

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA
FACULTAD DE INGENIERÍA
ÁREA DE POSGRADO
MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA



**“ANÁLISIS EXPERIMENTAL Y NUMÉRICO DE PROPAGACIÓN DE
GRIETAS EN ALEACIONES DE GRADO AEROSPAECIAL”**

T E S I S

QUE PRESENTA
Ing. Melissa Aldaco López

PARA OBTENER EL GRADO DE
Maestro en Ciencias

DIRECTOR DE TESIS:
Dr. Emmanuel Santiago Durazo Romero

Mexicali, B. C.

Junio 2018

Dedicatorias

Dedico este trabajo a mis padres, por ser mis ejemplos de vida, por ayudarme a ser quien soy y apoyarme con todo su corazón para que pueda cumplir mis metas, por ser mis mejores amigos y los que siempre están a mi lado:

Gloria del Carmen López Domínguez

Enrique Aldaco Gazcón

A mis hermanos, por darme su cariño, alegría y su compañía, por mantenernos siempre unidos:

Enrique, Brayan, Martín & Paola

A una persona muy especial, por su comprensión y cariño, por creer en mí, por sus consejos y su paciencia:

Carlos Morazán

A mis amigos, por su apoyo incondicional, por sus palabras de aliento, y brindarme todo su afecto:

Arllyn, Anahí, Gabriela, Karla, Melissa, Angelica, Geovanna, Sandra, Juan, Ramón, Mauricio, Emeríc, Alonso, Francisco, José

A toda mi familia, por todos los momentos compartidos, porque gracias a Dios estamos juntos, por su cariño y confianza.

Agradecimientos

Mis agradecimientos al Programa de Maestría y Doctorado en Ciencias e Ingeniería, de la Universidad Autónoma de Baja California, por haberme permitido pertenecer a esta institución y desarrollarme como investigador en sus aulas donde pude adquirir nuevos conocimientos.

A mi director de tesis: Dr. Emmanuel Santiago Durazo por aceptar guiarme y compartir tanto sus conocimientos como su tiempo para la realización de esta tesis.

A mi segundo asesor: Dr. Israel Saucedá Meza, por su valiosa participación en los comentarios realizados con mucho respeto a este trabajo y por su aporte fundamental para la culminación de esta tesis.

Al Dr. Juan de Dios Ocampo Díaz, por brindarme su confianza para el inicio de este trabajo, por su interés en mi formación y colaborar en el presente trabajo.

Gracias a mis sinodales, por su valioso aporte en la evolución de esta tesis, por integrarse a la comisión revisora de este trabajo, por sus comentarios y consejos: M. C. Elvira y M.C. Omar Mata Lucero.

A mis compañeros de trabajo: Iván Pulido, Manuel Muñoz, Carlos Roche, Arturo González y José Ibarra, por su apoyo, consejos, y su valiosa amistad.

A mis compañeros y maestros por brindarme una mano amiga durante la realización de este trabajo. GRACIAS

Índice

Dedicatorias.....	i
Agradecimientos.....	ii
Índice.....	iii
Índice de Figuras	v
Índice de tablas.....	ix
Simbología	x
Siglas y abreviaturas.....	xii
Resumen	xiii
Abstract	xv
Capítulo 1 Introducción	1
1.1 Problemática	3
1.2 Justificación	3
1.3 Hipótesis	3
1.4 Objetivos.....	4
1.4.1 Objetivo general.....	4
1.4.2 Objetivos específicos	4
Capítulo 2 Antecedentes	6
2.1 Estudios de fractura en componentes de uso en ingeniería	6
2.2 Accidentes en aeronaves debido a la fractura en componentes	8
2.3 Estudios del análisis experimental y numérico en placas sometidas a modo I y modo mixto de fractura.....	17
Capítulo 3 Marco Conceptual	19
3.1 Fractura de estructuras	19
3.1.1 Criterio energético de la mecánica de la fractura.....	20
3.1.2 Criterio de factor de intensidad de tensiones	27
3.1.3 Modos básicos de desplazamiento de las caras de una fisura	28
3.2 Aleaciones de Aluminio utilizadas en el sector aeronáutico	35

3.2.1 Serie 2XXX.....	38
3.2.2 Serie 7XXX.....	38
3.3 Geometrías en fuselajes de aviones	39
3.4 Condiciones de carga de fuselajes en vuelo.....	41
3.4.1 Consecuencias de la presurización del fuselaje en la aeronave	41
3.5 Método del elemento finito para el análisis de esfuerzos y deformación.....	42
Capítulo 4 Metodología de análisis de propagación de grietas	43
4.1 Metodología del análisis experimental de propagación de grietas bajo cargas a tensión.....	43
4.1.1 Materiales y equipo	44
4.1.2 Diseño de experimentos	45
4.1.3 Obtención del número de probetas.....	46
4.1.4 Elaboración de probetas	47
4.1.5 Ensayos de tensión para inducir la propagación de grieta	48
4.1.6 Evaluación estadística de los resultados experimentales	50
4.2 Metodología para el análisis teórico de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio 2024-T3 Y 7075-T6.....	51
4.3 Metodología para el análisis numérico de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio 2024-T3 Y 7075-T6.....	52
4.3.1 Mecánica de Fractura en el análisis numérico	52
4.3.2 Modelos en la punta de la grieta	53
4.3.3 Cálculo de los Parámetros de Fractura.....	55
Capítulo 5 Análisis de resultados de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio 7075-T6 y 2024-T3	57
5.1 Resultados del análisis experimental	57
5.1.1 Determinación del tamaño de muestra.....	57
5.1.2 Parámetros de prueba	58
5.1.3 Pruebas de carga-deformación	58
5.1.4 Resultados de probetas de aleación de aluminio 2024-T3.....	59
5.1.5 Resultados de probetas de aleación de aluminio 7075-T6.....	65
5.1.6 Análisis de normalidad y de igualdad de varianzas	71
5.1.7 Comportamiento matemático de las aleaciones de aluminio a estudio al punto de iniciación de grieta	73
5.1.8 Comparativa de resultados experimentales entre aleaciones de aluminio 7075-T6 y 2024-T3	78
5.1.9 Efectos de los factores sobre las pruebas	79

5.2 Resultados del análisis teórico	80
5.3 Resultados del análisis por el Método de Elementos Finitos	84
5.3.1 Condiciones de frontera en los especímenes.....	84
5.3.2 Resultados de esfuerzo y factores de intensidad de esfuerzos	85
5.3.3 Comparación de resultados por medio del análisis numérico y del Método de Elementos Finitos	87
5.4 Conclusiones.....	91
5.5 Discusiones	92
Referencias	94
Apéndice 1.....	99

Índice de Figuras

Figura 2-1 Grieta en la orilla del fuselaje de un avión ^[23]	10
Figura 2-2 Comet G-ALYP en el tanque de agua para pruebas de presión. El fuselaje falló en una esquina de la ventana de escotilla de escape ^[9]	11
Figura 2-3 G-ALYP mostrando las dos ventanas, se determinó que era el origen de la ruptura en vuelo ^[9]	11
Figura 2-4 Foto del daño del fuselaje en el vuelo 243 de Aloha Airlines ^[24]	12
Figura 2-6 Foto del fuselaje recuperado de la Sección 48, que muestra dobladores de reparación similares a los dobladores de reparación de la Sección 46 que provocaron la falla estructural ^[25]	14
Figura 2-7 Diagrama de marcas de desgaste causadas por los ciclos de presurización ^[25] ..	15
Figura 2-8 Foto de grieta propagada a lo largo del rasguño de la piel justo fuera de la línea de remaches ^[25]	15
Figura 2-9 Diagrama de crecimiento de grietas que emana de un rasguño superficial ^[25] ..	15
Figura 2-10 Esta foto NTSB muestra el agujero de aproximadamente 60 pulgadas (150 cm) en el fuselaje causado por el incidente ^[27]	16
Figura 3-1 Curvas esquemáticas de esfuerzo – deformación para materiales que muestran comportamiento dúctil o frágil ^[35]	19
Figura 3-2 Placa con grieta elíptica en el centro sometida a esfuerzo de tracción ^[1]	21

Figura 3-3 Placa infinita con una grieta pasante de tamaño $2a$ ^[1]	22
Figura 3-4 Evaluación de la energía superficial γ_s ^[1]	23
Figura 3-5 Incremento de longitud da de la grieta de acuerdo a la teoría de Griffith ^[1]	25
Figura 3-6 Esquema del cálculo de energía elástica y energía consumida en la propagación ^[1]	26
Figura 3-7 Tensiones cerca del fondo de una grieta, en un material elástico ^[1]	28
Figura 3-8 Los tres modos básicos del desplazamiento de las superficies en una fractura dúctil ^[39]	29
Figura 3-9 Grieta en el borde de una placa semi-infinita ^[35]	31
Figura 3-10 Placa con grieta lateral ^[41]	32
Figura 3-11 Grieta pasante en una placa infinita para el caso general en que la tensión principal no es perpendicular la plano de la grieta ^[34]	33
Figura 3-12 Ángulo con que se propaga la grieta según diferentes criterios de fractura en modo mixto ^[34]	34
Figura 3-13 Influencia de las superficies libres en el factor de intensidad de tensiones Influencia de la orientación de la fisura en los factores de intensidad de tensiones. a) Influencia de las dimensiones de la placa, b) influencia de la orientación de la fisura ^[34] ...	35
Figura 3-14 Distribución de Materiales Estructurales en aviones Boeing 777 ^[42]	36
Figura 3-15 Distribución de los distintos materiales estructurales utilizado en el Airbus A380 ^[43]	37
Figura 3-16 Ejemplos de piel de fuselaje de los aviones Boeing ^[46]	40
Figura 4-1 Metodología general de análisis	43
Figura 4-2 Metodología general de análisis experimental	44
Figura 4-3 Geometría final de probetas.....	47
Figura 4-4 Diagrama de flujo de la metodología para la prueba de tensión	49
Figura 4-5 Diagrama de flujo de la metodología para el análisis numérico	51
Figura 4-6 Ejemplos de elementos singulares para modelos bidimensionales ^[54]	53

Figura 4-7 La ventaja de la simetría. (a).- Condiciones de frontera simétricas (modelo a la mitad). (b).- Condiciones de frontera asimétricas (modelo a la mitad). (c).-Modelo completo ^[53]	54
Figura 4-8 Sistema de Coordenadas de la grieta. (a) Modelos Bidimensionales. (b).Modelos Tridimensionales ^[54]	55
Figura 4-9 Definiciones típicas de la dirección de una grieta para: a) un modelo de grieta a la mitad, b) un modelo de grieta completo ^[53]	56
Figura 5-1 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 0 grados.....	59
Figura 5-2 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 0 grados en el punto de inicio de propagación de la grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta.....	60
Figura 5-3 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 15 grados.....	61
Figura 5-4 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 15 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta.....	61
Figura 5-5 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 30 grados.....	62
Figura 5-6 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 30 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta.....	63
Figura 5-7 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 45 grados.....	64
Figura 5-8 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 45 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta.....	64
Figura 5-9 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA7075-T6 con grieta inducida a 0 grados.....	65
Figura 5-10 Gráficas Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 0 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de	

la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta.....	66
Figura 5-11 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA7075-T6 con grieta inducida a 15 grados.....	67
Figura 5-12 Gráficas Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 15 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta	67
Figura 5-13 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA7075-T6 con grieta inducida a 30 grados.....	68
Figura 5-14 Gráficas Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 30 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta	69
Figura 5-15 Gráficas Carga Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 45 grados .	70
Figura 5-16 Gráficas Carga Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 45 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta.....	70
Figura 5-17 Gráfica de probabilidad normal de que los valores de carga de iniciación de grieta.....	71
Figura 5-18 Prueba de igualdad de varianza de los valores de carga en el instante de iniciación de grieta	72
Figura 5-19 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 0 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta.....	73
Figura 5-20 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 15 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta	74
Figura 5-21 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 30 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta	74
Figura 5-22 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 45 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta	75

