 2	262.27	Remache 2	9.50
Probeta 3	271.87	Atornillamiento 1	28.17
Probeta 4	274.52	Atornillamiento 2	24.50

No se puede realizar una estimación de costos con los resultados mostrados, debido a que por políticas de confidencialidad con la Empresa Aeroespacial, no es posible el conocer los tiempos y costos derivados de los procesos de producción y manufactura de la pieza real, pero se reafirma que evidentemente existiría un ahorro económico con una inversión inicial derivado de los costos descritos.

4.3 MEF de Prueba de Tracción de Pieza Ensamblada y Unitaria

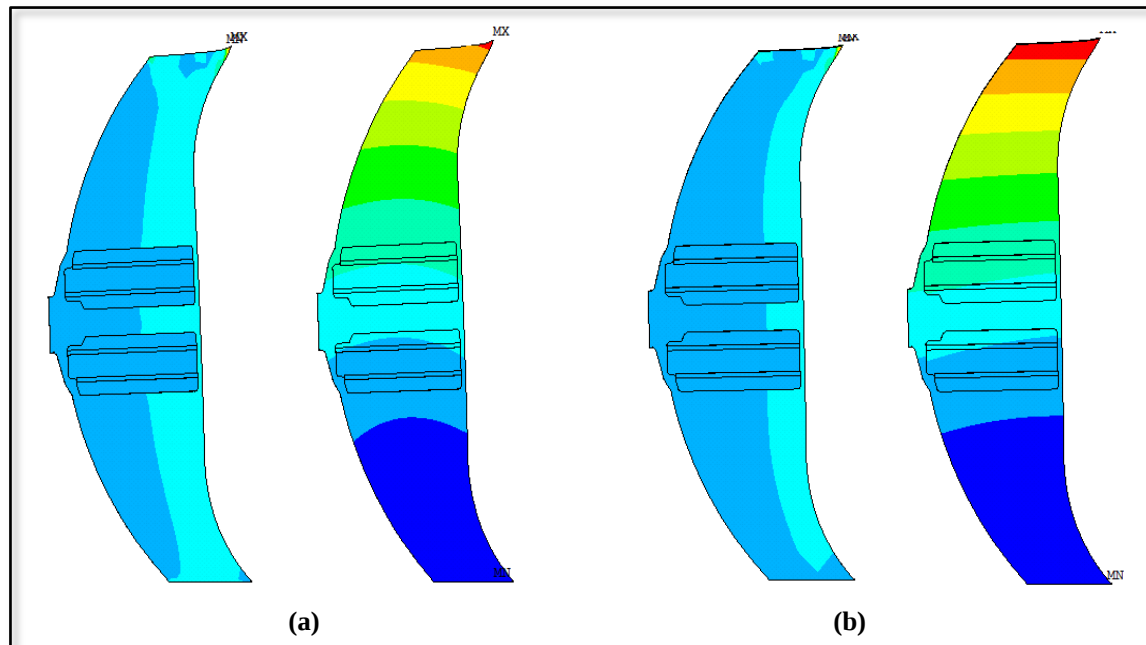
Quedando validada la metodología de trabajo, se hizo una simulación numérica, para conocer si existía alguna tendencia en el comportamiento estructural de ambas piezas. La distribución de esfuerzos y desplazamientos a lo largo de cada elemento se presenta en la Figura 4.2 (ver en Anexo 2 las distribuciones completas con valores). La condición de esta prueba consiste en la aplicación de una carga de tracción de 22.5 Klb (100 KN), valor de la carga máxima de la prensa universal.

Se puede observar, que ambas piezas presentan su esfuerzo máximo ($4.46 \sim 4.63 \times 10^6$ Psi) en la zona de empotramiento. Esto se debe a que en esas zonas se encuentra la menor área transversal de ambas piezas y no se encuentra presente los cambios de sección para la pieza unitaria o los elementos de ensamble, sino que es una zona geoméricamente equivalente. De igual forma, se puede apreciar una concentración de esfuerzos positivos (tracción) en el arco interior (color turquesa) y negativos (compresión) en el arco exterior (color celeste). Estos resultados son coherentes, ya que, aunque se aplica una carga de tracción, el perfil de la pieza sufre esfuerzos de flexión debido al eje de aplicación de las cargas, y en consecuencia, sufre de la combinación de esfuerzos de tracción y compresión.

Tabla 4.2 Tiempos requeridos para el proceso de fabricación de modelos de Pruebas.

PIEZA UNITARIA		PIEZA POR ENSAMBLES	
Unitaria	Tiempo (hrs)	Pieza principal	Tiempo (hrs)
Preparación	0.28	Preparación	0.24
		Maquinado	1.11
		Piezas secundarias (2)	Tiempo (hrs)
Maquinado	1.20	Preparación	0.22 (x 2)
		Maquinado	0.67 (x 2)
		Proceso de Ensamble	Tiempo (hrs)
TOTAL	1.48hrs	Remachado	0.18
		TOTAL	3.31hrs

Ahora bien, aunque la pieza a través de la simulación indica la falla en la misma zona (esfuerzo) y con las mismas condiciones de falla, presenta un comportamiento estructural diferente (desplazamiento). Si se comparan las imágenes, en la pieza unitaria se aprecia una distribución de forma no lineal con un valor máximo de 1.4774 in, y en caso contrario a la pieza con ensambles, se presenta una distribución de forma casi lineal al acercarse al valor máximo de 2.59803 in (43% mayor).

**Figura 4.2** Distribución de esfuerzos y desplazamientos a Tracción (a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles.

Despreciando parte de la geometría del perfil aeroespacial, se hace un acercamiento a la zona donde se localizan los elementos secundarios, para analizar el comportamiento estructural debido a los cambios de sección para la pieza unitaria y por el ensamble de los dos componentes secundarios, para la pieza fabricada por ensambles, esto con la intención de conocer si existe un comportamiento estructural diferente en la prueba de tracción y encontrar alguna tendencia.

La distribución de esfuerzos y desplazamientos a lo largo de cada pieza se presenta en la Figura 4.3 (ver en Anexo 3 las distribuciones completas con valores). En cuanto a los esfuerzos, la pieza unitaria tuvo un mejor comportamiento con un valor de 1.52×10^6 Psi, mientras que la pieza por ensambles, tuvo un esfuerzo máximo de 2.42×10^6 Psi (60% mayor). Para los desplazamientos, la pieza unitaria obtuvo 0.06168 in y la ensamblada un 0.09771 in (58% mayor). En este caso, es más que evidente la diferencia en las dos piezas, tanto para la distribución de esfuerzos como desplazamientos, presentando mejores beneficios la pieza unitaria. La Tabla 4.3 muestra los resultados obtenidos para las dos simulaciones para la prueba de tracción de la pieza de aplicación aeroespacial para los casos presentados en este apartado.

Lo anterior nos indica, que la pieza unitaria, presenta mejores beneficios estructurales, pudiendo establecer que es válido el afirmar que una pieza unitaria tiende a ofrecer un comportamiento estructural superior a una pieza geoméricamente igual pero fabricada por ensambles, donde estos son puntos evidentes de falla para esta condición.

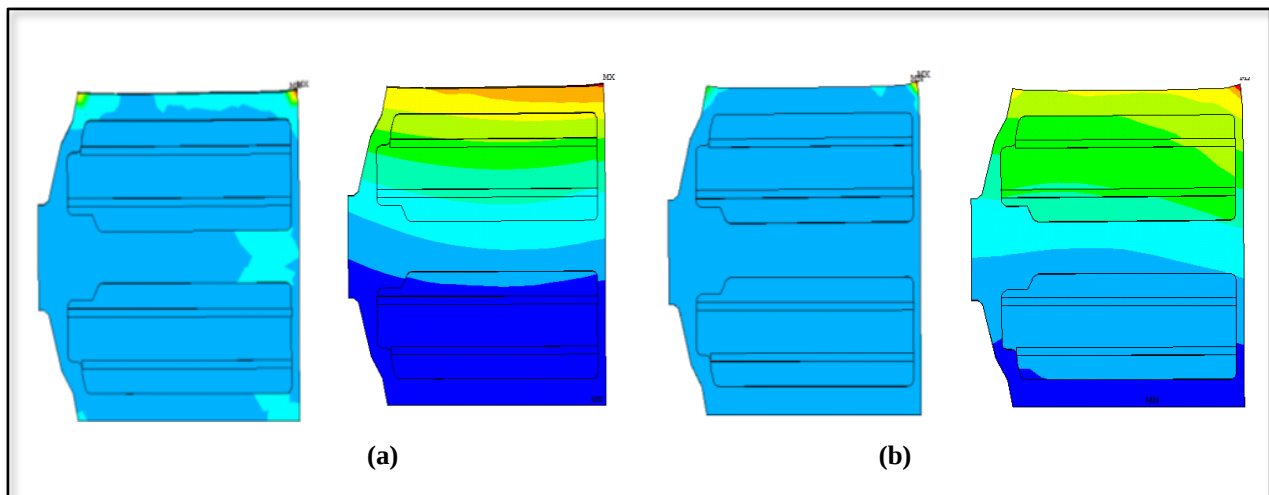


Figura 4.3 Distribución de esfuerzos y desplazamientos a Tracción de sección
(a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles.

Tabla 4.3 Resultados obtenidos de simulación con MEF en ANSYS para pieza de Aplicación Aeroespacial.

PIEZAS		Esfuerzo			Desplazamiento		
		x10 ⁶ Psi	Diferencia	%	in	Diferencia	%
Caso 1	Unitaria	4.63	0.17	3%	1.4774	1.1206	43%
	Ensamble	4.46			2.5980		
Caso 2	Unitaria	1.52	0.90	60%	0.0616	0.0360	58%
	Ensamble	2.42			0.0977		

4.4 Pruebas de Flexión

4.4.1 Primera Prueba de Flexión

La configuración de la primera prueba de flexión para la obtención de la tendencia de comportamiento, constó del empotramiento de la pieza en uno de sus extremos y la aplicación de la carga en el otro extremo. La Figura 4.4 muestra la configuración mencionada con las pesas ya instaladas. Los resultados obtenidos para cada pieza a una carga de 9.32 lbf (4 kg) utilizando el indicador de carátula se muestran en la Tabla 4.4.

Los resultados presentan una tendencia clara; la pieza unitaria presenta una deflexión mayor en comparación a la pieza ensamblada. El resultado es congruente, ya que los remaches absorben parte considerable de los esfuerzos y deformaciones que se generan por la carga aplicada y permite que los elementos que conforman la pieza aeroespacial ensamblada trabajen con valores menores que la unitaria. En la pieza unitaria, al no existir estos elementos, la distribución de los esfuerzos y deformaciones ocurren a lo largo de todo el elemento.

La Tabla 4.5 y 4.6 muestra las deformaciones obtenidas a través del equipo PXI para cada pieza, las cuales son una muestra del conjunto de las tomas obtenidas en tiempo real, indicando un valor promedio, el cuál será el resultado de análisis.

Tabla 4.4 Deflexión obtenida por medición del indicador de carátula para Prueba 1.

Carga (Lbf)	Deflexión (in)	
	Unitaria	Ensamblada
9.32	0.733	0.669

Tabla 4.5 Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Unitaria para Prueba 1.

3.26E-05	9.53E-05	5.35E-05	3.26E-05	7.44E-05
5.35E-05	3.26E-05	7.44E-05	5.35E-05	9.53E-05
5.35E-05	5.35E-05	5.35E-05	5.35E-05	3.26E-05
5.35E-05	9.53E-05	7.44E-05	5.35E-05	9.53E-05
7.44E-05	3.26E-05	7.44E-05	7.44E-05	9.53E-05
5.35E-05	7.44E-05	5.35E-05	7.44E-05	9.20E-06
3.26E-05	5.35E-05	5.35E-05	7.44E-05	5.35E-05
5.35E-05	9.53E-05	7.44E-05	7.44E-05	7.44E-05
7.44E-05	0.000116	3.26E-05	5.35E-05	5.35E-05
3.26E-05	5.35E-05	9.53E-05	5.35E-05	9.53E-05
Promedio:				6.23E-05ε

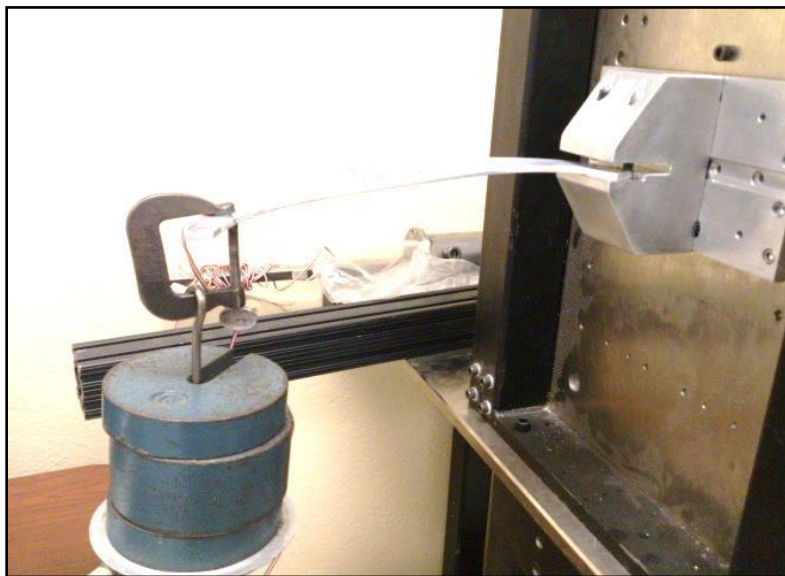
**Figura 4.4** Montaje de pieza aeroespacial en banco de pruebas para Prueba 1.

Tabla 4.6 Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Ensamblada para Prueba 1.

3.26E-05	5.35E-05	3.26E-05	7.44E-05	3.26E-05
5.35E-05	7.44E-05	5.35E-05	3.26E-05	3.26E-05
5.35E-05	7.44E-05	3.26E-05	5.35E-05	7.44E-05
3.26E-05	7.44E-05	5.35E-05	7.44E-05	5.35E-05
7.44E-05	7.44E-05	7.44E-05	5.35E-05	7.44E-05
5.35E-05	7.44E-05	3.26E-05	5.35E-05	3.26E-05
5.35E-05	9.52E-05	3.26E-05	9.52E-05	5.35E-05
5.35E-05	3.26E-05	5.35E-05	3.26E-05	9.52E-05
9.19E-06	5.35E-05	7.44E-05	9.52E-05	5.35E-05
3.26E-05	5.35E-05	5.35E-05	7.44E-05	5.35E-05
Promedio:				5.59E-05ϵ

Estos resultados siguen la tendencia de la prueba de flexión, favoreciendo al elemento ensamblado ya que la pieza unitaria presenta una deformación unitaria mayor en comparación a la pieza ensamblada.

4.4.2 MEF Primera Prueba de Flexión

La distribución de esfuerzos y deformaciones unitarias a lo largo de cada pieza se presenta en la Figura 4.5 (ver en Anexo 4 las distribuciones completas con valores). En este análisis comparativo, se toma la distribución de la deformación unitaria, ya que los resultados obtenidos de las galgas son deformaciones en strain (ϵ).

Se puede observar, que para la distribución de esfuerzo, las fibras que se encuentran con el esfuerzo mínimo (negativo, compresión) son muy similares (-23.1 a -23.8 Ksi). En cuanto a la distribución de los esfuerzos, se aprecia una discrepancia muy notoria; la pieza unitaria presenta una distribución de esfuerzos desde el empotramiento, hasta la zona donde se encuentra los cambios de sección debido a las piezas secundarias, mostrando una interacción a lo largo del material y en el caso de la pieza ensamblada, la concentración de esfuerzos ocurre en los elementos de sujeción (remaches).

Es importante el mencionar la ubicación y el valor de los esfuerzos máximos; donde para la unitaria, se encuentra en el empotramiento (64.5 Ksi) y para la ensamblada, se encuentra justo en la zona de la primera fila de remaches cercana al empotramiento (119 Ksi, 85% mayor), por lo que se puede afirmar que la pieza ensamblada fallaría justo en los elementos de sujeción. Lo que ocurre, es que como se había mencionado anteriormente, los remaches actúan como elementos concentradores de esfuerzos, liberando a las piezas de aluminio de dicho factor.

Para la parte de la deformación unitaria, es claro el papel de las piezas secundarias así como los remaches. La deformación unitaria máxima, se ubica en el empotramiento (0.0272ϵ) para la pieza unitaria, y en la primera fila de remaches cercana al empotramiento (0.0135ϵ) para la pieza ensamblada. La Figura 4.6 muestra un acercamiento al remache donde se encuentra localizada la deformación unitaria máxima, en la cual se aprecia una distribución clara de esta condición a lo largo del mismo.

Haciendo una comparación de los valores que arroja la simulación con el MEF, se localiza el nodo que corresponde a la ubicación de la galga extensiométrica para cada pieza. Los resultados obtenidos, así como la comparación entre la parte de simulación y la experimental, se muestran en la Tabla 4.7.