Figura 5-23 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 0 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta.....	75
Figura 5-24 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 15 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta	76
Figura 5-25 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 30 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta	77
Figura 5-26 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 45 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta	77
Figura 5-27 Gráficas de Efectos Principales entre los factores.....	79
Figura 5-28 Cálculo de K_I y K_{II} utilizando las diferentes formulaciones de Hellan, González y Tada bajo la carga mínima de propagación en especímenes de AA7075-T6	82
Figura 5-29 Cálculo de K_I y K_{II} utilizando las diferentes formulaciones de Hellan, González y Tada bajo la carga mínima de propagación en especímenes de AA2024-T3	83
Figura 5-32 Factor K_I en espécimen de AA7075 a 0 grados de inclinación de grieta bajo el valor promedio de carga para su propagación por medio del MEF	86
Figura 5-33 Resultados de los análisis experimentales, teóricos y numéricos (MEF))	87

Índice de tablas

Tabla 3-1 Propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio 2024-T3 y 7075-T6.....	39
Tabla 3-2 Datos de componentes Boeing 777 ^[45]	39
Tabla 4-1 Factores y niveles del experimento.....	46
Tabla 5-1 Valores de carga en el instante de propagación de grieta para los especímenes de AA7075-T6 y AA2024-T3.....	78
Tabla 5-2 Cálculo de K_I y K_{II} para especímenes de AA7076-T6 y AA2024-T3 utilizando la carga promedio	81
Tabla 5-3 Comparativa de los factores K_I & K_{II} para la carga promedio de propagación de grieta en especímenes de AA7075-T6	88

Simbología

a_0	Longitud Inicial de grieta
a	Longitud de grieta
Δa	Incremento de la grieta
b	Espesor
β	Ángulo de inclinación de la grieta
D	Ancho total del intervalo de confianza
$d\delta$	Incremento en la deformación
dU	Trabajo suministrado al sistema
dU_E	Incremento de energía elástica
dU_R	Energía consumida en la propagación
δ	Deformación
E	Módulo de Elasticidad
E_s	Energía superficial debido a la presencia de grieta
G	Tasa de liberación de energía
G_{IC}	Tasa crítica de liberación de energía
G_{Max}	Propagación a la máxima tensión principal remota
J	Integral J
K	Factor de Intensidad de Esfuerzos
K_I	Factor de Intensidad de Esfuerzos para el modo I.
K_{II}	Factor de Intensidad de Esfuerzos para el modo II.
K_{IC}	Factor de Intensidad crítico
K_t	Concentrador de esfuerzos
L	Longitud total
L_0	Longitud
N	Tamaño de la muestra
ρ	Radio de curvatura
P	Carga aplicada
r	Distancia desde la punta de la grieta

R	Resistencia a la fractura del material
S	Desviación Estándar
U	Energía potencial del cuerpo con grieta
U_0	Energía potencial del cuerpo sin grieta
w	Ancho de Placa
σ	Esfuerzo aplicado
σ_c	Esfuerzo crítico
σ_f	Tensión de rotura
σ_x	Tensión en el eje X
σ_y	Tensión en el eje Y
σ_z	Tensión en el eje Z
τ_{xy}	Esfuerzo cortante en el plano XY
ν	Módulo de Poisson
γ_s	Energía superficial
Y	Factor adimensional
Ψ	Función de tensión de Airy
Zcrit	Criterio de Significancia

Siglas y abreviaturas

AA	Aleación de Aluminio
ASM	Aerospace Specification Materials
ASTM	American Society for Testing and Material
CAE	Ingeniería Asistida por Computadora
CFR	Code of Federal Regulations
CTOD	Desplazamiento de apertura en la punta de la grieta
CTOD_{IC}	Desplazamiento de apertura en la punta de la grieta crítico
FIT	Factor de Intensidad de Tensiones
ICAO	International Civil Aviation Organization
MEF	Método de Elemento Finito
MFEL	Mecánica de la Fractura Elástica Lineal
MSD	Multi Site Damage
NTSB	National Transportation Safety Board
SRM	Structural Repair Manual
ZPF	Zona de Proceso de Fractura

Resumen

RESUMEN de la Tesis de Ing. Melissa Aldaco López, presentada como requisito parcial para la obtención del grado de MAESTRO EN CIENCIAS Mexicali, Baja California, México. Junio de 2018

“Análisis experimental y numérico de propagación de grietas en aleaciones de grado aeroespacial”

Resumen aprobado por:

Dr. Emmanuel S. Durazo Romero

Director de tesis

Esta investigación comprende el análisis de las aleaciones de aluminio utilizadas en la industria aeroespacial a las cuales se les indujo una grieta a placas de aluminio en sus condiciones iniciales de prueba para producir fractura, las placas metálicas son similares a las que se montan en los marcos internos de los fuselajes, para formar la piel o cubierta de una aeronave. La geometría de estos componentes en su mayoría comprende placas rectangulares, las cuales son sometidas a grandes presiones y descompresiones durante las diferentes fases de vuelo, que pueden llegar a producir un fallo estructural que afecte a la seguridad de los pasajeros.

Las aleaciones de aluminio estudiadas en este trabajo son las aleaciones de aluminio AA7075-T6 y AA2024-T3, las cuales son utilizadas comúnmente en la construcción de partes que componen el fuselaje de una aeronave. Probetas con pre grieta lateral a diferentes ángulos (0, 15, 30 y 45 grados) de inclinación se utilizaron en las diversas pruebas experimentales (ensayos a tensión) a las que fueron sometidos los materiales, donde se les indujo la propagación de las pregrietas. Las cargas de iniciación del corrimiento de grieta se utilizaron como base para el cálculo teórico de los parámetros de fractura y en la simulación por el Método de Elemento Finito, para lo cual es utilizado un software de computación.

Los primeros resultados que se obtuvieron de los ensayos de tensión donde se indujo la propagación de grietas de manera experimental, se complementan tanto con los cálculos teóricos de los parámetros de fractura, así como con el desarrollo de modelos utilizando la simulación por medio del MEF. Los datos obtenidos fueron comparados, buscando las similitudes y diferencias entre los métodos. También se obtuvieron las ecuaciones descriptivas del comportamiento de los casos de estudio al ser sometidas a tensión.

Los resultados indican mayor resistencia a la propagación de grietas en las aleaciones AA2024-T3 en comparación a la aleación AA7075-T6. Las diferencias mostradas entre los análisis teóricos y el método de elementos finitos describen un empate en resultados para escenarios donde la grieta es perpendicular a la línea de aplicación de carga. Se demuestra que para los casos donde la grieta inducida se encuentra a 0 grados de inclinación y bajo modo I de fractura; se presenta una diferencia del 5% entre los cálculos teóricos y el Método de Elementos Finitos. Para los casos de grieta inducida a 15, 30 y 45 grados los valores de K_I Y K_{II} se obtienen diferencias que van desde el 6% hasta 59 % entre los cálculos teóricos y el Método de Elementos Finitos, ocurriendo la mayor diferencia en las probetas a 45 grados de inclinación para el material AA2024-T3, por lo que se debe de tener cuidado cuando se utilicen ángulos mayores a 0 grados, con análisis por medio del MEF.

Con un mejor entendimiento del comportamiento de estos materiales, se pretende contribuir a una mejor predicción de fallos en los componentes objeto de este estudio, lo cual, a su vez, se espera que pudiera tener algún impacto en la reducción del número de accidentes producidos por fallas mecánicas debido a fracturas en este tipo de aleaciones.

Palabras clave: Aleaciones, fractura, grietas, modo mixto, propagación, fuselaje, tensión, elementos finitos.

Abstract

ABSTRACT of the thesis, presented by Eng. Melissa Aldaco López, in order to obtain the MASTER OF SCIENCE in Mexicali, Baja California, México. June 2018.

“Experimental and numerical analysis of crack propagation in aerospace-grade alloys”

Approved by:

Dr. Emmanuel S. Durazo Romero

Thesis Advisor

This study investigates the analysis of the aluminum alloys used in the aerospace industry with induced cracks in their initial conditions to produce fracture in the plates, these metal plates are similar to those which are mounted in the internal frames of the fuselage and constitute the aircraft skin. The geometry of these components is commonly rectangular, and support the action of the pressurization and depressurization cycles during the different flight phases, the action of these high values of pressure may cause structural failures that affect the passengers' safety.

The aluminum alloys studied in this work are the aluminum alloys AA7075-T6 and AA2024-T3, mostly used in the fabrication of aircraft fuselage parts. Specimens with edge pre cracks with different angles of inclination (0, 15, 30 and 45 degrees) were used in the experimental tests (tension tests) performed for both materials and the crack propagation was induced to the samples. The values of the loads that initiated the crack propagation were used in the theoretical calculation of the fracture parameters, as well as, in the simulation by the Finite Element Method using the computer software.

The first results obtained in this investigation were derived from the tension tests, where the crack propagation was induced, the data was complemented with theoretical calculations of the fracture parameters and using the Finite Element Method simulation by software. The outcome obtained were compared, with the objective to find the similarities and differences between the methods. In addition, the descriptive behavior equations of the study cases were defined as the result of the tension tests.

The results indicated higher crack propagation resistance for the AA2024-T3 alloys in comparison with the AA7075-T6 alloy. The differences shown between the theoretical analyzes and the finite element method describes similar results for load scenarios where the crack is totally perpendicular to the load application line. Therefore, for cases where the induced crack is at 0 degrees of inclination and under mode I of fracture; a difference of 5% is presented between the theoretical calculations and the Finite Element Method. Regarding the cases of crack induced at 15, 30 and 45 degrees, the values of K_I and K_{II} showed differences in the range of 6% to 59% between the theoretical calculations and the FEM, the maximum difference occurred in the specimens with 45 degrees of inclination for the material AA2024-T3, indicating that special attention and care must be taken when using angles greater than 0 degrees in analysis performed by FEM simulation.

Overall, with a better understanding of the behavior on these materials it is intended to contribute to the prediction of failures in the components covered in this investigation, in turn, it is expected to have some impact on the reduction of the number of accidents caused by mechanical failures due to fractures in this type of alloys.

Keywords: aluminum alloys, fracture, cracks, mixed mode, propagation, fuselage, tension, finite elements.

Capítulo 1 Introducción

En la industria aeroespacial, las aleaciones de aluminio se encuentran entre los materiales más utilizados en la fabricación de sus estructuras, debido a las propiedades mecánicas que los hacen más idóneos que otros metales, por ejemplo; su bajo peso, resistencia al agrietamiento por corrosión y la resistencia a la fatiga. Las aleaciones de aluminio son utilizadas principalmente en los fuselajes (estructuras primarias de las aeronaves). Los fuselajes soportan grandes cantidades de cargas durante todas las fases de vuelo, en tierra, aire y cargas debido a la presurización.

La finalidad del diseño en estructuras es optimizar su rendimiento en función a dos parámetros fundamentales: seguridad y costo, parámetros que aplican en el diseño y análisis de aviones. Todas las estructuras tienen un porcentaje de riesgo a la ocurrencia de alguna falla ya sea en su misma estructura y/o en su funcionamiento. Las estructuras de mayor proporción tales como las aeronaves, debido a las condiciones de carga que experimentan, traen consigo un riesgo de fractura en sus componentes debido a los diferentes tipos de esfuerzos a los que es sometido durante su vida útil. El propósito del diseño es producir estructuras que cumplan sus funciones con eficiencia, seguridad y que sean económicas, reduciendo un potencial fallo en las mismas.

Aunque el número de fracturas que se puede llegar a presentar en las estructuras es relativamente pequeño comparado con el número de estructuras en operación de las aeronaves, la probabilidad de ocurrencia de una falla en el fuselaje de un avión existe y puede llevar a importantes consecuencias. En la historia de la aviación se han documentado accidentes relacionados con falla en las estructuras que componen al fuselaje, lo que ha causado catástrofes de grandes escalas como la pérdida de vidas que infiere en pérdidas financieras. Estos accidentes han ocurrido debido a la iniciación y propagación de grietas en los materiales, la mayoría de ellos debido a la fatiga del metal.

La mecánica de fractura es una rama de la mecánica que considera la formación y propagación de grietas o defectos en los materiales, proveyendo los medios para la vigilancia y análisis de las estructuras que se encuentran en funcionamiento, cuyo potencial fallo se desea prevenir, como lo es el caso de las aeronaves, proveyendo un herramienta útil de diseño y análisis para minimizar las potenciales fallas por fractura.

Dada la importancia de reducir estos posibles fallos, se han desarrollado estudios relacionados con los diferentes modos de falla por fractura en aleaciones de aluminio. La mayoría de las aproximaciones han presentado resultados para el modo I (el cual consiste en la apertura de grieta por tensión pura) de grieta. Debido a que existen diferentes aproximaciones matemáticas que describen los parámetros de fractura para el modo I, es importante profundizar en el conocimiento de las diferentes teorías para seleccionar la más óptima en función del análisis a realizar, en este trabajo se abordan tres modelos matemáticos diferentes.

En cuanto a los modos mixtos de fractura (bajo cargas a tensión y cizalla simultáneamente), la información existente en la literatura en estudios en placas rectangulares de aleaciones de aluminio no es tan extensa en comparación con el modo I, lo que indica que existe un área de oportunidad de estudio para obtener conocimientos del comportamiento de estos materiales bajo esta condición de fallo.

En este trabajo se estudian los principios de la mecánica de fractura en el análisis de la resistencia a la propagación de grietas aplicado a las aleaciones de aluminio comúnmente empleadas en la industria aeroespacial, siendo las más comunes: aluminio 2024-T3 y 7075-T6, utilizadas en la construcción de fuselajes.

Las placas de fuselaje son representadas a escala con probetas rectangulares con pre grietas iniciales en las cuales se estudian los diferentes casos de grietas inducidas en los materiales con variación en el ángulo de grieta inicial. Los métodos de análisis utilizados son el numérico y el experimental, donde se obtuvieron los parámetros de fractura con el objetivo de comparar los resultados obtenidos entre ambos materiales y entre las diferentes metodologías.

1.1 Problemática

El fallo en estructuras que conforman parte del fuselaje de los aviones como consecuencia de la iniciación y propagación de grietas ha llegado a ser catastrófico, afectando la seguridad de los pasajeros y ocasionando importantes pérdidas económicas.

Actualmente los principales fabricantes de aeronaves utilizan mayoritariamente aleaciones de aluminio (2024-T3 y 7075-T6) para la creación de fuselajes. De estas aleaciones existe muy poca información sobre fallas en los diferentes modos de fractura en especial en modos mixtos de fractura.

1.2 Justificación

La obtención de un conocimiento más completo sobre el comportamiento de las aleaciones de aluminio de grado aeroespacial, bajo condiciones de carga que propician el crecimiento de grieta, contribuirá a una mejor predicción de fallo en los componentes de estudio que pueden llegar a presentar grietas con diferentes ángulos de inclinación.

Mejorando los conocimientos en el comportamiento de las aleaciones de aluminio principalmente bajo modo mixto de fractura, basados en resultados experimentales, así como en la simulación por el Método de Elementos Finitos, aportarán un mayor grado de seguridad a la hora del diseño.

Al obtener un rango de confiabilidad entre el análisis experimental y la simulación por --el MEF, se puede llegar a reducir el número de pruebas destructivas, optimizar los diseños y una potencial reducción en costos tanto en materiales como en equipo.

1.3 Hipótesis

El comportamiento de propagación de grietas en placas de aleaciones de aluminio analizadas por análisis teóricos, deben empatar con los resultados por el Método de Elemento Finito bajo las mismas condiciones de prueba, por lo que al empatar entre sí se valida el uso de herramientas FEM como una alternativa de análisis primario y reduciendo potencialmente el número de pruebas destructivas por medio de un diseño optimizado.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

Estudiar la propagación de grietas inducidas de manera experimental con la finalidad de describir el comportamiento de las aleaciones de aluminio 2024-T3 y 7075-T6 utilizadas comúnmente en la industria aeroespacial en condiciones de fallo por fractura, calculando los valores teóricos y numéricos por medio del método de elementos finitos para determinar el grado de convergencia entre ambos métodos.

1.4.2 Objetivos específicos

- Efectuar pruebas mecánicas de tensión en probetas de las aleaciones de aluminio 2024-T3 y 7075-T6 para obtener los valores de carga en el instante de corrimiento de grieta.
- Encontrar las ecuaciones descriptivas de las pruebas con los valores de carga en el instante de corrimiento de grieta para ambos materiales con diferentes ángulos de inclinación de grieta
- Evaluar los parámetros de fractura por medio de los modelos matemáticos presentados en la literatura.
- Realizar la simulación por el Método de Elemento Finito para obtener los parámetros de fractura.
- Realizar la comparación de los datos obtenidos por medio del análisis teórico de resultados contra los resultados del método de elementos finitos.

Para alcanzar los objetivos tanto general como específicos en los siguientes capítulos de este trabajo se describen los antecedentes del fenómeno de fractura ocurrido en fuselajes y componentes primarios de una aeronave, al igual que el marco conceptual con las definiciones y conceptos básicos de estudio, descripción de las metodologías de análisis, y por último, los resultados y conclusiones de la investigación. Un breve resumen de la distribución de temas de cada capítulo es descrito a continuación:

En el capítulo I se incluyen la introducción, justificación, hipótesis y objetivos de la investigación.

En el capítulo II, se describen los antecedentes históricos de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio de grado aeroespacial, estudios en campos biaxiales de esfuerzos y documentación de los accidentes relacionados al fallo por fractura en aeronaves, principalmente aquellas fallas ocurridas en fuselajes.

En el capítulo III, se mencionan los conceptos fundamentales de fractura en estructuras, características de las aleaciones de aluminio, geometrías en fuselaje de aviones, condiciones de carga durante el vuelo, se aborda la teoría del método de elementos finitos, así como, el diseño de experimentos para el análisis estadístico de las pruebas a realizar.

El capítulo IV describe las metodologías de los análisis realizados: el análisis experimental, teórico y por medio del Método de Elementos Finitos.

Finalmente, en el capítulo V se presentan los resultados, conclusiones y discusiones de este trabajo.

Capítulo 2 Antecedentes

2.1 Estudios de fractura en componentes de uso en ingeniería

Los diferentes tipos de materiales incluyendo los metales tradicionales de ingeniería, que tienen un buen funcionamiento en la construcción de componentes de máquinas y estructuras, han presentado a lo largo de su historia importantes tipos de fallos como roturas frágiles, que han obligado al estudio y modelización de su comportamiento ^[1].

Los primeros trabajos relacionados a la resistencia y fractura de materiales llevaron a científicos como: Leonardo da Vinci ^[2] y Galileo Galilei ^[3] a realizar diferentes experimentos al darse cuenta de su importancia. Los primeros trabajos de Leonardo da Vinci consistían en varias pruebas que establecían los indicios de la causa de la fractura al medir la resistencia de alambres de hierro, lo cual indicaba que los defectos del material afectaban la resistencia de los alambres.

Tiempo después Galileo Galilei ^[3] realizó enunciados respecto a la relación entre la carga de fractura de una barra en tensión y el área de su sección transversal.

Con la llegada de la Revolución Industrial en la segunda mitad del siglo XVIII, ocurrió un aumento significativo en el uso de metales, los cuales fueron utilizados en ingeniería y en la construcción. Más adelante en el siglo XX, máquinas más complejas empezaron a fabricarse como los aeroplanos y con ello, el incremento en las revisiones de la aplicación de los factores de seguridad ^[4] y el aumento de interés para el entendimiento del comportamiento de los materiales.

Los primeros trabajos en fractura de Da Vinci ^[2] y Galilei ^[3] representaban resultados descritos de manera más cualitativa hasta que Inglis en 1913 ^[5] inicia un estudio cuantitativo de la concentración de esfuerzos en grietas, analizando agujeros elípticos en placas planas. Fue hasta unos años después cuando Griffith en 1921 ^[6] describió la relación entre la fractura y el tamaño de grieta en su trabajo el cual fue previamente estudiado por Inglis. Con el análisis de tensiones en grietas elípticas, utilizando el Primer Principio de Termodinámica de balance simple de energía, se formuló una de las teorías de fractura, la cual dictaminaba que una grieta se vuelve inestable y se produce la fractura, cuando el cambio de la energía tensional que resulta de un incremento de la grieta supera la energía superficial del material.

El modelo establecido por Griffith ^[6] estaba limitado a la aplicación en materiales frágiles. Pasaron alrededor de 20 años para que los estudios de Griffith pudieran ser aplicados a los metales.

En 1938 H. M. Westergaard ^[7] publica un trabajo relacionado a los desplazamientos al frente de una grieta aguda, donde se describe una técnica semi-inversa para analizar las tensiones en la zona. Después de los planteamientos relacionados al fenómeno de fractura hasta ese punto, científicos empezaron a encontrar características de fallo por fractura en estructuras, uno de esos casos fue el de Wells ^[8], que utilizó los postulados de la Mecánica de Fractura para fundamentar y explicar el fallo ocurrido en el fuselaje de los aviones Comet ocurrido en 1954 ^[9].

Posteriormente, Irwin en 1956 ^[10] en base a los trabajos de Westergaard ^[7], estudia las tensiones y desplazamientos cerca del frente de grieta. Deduce que la fractura no podía concentrarse en un solo punto, si no que se presenta en una pequeña zona y la cantidad de energía puede ser representada con una constante que está relacionada con la tasa de liberación de energía. Fue entonces que se inició el planteamiento de un valor que después es conocido como el factor de intensidad de tensiones.

Con el fin de prevenir la fractura en rotores, Winnie y Wundt ^[11] en 1958 aplicaron la aproximación de la razón de energía liberada de Irwin ^[10]. A inicios de los 60's se planteó por primera vez que el problema de la propagación de grietas pudieran ser consecuencia de la fatiga del material. Fue entonces cuando París en 1961 ^[12] estableció una base para la aplicación de los principios de la Mecánica de Fractura al análisis y estudio de la fatiga de los materiales, con la finalidad de conseguir la aceptación de sus ideas, publica un trabajo que muestra una rotura por fatiga, que se nuclea y crece en el interior de un cilindro de laminación.

Dejando de lado la teoría elástica y dando inicio a los estudios basados en deformación plástica, en 1961 Wells ^[13] realiza un estudio en aceros estructurales de bajo y medio carbón, notando que las caras de la grieta se separaban mostrando deformación plástica, por lo que desarrolló un parámetro que actualmente es conocido como el desplazamiento de la apertura del frente de grieta (CTOD).

En 1963 Erdogan y Sih ^[14], realizaron un estudio numérico y experimental del comportamiento de la grieta a 45 grados en un plano general de carga. Una de sus conclusiones fue que la extensión de la grieta crecía a una aproximación de 70 grados respecto al plano. Siendo este, muy cercano a la dirección perpendicular del esfuerzo tangencial máximo, el cual tiene una dirección de 70.5 grados. Con estos resultados se verificó que el crecimiento era en dirección perpendicular a la tensión mayor en la punta de la grieta.

En 1968 Rice ^[15], desarrolló un parámetro conocido como Integral J, el cual ayuda a caracterizar materiales con comportamiento no lineal, definiendo la deformación plástica como elástica no-lineal.

A partir de la década de los 70s a la actualidad, numerosos trabajos sobre a la Mecánica de la Fractura han sido relacionados con el uso del análisis numérico y la participación del análisis del método del elemento finito para el estudio del comportamiento de grietas en los materiales ^{[16] - [20]}. En 1973 Strang y Fix ^[16], publican un libro donde se presentan conceptos teóricos matemáticos del método del elemento finito y su evolución.