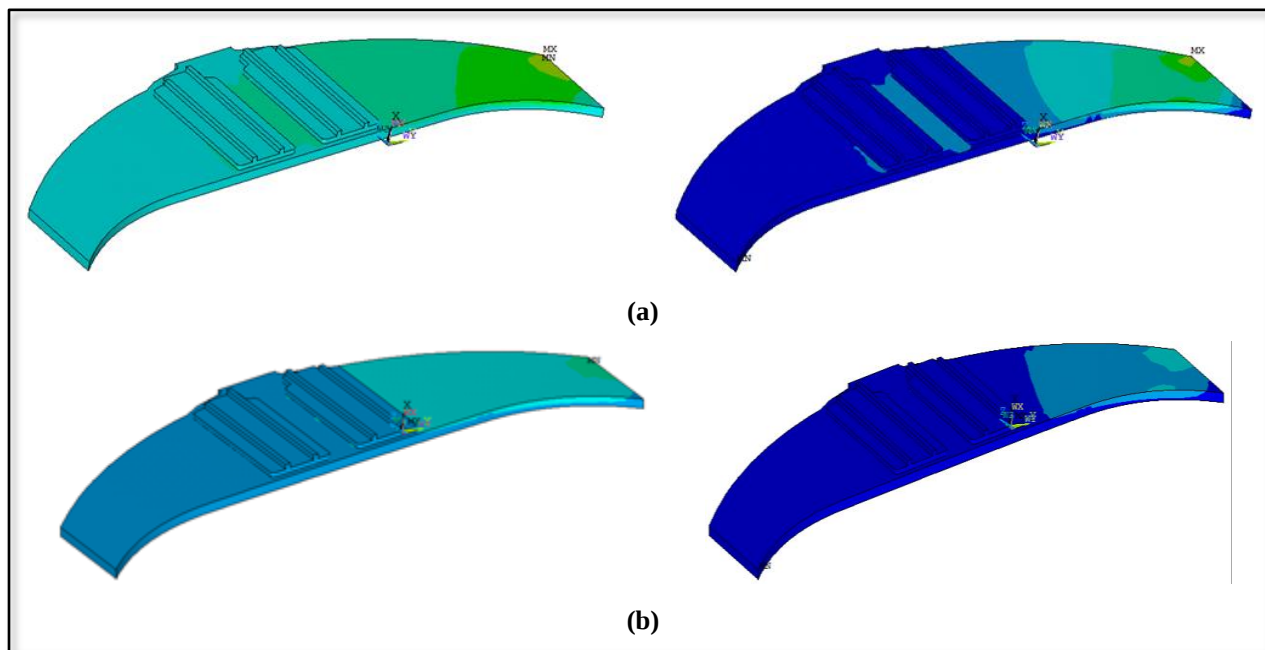


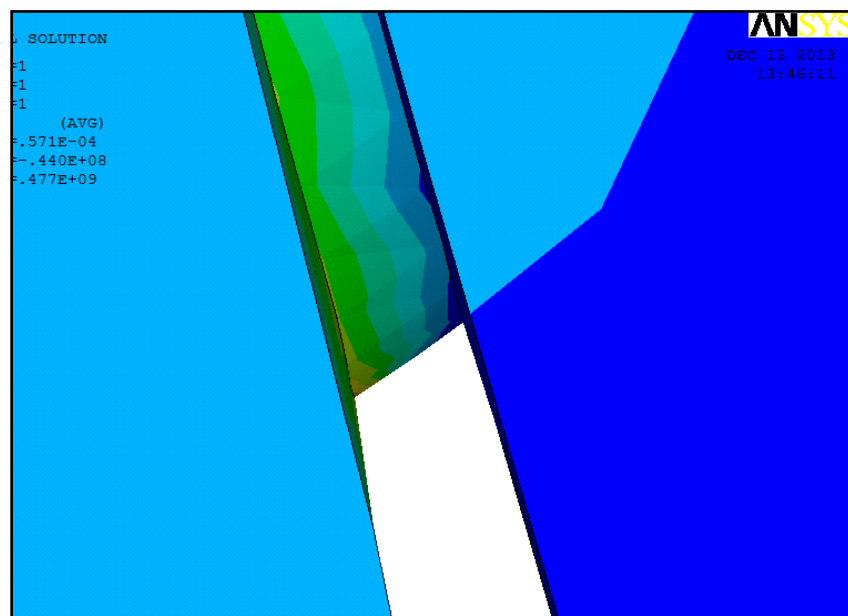
Figura 4.5 Distribución de esfuerzos y deformaciones unitarias a Flexión en voladizo
(a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles.

Tabla 4.7 Deformaciones Unitarias obtenidas en la ubicación de la galga por el MEF y por Galgas para Prueba 1.

Pieza	MEF		Galga	Diferencia	%
	Nodo	ϵ			
Unitaria	7897	0.5840 $\mu\epsilon$	0.6230 $\mu\epsilon$	0.0390 $\mu\epsilon$	6.67%
Ensamblada	2622	0.5170 $\mu\epsilon$	0.5590 $\mu\epsilon$	0.0420 $\mu\epsilon$	8.12%

Al tener en conjunto los resultados obtenidos tanto por el MEF y de la prueba física a través de las galgas extensiométricas para la deformación unitaria y el indicador de carátula para obtener la deflexión, se puede inferir que las piezas secundarias que forman parte del ensamble del componente aeroespacial real junto con los remaches, son elementos que buscan dar una mayor rigidez y disminución de la deformación ante esta condición de flexión, cuestión que no es favorecedora para la pieza unitaria. Al tener menores deformaciones y esfuerzos la pieza ensamblada, se pudiese afirmar que la pieza se encuentra trabajando más alejada de la zona plástica que si esta misma fuese maquinada en una sola etapa.

Debemos recordar que esta prueba es solo para obtener una tendencia de comportamiento, ya que no representa a las condiciones de operación del elemento estructural aeroespacial.

**Figura 4.6** Distribución de Deformaciones Unitarias a lo largo del Remache.

4.4.3 Segunda Prueba de Flexión

Si se recuerda la sección 3.5.1 del Capítulo 3, se llegó a la conclusión de que la fuerza de arrastre derivada del empuje de las turbinas es la más significativa para el elemento de estudio, así como que los elementos estructurales en esa zona deben ser rígidos. Dicho esto, se propuso la segunda prueba de flexión, condicionando el empotramiento en la zona media superior de la pieza debido a que en esa zona se ubica un larguero principal, así como la aplicación de la carga en un extremo de la misma (extremo izquierdo) simulando el arrastre provocado por la turbinas. Se realizó en un extremo solamente debido a la simetría de la pieza. La Figura 4.7 muestra la configuración mencionada con las pesas ya instaladas. Los resultados obtenidos para cada pieza a diferente carga utilizando el indicador de carátula se muestran en la Tabla 4.8. Los resultados bajo esta configuración indican que la pieza unitaria presenta una deflexión menor en comparación a la pieza ensamblada.

La configuración utilizada hace que los primeros remaches cercanos la zona de empotramiento trabajen como elementos de unión y rigidización del ensamble (caso contrario a la prueba anterior, donde la concentración del esfuerzo se distribuye para todos los remaches), y para el componente unitario, existe una sección uniforme mayor en la cual se distribuye la carga a lo largo de la pieza.



Figura 4.7 Montaje de pieza aeroespacial en banco de pruebas para Prueba 2.

Tabla 4.8 Deflexiones obtenidas por medición del indicador de carátula Prueba 2.

Carga (Lbf)	Deflexión (in)	
	Unitaria	Ensamblada
9.32	0.109	0.168

La Tabla 4.9 y 4.10 muestra las deformaciones obtenidas a través del equipo PXI para cada pieza, las cuales son una muestra del conjunto de las tomas obtenidas en tiempo real, indicando un valor promedio, el cuál será el resultado de análisis.

Estos resultados presentan una tendencia similar a los resultados obtenidos por flexión, beneficiando a la pieza unitaria arrojando una deformación unitaria menor en comparación a la fabricada por ensambles.

4.4.4 MEF Segunda Prueba de Flexión

Haciendo una comparación de los resultados que arroja la simulación con el MEF que se muestran en la Figura 4.8 (ver en Anexo 5 las distribuciones completas con valores), se localiza el nodo que corresponde a la ubicación de la galga extensiométrica para cada pieza. Los resultados obtenidos, así como la comparación entre la parte de simulación y la experimental, se muestran en la Tabla 4.11.

Al examinar los resultados arrojados, la diferencia de la deformación unitaria entre ambas piezas es de $0.0278\mu\epsilon$ beneficiando a la unitaria (con referencia a los resultados por MEF), observándose una mejora notable para la pieza unitaria, con lo cual se demostró que esta pieza tiene un mejor comportamiento estructural que la ensamblada. Por lo anterior, se concluye que el elemento unitario cumple con los requerimientos de operación para esa sección del fuselaje (rigidización y transmisión de carga), siendo viable su conversión bajo esta condición de prueba.

Tabla 4.9 Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Unitaria para Prueba 2.

3.39E-04	3.78E-04	3.01E-04	3.78E-04	3.78E-04
3.01E-04	3.78E-04	2.62E-04	3.39E-04	4.17E-04
2.62E-04	4.17E-04	3.01E-04	2.62E-04	3.01E-04
3.01E-04	3.39E-04	3.78E-04	2.62E-04	3.78E-04
3.01E-04	3.78E-04	3.39E-04	2.62E-04	3.01E-04
3.39E-04	2.62E-04	3.78E-04	3.01E-04	3.78E-04
3.39E-04	3.01E-04	3.39E-04	2.62E-04	3.39E-04
3.78E-04	3.39E-04	3.39E-04	3.01E-04	3.78E-04
3.78E-04	3.01E-04	3.01E-04	3.39E-04	3.01E-04
3.39E-04	2.62E-04	3.78E-04	3.39E-04	3.01E-04
Promedio:				3.29E-04ε

Tabla 4.10 Deformaciones unitarias obtenidas por el equipo PXI en Pieza Ensamblada para Prueba 2.

4.87E-04	5.87E-04	4.87E-04	2.87E-04	3.87E-04
5.87E-04	5.87E-04	5.87E-04	3.87E-04	4.87E-04
3.87E-04	6.88E-04	6.88E-04	4.87E-04	4.87E-04
3.87E-04	4.87E-04	5.87E-04	5.87E-04	4.87E-04
3.87E-04	4.87E-04	2.87E-04	5.87E-04	4.87E-04
6.88E-04	5.87E-04	6.88E-04	4.87E-04	4.87E-04
3.87E-04	3.87E-04	8.88E-04	3.87E-04	4.87E-04
4.87E-04	5.87E-04	4.87E-04	6.88E-04	5.87E-04
3.87E-04	5.87E-04	4.87E-04	3.87E-04	3.87E-04
4.87E-04	4.87E-04	3.87E-04	5.87E-04	5.87E-04
Promedio:				5.09E-04ε

Tabla 4.11 Deformaciones Unitarias obtenidas en la ubicación de la galga por el MEF y por Galgas para Prueba 2.

Pieza	MEF		Galga	Diferencia	%
	Nodo	ε			
<i>Unitaria</i>	7685	0.0321μ ϵ	0.0329μ ϵ	0.0008μ ϵ	2.43%
<i>Ensamblada</i>	2314	0.0599μ ϵ	0.0509μ ϵ	0.0090μ ϵ	17.7%

4.5 Validación Industrial

La Empresa Aeroespacial ha destacado en la fabricación de aviones, pero sus comienzos en el mercado de los aviones privados, surge en 1958 cuando lanza su primer modelo civil. Durante los siguientes años, hasta 1979 lanza otros dos aviones con diferencia de cada 10 años. En los años 80's entrega 3 modelos pero no es hasta 1995 cuando su flotilla de modelos sufre una serie de mejoras que llevan a la compañía a la modernidad, lanzando nuevos modelos en periodos de 5 o 6 años. En el 2008 se anuncia la presentación de su modelo más reciente, ofreciendo ser el avión civil más veloz en vuelo, y en septiembre de este año, recibe la certificación por parte de la Administración Federal de Aviación o FAA y con ello, esperan entregar sus nuevos modelos a sus clientes a finales de este año [74].

Es importante el mencionar, que es notoria la tendencia que están sufriendo los nuevos modelos de aviones hacia la presencia de piezas unitarias. Se puede verificar al comparar elementos similares, como en el caso de las costillas, formadas por una serie de ensambles remachados en sus modelos anteriores, a unas costillas que en su mayoría están formadas por un elemento unitario, en el modelo actual.

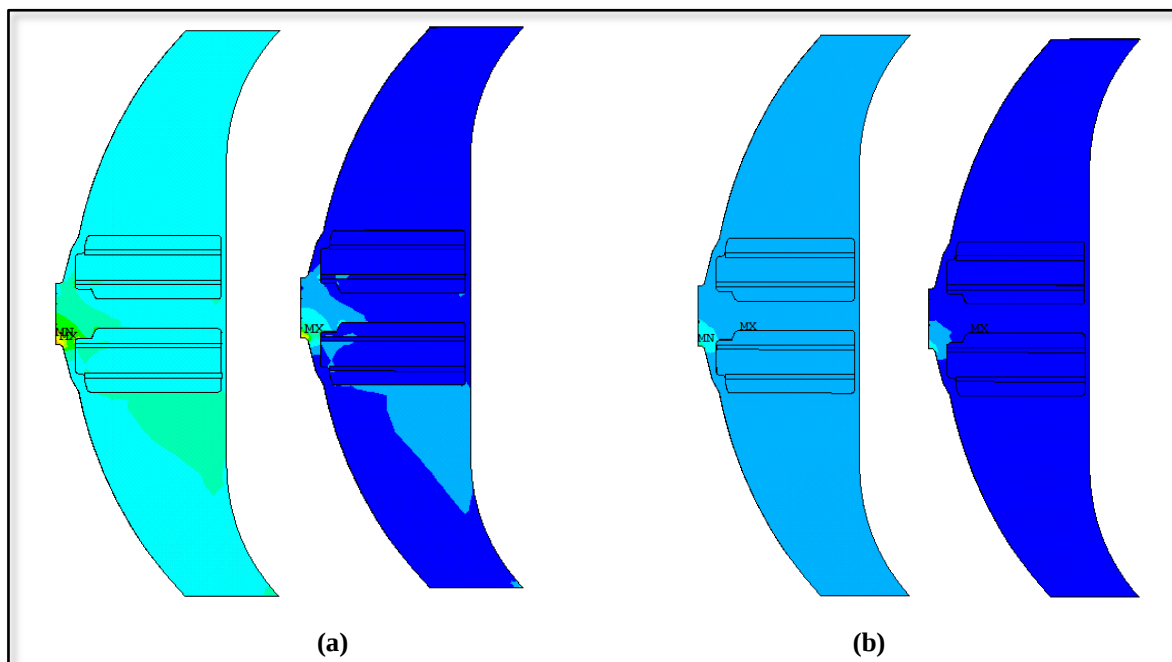


Figura 4.8 Distribución de esfuerzos y deformaciones unitarias a Flexión en segunda prueba

(a) en pieza unitaria (b) en pieza por ensambles.

Con lo anterior, queda asentado que los nuevos diseños están adoptando las filosofías de manufactura y ensamble que nos llevan a tener diseños sencillos, funcionales y monolíticos, tal es el caso del Diseño para la Manufactura y Ensamble o DFMA y de la Ingeniería Concurrente o IC.

En el caso de la EA, sus procesos de simplificación de diseño se están realizando en su matriz en los Estados Unidos, y en su planta en Mexicali, solo se realiza en su mayoría, los procesos de manufactura y ensamble para sus productos. Con respecto al departamento de ingeniería de Mexicali, ellos cuentan con poca visibilidad de los criterios adoptados para validar una conversión de ensamble a componente unitario como tal, solo queda la evidencia visual al comparar elementos entre sus modelos, como se mencionó anteriormente y las propuestas que ellos pudiesen generar por necesidades propias en sus procesos de manufactura y ensamble, o por inquietud e iniciativa por parte de sus ingenieros.

4.6 Consideraciones de diseño y manufactura de Empresa Aeroespacial (EA)

Como se menciona en el apartado anterior, las consideraciones de diseño y manufactura por parte de la EA quedan limitadas en cuanto a su planta de Mexicali, ya que las áreas que están afectadas por estas conversiones (Maquinado CNC, Hidroformado, Sheet Metal y Ensamblajes), están en su mayoría orientadas como unidades de negocio, haciendo que sus prioridades sean la manufactura de sus productos, y no se involucran aspectos, como su geometría, sus condiciones de operación, sus dimensiones, entre otras, que pudieran ser factor determinante para partir hacia un nuevo modelo, a excepción de los productos que pudiesen estar causando algún inconveniente en sus procesos, dando hincapié a la búsqueda de una causa raíz, que va desde sus procesos de manufactura y ensamble, hasta llegar al diseño del modelo.

Cuando sucede lo anterior, que una pieza está causando problemas en sus procesos, como la generación de defectos que pudiesen generar a su vez algún desperdicio, se realiza algunas propuestas innovadoras que ser podrían ayudar a mitigar o terminar con el problema. En caso de que esta acción correctiva no surgiera efecto alguno, se realiza una serie de pruebas (un pequeño diseño de experimentos), para definir si su proceso de manufactura y ensamble es el correcto para trabajar dicha pieza. En caso de que los resultados no fuesen concluyentes, es el momento de subir a otro nivel, en el que se involucra el diseño, lo que lleva a iniciar un proceso que pudiese terminar en una modificación de la pieza a una nueva entidad.

4.7 Validación por procedimientos normados en EA

Actualmente, la Empresa Aeroespacial (EA) se encuentra en la fase de fabricación una nueva línea de aviones privados, los cuales se caracterizan, en comparación con los modelos anteriores, con una notable disminución de componentes y elementos para ensamble. Dicha conversión está presente desde las etapas de concepción y maduración del proyecto en su matriz, ubicada en los Estados Unidos, y en Mexicali, solo resta la etapa de manufactura.