Los trabajos de Tan y Fenner en los 80s ^[17], utilizaron el método de elementos de frontera en la fractura para calcular los factores de intensidad de tensiones en depósitos cilíndricos. En 1983 Owens y Fawkes ^[18], publicaron un libro donde presentaron los métodos para el cálculo de los factores de intensidad de esfuerzos por medio del método de los elementos finitos. En 1987 Nishikov y Atluri ^[19], realizaron propuestas referentes a el principio de extensión virtual para un caso de tres dimensiones, y desarrollaron expresiones originales para la integral J en un espacio de tres dimensiones.

Zhang y Chen en 1997 ^[20], estudiaron elementos finitos híbridos por medio del principio de variación del tipo Hu-Washitzu el cual tiene el fin de disminuir los requerimientos de las funciones de interpolación de las variables del problema.

Actualmente el análisis por elementos finitos de los componentes estructurales con los programas de cómputo aplicados a la ingeniería ha tenido una gran importancia. El método de elementos finitos ha empatado con muchos de los cálculos empíricos que se habían desarrollado anteriormente y nos permite analizar situaciones de cargas y geometrías complejas, que no sería posible analizar mediante métodos simples, convirtiéndose en una herramienta de ingeniería, complementaria de la Mecánica de Fractura

2.2 Accidentes en aeronaves debido a la fractura en componentes

Dentro de las causas principales de los accidentes aéreos, las fallas en el funcionamiento de la aeronave es la segunda causa más común en estos sucesos, sólo después de un error de tripulación ^[21].

Los accidentes aéreos están definidos según la International Civil Aviation Organization, ICAO ^[22], como: “sucesos relacionados con la utilización de una aeronave, que ocurre dentro del período comprendido entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave, con intención de realizar un vuelo, y el momento en que todas las personas han desembarcado, durante el cual” ^[22].

- a) Una persona recibe lesiones severas o letales.

b) La aeronave presenta daños o fallas estructurales en las que:

- La tensión estructural, desempeño o características de vuelo de la aeronave se ven afectadas y comprometidas de forma adversa, y
- que normalmente requerirían una gran reparación o reemplazo del componente afectado, excepto por falla o daño de motor.

Excepto cuando el daño está restringido al motor, sus recubrimientos (carenas/capó) o accesorios: o por daño restringido a hélices, puntas de planos, antenas, ruedas, frenos, superficies de carenado, abolladuras o perforaciones en el recubrimiento de la aeronave.

c) La aeronave se ha perdido o se encuentra completamente inaccesible.

Durante un accidente aéreo, la habilidad del piloto y la tripulación, así como de su experiencia en vuelo es fundamental para intentar mantener control de la situación y poder realizar un aterrizaje de emergencia. Como requerimiento, se realiza un mantenimiento exhaustivo del avión, lo cual es una revisión obligatoria antes de cada vuelo, con el propósito de evitar cualquier tipo de error mecánico en pleno vuelo ^[21].

Con el fin de evitar errores mecánicos durante la operación de la aeronave, es importante determinar la resistencia mecánica que debe tener el vehículo para soportar las velocidades, aceleraciones, impactos y esfuerzos a los que habrá de verse sujeto en operación. 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.

Hay casos donde las grietas empiezan en las orillas de las placas, en la superficie o en los ángulos de la trayectoria de la carga (Figura 2-1). La mecánica de la fractura es una herramienta para el estudio de estos problemas.

Algunos de los aspectos más importantes para evaluar y los cuales son causa de grietas en componentes aeroespaciales son los siguientes: fatiga del material del fuselaje debido a los ciclos de presurización y despresurización, sustitución de materiales, cargas de flexión y fatiga, las cuales originan grietas en remaches, alas, fuselajes y en los pilones.



Figura 2-1 Grieta en la orilla del fuselaje de un avión ^[23]

Un año después del vuelo inaugural del De Havilland Comet de Havilland ^[9], la aeronave a pocas millas del aeropuerto, encontró una tormenta severa, apenas seis minutos después del despegue, mientras el avión descendió y luego se estrelló contra el suelo. Se investigó el accidente y se concluyó que se debió a "falla estructural del fuselaje" ^[9]. Casi un año más tarde, otro Comet sufre un catastrófico accidente de características similares.

Algunas de las fallas planteadas respecto a las modificaciones, eran relacionadas a falla estructural primaria debido a ráfagas, controles de vuelo, descompresión explosiva, incendio del motor, falla de la pala de una turbina y fatiga del ala. La fatiga del fuselaje no se consideró como una causa en este momento, ni se hizo una modificación para compensarlo ^[9].

Con el supuesto de que la causa desconocida de posiblemente dos accidentes se había solucionado durante el proyecto de modificación masiva, los vuelos para el Comet se reanudaron y en 1954 otro Comet sufrió una descomposición catastrófica. Con la causa de tres accidentes en el lapso de un año se renovaron los esfuerzos para recuperar las piezas restantes y se realizaron pruebas al fuselaje. ^[9].

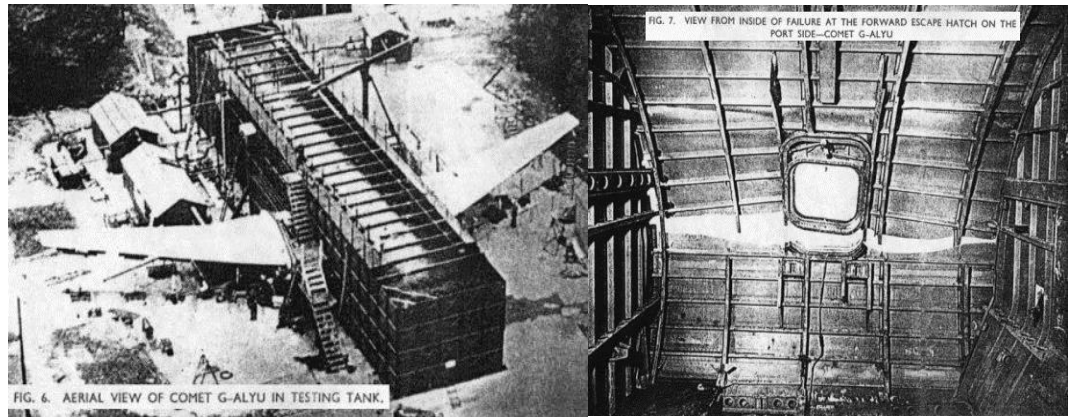


Figura 2-2 Comet G-ALYP en el tanque de agua para pruebas de presión. El fuselaje falló en una esquina de la ventana de escotilla de escape ^[9]

Durante las pruebas que se realizaron se encontraron altas concentraciones de esfuerzos en las esquinas de las ventanas (Figuras 2-2 y 2-3), estas altas concentraciones se debieron a la forma cuadrada de las ventanas y los marcos de las ventanas. Los resultados mostraron que los ciclos de esfuerzos en las esquinas de las ventanas se desgastarían o fatigarían rápidamente el material. Impactando en gran medida a los fuselajes que en lugar de 16,000 ciclos de vida de fatiga, solo alcanzaban alrededor de 1,000 ciclos, y al final de su vida de fatiga, el material desgastado se rompería catastróficamente, lo que provocaría la ruptura de la estructura en vuelo ^[9].

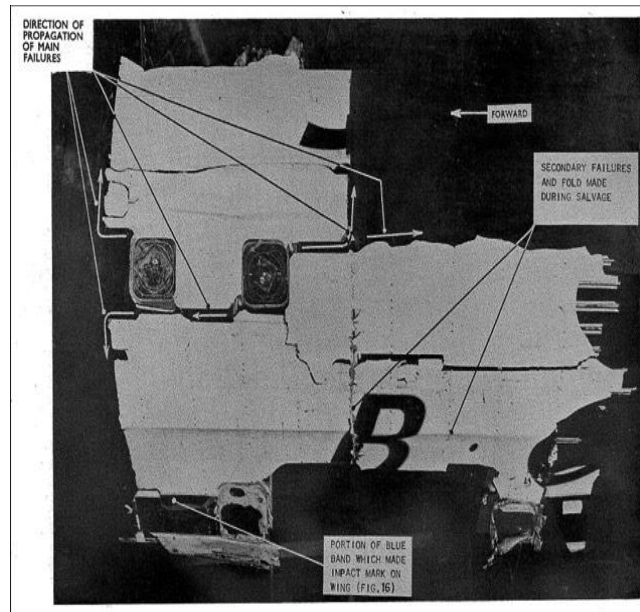


Figura 2-3 G-ALYP mostrando las dos ventanas, se determinó que era el origen de la ruptura en vuelo ^[9].

Otro de los accidentes involucrados con crecimiento de grietas en fuselajes fue el hecho ocurrido el 28 de abril de 1988, ocurrido en un Boeing 737-200 durante el vuelo 243 (ver figura 2-4), cuando a 24,000 pies de altura sufre una descompresión explosiva. El avión ya había acumulado 89,680 ciclos de vuelo y tras una larga investigación, se determinó que la causa del incidente se debió a una fatiga del metal, similar a lo ocurrido en el de Havilland Comet ^[24].



Figura 2-4 Foto del daño del fuselaje en el vuelo 243 de Aloha Airlines ^[24].

Un dato interesante era que un pasajero informó que cuando abordó el avión miró una grieta longitudinal en el fuselaje (la grieta se encontraba aproximadamente a medio camino entre la puerta de la cabina y la cubierta del puente). Lo cual no fue informado a la tripulación antes del despegue ^[24]. El daño principal al avión consistió en la separación y pérdida de una porción principal de la piel del fuselaje en la parte de la corona superior, y en conclusión, la NTSB determinó que la causa probable del accidente fue la falla del programa de mantenimiento de la aerolínea para detectar la presencia de grietas y daño por fatiga, lo cual condujo a la falla de la junta solapada en el larguero y la separación del fuselaje mostrada en la figura 2-5 ^[24].

Diferentes fenómenos como la alta concentración de tensiones, la transferencia de carga de remaches y los niveles de tensión condujeron al desarrollo de grietas producto de fatiga en muchos remaches adyacentes o vecinos, esto es llamado también MSD (Daño multi sitio) ^[24]. Una característica del MSD es que muchas grietas pequeñas y difíciles de detectar se pueden unir repentinamente para formar una grieta larga y crítica. Las etapas avanzadas de MSD, que ocurrieron en el avión que presentó la falla, pueden causar daños por fatiga generalizada, una condición en la que la estructura del avión ya no puede soportar las cargas de resistencia residual requeridas ^[24].

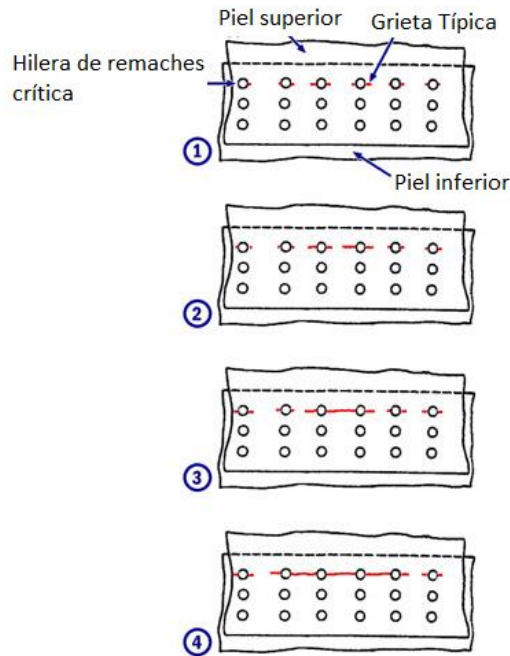


Figura 2-5 Ilustración del progreso de agrietamiento ^[24].

En 1978, la sección 14 CFR 25.571 que abordaba los requisitos a prueba de fallas fue enmendada para agregar especificaciones de tolerancia al daño usando técnicas de análisis de mecánica de fractura, establece que para poder abordar los aviones que fueron certificados antes de que esta enmienda fuera efectiva, se creó un Programa de Inspección Estructural Suplementaria (SSIP) utilizando conceptos de tolerancia al daño ^[24].

Posteriormente durante el vuelo 611 de China Airlines en 2002 ^[25], el Boeing 747-209B se desintegró, y la causa del accidente fue una reparación inadecuada del avión veintidós años atrás. La investigación determinó que el accidente había sido el resultado de una fatiga del metal debido a un mantenimiento inadecuado tras un incidente previo en 1980 por un golpe de cola mientras aterrizaba ^[25]. El avión sufrió una despresurización durante el regreso el mismo día, efectuándose una reparación provisional al día siguiente y no se llevó a cabo la reparación permanente de acuerdo al Manual de Reparaciones Estructural de Boeing (SRM), pero la reparación realizada no era lo suficientemente como para garantizar la restauración de la resistencia estructural ^[25]. No obstante 22 años después, el cono de cola dañado comenzó a romperse gradualmente hasta que se rompió en vuelo, después de que la reparación errónea fuese efectuada en la cola dañada ^[25].

Las instrucciones para la reparación temporal fueron ^[25]:

- Realizar la inspección visual cercana de la estructura interna para detectar cualquier daño que pueda estar presente en el área erosionada y alrededor de esta.
- Instale dos dobladores de refuerzo hechos de planchas de aleación de aluminio 7075-T6 de 0,063 pulgadas.
- Reemplace la reparación temporal con una reparación permanente del manual de reparación estructural dentro de los cuatro meses.

Se analizaron secciones del fuselaje recuperadas en lugar del accidente, y las pruebas mostraron en el área de la piel (debajo del doblador) de la región sospechosa de haber iniciado la falla estructural, muchos rasguños longitudinales visibles en la superficie de contacto de la piel como se muestra en la figura 2-6 ^[25].

Estos rasguños en la piel representaban una región de concentración de esfuerzos, que aumenta la tensión de fatiga local en la base del rasguño. Lo que se traduce en una vida más corta de fatiga y una propagación temprana de grietas ^[25].

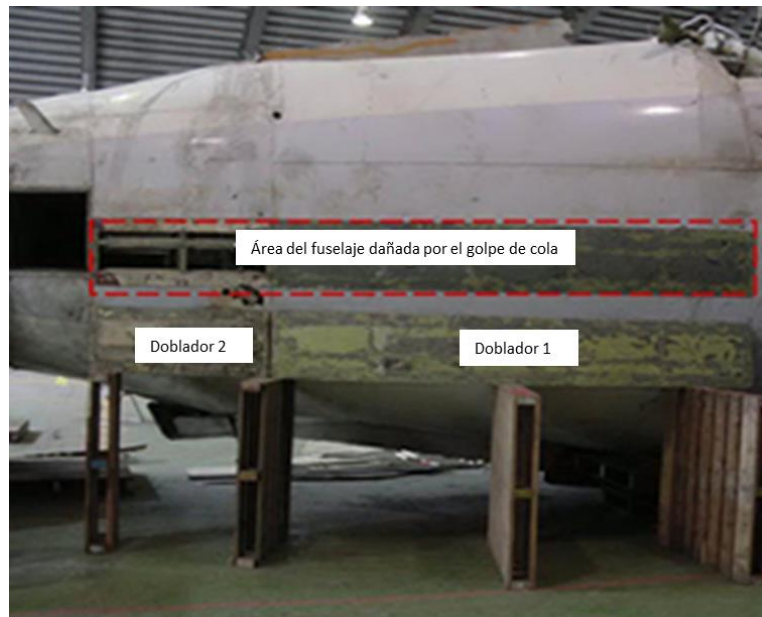


Figura 2-6 Foto del fuselaje recuperado de la Sección 48, que muestra dobladores de reparación similares a los dobladores de reparación de la Sección 46 que provocaron la falla estructural ^[25]

Fue determinado un daño múltiple en el sitio (MSD), que incluye una grieta de fatiga principal de 15.1 pulgadas y algunas pequeñas grietas por fatiga. La aparición de la grieta de 15.1 pulgadas y la mayoría de las grietas de MSD comenzaron a partir del incidente de golpe de cola de 1980 ^[25].

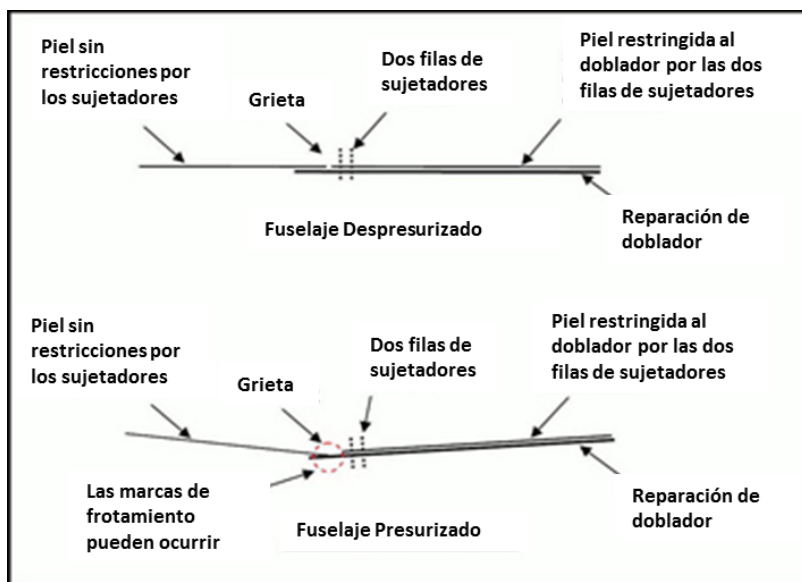


Figura 2-7 Diagrama de marcas de desgaste causadas por los ciclos de presurización ^[25]

Durante el análisis de tolerancia al daño estructural demostró que, durante la aplicación de cargas operacionales normales, la integridad estructural del fuselaje se vería comprometida con un rompimiento continuo de 58 pulgadas o más. Los resultados mostrados en las figuras 2-7 y 2-8 muestran que una grieta continua de al menos 71 pulgadas estuvo presente antes de la ruptura en vuelo del avión ^[25].



Figura 2-8 Foto de grieta propagada a lo largo del rasguño de la piel justo fuera de la línea de remaches ^[25]

El diagrama mostrado en la figura 2-9 muestra el crecimiento de grieta a lo largo del espesor de la piel del fuselaje desde el barreno y desde la superficie.

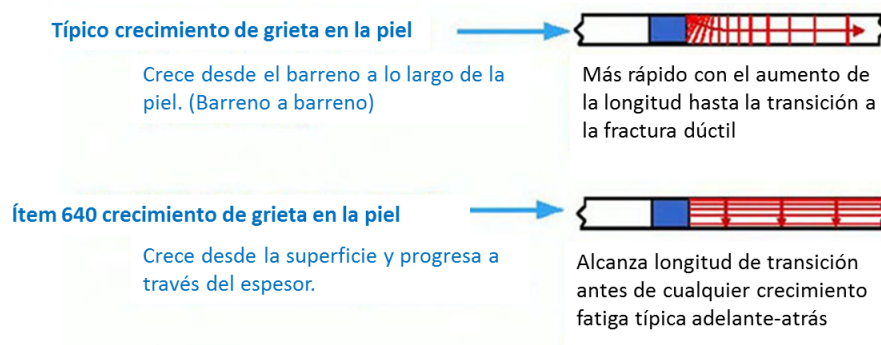


Figura 2-9 Diagrama de crecimiento de grietas que emana de un rasguño superficial ^[25]

Más recientemente durante el vuelo 812 de Southwest Airlines el 1 de abril de 2011, el Boeing 737-300 que operaba la ruta efectuó un aterrizaje de emergencia después de que apareciese una brecha de 1,8 metros en la parte superior del fuselaje del avión justo por detrás de la cabina de vuelo mostrado en la figura 2-10. Se produjo una despresurización rápida a 36 000 pies y la tripulación tuvo que efectuar un descenso de emergencia ^[26].

Un hueco de magnitud similar ocurrió en un Southwest 737 hace solo 21 meses atrás, y luego en American Airlines, recordando el impacto que puede tener la fatiga del metal en la piel de aluminio del fuselaje ocasionando una separación en las juntas donde los paneles se empalman ^[26].

La Junta Nacional de Seguridad del Transporte (NTSB) determinó la existencia de grietas en partes de la unión que pasa por dos líneas de juntas remachadas que cubren la longitud del fuselaje de la aeronave involucrada en el incidente. Otras inspecciones posteriores detectaron la aparición de grietas en las juntas en otros cinco aviones, poniéndolos en tierra también ^[27]. Se realizaron pruebas utilizando corrientes electromagnéticas por medio de una sonda para enviar señales de alta y baja frecuencia dentro de la piel del fuselaje de la aeronave, desplazándose de un remache al siguiente. Cambia la señal en presencia de grietas e indicando a los inspectores a un problema potencial ^[27].



Figura 2-10 Esta foto NTSB muestra el agujero de aproximadamente 60 pulgadas (150 cm) en el fuselaje causado por el incidente ^[27]

2.3 Estudios del análisis experimental y numérico en placas sometidas a modo I y modo mixto de fractura

La Mecánica de la Fractura ha contribuido al desarrollo histórico de esta rama de estudio. También se han descrito antecedentes de accidentes ocurridos en la historia de la aviación en los cuales se han visto implicados los defectos de fractura en componentes.

Estudios dirigidos principalmente al análisis del comportamiento de placas metálicas sometidas a campos biaxiales de esfuerzos inicia su estudio desde 1980 con los investigadores R. Strein and Finnie I. ^[28], quienes analizaron el crecimiento de microgrietas en un aluminio 7075-T651 expuesto a carga biaxial. Además, se apoyaron en el criterio de Esfuerzo Circunferencial Máximo. Sus resultados mostraron que la estabilidad direccional de propagación de la grieta es gobernada por la dirección del inicio de la microgrieta. Posteriormente J.B Shaa, J Sunb, Z.J Dengb y H.J Zhou en 1999 ^[29] realizaron pruebas para investigar la deformación y la microfractura en la vecindad inmediata de una punta de microgrieta en aluminio comercial puro con cristal de gran tamaño. Concluyendo que la micro-grieta de modo mixto se propaga a lo largo de la dirección en la que se encuentran los vacíos y que también depende de la orientación de la carga aplicada.

Como el fuselaje es un componente que se encuentra sometido a cargas combinadas es importante entender el comportamiento y la magnitud de dichas cargas como son descritas en la publicación de Richard D. Young, *et al* ^[30] en 2001 acerca de la distribución de las cargas en el fuselaje con modelos sin y con grietas longitudinales. Aplicando factores de intensidad de esfuerzo en relación a las componentes de cargas biaxiales. Los resultados numéricos de los casos con grietas longitudinales indican que las cargas de compresión y el pandeo de la piel del fuselaje aumentan generalmente los factores de intensidad de tensión de la punta de grieta, lo que influirá en las tasas de propagación de daños, por lo que se reducen la vida de fatiga y la resistencia residual del panel.

Estudios de fatiga y fractura de láminas metálicas delgadas con aplicaciones aeroespaciales fueron estudiados en 2006 por Leslie E. Lamberson ^[31] donde estructuras delgadas metálicas están siendo estudiados como sistemas de protección térmica para para vehículos hipersónicos, vehículos de lanzamiento reutilizables y como paneles estructurales en otras aplicaciones aeroespaciales. Una preocupación fundamental es el crecimiento de grietas por fatiga en las superficies de las placas delgadas y se investigó el efecto del espesor de la muestra en la tenacidad a la fractura y comportamiento a fatiga a la tracción de láminas de aleación de aluminio-magnesio de 30 μm , 100 μm y 250 μm de espesor. Concluyendo que las resistencias a la tracción típicas para las láminas eran de aproximadamente 300 MPa a 350 MPa. En todos los casos, la tenacidad a la fractura de los especímenes de lámina fue menor que la tenacidad de fractura de deformación plana de aleaciones de aluminio similares ^[31]. Además, para el rango de espesores examinados, la tenacidad a la fractura no fue influenciada por el grosor de la muestra. Y que, para todos los espesores de lámina, los datos de

crecimiento de grieta por fatiga podrían ser modelados por una relación de París entre la velocidad de crecimiento de fisura de fatiga y el rango de intensidad de tensión.