En algunas ocasiones, el departamento de ingeniería Mexicali ha realizado una serie de propuestas de conversión para modelos anteriores y que después de una serie de procesos, han llegado a tener resultados favorables. Estas piezas propuestas, han sido identificadas debido a que han sobresalido en el piso de producción, por sus dificultades en los procesos de manufactura y ensamble, así como en la generación de defectos, como se menciona en el apartado anterior. Después de seguir con los procedimientos establecidos, pasa un nuevo análisis al diseño, donde se involucra al departamento de ingeniería de Mexicali y de su matriz en EU (esta última, hasta que se ha aprobado el continuar con el flujo de información).

Para lo anterior, si se tiene una pieza ensamblada que cumple con lo establecido anteriormente, y esta pudiese ser candidata a sufrir un proceso de conversión, este es como sigue:

- El ingeniero del área genera un Requerimiento de Cambio de Ingeniería o ECR, donde se enlistan los problemas ocurridos, así como las acciones correctivas no satisfactorias y por último, se hace la propuesta de unificar dos o más elementos ensamblados a una nueva entidad.
- Ingeniería Mexicali hace un pre-análisis, donde se evalúa la factibilidad de la conversión y se propone el proceso de manufactura con los equipos de la EA.
- Al ser aprobado el pre-análisis, la propuesta es enviada a la matriz en EU, donde su departamento de ingeniería realiza todo un análisis completo (diseño, manufactura, análisis de esfuerzos, costos, etc.). Si este es aceptado, se realiza un proceso de conversión en su ingeniería, hasta ser liberado.

Aun cuando el proceso pudiese sonar sencillo, hay aspectos que pudieran descartar de inicio la conversión y reingeniería de las piezas, como pudiese ser el caso de las modificaciones de dibujos, planos, información en sistema, aprobaciones por parte de FAA, cambios de procesos y capacidades, etc.

4.8 Conclusiones

Durante el progreso de este documento fue posible lograr las metas planteadas y contrastando esos resultados con los objetivos propuestos desde un inicio, es posible observar lo siguiente:

- Se cumplió al 100% con las metas planteadas ya que se logró analizar estructuralmente ambos elementos aeroespaciales (unitario y ensamblado).
- Se fabricó la herramienta de sujeción y posicionamiento específica, necesaria para cumplir con el objetivo planteado en el punto anterior.
- Se realizó un análisis comparativo con los datos obtenidos por medio del desarrollo experimental y la simulación, pudiendo indicar que los resultados tienen un comportamiento similar, y consolidando dicho comportamiento con respecto a la literatura revisada durante la investigación.
- Al hacer la comparación de los resultados obtenidos por las pruebas de tracción con probetas normalizadas de aluminio, como de las probetas ensambladas por sus elementos de sujeción y con su estudio numérico por MEF para las dos anteriores, se logra certificar el proceso de análisis (descrito al inicio del Capítulo 3); además, se concluye que es correcto el sostener que se obtendrán piezas de aluminio unitarias que tengan la misma geometría con mejor comportamiento estructural en comparación a una entidad formada por varios ensambles, bajo esta condición.
- La configuración de la primera prueba de flexión se formó por el empotramiento de la pieza en uno de sus extremos y la aplicación de la carga en el otro extremo (en voladizo), con el fin de obtener una tendencia de comportamiento de la pieza de prueba. Los resultados obtenidos por el indicador de carátula muestran que la pieza unitaria presenta una deflexión mayor de 0.069 in en comparación a la pieza ensamblada. Con respecto a los resultados de la prueba para la obtención de deformaciones unitarias a través de galgas y MEF, se arroja un resultado favorecedor para la pieza ensamblada con respecto a la unitaria, obteniendo para la pieza unitaria 0.064 $\mu\epsilon$ más que la ensamblada, tomando como referencia, los valores obtenidos por extensometría. Como conclusión se tiene que los remaches absorben parte considerable de los esfuerzos y deformaciones que se pudieran generar por la carga aplicada y permite que los elementos que conforman la pieza aeroespacial ensamblada trabajen con valores de esfuerzos y deformaciones menores que la unitaria. En la pieza unitaria, la distribución de los esfuerzos y

deformaciones ocurren en todo el elemento. Por lo que las piezas de refuerzo secundarias que forman parte del ensamble del componente aeroespacial real junto con los remaches, son elementos que buscan dar rigidez mecánica, cuestión que, en la experimentación, no es favorecedora para la pieza unitaria, haciendo hincapié en que las condiciones descritas no representan las condiciones de operación, solo se propusieron como un caso de estudio tradicional para encontrar una tendencia y caracterizar el componente.

- Como parte del desarrollo de la sección 3.4.1, se concluyó de que la fuerza de arrastre derivada del empuje de las turbinas es la más significativa para el elemento de estudio, así como que los elementos estructurales en esa zona deben ser rígidos. Dicho esto, se propuso la segunda prueba de flexión, condicionando el empotramiento en la zona media superior de la pieza debido a que en esa zona se ubica un larguero principal, así como la aplicación de la carga en un extremo de la misma (extremo izquierdo) simulando el arrastre provocado por la turbinas. Los resultados mostraron que la pieza unitaria presenta una deflexión menor de 0.059 in en comparación a la pieza ensamblada. Adicionalmente, los resultados de la prueba para la obtención de deformaciones unitarias, se tiene un resultado favorecedor para la pieza unitaria con respecto a la ensamblada, obteniendo para la última $0.180 \mu\epsilon$ más que la unitaria, tomando como referencia, los valores obtenidos por extensometría. La conclusión ante estos resultados solo apunta a que el arreglo utilizado tiene una forma geométrica favorecedora, ya que sólo los primeros remaches cercanos la zona de empotramiento actúan como elementos de unión y rigidización del ensamble (caso contrario a la prueba anterior, donde la concentración del esfuerzo se presentaba en todos los remaches), y para el componente unitario, existe una sección uniforme mayor en la cual se distribuye la carga a lo largo de la pieza. Por lo anterior, se puede indicar que la pieza unitaria logra tener una mejora en su resistencia y estabilidad estructural en las condiciones más acercadas a su operación real, fortaleciendo la información que se recabó a la largo de este documento. También, se puede decir que este supuesto de mejoría estructural solo ocurre bajo ciertas condiciones, como ocurrió para la prueba de tracción o la segunda prueba de flexión. Se debe de agregar que también es importante el establecer la condición de mejoría estructural en base al comportamiento deseado, ya que para este caso en particular, en base a la ubicación del elemento estructural en el fuselaje del avión, se requiere una rigidez estructural para transmisión de esfuerzo a través de los largueros y mamparos, aspecto alcanzado por dicha conversión.

4.9 Recomendaciones

En el diseño y fabricación de piezas de aplicación aeroespacial más específicamente piezas estructurales se puede indicar que:

- a) En la fabricación del modelo de prueba estructural se sugiere el uso de material normalizado aeroespacial, y en los elementos de sujeción bajo estándar aeroespacial.
- b) Se aconseja utilizar estándares aeroespaciales para la manufactura y producción, así como de control de calidad.
- c) Para piezas de geometría complejas se recomienda el uso de galgas triaxiales en el análisis de esfuerzos combinados de flexión y torsión.
- d) Debe establecerse variaciones en las cargas aplicadas en las pruebas estructurales, para así obtener modelos de comportamiento e interpretar resultados con el fin de encontrar tendencias de comportamiento (por ejemplo, un punto de coincidencia que refleje las mismas condiciones de operación para ambas piezas a cierto valor de carga).

4.10 Trabajos Futuros

Como líneas futuras de investigación derivadas de dicho trabajo, se encuentran:

- a) Análisis comparativo entre elementos unitarios y ensamblados fabricados mediante materiales compuestos utilizando galgas uniaxiales y MEF bajo la metodología presentada en el documento.
- b) Análisis comparativo entre componentes unitarios y ensamblados de geometría compleja de materiales compuestos, mediante el uso de galgas triaxiales y MEF mediante la metodología planteada en este trabajo.
- c) Uso de galgas triaxiales y MEF para análisis comparativo entre componentes unitarios y ensamblados de aluminio (o materiales compuestos) de geometría compleja bajo condiciones de esfuerzos combinados (el cual implicaría la fabricación de un banco de pruebas con diferentes puntos de sujeción como de aplicación de cargas variables, acercando a las condiciones normales de operación).
- d) Uso de galgas triaxiales, extensómetros ópticos en 3D y MEF para análisis comparativo entre componentes unitarios y ensamblados de aluminio (o materiales compuestos) de geometría compleja bajo condiciones de esfuerzos combinados (el cual implicaría la fabricación de un banco de pruebas con diferentes puntos de sujeción como de aplicación de cargas variables, acercando a las condiciones normales de operación).

BIBLIOGRAFÍA

- [1] UNAM - Instituto de Investigaciones en Materiales, La Cristalografía y la Ciencia de los Materiales, 2002.
[Citado 15/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.smcr.fisica.unam.mx/8temasutiles/articulosutiles/Crist%20y%20Ciencia%20de%20Mats.pdf>

- [2] Introducción a la Tecnología.
[Citado 15/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://platea.pntic.mec.es/~msanch2/tecnoweb/introduc.htm>

- [3] Santiago San Antonio Copero, La industria Aeroespacial: un modelo de integración para la industria de Defensa, Consejo Superior de Investigaciones Científicas, España, 2002, pp 419-420
[Citado 15/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://arbor.revistas.csic.es/index.php/arbor/article/download/1039/1046>

- [4] Perspectiva del desarrollo de la ciencia y tecnología de materiales.
[Citado 16/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.monografias.com/trabajos10/deci/deci.shtml>

- [5] Universidad de Oviedo - Escuela Técnica Superior de Ingenieros en Minas, Clasificación de los Materiales.
[Citado 15/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.etsimo.uniovi.es/usr/fblanco/Leccion1.CERAMICAS.TiposMATERIALES.pdf>

- [6] Jeanne Mager Stellman, Encyclopaedia of Occupational Health and Safety Fourth Edition, Ministerio de Trabajo y Asuntos Sociales - Subdirección General de Publicaciones, Tercera Edición en Español, Madrid, 1998, pp 90.2-90.4.
[Citado 16/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.insht.es/InshtWeb/Contenidos/Documentacion/TextosOnline/EnciclopediaOIT/tomo3/90.pdf>

- [7] Materiales Aeronáuticos.
[Citado 16/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://sandglasspatrol.com/tecnicos/materiales.pdf>

- [8] Materiales Compuestos.
[Citado 16/02/12]
Disponible en Página Web:
http://es.wikipedia.org/wiki/Material_compuesto
- [9] José María Badía Pérez, Transformaciones Estructurales de las Aleaciones de Aluminio de Alta Resistencia, Universidad Politécnica de Madrid - Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, 1981, pp 7-9.
[Citado 16/02/12]
Disponible en Página Web:
http://oa.upm.es/893/1/JOSE_MARIA_BADIA_PEREZ.pdf
- [10] El Zeppelin.
[Citado 17/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.ionlitio.com/el-zeppelin-ii/>
- [11] Universidad Nacional de la Plata - Departamento de Aeronáutica, El Aluminio Aleado y sus Aplicaciones en la Aeronáutica, pp 1-3.
[Citado 17/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.ing.unlp.edu.ar/aeron/catedras/archivos/Apunte%20de%20Aluminio11.pdf>
- [12] Enrique Santos Sánchez, Comportamiento Térmico de Aleaciones de Aluminio de la serie 2XXX sinterizadas. Estudio de la influencia de la aleación mecánica y adiciones de SN y TICN, Asesor: Elisa Ruiz Navas, Director: Javier Hidalgo García, Universidad Carlos III de Madrid - Departamento de Ciencia de los Materiales e Ingeniería Metalúrgica, 2011, pp 4-7.
[Citado 22/02/12]
Disponible en Página Web:
http://e-archivo.uc3m.es/bitstream/10016/11414/1/PFC_final_Enrique_Santos_Sanchez.pdf
- [13] Biblioteca Digital ILCE, Los Materiales en el Espacio.
[Citado 17/02/12]
Disponible en Página Web:
http://bibliotecadigital.ilce.edu.mx/sites/ciencia/volumen2/ciencia3/069/htm/sec_9.htm
- [14] Marco Antonio García Bernal, Fusión de la aleación ligera Al-4.5Mg y Análisis de sus Propiedades Superplásticas de Aplicación Aeronáutica y Aeroespacial, Asesores: Hilario Hernández Moreno y Víctor Manuel Sauce Rangel, Instituto Politécnico Nacional - Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, 2002, pp 8-9
[Citado 17/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://itzamna.bnct.ipn.mx:8080/dspace/bitstream/123456789/6372/1/1099%202002.pdf>

- [15] J. M. Badía, J. M. Antoranz, P. Tarín, C. López del Castillo, A. G. Simón, N. M. Piris, Influencia de la sobremaduración en las propiedades mecánicas y comportamiento a corrosión bajo tensión de una aleación de aluminio 7075 T6, Bol. Soc. Esp. Cerámica y Vidrio, 2004, pp1.
[Citado 22/02/12]
Disponible en Página Web:
[http://boletines.secv.es/upload/20070308163857.43\[2\]224-228.pdf](http://boletines.secv.es/upload/20070308163857.43[2]224-228.pdf)

- [16] Derek Hull, An Introduction to Composite Materials, Editorial Reverté, S.A., Primera Edición, Barcelona, 1987, pp 1-2.
[Citado 23/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://books.google.com.mx/books?hl=es&lr=&id=FiYSkhjInm4C&oi=fnd&pg=PR5&dq=materiales+compuestos&ots=0UKNFaCkck&sig=WjlvxjS5sjnODgJQ6gksrXqJIOw#v=onepage&q=materiales%20compuestos&f=false>

- [17] Agustín Reche, Estructuras Principales del Avión, IVAO - International Virtual Aviation Organisation, 2009, pp 17.
[Citado 22/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://ivao.es/uploads/8697689eec233abb95cd0b31ab6e8dec.pdf>

- [18] Eva María Cervantes Barla, Diseño e Implantación de un Sistema de Logística en una Industria Aeronáutica. Universidad de Cádiz, 2010, pp 33-35
[Citado 24/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://rodin.uca.es:8081/xmlui/bitstream/handle/10498/12118/35149310.pdf?sequence=1>

- [19] Miguel Ángel Muñoz, Manual de Vuelo.
[Citado 24/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>

- [20] James G. Bralla, Handbook of Product Design for Manufacturing, McGraw-Hill, Primera Edición, México, 1993, pp 1.16 – 1.17
[Citado 24/02/12]

- [21] Heriberto Maury Ramírez, Enrique E. Niebles Nuñez y Jaime Torres Salcedo, Diseño para la Fabricación y Ensamble de Productos Soldados - Un Enfoque Metodológico y Tecnológico, Ediciones Uninorte, Primera Edición, Bogotá, 2009, pp 6-7, 16.
[Citado 28/02/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=S_LOocKWa04C&pg=PA16&dq=consideraciones+de+dise%C3%B1o+ensamble&hl=es&sa=X&ei=r0dNT7y8N8rViALK3YW6Dw&ved=0CC0Q6AEwAA#v=onepage&q&f=false

- [22] Serope Kalpakjian, Steven R. Schmid, Manufacturing Engineering and Technology Prentice Hall, Cuarta Edición, México, 2002, pp 14.
[Citado 28/02/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=gilYI9_KKAoC&pg=PA14&dq=ensamble+de+productos&hl=es&sa=X&ei=dKpNT5m_IKWGiQLZ-ayvBw&sqi=2&ved=0CFkQ6AEwBw#v=onepage&q=ensamble%20de%20productos&f=false
- [23] Santiago Poveda Martínez, Elementos de Fijación en Estructuras Aeroespaciales, Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Aeronáutica - Universidad Politécnica de Madrid, pp 4-9.
[Citado 28/02/12]
Disponible en Página Web:
http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA_COMPLEMENTARIA/UNIONES/elementos_de_fijacion_aeroespaciales.pdf
- [24] Mikell P. Groover, Fundamentals of Modern Manufacturing: Materials, Processes and Systems, Prentice Hall, Primer Edición, México, 1997, pp 543-545.
[Citado 29/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://books.google.com.mx/books?id=tcV0l37tUr0C&pg=PA543&dq=maquinado+de+metales&hl=es&sa=X&ei=Nm5OT66-LKThiALwk5CbCw&ved=0CDoQ6AEwAA#v=onepage&q=maquinado%20de%20metales&f=false>
- [25] Wit Grzesik, Advanced Machining Processes of Metallic Materials: Theory Modelling and Applications, Elsevier, Primer Edición, Inglaterra, 2008, pp 195
[Citado 12/03/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=j-_QA3u1D5EC&printsec=frontcover&hl=es&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
- [26] Materials, Engineering Design Handbook - Helicopter Engineering, Part Two - Detail Design - US Army Material Command Retrieved 706-202, 1976, pp 2-4 y 2-5.
[Citado 12/03/12]
Disponible en Página Web:
http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=3546&VerticalID=0