Más adelante en 2010 J. Bierbaum y P. Horst ^[32] realizaron análisis experimentales y simulación de la propagación de grietas en paneles de aluminio bajo cargas cortantes, donde concluyeron que las grietas de centro bajo carga cortante se propagan bajo condiciones de pandeo. Las fisuras se propagan en la dirección perpendicular a la diagonal de la tensión. No se puede medir un giro de fisura notable, incluso para grietas iniciales que no son normales al eje de esfuerzo principal y la máxima deformación fuera del plano aumenta con el progreso de la grieta ^[32].

En 2014 Venkatesha B K, Prashanth K P y Deepak Kumar T ^[33] en su artículo “Investigación de la tasa de crecimiento de grietas por fatiga en el fuselaje de grandes aviones de transporte utilizando el enfoque FEA”, llevaron a cabo el análisis de esfuerzos de un panel rigidizado como representación de una porción de fuselaje de la aeronave y se identificó el esfuerzo de tracción máximo en el orificio de remache de la piel. Utilizando aleación de aluminio 2024-T3 y 2117-T4 encontraron que la grieta longitudinal del centro se inició desde la ubicación del remache de la piel. La propagación de fisuras por fatiga se estimó mediante el uso de factor de intensidad de esfuerzos. Los cálculos del factor de intensidad de esfuerzo se realizaron para varias grietas incrementales de 50 mm a 1000 mm. Se estimó la tasa de crecimiento de grietas por fatiga y el rango de factores de intensidad de esfuerzo con la ley de París de crecimiento de grietas por daños. Donde se obtuvieron los Factores de Intensidad de Esfuerzos menores que la tenacidad a la fractura del material. Esto puede concluir que, el marco es capaz de detener la propagación de la grieta.

En el estudio de placas rectangulares con pregrietas laterales inducidas a diferentes ángulos de inclinación, existen trabajos publicados referentes al cálculo de los parámetros de fractura para el modo I y modo mixto (I & II), en base al desarrollo de análisis teóricos y por medio del Método de Elementos Finitos. Entre estos se encuentran los realizados por Saucedo ^[53], K. G, Kumar *et al* ^[58], D. Chakraborty *et al* ^[59], K. S. Amit *et al* ^[60] y R. W. Lewis *et al* ^[61]. De los cuales se estudiaron los resultados entre las metodologías seguidas y se compararon para determinar las similitudes con el presente trabajo.

Capítulo 3 Marco Conceptual

3.1 Fractura de estructuras

Es posible determinar la existencia del fenómeno de fractura en una estructura cuando es posible detectar una separación o fragmentación del material, el cual se encuentra bajo la acción de una carga externa, y este genera nuevas superficies, las cuales son comúnmente llamadas como superficies de fractura, las cuales requieren de una carga progresiva para que se propague^[34].

La mecánica de fractura comprende el estudio de los mecanismos y procesos de propagación de grietas en sólidos, así como las deformaciones y distribución de tensiones que ocurren en un material ya sea agrietado o con discontinuidades, el cual es sometido a cierta tensión externa^[35].

La primera dificultad que aparece en el cálculo de la propagación de grietas es que la resistencia a ésta no es una propiedad del material sino, una combinación de propiedades materiales con factores geométricos y de las cargas^[35].

Dependiendo de la capacidad del material para deformarse plásticamente antes de la rotura se clasifican en dos categorías: aquellos en el que la rotura se realiza de forma dúctil o en forma frágil. Los materiales como los metales y las aleaciones, presentan una falla dúctil que ocurre después de una deformación que es acompañada por una reducción de área y con absorción de una gran cantidad de energía. Por otro lado, la fractura frágil tiene como característica no presentar deformaciones previas a la separación o partición de las fibras^[35]. La ductilidad puede ser medida en términos de elongación y reducción de área porcentuales, y es función de la velocidad de carga, temperatura y estado de tensiones. La figura 3-1 muestra esquemáticamente las energías que caracterizan las fracturas dúctil y frágil.

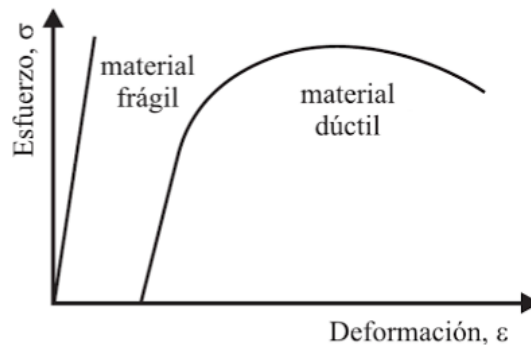


Figura 3-1 Curvas esquemáticas de esfuerzo – deformación para materiales que muestran comportamiento dúctil o frágil^[35]

Puesto que la mayoría de los metales tienen un comportamiento dúctil, estos suelen ofrecer una mayor resistencia a la propagación de fisuras que los materiales frágiles, como los cerámicos ^[36]. La fractura dúctil viene acompañada por la existencia de mucha deformación plástica en los puntos cercanos a las grietas y a la propagación de estas a menudo es estable, es decir, se requiere aumentar la fuerza aplicada para que la fisura siga extendiéndose sin detenerse. Por el contrario, en el caso de la fractura frágil, en general la grieta se propaga con muy poca deformación plástica, y una vez que se inicia su propagación, el material es incapaz de frenarla, de manera que se produce una rotura inestable, también denominada como “catastrófica” ^[36].

Existen dos criterios principales en el estudio de la Mecánica de la Fractura considerando el tipo de formulación del problema del estudio de la resistencia y el fallo de materiales.

- El primero, energético, estudia el cambio de la energía potencial cuando las grietas se abren, utilizando el principio de la minimización de la energía potencial como forma de averiguar el tamaño de las grietas para tensiones dadas ^[36].
- El segundo enfoque es completamente local, y se basa en examinar las tensiones en la punta de grieta y comparar estos con valores conocidos del material ^[36].

3.1.1 Criterio energético de la mecánica de la fractura

De acuerdo al Primer Principio de Termodinámica, cuando un sistema pasa de un estado de no-equilibrio a un estado de equilibrio, se produce una disminución de la energía del sistema ^[1]. A partir de este principio, Griffith ^[6] como se mencionó en el capítulo anterior, estudió las condiciones de fractura de cuerpos sólidos frágiles con grietas a partir de la solución del problema elástico de tensiones en el vértice de una cavidad elipsoidal.

La primera evidencia de manera cuantitativa del efecto de la concentración de tensiones en las grietas fue enunciada por Inglis ^[5], el cual analizó los agujeros elípticos en placas planas. Inglis analizó una placa plana con un agujero elíptico, de longitud $2a$ y de ancho $2b$, a la que se le aplica una tensión perpendicular al eje mayor de la elipse (Figura 3-2). Inglis asumió que el agujero no está influenciado por las condiciones de contorno de la placa; i.e. la anchura de la placa $\gg 2a$ y la altura $\gg 2b$. Donde $2a$ = longitud de grieta, b = espesor y σ =Esfuerzo aplicado.

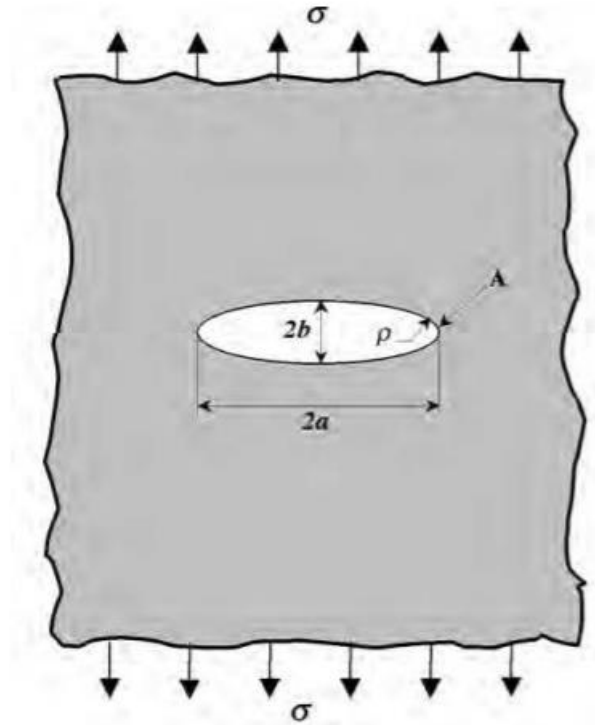


Figura 3-2 Placa con grieta elíptica en el centro sometida a esfuerzo de tracción ^[1]

A partir de este enunciado la tensión en el extremo del eje mayor (Punto A de la Figura 3-2) está dada por ^[1]:

$$\sigma_A = \sigma \left(1 + \frac{2a}{b} \right) \quad \text{Ec. 3.1}$$

La relación σ_A/σ se define como el factor de concentración de tensiones, k_t . Cuando $a = b$, el agujero es circular y en este caso $k_t = 3$.

Cuando el eje mayor “a”, aumenta respecto a “b”, el agujero elíptico comienza a tener la apariencia de una grieta aguda. Para este caso, Inglis encontró más conveniente que la expresión anterior (3.1) una nueva ecuación en función del radio de curvatura ρ :

$$\sigma_A = \sigma \left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \right) \quad \text{Ec. 3.2}$$

Donde:

$$\rho = \frac{b^2}{a} \quad \text{Ec. 3.3}$$

Cuando $a \gg b$, la ecuación (3.2) pasa a ser:

$$\sigma_A = 2\sigma \sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad \text{Ec. 3.4}$$

Inglis demostró que esta ecuación (3.4) da una buena aproximación para la concentración de tensiones en una placa con una grieta que no es elíptica excepto en la punta [1].

Al aplicar la ecuación 3.4 a una placa infinita con un radio $\rho = 0$ resulta un valor de tensión infinito. Esta conclusión causó un alto grado de preocupación cuando se descubrió, ya que no existe un material capaz de soportar una tensión infinita, de forma que un material que contiene una grieta aguda, teóricamente fallaría simplemente por la aplicación de una carga infinitesimal. Esta paradoja animó a Griffith a desarrollar una teoría de la fractura basada en la energía en vez de en la concentración de tensiones [1].

Para analizar la formulación de Griffith considérese una placa de grandes dimensiones (infinita) de espesor B , sometida a una tensión constante σ , que contiene una grieta pasante de longitud $2a$ (Figura 3-3), que es deformada elásticamente por tensiones de tracción σ .

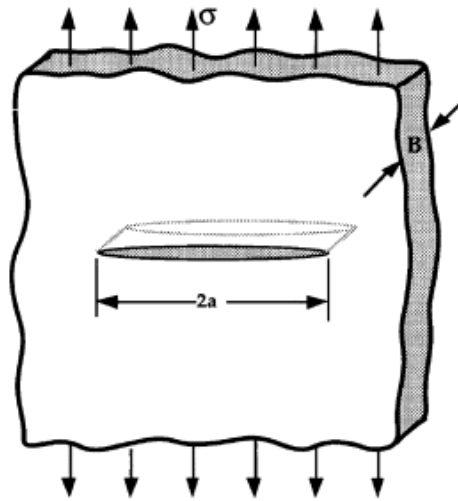


Figura 3-3 Placa infinita con una grieta pasante de tamaño $2a$ [1]

De acuerdo a la teoría de Griffith donde establece que para que esta grieta cargada aumente de tamaño, la energía potencial disponible para la propagación en la placa debe ser mayor a la energía superficial del material, de forma que se establezca un equilibrio entre la disminución de la energía elástica almacenada en el cuerpo y el incremento de la energía superficial total, con la formación de la superficie libre de la grieta, la grieta existente crecerá y se producirá una fractura si la energía requerida para propagar la grieta (suma del trabajo desarrollado por la tensión aplicada y la energía elástica liberada al extenderse la grieta) puede ser proporcionada por el sistema ^[1].