- [27] Horacio Tomás Sánchez Reinoso, Desarrollo e Integración de Métodos de Análisis de Sistemas de Sujeción en Máquinas-Herramienta, Directores de Tesis: Manuel Estrems Amestoy Félix Faura Mateu, Universidad Politécnica de Cartagena - Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial, 2003, pp 3-4
[Citado 29/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://repositorio.bib.upct.es:8080/dspace/handle/10317/992>
- [28] Ma. Henar Miguélez, José Luis Cantero, José Antonio Canteli, José G. Filippone, Problemas resueltos de Tecnología de Fabricación, Paraninfo, Primera Edición, España, 2005, pp 229.
[Citado 29/02/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=IFhnLBWNCm0C&pg=PA229&dq=maquinas+de+control+numerico&hl=es&sa=X&ei=_5VOT_CeHJPYiQLM69zQCw&ved=0CGgQ6AEwBg#v=onepage&q=maquinas%20de%20control%20numerico&f=false
- [29] Simón Millán Flores, Procedimientos de Mecanizado, Paraninfo, Segunda Edición, España, 2010, pp 206.
[Citado 29/02/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=f4Sh-vvSVtgC&pg=PA206&dq=maquinas+de+control+numerico&hl=es&sa=X&ei=_5VOT_CeHJPYiQLM69zQCw&ved=0CG8Q6AEwBw#v=onepage&q=maquinas%20de%20control%20numerico&f=false
- [30] L. N. López de Lacalle, A. Lamikiz, Machine Tools for High Performance Machining, Springer, Primer Edición, España, 2009, pp 433-434.
[Citado 13/03/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=ORIsGy57mP8C&printsec=frontcover&hl=es&sourc=gsb_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
- [31] MAG
[Citado 13/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.szimker.hu/mag/gepek-technologiak/powertrain/megmunkalokozpont/SPECHT-500.html>
- [32] Raúl A. Salas Motis, José Esparza Elizalde, Arturo Morales Benavides, Capacitación a estudiantes de ingeniería mecánica en Mecanizado de Alta Velocidad, Tecnociencia Chihuahua, 2011, pp 117-118.
[Citado 29/02/12]
Disponible en Página Web:
http://tecnociencia.uach.mx/numeros/v5n3/data/Capacitacion_a_estudiantes_de%20ingenieria_mecanica_en_mecanizado_de_alta_velocidad.pdf

- [33] Herramientas para Mecanizado de Alta Velocidad.
[Citado 29/02/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.tecsafer.com/pdf/Herramientas%20para%20Mecanizado%20de%20Alta%20Velocidad.pdf>
- [34] Patrick P. Pizzo, Failure Analysis, San Jose State University - Chemical & Materials Engineering Department, 2011.
[Citado 01/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.engr.sjsu.edu/WofMatE/FailureAnaly.htm>
- [35] Patrick P. Pizzo, Aircraft Accident Investigation, San Jose State University - Chemical & Materials Engineering Department, 2011.
[Citado 01/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.engr.sjsu.edu/WofMatE/AAI.html>
- [36] Failure Analysis.
[Citado 01/03/12]
Disponible en Página Web:
http://media.wiley.com/product_data/excerpt/60/04714143/0471414360.pdf
- [37] Materials, Engineering Design Handbook - Helicopter Engineering, Part Two - Detail Design - US Army Material Command Retrieved 706-202, 1976, pp 2-4 y 2-5.
[Citado 12/03/12]
Disponible en Página Web:
http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=3546&VerticalID=0
- [38] E.A. Starke Jr, J. T. Staley Application of Modern Aluminum Alloys to Aircraft, Elsevier Science Ltd, Gran Bretaña, 1996, pp 141-142.
[Citado 26/03/12]
Disponible en Página Web:
http://static.gest.unipd.it/esercizi/IIP_pmml/Al_aerospace_03.pdf
- [39] José Miguel Ramírez Rodríguez, Lindon Wilson Ramírez Yanes, Efecto del anodizado sobre la razón de desgaste de una Aleación de Aluminio 6061, Universidad de El Salvador – Facultad de Ingeniería y Arquitectura, 2009, pp 16-17.
[Citado 20/05/13]
Disponible en Página Web:
<http://ri.ues.edu.sv/1739/>

- [40] J.R. Davis & Associates, Aluminum and Aluminum Alloys, ASM International, 1993, pp 328-332.
[Citado 20/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://books.google.com.mx/books?id=Lskj5k3PSIcC&printsec=frontcover&hl=es#v=onepage&q&f=false>
- [41] ASM Handbook, Volume 16, Machining.
[Citado 21/03/12]
- [42] Andrew Y. C. Nee, A. Senthil Kumar, An Advanced Treatise on Fixture Design and Planning, World Scientific Pub Co Inc., Inglaterra, Primer Edición, 2004, pp 2-8.
[Citado 23/03/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=vHJthLe11jEC&printsec=frontcover&hl=es&source=gbg_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
- [43] J. Paulo Davim, Machining of Complex Sculptured Surfaces, Springer, Portugal, Primer Edición, 2012, pp 4-116 a 4-118.
[Citado 27/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://books.google.com.mx/books?id=q92-ECW2ygAC&printsec=frontcover&hl=es#v=onepage&q&f=false>
- [44] Karlo Apro, Secrets of 5-Axis Machining, Industrial Press Inc., Estados Unidos, Primer Edición, 2008, pp 143.
[Citado 27/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://books.google.com.mx/books?id=Ws228Aht0bcC&printsec=frontcover&hl=es#v=onepage&q&f=false>
- [45] Michael Mattson, CNC Programming: Principles and Applications, Delmar Cengage Learning, Canadá, Segunda Edición, 2009, pp 323-326.
[Citado 28/03/12]
Disponible en Página Web:
<http://books.google.com.mx/books?id=PjTGgpQ-H6oC&printsec=frontcover&hl=es#v=onepage&q&f=false>
- [46] Alain Albert, Understanding CNC Routers, FP Innovations, Canadá, Primera Edición, 2011, pp 80.
[Citado 18/04/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=baz823rrnOcC&printsec=frontcover&hl=es&source=gbg_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false

- [47] Processes, Engineering Design Handbook - Helicopter Engineering, Part Two - Detail Design - US Army Material Command Retrieved 706-202, 1976, pp 17-10 y 17-11.
[Citado 12/03/12]
Disponible en Página Web:
http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=3546&VerticalID=0
- [48] Pablo L. Ringegni, Mecanismos y Sistemas de Aeronaves, Universidad Nacional de la Plata – Facultad de Ingeniería.
[Citado 10/04/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.ing.unlp.edu.ar/aeron/catedras/archivos/APUNTE%20TORNILLO.pdf>
- [49] Sina Ebnesajjad, Adhesives for Aerospace Structures, Handbook of Adhesives and Surface Preparation - Technology Applications and Manufacturing, Elsevier, 2011, pp 301-309.
[Citado 14/03/12]
Disponible en Página Web:
http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=4062&VerticalID=0
- [50] ASM Handbook, Volume 8, Mechanical Testing.
[Citado 12/04/12]
- [51] Antonio Uris, Elvira Bonet, Pilar Candelas Valiente, Francisco Belmar, Hermelando Estellés Berenguer, Laboratorio de Física, Editorial de la Universidad Politécnica de Valencia, España, Primera Edición, 2001 pp 149.
[Citado 17/04/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=uLvPX3vIxNAC&printsec=frontcover&hl=es&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false
- [52] Javier Sosa, Galgas Extensiométricas, Universidad Nacional de la Plata.
[Citado 17/04/12]
Disponible en Página Web:
http://www.ing.unlp.edu.ar/electrotecnia/procesos/apuntes/Strain_Gages_1.pdf
- [53] Extensómetro óptico 3D.
[Citado 17/04/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.directindustry.es/prod/gom/extensometros-opticos-3d-6214-23871.html>

- [54] User Manual ARAMIS v5.3.0.
[Citado 17/04/12]
Disponible en Página Web:
<http://materials-science.phys.rug.nl/index.php/experimental-facilities/mechanical-a-thermal-testing/187-manualaramis>

- [55] ARAMIS Optical 3D Deformation Analysis.
[Citado 17/04/12]
Disponible en Página Web:
http://www.spectromas.ro/assets/1276243727_ARAMIS_EN.pdf

- [56] Michael C. Y Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing, AD Adaso/Adastra Engineering LLC, Tercera Edición, 1997, pp 274-278.
[Citado 29/08/12]
Disponible en Página Web:
http://www.knovel.com/web/portal/basic_search/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=4696&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_fromSearch=true&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_Page=1&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_sistring=0;;;0;;;0;;;0;;;0;;;553537;;;-6;;;0;;;0;;;0;;;0;;;0;;;0&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_ststring=airframe%20stress%20analysis%20and%20sizing;;;;;0;;;0;;;0;;;0&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_searchType=basic

- [57] Remachado de estructuras de materiales compuestos de fibra de carbono.
[Citado 12/09/12]
Disponible en Página Web:
<http://es.scribd.com/doc/47474407/I-D-P-231-REMACHADO-DE-ESTRUCTURAS-DE-MATERIALES-COMPUESTOS-DE-FIBRA-DE-CARBONO>

- [58] Fasteners in Aerospace Industry: Aerospace Fastener Application, El Camino College.
[Citado 25/09/12]
Disponible en Página Web:
http://www.google.com.mx/url?sa=t&rct=j&q=aerospace%20fasteners%20application%20instructor%20notes&source=web&cd=1&ved=0CB8QFjAA&url=http%3A%2F%2Fwww.elcamino.edu%2Facademics%2Findtech%2Fnsf%2Fdocs%2Faerospace_fastener_applications_instructor_notes_part1_R2010.doc&ei=R7hkUP2tFKO8igLs-IDQDg&usg=AFQjCNGBbqdT41nm9uah4QwiotMcPBh9dg

- [59] AC 43.13-1B - Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair, Chapter 7 - Aircraft Hardware, Control Cables and Turnbuckles, Federal Aviation Administration.
[Citado 26/09/12]
Disponible en Página Web:
[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/list/AC%2043.13-1B/\\$FILE/Chapter%2007.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/list/AC%2043.13-1B/$FILE/Chapter%2007.pdf)

- [60] George Q. Huang, Design for X: Concurrent Engineering Imperatives, Primera Edición, Editorial Springer, Inglaterra, 1996, Pág. 34
[Citado 10/09/12]
Disponible en Página Web:
http://books.google.com.mx/books?id=CzLobLHvvggIC&printsec=frontcover&hl=es&source=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false

- [61] Ajoy Kumar Kundu, Aircraft Design, Primera Edición, Cambridge University Press, 2011, Pág.554
[Citado 10/25/12]
Disponible en Página Web:
http://www.knovel.com/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=3973

- [62] Airframes - Instructor Training Manual; CHAPTER 4 FUSELAGE.
[Citado 12/12/13]
Disponible en Página Web:
<http://www.didcotaircadets.co.uk/app/download/5788795120/Chapter+4+Fuselage.doc>

- [63] Michael Chun-Yung Nui, Airframe Structural Design – Practical (Design Information and Data on Aircraft Structures), Segunda edición, AD Adaso/Adastr Engineering LLC, 1999, Pág. 566-567.
[Citado 31/05/13]
Disponible en Página Web:
http://148.231.10.114:2057/web/portal/browse/display?_EXT_KNOVEL_DISPLAY_bookid=4695&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_sistring=0;;;0;;;0;;;0;;;0;;;553537;;;-6;;;0;;;0;;;0;;;0;;;0;;;0;0&_EXT_KNOVEL_DISPLAY_ststring=fatigue%20in%20airplane;;;;;0;;;0;;;0;;;0;;;0

- [64] Turbina Roll Royce BR700.
[Citado 12/12/13]
Disponible en Página Web:
http://es.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_BR700

- [65] US.5443229.A - Aircraft gas turbine engine sideways mount, 1995.
[Citado 12/12/13]
Disponible en Página Web:
<http://www.google.com/patents/US5443229>

- [66] CA.2624002.C - Aircraft engine assembly comprising an engine and a mount for said engine, 2013.
[Citado 12/12/13]
Disponible en Página Web:
<https://www.google.com/patents/CA2624002C>

- [67] US.20090090811.A1 - Arrangement for mounting an engine on the airframe of an aircraft, 2009,
[Citado 12/12/13]
Disponible en Página Web:
<http://www.google.com/patents/US20090090811>
- [68] Universidad Autónoma de Baja California-Facultad de Ingeniería, ANÁLISIS COMPARATIVO DE UNA SECCIÓN ESTRUCTURAL DEL FUSELAJE DE UNA AERONAVE DE MATERIAL COMPUESTO ORTOGONAL SIMÉTRICO BALANCEADO Y ALUMINIO 6061. Autor: Ing. Miriam Siqueiros Hernández, Director de Tesis: Dr. Víctor Nuño Moreno, Mexicali B.C., Junio 2013, Pág. 63-65.
[Citado 27/05/13]
- [69] Alberto López Carnicero, Instituto de Investigación Tecnológica de la Universidad Pontificia Comillas, Introducción al Método de los Elementos Finitos, España.
[Citado 09/09/13]
Disponible en Página Web:
http://www.iit.upcomillas.es/~carnicero/Resistencia/Introduccion_al_MEF.pdf
- [70] Fernando Mejía Umaña, Universidad Nacional de Colombia - Sede Bogotá, Modelamiento mediante Elementos Finitos.
[Citado 09/09/13]
Página Web:
<http://www.uestructuras.unal.edu.co/Pagina%20ANSYS/fernandomejia/1modelam.pdf>
- [71] Fernando Mejía Umaña, Universidad Nacional de Colombia - Sede Bogotá, Estructura de ANSYS.
[Citado 10/09/12]
Disponible en Página Web:
<http://www.uestructuras.unal.edu.co/Pagina%20ANSYS/fernandomejia/2estruct.pdf>
- [72] Norma ASTM E-8/E 8M-08 “Métodos de prueba estándar para la prueba de tensión de Materiales Metálicos.
[Citado 15/11/12]
- [73] Antonio Favio Ospino M., Factores que influyen en los Esfuerzos de los materiales.
[Citado 30/11/12]
Página Web:
<http://procesosunefa.wikispaces.com/file/view/FACTORES+QUE+INFLUYEN.pdf>
- [74] Gulfstream a General Dynamics Company, Gulfstream Historia.
[Citado 10/09/12]
Disponible en Página Web:
<http://es.gulfstream.com/history/>

ANEXOS

1) Resultados en Prueba de Tracción en probetas normalizadas y ensambladas (tema 3.7.2).

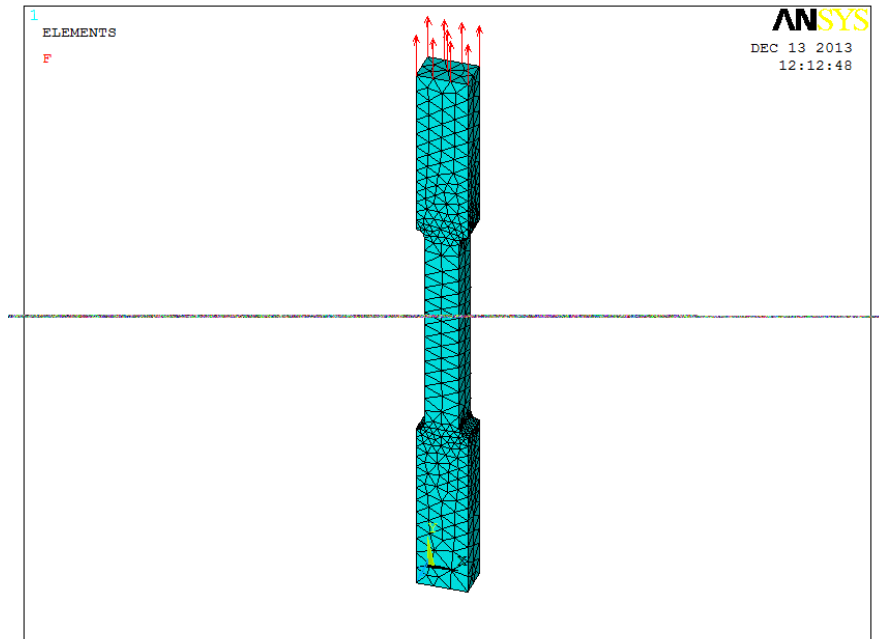


Figura 1. Representación de las condiciones a tracción para análisis usando el MEF.

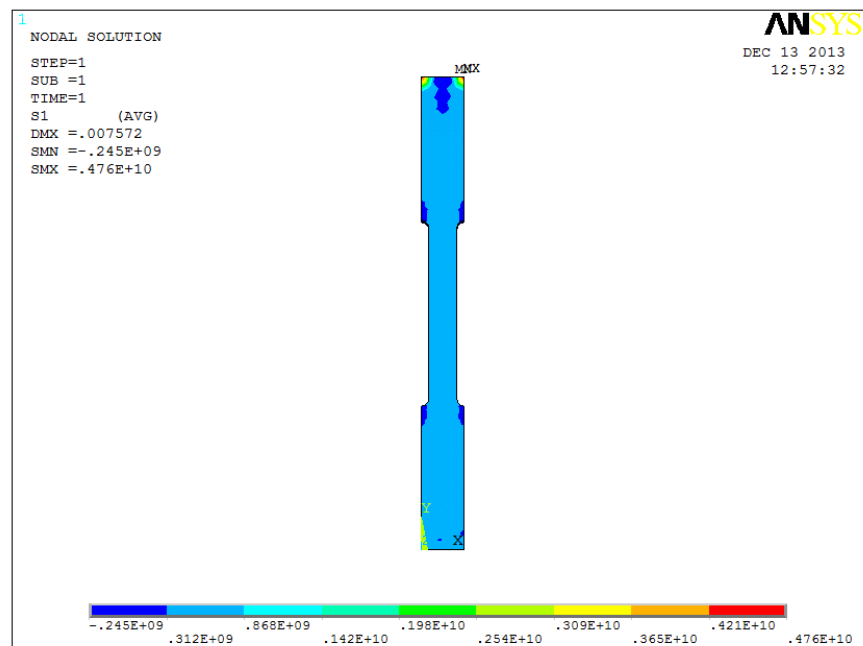


Figura 2. Esfuerzos principales en probeta normalizada ASTM.

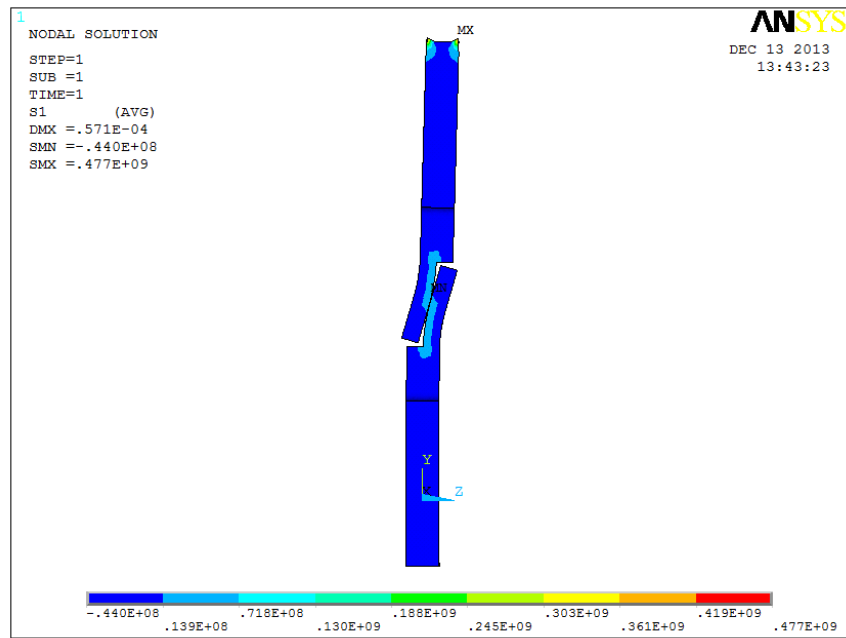


Figura 2. Esfuerzos principales en probeta ensamblada.

2) Resultados en Prueba de Tracción en pieza aeroespacial (tema 4.3).

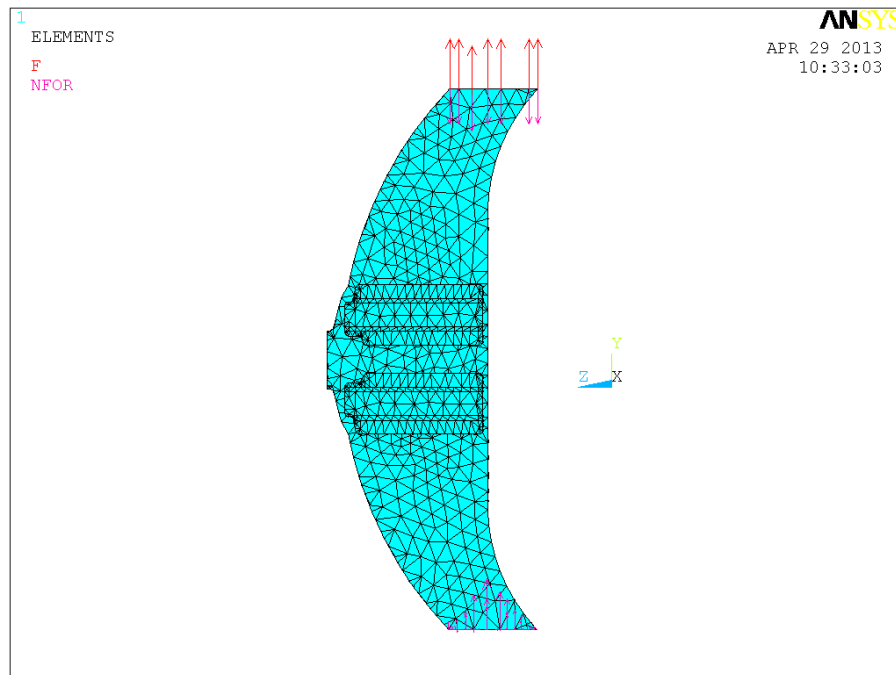


Figura 1. Representación de las condiciones a tracción para análisis usando el MEF.

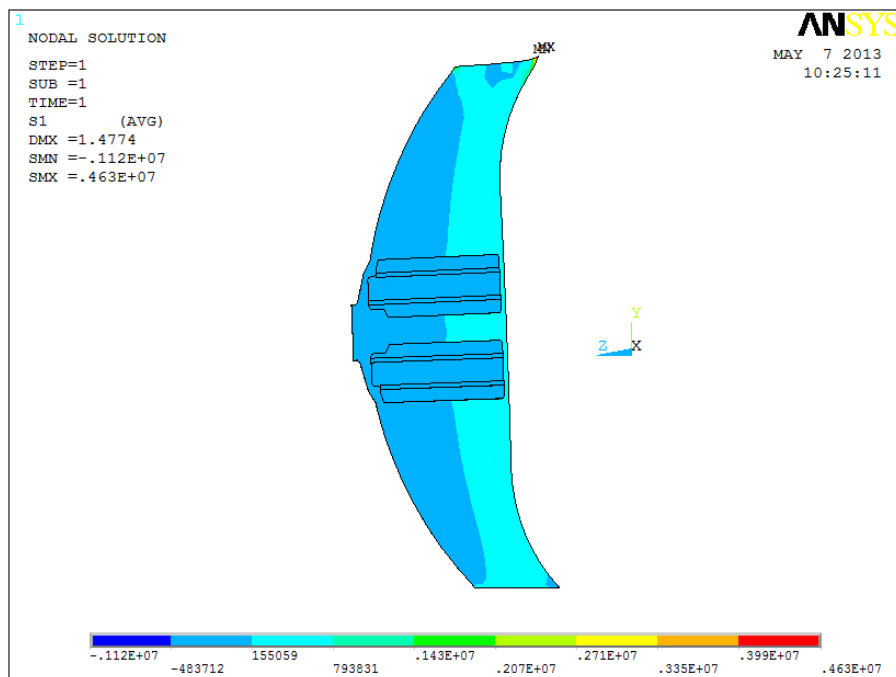


Figura 2. Esfuerzos principales en pieza aeroespacial unitaria.

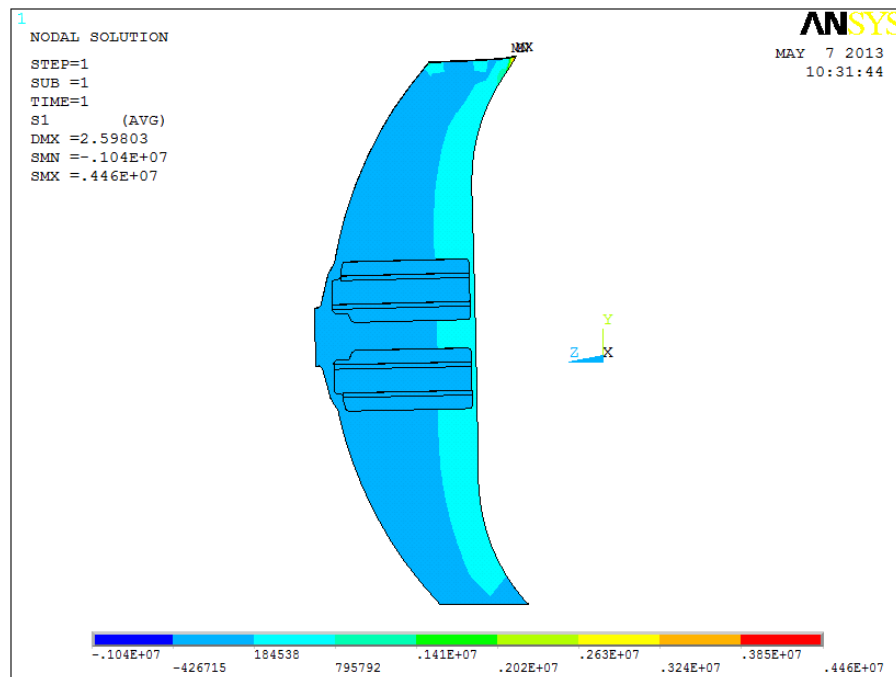


Figura 3. Esfuerzos principales en pieza aeroespacial ensamblada.

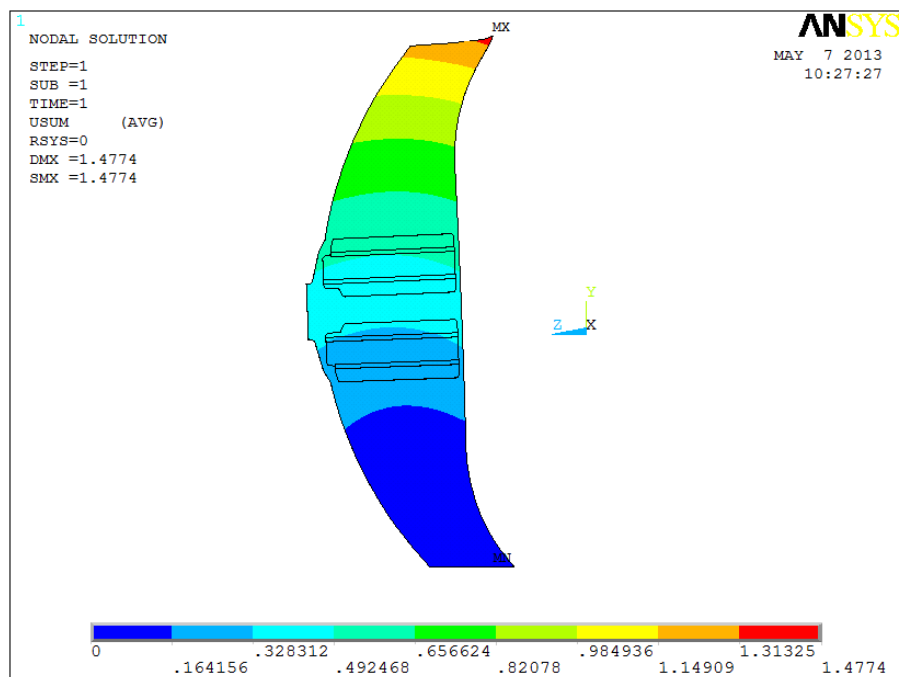


Figura 4. Deformaciones presentes en pieza aeroespacial unitaria.

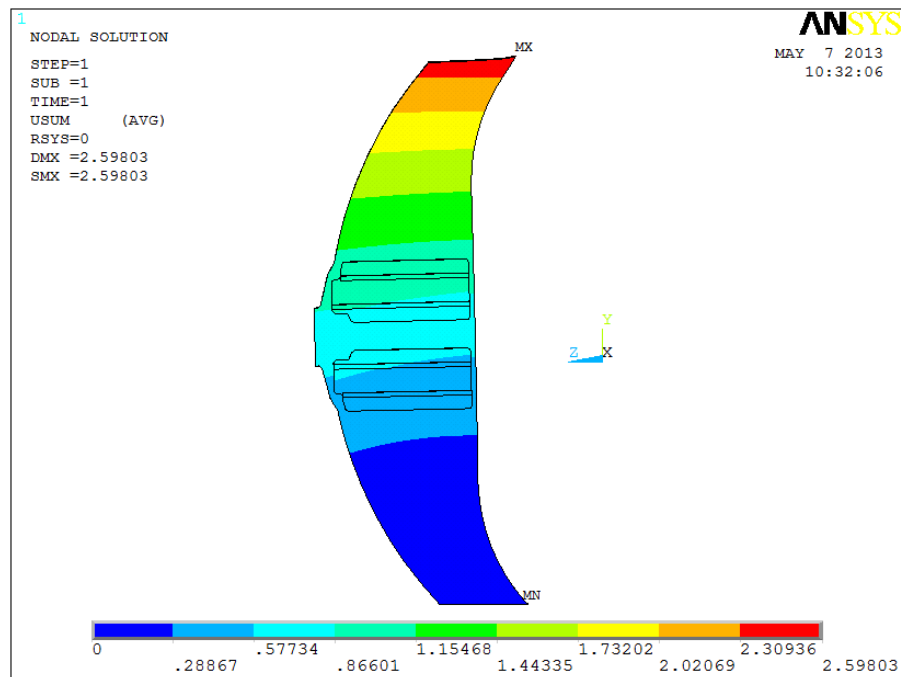


Figura 5. Deformaciones presentes en pieza aeroespacial ensamblada.

3) Resultados en prueba de tracción en pieza aeroespacial seccionada (tema 3.8).

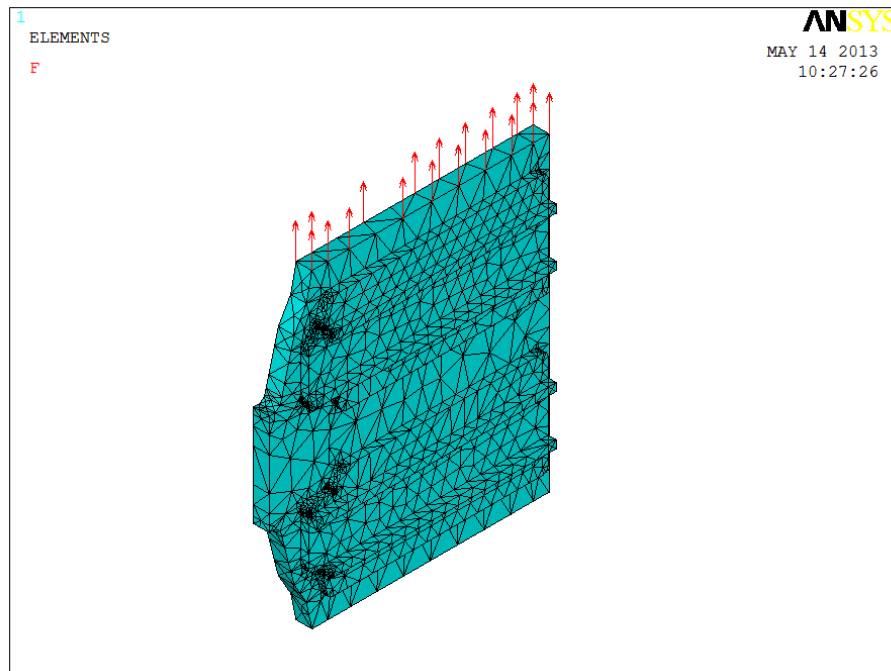


Figura 1. Representación de las condiciones a tracción (pieza seccionada) para análisis usando el MEF.

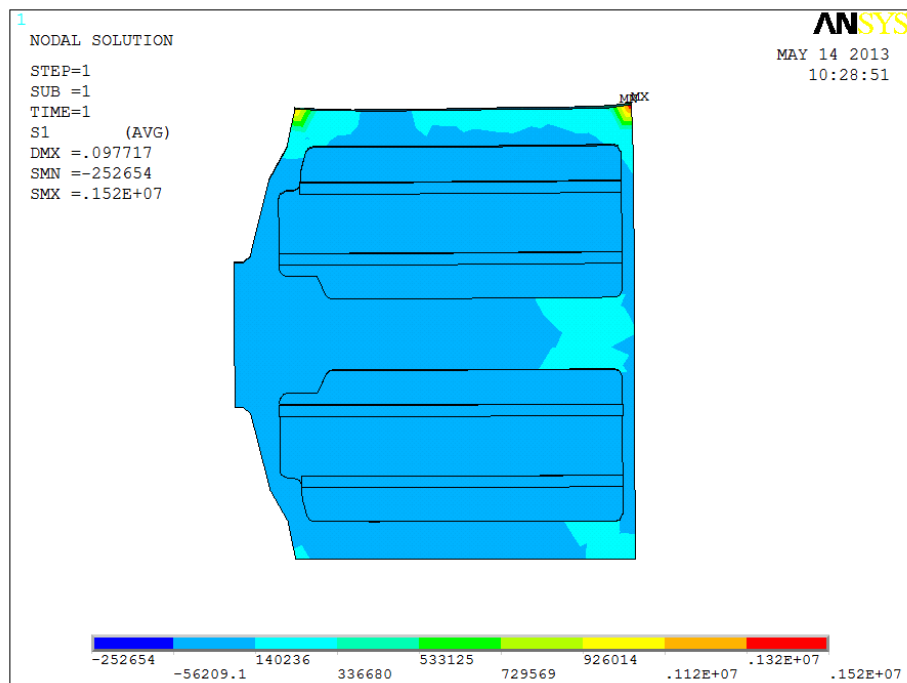


Figura 2. Esfuerzos principales presentes en pieza seccionada de pieza aeroespacial unitaria.