La energía superficial γ_s también llamada energía o unidad de superficie, se interpreta por el hecho de que los átomos que se encuentran en la superficie de cualquier sólido tienen un número de átomos vecinos inferior al correspondiente a los átomos interiores, como se muestra en la figura 3-4.

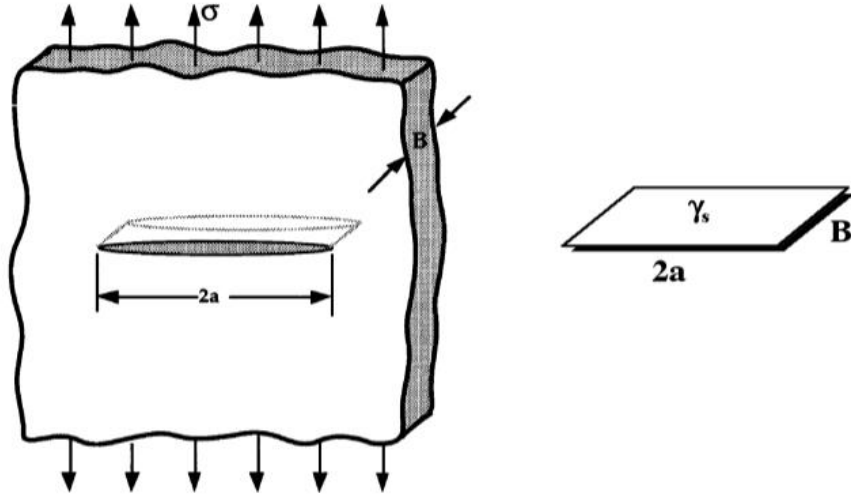


Figura 3-4 Evaluación de la energía superficial γ_s ^[1]

La energía superficial debida a la presencia de la grieta en la placa de la Figura 3-4, será igual al producto del área total libre de la grieta por la energía superficial del sólido ^[1].

$$E_s = (2aB)2\gamma_s \quad \text{Ec. 3.5}$$

Llamando entonces a U_0 la energía del sólido sin grieta y U a la correspondiente al mismo cuerpo con grieta, el cambio energético total lo podemos expresar como sigue ^[1]:

$$\Delta U = U - U_0 = -\frac{\pi\sigma^2 a^2 B}{E} + 4aB\gamma_s \quad \text{Ec. 3.6}$$

El equilibrio energético durante la rotura se obtiene por medio de: $\frac{d\Delta U}{da} = 0$; la energía disponible se consume en propagar la grieta ^[1]:

$$\frac{d\Delta U}{da} = -\frac{2\pi\sigma^2 aB}{E} + 4B\gamma_s = 0 \quad \text{Ec. 3.7}$$

De esta manera llegamos a calcular la tensión de rotura de un sólido agrietado ^[1]:

$$\frac{\pi\sigma^2 a^2}{E} = 2\gamma_s \quad \text{Ec. 3.8}$$

El planteamiento de Griffith sugiere que se puede despejar la tensión, que en este caso corresponde a una tensión para la cual se inicia la prolongación de la grieta y se conoce como tensión de fractura de Griffith σ_f o σ_c :

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{2\gamma_s E}{\pi a}} \quad \text{Ec. 3.9}$$

Para que una grieta se prolongue una longitud “da”, es necesario que la energía elástica liberada por tal prolongación sea igual o mayor a la energía de superficie requerida para que se inicie un corrimiento de grieta, si la energía liberada es menor a la energía necesaria para la propagación, entonces la grieta permanecerá estable.

Estas investigaciones de Griffith hicieron dos aportes fundamentales para sentar las bases de la mecánica de fractura: en primer lugar, se presenta un modelo del criterio de avance de una grieta y demuestran que la fractura resulta de un proceso de conversión de energía, que no depende solamente de la tensión aplicada, sino también del tamaño mismo de la grieta. En segundo lugar, se tiene una relación entre tensión de fractura y tamaño de grieta que ha sido comprobada repetidamente en materiales frágiles.

El principal inconveniente del modelo de Griffith es que sólo explica mecanismos de rotura de materiales muy frágiles, para otros materiales, resulta de gran dificultad evaluar experimentalmente la energía de superficie, ésta es en general muy inferior a la energía requerida para que se presente prolongación de grieta, debido a que las grietas no son comúnmente lisas ni rectas, sino rugosas o curvilíneas y van acompañadas de microagrietamientos, desplazamientos relativos y plasticidad en una zona próxima a la punta de la grieta.

3.1.1.1 Tasa de liberación de energía y energía de fractura

La formulación energética de la mecánica de fractura consiste en comparar la energía disponible para la propagación de una grieta en una estructura con la energía necesaria para producir su agrietamiento. La energía disponible para el avance de grieta por unidad de área se denomina tasa de liberación de energía (G) y la energía necesaria para el agrietamiento se denomina tasa crítica de liberación de energía (G_{IC})^[1].

A pesar de que la MFEL ha sido desarrollada principalmente para el estudio de fracturas en materiales frágiles o cuasifrágiles, estos desarrollos teóricos y experimentales son muy importantes ya que ayudan para analizar comportamientos similares en otros materiales mucho menos resistentes y rígidos.

Por medio del trabajo de Bazant^[37] en 1984, se permitió conocer si un determinado material se ajusta o no a los criterios de la MFEL o si es necesario introducir correcciones por efecto de tamaño a los parámetros G_{IC} y K_{IC} (Tenacidad de fractura crítica) para que puedan considerarse constantes que representen la resistencia del material, independientemente de su tamaño.

El criterio de extensión de grietas de Griffith puede generalizarse en términos de un balance entre energía disponible, proporcionada por las fuerzas externas, y energía requerida para que se presente tal extensión. En 1956 Irwin^[10] propone una solución, esencialmente equivalente al modelo de Griffith, pero más conveniente para resolver los problemas de ingeniería, extendiéndola a los metales^[10]. Define el concepto de tasa de liberación de energía G , que es la medida de la energía disponible para la propagación de un incremento de grieta da (Figura 3-5)

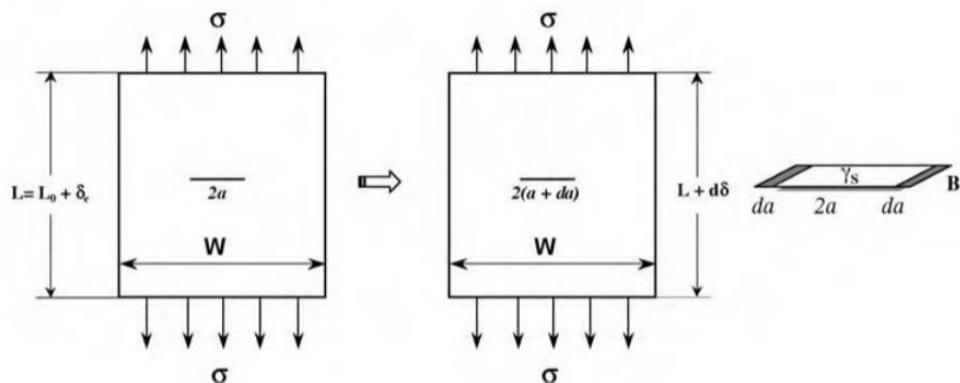


Figura 3-5 Incremento de longitud da de la grieta de acuerdo a la teoría de Griffith^[1]

El incremento de longitud de la grieta a carga constante es traducido en una tensión también constante; el trabajo suministrado al sistema se transforma en un incremento de energía elástica U_E y en energía consumida en la propagación U_R ^[1].

El trabajo suministrado al sistema es:

$$dU = P \cdot d\delta \quad \text{Ec.3.10}$$

Donde:

P = Carga aplicada

$d\delta$ = Cambio en la deformación

La parte transformada en energía elástica:

$$dU_E = \frac{1}{2} P \cdot d\delta \quad \text{Ec.3.11}$$

Por lo tanto la energía consumida en la propagación será:

$$dU_R = dU - dU_E \quad \text{Ec.3.12}$$

$$dU_R = P \cdot d\delta - \frac{1}{2} P \cdot d\delta = \frac{1}{2} P \cdot d\delta \quad \text{Ec.3.13}$$

Entonces:

$$dU_R = dU_E = d \left[\frac{\sigma^2}{2E} B \cdot (W \cdot L_0 + 2\pi r^2) \right] = 2 \frac{\pi \sigma^2 a}{E} B da \quad \text{Ec.3.14}$$

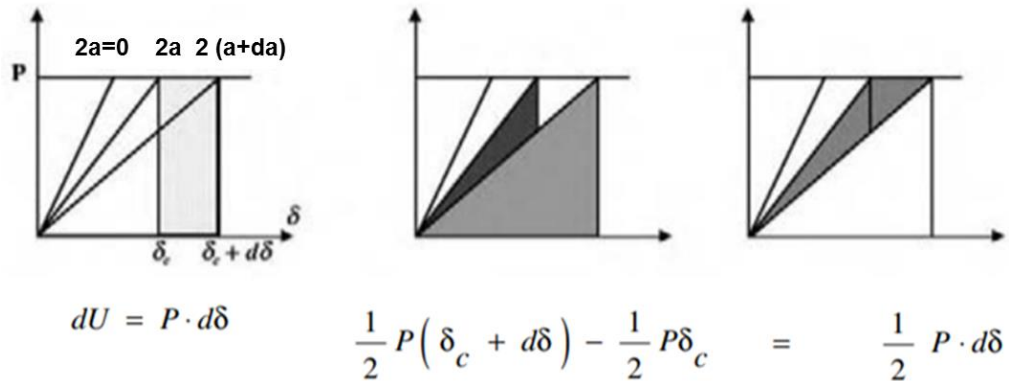


Figura 3-6 Esquema del cálculo de energía elástica y energía consumida en la propagación ^[1]

La placa finita pasa a placa infinita de espesor B y la energía consumida en la propagación (total y absoluta) se relaciona con la γ_s de Griffith (Figura 3-5). La resistencia a la fractura del material, definida como R , que será la energía superficial por el área de grieta nueva, creada debido a la propagación da de la grieta, como se puede ver en el esquema de la figura 3-6.

El material rompe si la tasa de liberación de energía G

$$G_{IC} = \frac{dU_r}{dA} = \frac{1}{2B} \frac{dU_R}{da} = \frac{\pi\sigma^2 a}{E} \quad \text{Ec. 3.15}$$

Resistencia a fractura del material

$$R = 2\gamma_s$$

Luego finalmente el criterio de equilibrio del sistema será: $R = G$. Igualando estos factores, nuevamente encontramos el valor de la tensión en rotura de Griffith:

$$G_{IC} = R$$

$$\frac{\pi\sigma_c^2 a}{E} = 2\gamma_s, \sigma_f = \sqrt{\frac{2E\gamma_s}{\pi a}}$$

Así, el criterio de fractura es el siguiente:

Si $G < G_{IC}$ entonces $da = 0$, no hay extensión de grieta (estable).

Si $G = G_{IC}$ entonces $da \geq 0$, posible extensión cuasi-estática de grieta.

Si $G > G_{IC}$ entonces $da > 0$, crecimiento dinámico de grieta (inestable).

3.1.2 Criterio de factor de intensidad de tensiones

Ya se analizó el criterio de extensión de grieta basado en un análisis de balance de energía para evitar el problema de la singularidad en la punta, donde de acuerdo con la solución elástica, las tensiones tienden a infinito al aplicarse cualquier carga externa. Más adelante, Irwin en 1957 ^[10] desarrolló uno de los más importantes avances de la MFEL al formular el problema de extensión de grietas en términos del estado de tensiones del material cerca de la punta de la grieta y probó que existe relación entre el enfoque de tensión y el energético. De acuerdo a Irwin el proceso de fractura no podía concentrarse en un solo punto como lo plantea la teoría elástica, sino que se presenta en una zona pequeña próxima a la punta, la cual denominó zona plástica o zona de proceso de fractura (ZPF), la cual, por el efecto de la deformación, absorbe gran cantidad de energía y mantiene las tensiones dentro de un valor finito.