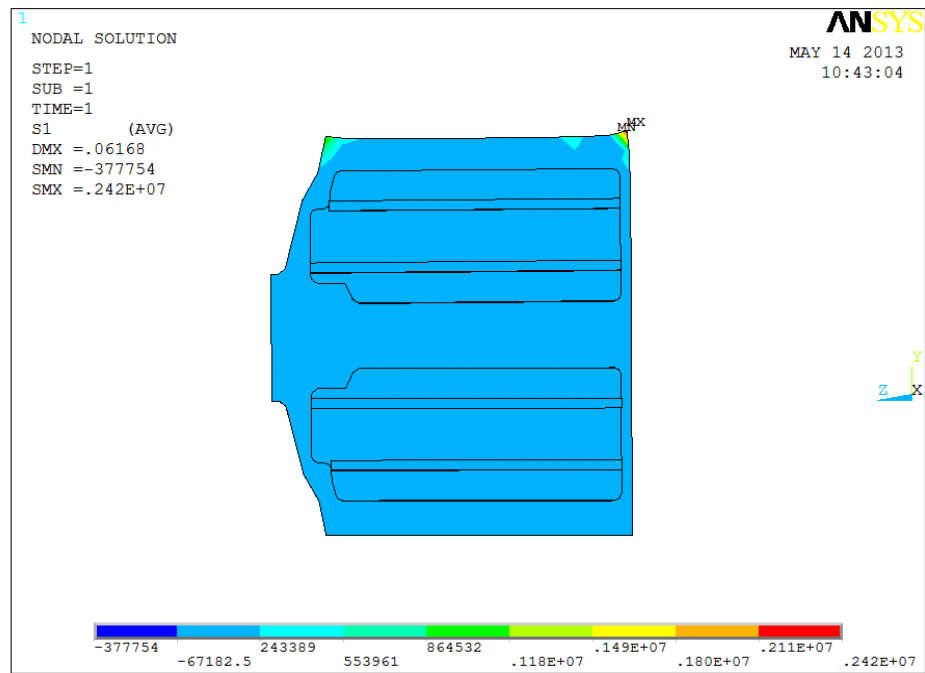


Figura 3. Esfuerzos principales presentes en pieza seccionada de pieza aeroespacial ensamblada.

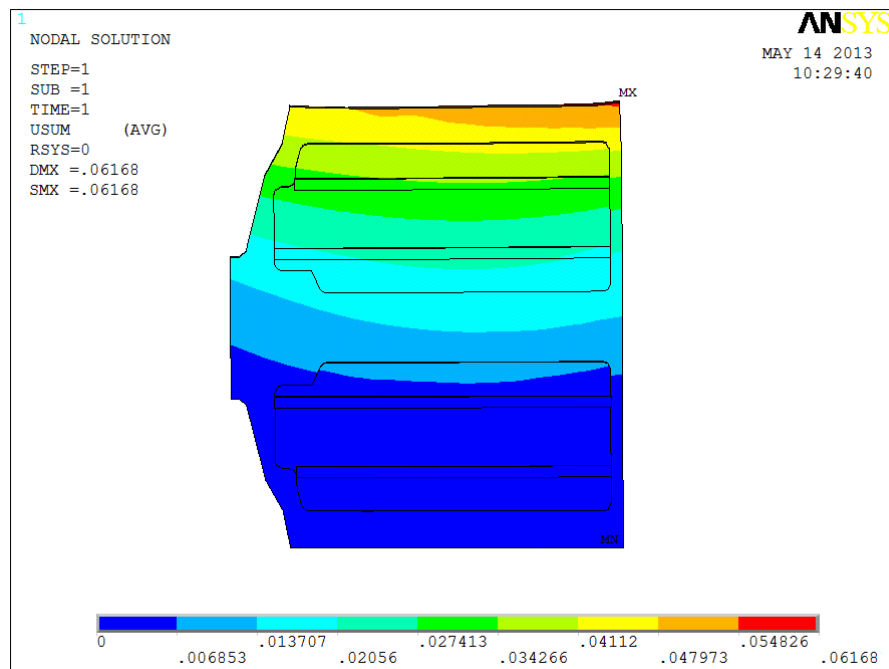


Figura 4. Deformaciones presentes en pieza seccionada de pieza aeroespacial unitaria.

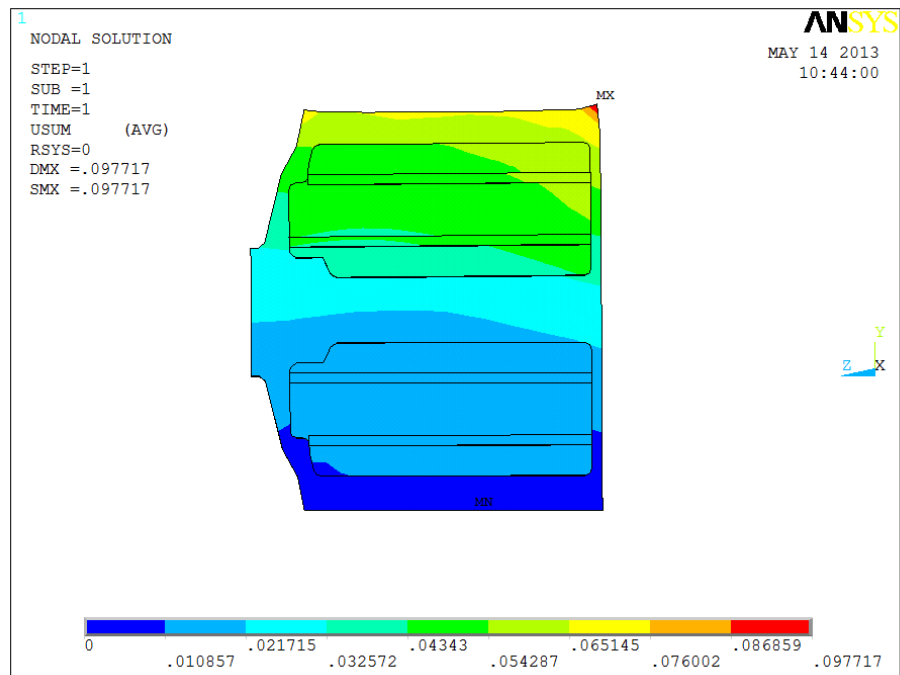


Figura 5. Deformaciones presentes en pieza seccionada de pieza aeroespacial ensamblada.

4) Resultados en primera prueba de flexión en pieza aeroespacial (tema 4.4.2).

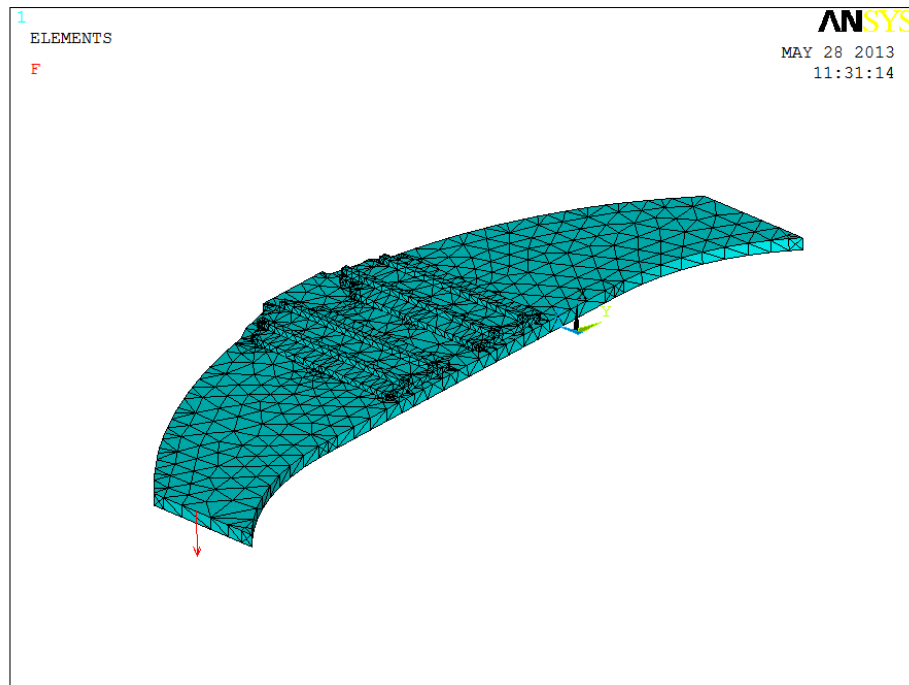


Figura 1. Representación de las condiciones a flexión para análisis en primera prueba usando el MEF.

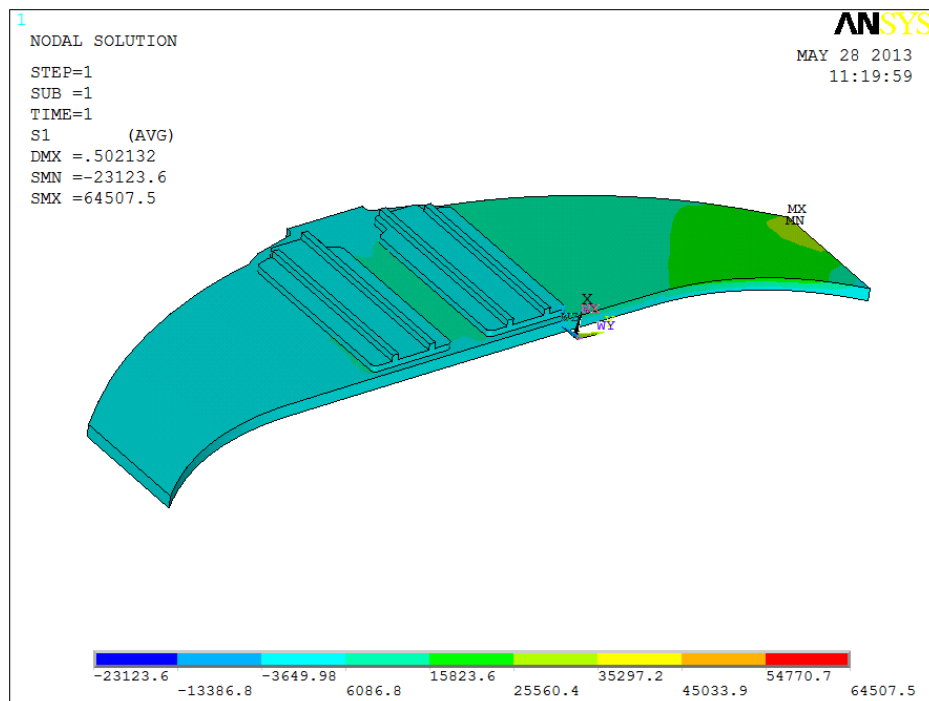


Figura 2. Esfuerzos principales en pieza aeroespacial unitaria.

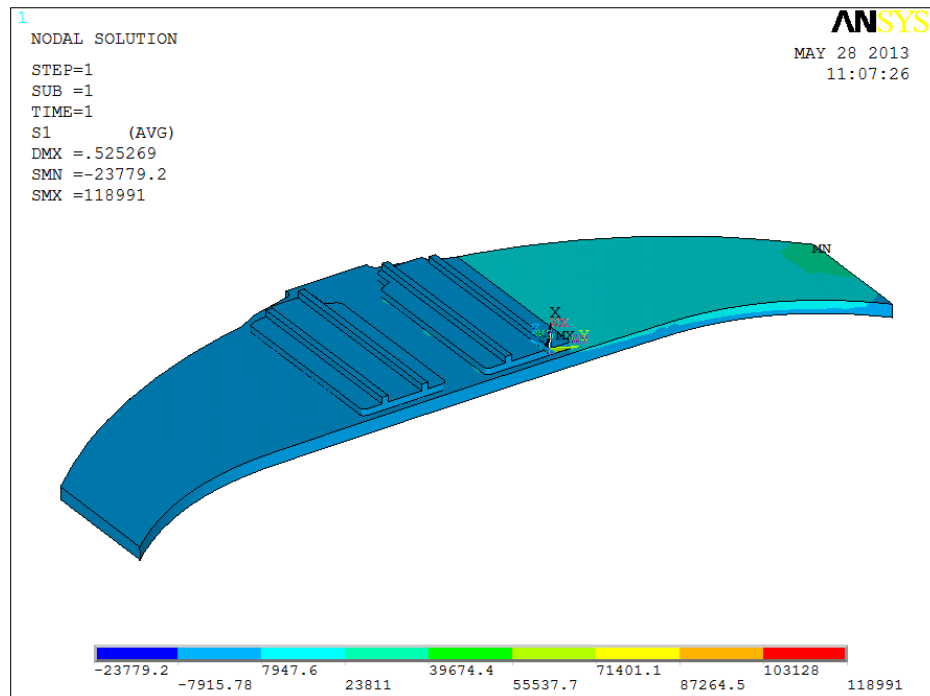


Figura 3. Esfuerzos principales en pieza aeroespacial ensamblada.

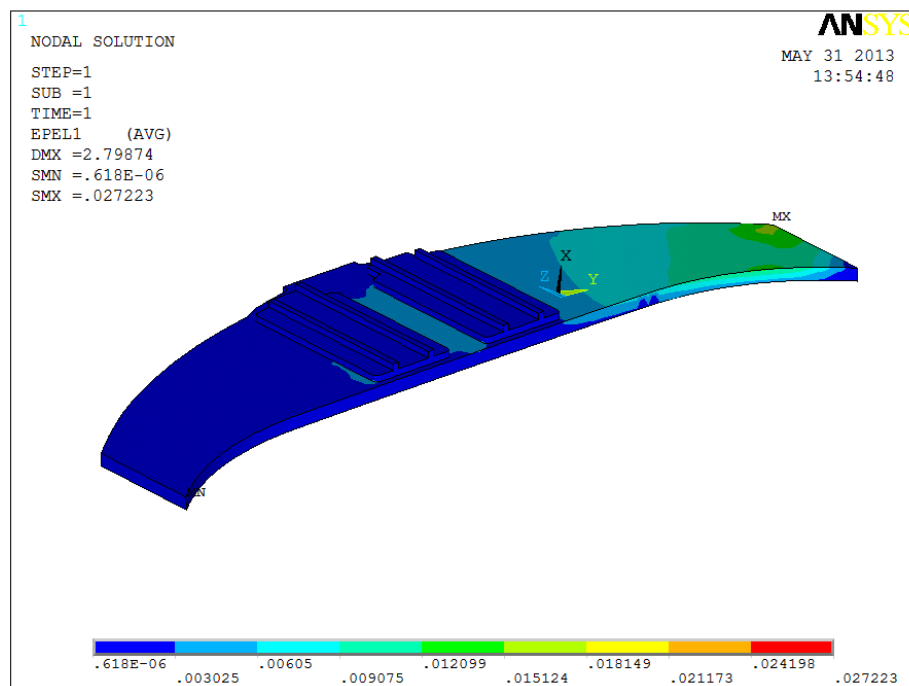


Figura 4. Deformaciones unitarias en pieza aeroespacial unitaria.

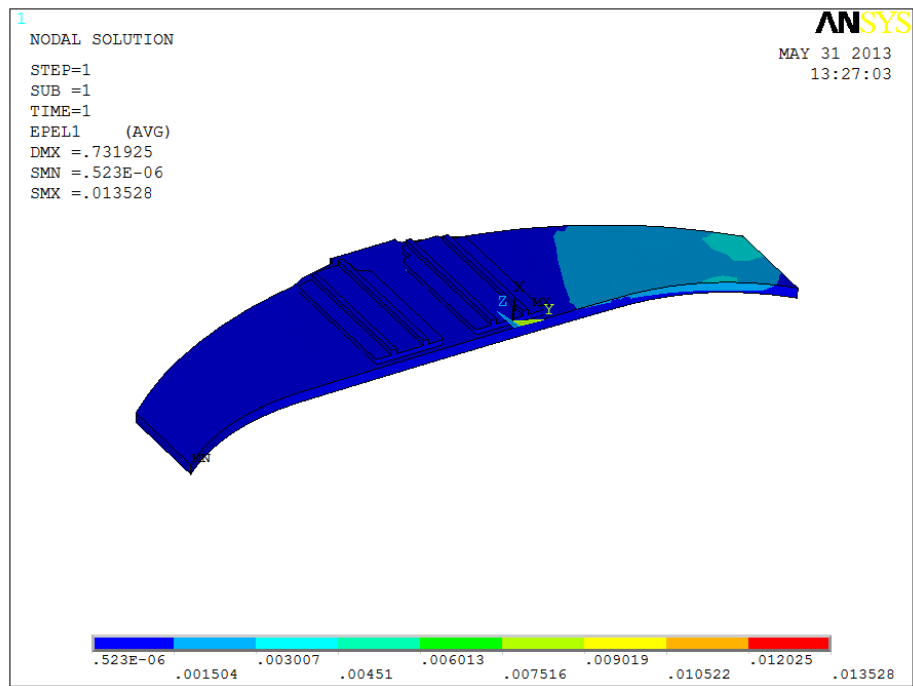


Figura 5. Deformaciones unitarias en pieza aeroespacial ensamblada.

5) Resultados en segunda prueba de flexión en pieza aeroespacial (tema 4.4.4).

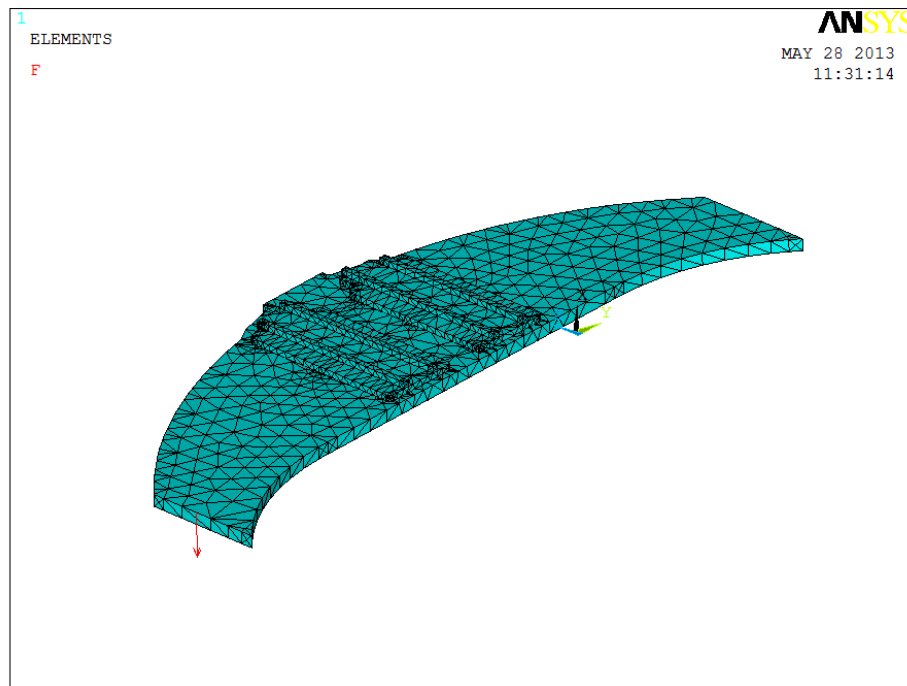


Figura 1. Representación de las condiciones a flexión en segunda prueba para análisis usando el MEF.

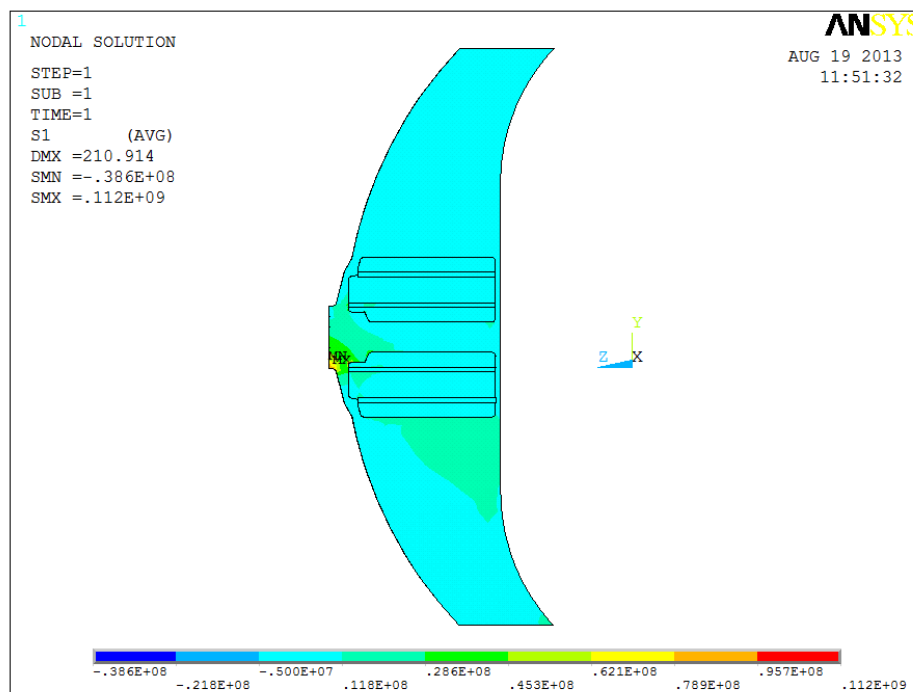


Figura 2. Esfuerzos principales en pieza aeroespacial unitaria.

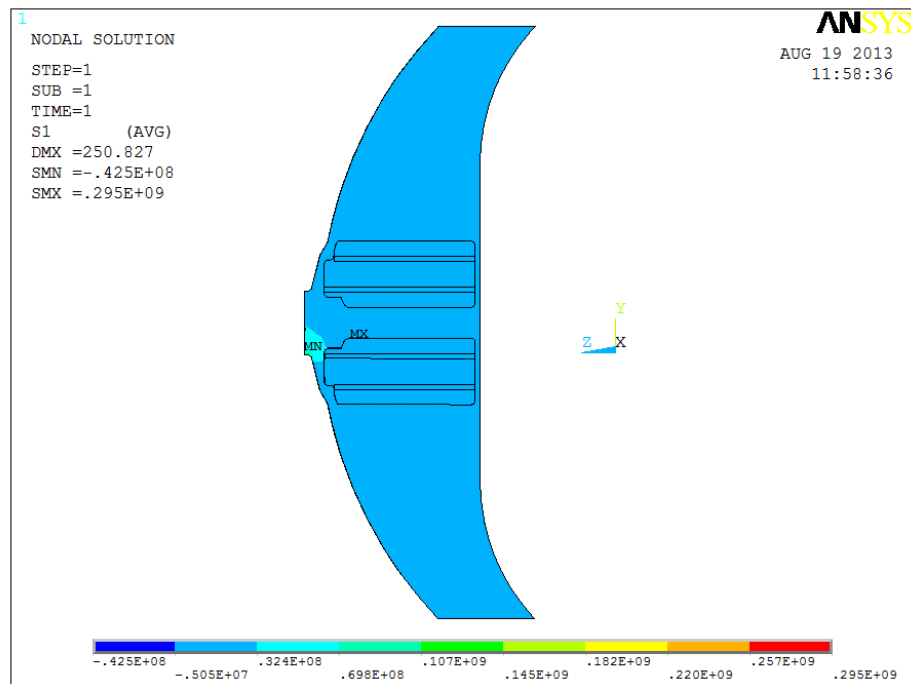


Figura 3. Esfuerzos principales en pieza aeroespacial ensamblada.

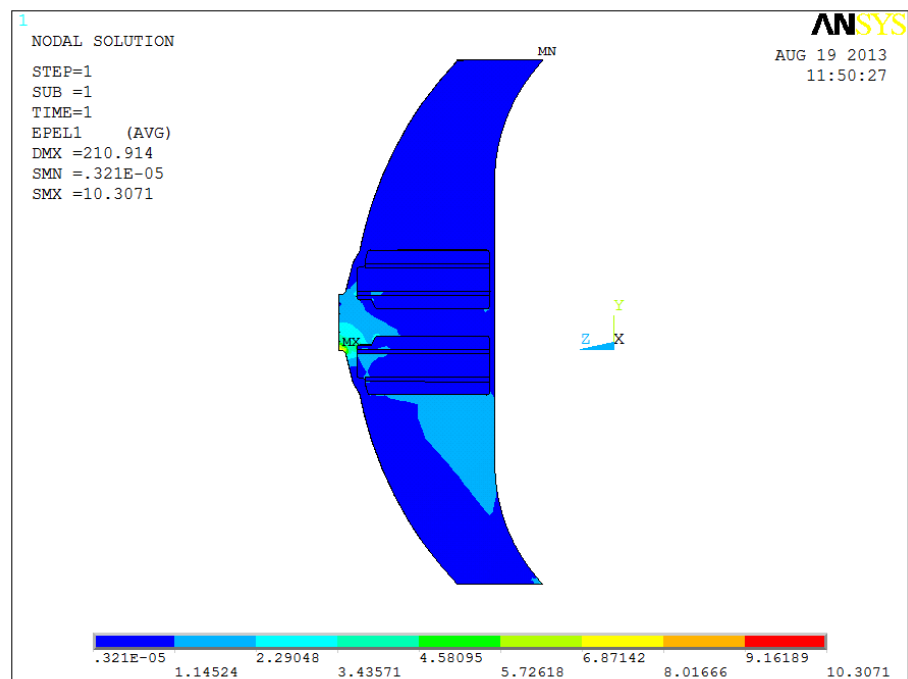


Figura 4. Deformaciones unitarias en pieza aeroespacial unitaria.

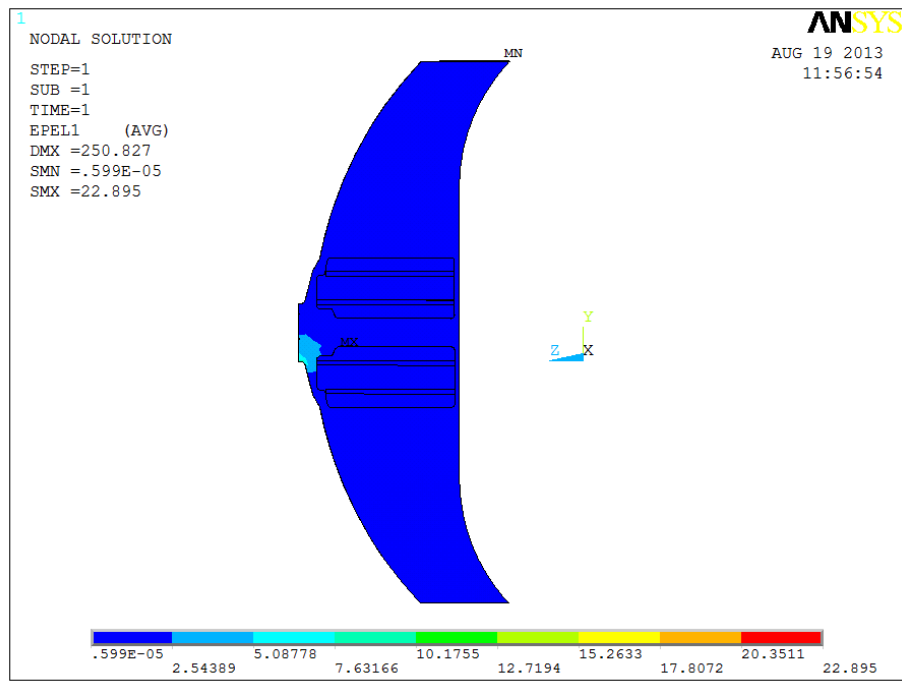


Figura 5. Deformaciones unitarias en pieza aeroespacial ensamblada.

6) Extracto de Tesis “Análisis comparativo de una sección estructural del fuselaje de una aeronave entre material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio Normalizado 6061 T6” págs. 116-124 (ref. en tema 3.7.2).

Para la prueba con el equipo PXI, se utilizó una placa de aluminio y otra de material compuesto con las mismas dimensiones de 0.025 x 0.305 x 0.006 m, donde se les pego $\frac{1}{4}$ de puente de Wheatstone para la prueba de flexión con el equipo PXI.

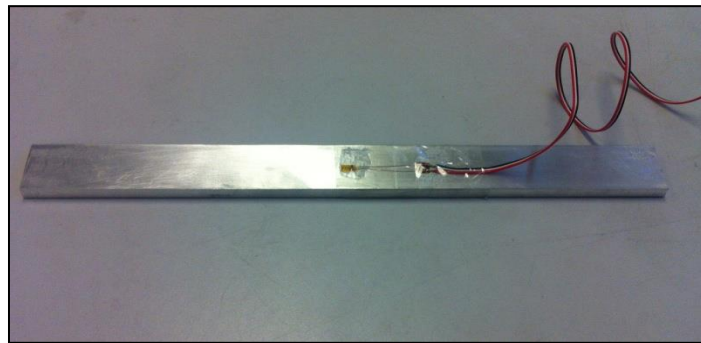


Figura 3.76 $\frac{1}{4}$ puente de wheatstone, en aluminio 6061 T6.

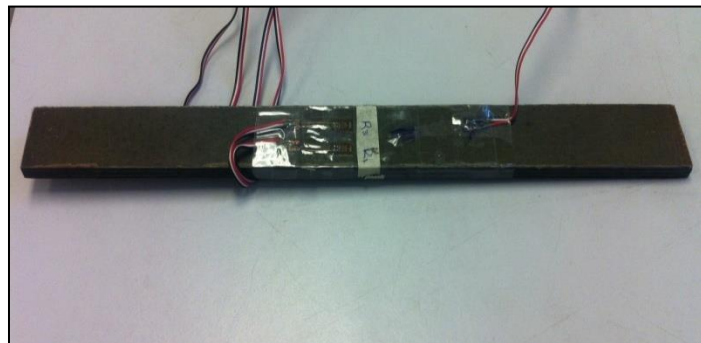


Figura 3.77 $\frac{1}{4}$ puente de Wheatstone, en compuesto.

3.19. Pruebas con equipo PXI para Aluminio 6061 T6.

Se sometió a pruebas con el equipo PXI con una carga de 41.50 N para someterlo a flexión y analizar su comportamiento longitudinal.

3.19.1. Pruebas de flexión para aluminio.

Se empotró la placa en la celda de pruebas y se aplicó una carga de 41.50 N Figura 3.78.

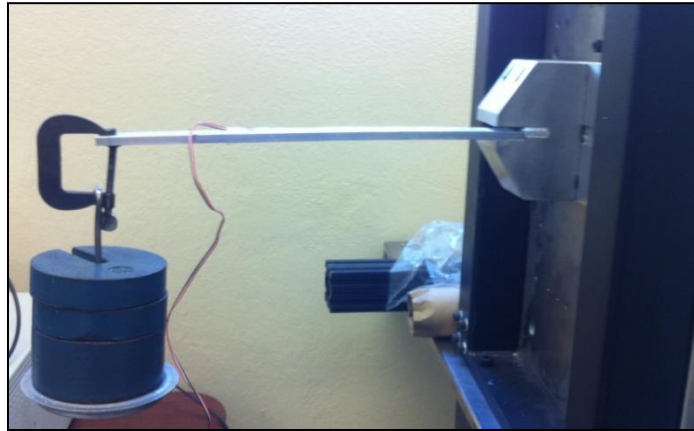


Figura 3.78 Aplicación de cargas en celda de pruebas para aluminio normalizado 6061 T6.

El empotramiento de la placa de prueba fue totalmente soportado con la mordaza y sujetado con 1 tornillo de ajuste. Una vez realizadas la instalación de la placa en la celda de pruebas y la conexión en el equipo PXI se procedió a ingresar los parámetros en el software.

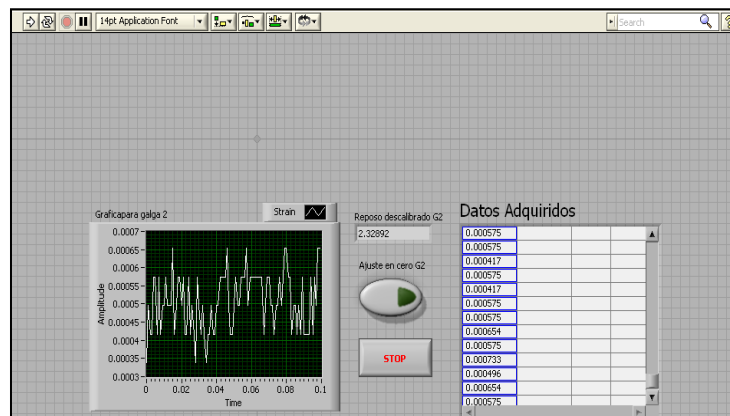


Figura 3.79 Panel frontal en LabView para obtención de deformaciones.

La Tabla 3.8 muestra las deformaciones obtenidas a través del sistema PXI, las cuales son el promedio de un conjunto de muestras tomadas en el tiempo.

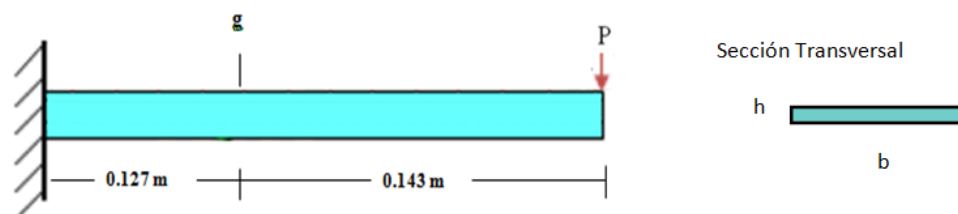
Tabla 3.8 Deformaciones obtenidas por del equipo PXI, para aluminio 6061 T6.

Deformaciones	0.000575	0.000417	0.000575	0.000654
0.000338	0.000496	0.000496	0.000575	0.000654
0.000496	0.000575	0.000496	0.000575	0.000575
0.000417	0.000417	0.000575	0.000575	0.000575
0.000417	0.000575	0.000575	0.000575	0.000417
0.000575	0.000417	0.000575	0.000575	0.000496
0.000575	0.000496	0.000654	0.000575	0.000496
0.000417	0.000417	0.000496	0.000417	0.000417
0.000575	0.000338	0.000417	0.000496	0.000417
0.000417	0.000575	0.000417	0.000575	0.000575
0.000496	0.000496	0.000496	0.000575	0.000417
0.000496	0.000417	0.000575	0.000496	0.000417
0.000575	0.000496	0.000496	0.000496	0.000417
0.000496	0.000417	0.000496	0.000417	0.000417
0.000496	0.000338	0.000575	0.000496	0.000575
0.000496	0.000417	0.000575	0.000496	0.000417
0.000654	0.000417	0.000575	0.000575	0.000575
0.000417	0.000496	0.000654	0.000496	0.000496
0.000496	0.000417	0.000496	0.000575	0.000654
0.000575				0.000654
				0.00050785
				Promedio (ϵ)

El material y equipo utilizado para esta prueba fue el siguiente:

1. Placa instrumentada con galgas extensiométricas
2. Celda de pruebas
3. Soporte de pesas
4. Pesas de 4 kg
5. Prensa en C
6. Módulo de adquisición de datos PXI

3.19.1.1. Cálculo de deformaciones sufridas en la placa de prueba.

**Figura 3.80** Viga en voladizo de aluminio.

Sección transversal

$h=0.006 \text{ m}$

$b=0.025 \text{ m}$

Módulo de elasticidad Aluminio 6061

$E=70 \text{ GPa}$

Relación de Poisson=0.33

Centroide

$$C = \frac{h}{2}$$

$$C = \frac{0.006 \text{ m}}{2} = 0.003 \text{ m}$$

Momento polar de inercia

$$I = \frac{bh^3}{12}$$

$$I = \frac{(0.025 \text{ m}) \cdot (0.006 \text{ m})^3}{12} = 4.5 \times 10^{-10} \text{ m}^4$$

Peso del gancho = 0.155kg

Peso de la prensa en C = 0.085kg

Pesa de 4kg

Peso total (P) = 4.24 kg

$P = 4.24 \text{ kg} \cdot (9.81 \text{ m/seg}^2) = 41.50 \text{ kgm/seg}^2$

P = 41.50 N

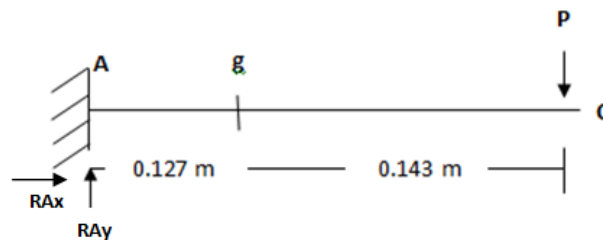


Figura 3.81 Diagrama de cuerpo libre.

$$\rightarrow + \sum Fx = 0$$

$$RAx = 0$$

$$\uparrow + \sum Fy = 0$$

$$RAy - 41.50 \text{ N} = 0$$

$$RAy = 41.50 \text{ N}$$

Para determinar el momento que se está presentando en la sección “g” se puede obtener haciendo sumatoria de momentos.

Obtención de momentos

$$\sum Mg = 0$$

$$MA - RAy(0.127 \text{ m}) - 41.50 \text{ N}(0.143 \text{ m}) = 0$$

$$MA - 41.50 \text{ N}(0.127 \text{ m}) - 41.50 \text{ N}(0.143 \text{ m}) = 0$$

$$MA - 5.27 \text{ N} \cdot \text{m} - 5.93 \text{ N} \cdot \text{m} = 0$$

$$MA = 5.27 \text{ N} \cdot \text{m} + 5.93 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$MA = 11.2 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Obtención de esfuerzos

$$\sigma A = \frac{MC}{I}$$

$$\sigma A = \frac{(11.2N \cdot m)(0.003m)}{4.5 \times 10^{-10} m^4} = 74.66 MPa$$

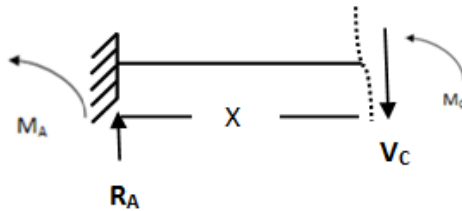


Figura 3.82

$$+\uparrow \sum F_c = 0$$

$$RA_y - VC = 0$$

$$41.50N - VC = 0$$

$$41.50 N = VC$$

$$+\sum Mg = 0$$

$$MA - RA_y(X) + Mg = 0$$

$$11.2N \cdot m - 41.50N(X) + Mg = 0$$

$$Mg = -11.2N \cdot m + 41.50N(x)$$

Sustituyendo 0.127m en (x)

$$Mg = -11.2N \cdot m + 41.50N(x)$$

$$Mg = -11.2N \cdot m + 41.50N(0.127m)$$

$$Mg = -5.92 N \cdot m \therefore 5.92 N \cdot m$$

$$\sigma g = \frac{MC}{I}$$

$$\sigma g = \frac{(5.92N \cdot m)(0.003m)}{4.5 \times 10^{-10} m^4} = 39.46 MPa$$

Obtención de deformación

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}$$

$$\varepsilon A = \frac{74.66 \times 10^6 Pa}{70 \times 10^9 Pa} = 1.06 \times 10^{-3}$$

$$\varepsilon g = \frac{39.46 \times 10^6 Pa}{70 \times 10^9 Pa} = 5.63 \times 10^{-4}$$

3.19.1.2. Simulación de MEF para esfuerzo y deformación.

Una vez obtenidos los resultados teóricos de las deformaciones de la placa de prueba se procedió a realizar el análisis numérico a través del programa ANSYS, el procedimiento para la obtención de la deformación fue modelar la placa de tal forma que nuestras restricciones fueran muy similares a las reales, para ello se crearon áreas en las que se simula las superficies de contacto para el empotramiento y la aplicación de las cargas se realizaron en las zonas de contacto con el soporte de las pesas utilizadas.

Esfuerzo y deformación $4.24 \text{ kg} = 41.50 \text{ N}$

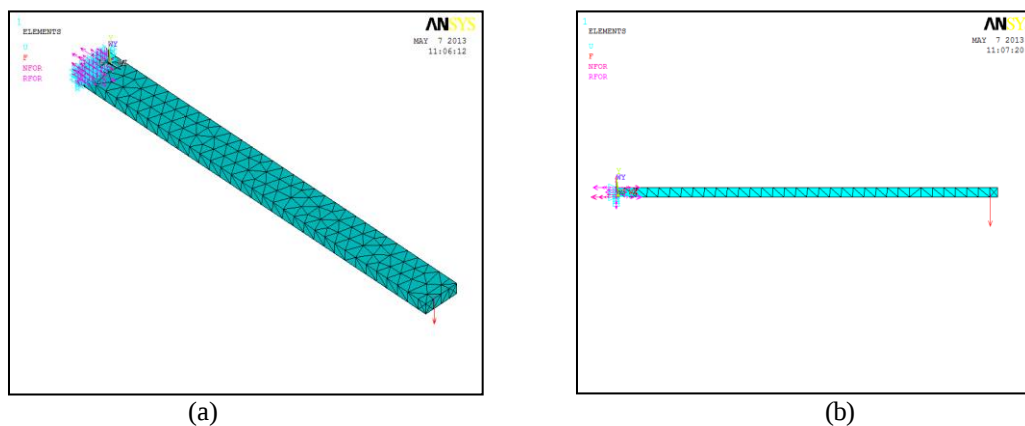


Figura 3.83 Simulación de la placa de aluminio 6061 con carga aplicada y mallada.

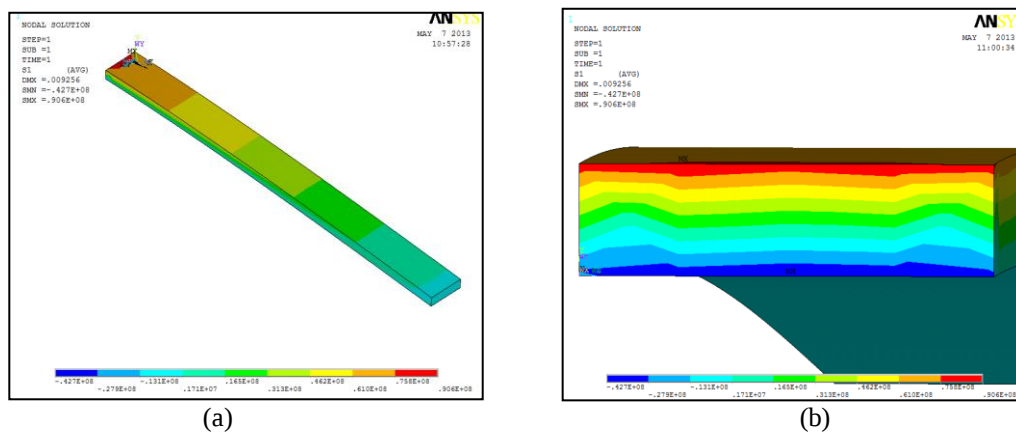


Figura 3.84 Resultado de esfuerzos.

Para poder determinar el esfuerzo en la sección donde fue pegada nuestra la galga se localizó el nodo de dicha sección siendo el número 1084.

```

***** POST1 NODAL STRESS LISTING *****
PowerGraphics Is Currently Enabled
LOAD STEP= 0 SUBSTEP= 1
TIME= 1.0000 LOAD CASE= 0
NODAL RESULTS ARE FOR MATERIAL 1

```

NODE	S1	S2	S3	SINT	SEQV
1067	0.73877E+08	0.10474E+08	-0.37292E+07	0.77606E+08	0.71570E+08
1068	0.73467E+08	0.98066E+07	-0.51842E+07	0.78651E+08	0.72331E+08
1069	0.26123E+06	0.16254E+06	-0.22268E+06	0.11839E+07	0.11378E+07
1070	0.16878E+06	33973	-0.85148E+06	0.10203E+07	0.95992E+06
1071	0.70435E+08	0.30630E+07	0.17369E+06	0.70261E+08	0.68862E+08
1072	0.68287E+08	0.12861E+07	43551	0.68243E+08	0.67630E+08
1073	0.66254E+08	0.41730E+06	12367	0.66242E+08	0.66040E+08
1074	0.64212E+08	0.27458E+06	0.17405E+06	0.64038E+08	0.63988E+08
1075	0.61964E+08	85633	18977	0.61945E+08	0.61912E+08
1076	0.59730E+08	7836.2	-35584	0.59765E+08	0.59744E+08
1077	0.57168E+08	33105	-19705	0.57188E+08	0.57162E+08
1078	0.54079E+08	58104	19121	0.54060E+08	0.54041E+08
1079	0.52292E+08	85363	-28507	0.52320E+08	0.52264E+08
1080	0.50047E+08	38037	-31596	0.50079E+08	0.50044E+08
1081	0.48024E+08	0.10566E+06	57000	0.47965E+08	0.47942E+08
1082	0.45708E+08	94846	53708	0.45654E+08	0.45633E+08
1083	0.43319E+08	89006	49846	0.43265E+08	0.43249E+08
1084	0.40023E+08	0.16240E+06	10810	0.40052E+08	0.40039E+08
1085	0.38417E+08	54602	16656	0.38401E+08	0.38382E+08
1086	0.36348E+08	31518	-21249	0.36369E+08	0.36343E+08
1087	0.34046E+08	94294	46623	0.33999E+08	0.33975E+08
1088	0.31180E+08	66324	2122.2	0.31178E+08	0.31146E+08
1089	0.28672E+08	77673	-79825	0.28752E+08	0.28673E+08
1090	0.26536E+08	49495	-71705	0.26607E+08	0.26547E+08
1091	0.24386E+08	63820	-14244	0.24400E+08	0.24361E+08
1092	0.22174E+08	0.20939E+06	-16344	0.22190E+08	0.22070E+08
1093	0.20259E+08	-24070	-0.13989E+06	0.20399E+08	0.20342E+08
1094	0.17981E+08	0.15108E+06	-3414.9	0.17984E+08	0.17907E+08
1095	0.15251E+08	0.12743E+06	22838	0.15229E+08	0.15176E+08
1096	0.12623E+08	0.13010E+06	47167	0.12576E+08	0.12535E+08
1097	0.10650E+08	-17574	-65412	0.10715E+08	0.10692E+08
1098	0.86977E+07	-23188	-79217	0.87769E+07	0.87491E+07
1099	0.65463E+07	-5027.0	-0.10620E+06	0.66525E+07	0.66025E+07

Figura 3.85 Lista de esfuerzos para la carga.

Acontinuación se muestra en la Tabla donde se presenta el esfuerzo calculado y simulado en el programa Ansys.

Tabla 3.9 -Resumen de esfuerzos obtenidos.

Carga (N)	Esfuerzo Calculado (MPa)	Esfuerzo Ansys (MPa)
41.50	39.46×10^6	40.53×10^6

De igual manera para poder determinar la deformación presentada en la seccion de la galga, se selecciono el mismo nodo 1084.

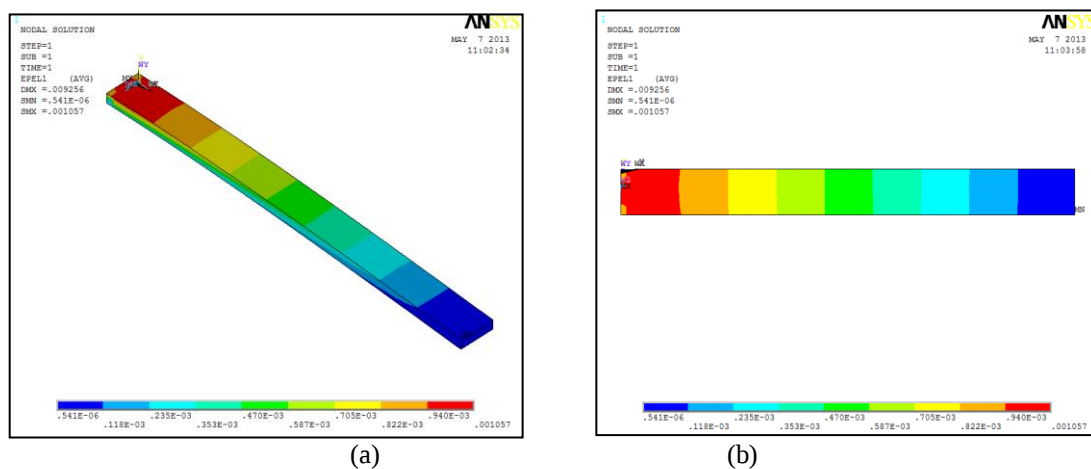


Figura 3.86 Resultado de deformaciones.

```

***** POST1 NODAL ELASTIC STRAIN LISTING *****
PowerGraphics Is Currently Enabled

LOAD STEP=      0 SUBSTEP=      1
TIME=      1.00000 LOAD CASE=      0
NODAL RESULTS ARE FOR MATERIAL=      1

NODE      EPEL1      EPEL2      EPEL3      EPELINT      EPELEQU
1067      0.10236E-02-0.18107E-03-0.45093E-03 0.14745E-02 0.10274E-02
1068      0.10277E-02-0.18181E-03-0.46664E-03 0.14944E-02 0.10404E-02
1069      0.73153E-05 0.54403E-05-0.15179E-04 0.22494E-04 0.17039E-04
1070      0.62650E-05 0.37041E-05-0.13120E-04 0.19385E-04 0.14463E-04
1071      0.99095E-03-0.28911E-03-0.34401E-03 0.13350E-02 0.98387E-03
1072      0.96926E-03-0.30376E-03-0.32736E-03 0.12966E-02 0.96616E-03
1073      0.94446E-03-0.30644E-03-0.31413E-03 0.12586E-02 0.94344E-03
1074      0.91520E-03-0.29961E-03-0.30152E-03 0.12167E-02 0.91413E-03
1075      0.88471E-03-0.29098E-03-0.29225E-03 0.11770E-02 0.88448E-03
1076      0.85341E-03-0.28130E-03-0.28213E-03 0.11355E-02 0.85350E-03
1077      0.81663E-03-0.26894E-03-0.26995E-03 0.10866E-02 0.81662E-03
1078      0.78362E-03-0.25798E-03-0.25872E-03 0.10423E-02 0.78347E-03
1079      0.74676E-03-0.24517E-03-0.24733E-03 0.99409E-03 0.74665E-03
1080      0.71493E-03-0.23525E-03-0.23657E-03 0.95150E-03 0.71494E-03
1081      0.68529E-03-0.22517E-03-0.22606E-03 0.91134E-03 0.68491E-03
1082      0.65227E-03-0.21438E-03-0.21516E-03 0.86743E-03 0.65194E-03
1083      0.61818E-03-0.20318E-03-0.20392E-03 0.82211E-03 0.61788E-03
1084      0.57956E-03-0.18929E-03-0.19206E-03 0.77162E-03 0.57916E-03
1085      0.54848E-03-0.18041E-03-0.18113E-03 0.72961E-03 0.54834E-03
1086      0.51921E-03-0.17080E-03-0.17181E-03 0.69102E-03 0.51921E-03
1087      0.48570E-03-0.15937E-03-0.16028E-03 0.64598E-03 0.48540E-03
1088      0.44511E-03-0.14605E-03-0.14727E-03 0.59238E-03 0.44499E-03
1089      0.40961E-03-0.13368E-03-0.13667E-03 0.54629E-03 0.40966E-03
1090      0.37918E-03-0.12405E-03-0.12635E-03 0.50554E-03 0.37931E-03
1091      0.34813E-03-0.11398E-03-0.11547E-03 0.46360E-03 0.34807E-03
1092      0.31586E-03-0.10146E-03-0.10575E-03 0.42161E-03 0.31551E-03
1093      0.29019E-03-0.95193E-04-0.97393E-04 0.38758E-03 0.29066E-03
1094      0.25617E-03-0.82592E-04-0.85528E-04 0.34170E-03 0.25591E-03
1095      0.21717E-03-0.70187E-04-0.72174E-04 0.28934E-03 0.21690E-03
1096      0.17950E-03-0.57874E-04-0.59450E-04 0.23895E-03 0.17922E-03
1097      0.15253E-03-0.50150E-04-0.51059E-04 0.20359E-03 0.15284E-03
1098      0.12474E-03-0.40961E-04-0.42026E-04 0.16676E-03 0.12515E-03

```

Figura 3.87 Lista de deformaciones para la galga, nodo 1084.

A continuacion se muestran los resultados obtenidos en los tres diferentes análisis para la obtención de la deformacion de una placa sometida a carga en voladizo, la Tabla 3.10 muestra los microstrains obtenidos tanto de forma medida, calculada y por elemento finito, mostrando diferencias existentes entre cada obtencion de resultados.

Tabla 3.10 Resumen de deformaciones obtenidos.

Carga (N)	Deformación Medida (ϵ)	Deformación Calculada (ϵ)	Deformación MEF (ϵ)
41.50	5.0785×10^{-4}	5.63×10^{-4}	5.791×10^{-4}