Con el fin de determinar la distribución de tensiones alrededor de la punta de la grieta, en una placa, Irwin acudió a la función de tensión de Airy (ψ) ^[38], que es una función especial y que en este caso debe satisfacer simultáneamente las condiciones particulares de las tensiones.

En la figura 3-7 se representa esquemáticamente en un material elástico un elemento dx/dy en la placa a una distancia “ r ” de la punta de la grieta y con un ángulo Θ con respecto al plano de grieta, donde están representadas las tensiones en el plano de dicho elemento.

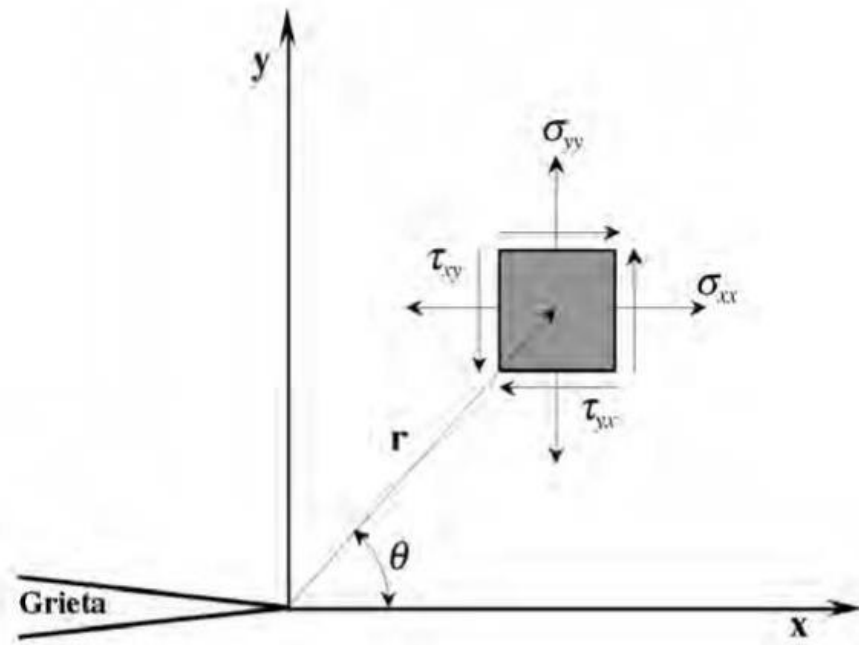


Figura 3-7 Tensiones cerca del fondo de una grieta, en un material elástico ^[1]

3.1.3 Modos básicos de desplazamiento de las caras de una fisura

Una grieta en un sólido puede presentar un estado de tensiones en tres modos diferentes, como se ve en la figura 3-8.

Modo I.- El modo I (modo de apertura): Corresponde a la abertura de la grieta debido a que la carga es aplicada en dirección perpendicular al plano de fractura ^[39].

Modo II.- El modo II (modo de deslizamiento): Corresponde a la aplicación de la carga en el plano cortante, produciendo el desplazamiento de las superficies en sentidos opuestos, pero en la dirección de avance de la grieta ^[39].

Modo III.- El modo III (modo de desgarre): Se refiere al deslizamiento producido fuera del plano en dirección perpendicular a la dirección de avance ^[39].

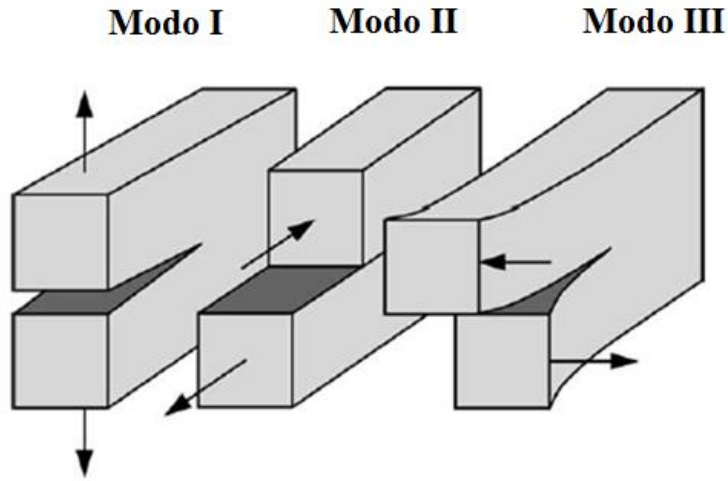


Figura 3-8 Los tres modos básicos del desplazamiento de las superficies en una fractura dúctil ^[39]

Si el agrietamiento es del modo I, resulta conveniente usar la solución propuesta por Westergaard, en cuyo caso el campo de tensiones alrededor de la punta de la grieta se obtiene por medio de las siguientes ecuaciones:

$$\sigma_x = \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.16}$$

$$\sigma_y = \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.17}$$

$$\tau_{xy} = \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad \text{Ec. 3.18}$$

O de forma general por:

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi R}} f_{ij}(\theta) \quad \text{Ec. 3.19}$$

Donde r es la distancia desde la punta de la grieta, $f_{ij}(\theta)$ es una función conocida de θ y K_I es el factor de intensidad de tensiones (FIT) para el modo I de agrietamiento y se puede expresar como:

$$K_I = \beta \sigma \sqrt{a} \quad \text{Ec. 3.20}$$

Donde a es la longitud de la grieta inicial y β es un factor adimensional, que para una placa infinita corresponde a $\sqrt{\pi}$ y en tal caso:

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \quad \text{Ec. 3.21}$$

Para un elemento de tamaño finito, β depende de la longitud de la grieta y de la geometría del cuerpo sometido a tensión, que de manera general se expresa como la longitud (L) de una de sus dimensiones. Usualmente los FIT de estos elementos se expresan en términos del FIT de la placa infinita, de tal manera que el factor $\sqrt{\pi}$ se saca de β , como lo menciona Broek en su trabajo en 1986 ^[40] y la ecuación 3.20 se expresa como:

$$K_I = \beta_{\left(\frac{a}{L}\right)} \sigma \sqrt{\pi a} \quad \text{Ec. 3.22}$$

El valor de K_{IC} puede obtenerse de ensayos de fractura para una condición en la cual la tensión es la crítica ($\sigma = \sigma_c$) y se considera una propiedad del material, que está dada por:

$$K_{IC} = \beta_{\left(\frac{a}{L}\right)} \sigma_c \sqrt{\pi a} \quad \text{Ec. 3.23}$$

De manera similar al enfoque de tasa de liberación de energía, el criterio de avance de una grieta en términos del factor de intensidad de tensiones está dado por las siguientes condiciones:

Si $K_I < K_{IC}$, entonces no hay extensión de grieta (estable)

Si $K_I = K_{IC}$, entonces posible extensión cuasi-estática de grieta

Si $K_I > K_{IC}$, entonces crecimiento dinámico de grieta (inestable)

A partir de las ecuaciones 3.15 y 3.23, la relación entre la tasa de liberación de energía y factor de intensidad de tensiones en condición de tensión plana se puede expresar como:

$$G_{IC} = \frac{K_{IC}^2}{E} \quad \text{Ec. 3.24}$$

Y para el caso de deformación plana la relación es:

$$G_{IC} = (1 - \nu^2) \frac{K_{IC}^2}{E} \quad \text{Ec. 3.25}$$

Donde ν es la relación de Poisson. Las ecuaciones 3.24 y 3.25 se conocen como las ecuaciones de Irwin, las cuales no solamente se cumplen para la condición crítica sino para cualquier otra condición inferior a la crítica, lo que indica que se trata de relaciones generales entre G_I y K_{IC} .

En las ecuaciones anteriores, K se denomina factor de intensidad de tensiones; determina la magnitud de la distribución de tensiones alrededor del fondo de la grieta. Debe notarse que ese factor de intensidad de tensiones y el factor de concentración de tensiones K_t , aunque similares, no son equivalentes ^[39].

El valor del factor de intensidad de tensiones es una función de la tensión aplicada, el tamaño y la posición de la grieta, así como de la geometría de la pieza sólida en la cual está localizada la grieta.

3.1.3.1 Modo I con grieta lateral

Una solución conocida es el caso de una grieta que se encuentra en uno de los bordes, donde el factor de intensidad de tensiones tiene la misma forma que el correspondiente a la ecuación 3.21 multiplicado por un factor adimensional Y ^[35], es decir:

$$K=Y\sigma\sqrt{\pi a} \quad \text{Ec. 3.26}$$

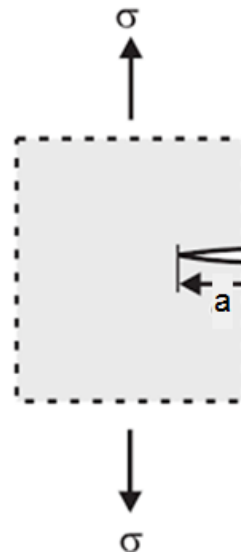


Figura 3-9 Grieta en el borde de una placa semi-infinita ^[35]

Para la situación mostrada en la figura 3-9, se tiene que $Y=1.12$ ^[35]. Algunos autores incluyen en la definición de Y el factor $\sqrt{\pi}$. En este caso, los valores de Y indicados anteriormente deben multiplicarse por dicho valor ^[35].

Las ecuaciones planteadas por diferentes autores, tales como Hellan ^[39], González ^[34] y Tada ^[41] para el cálculo de Y en placas con grieta lateral (Figura 3-10) son mostradas a continuación:

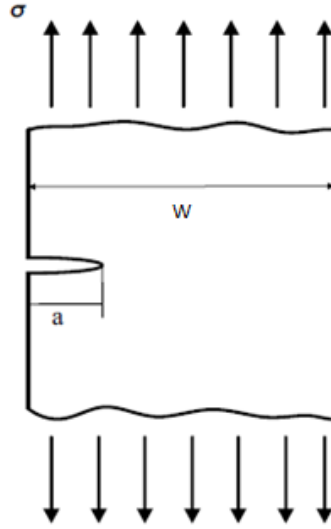


Figura 3-10 Placa con grieta lateral ^[41]

$$K_{I, Hellan} = \sigma \sqrt{\pi a} (1.12 - 0.23 \frac{a}{w} + 10.6 \frac{a^2}{w^2} - 21.7 \frac{a^3}{w^3} + 30.4 \frac{a^4}{w^4}) \quad \text{Ec. 3.27}$$

$$K_{I, González} = \sigma \sqrt{a} (1.99 - 0.4a' + 18.7a'^2 - 38.8a'^3 + 53.85a'^4) \quad \text{Ec. 3.28}$$

$$K_{I, Tada} = \sigma \sqrt{\pi a} \left(\sqrt{\tan \frac{\pi a}{2w} * \frac{2w}{\pi a} \frac{0.752 + 2.02 \frac{a}{w} + 0.37 \left(1 - \sin \frac{\pi a}{2w}\right)^3}{\cos \frac{\pi a}{2w}}} \right) \quad \text{Ec. 3.29}$$

Donde: $a' = \frac{a}{w}$

3.1.3.2 Modo mixto de fractura

Se denomina modo mixto al caso en que actúan simultáneamente varios modos de carga. A continuación, se considera el caso de modo mixto I y II. Supongamos una grieta sometida a cargas de abertura en modo I, así como a cargas cortantes en su plano, que actúan dando origen solamente a un modo II. La carga en modo II puede caracterizarse por un factor de intensidad de tensiones $K_{II} = \tau \sqrt{\pi a}$, comparable a lo que sucede en modo I. Si únicamente actuara el modo II, la fractura se produciría cuando K_{II} alcanzara un valor crítico K_{IIc} . Por medio de la combinación de los dos modos simultáneamente cabe preguntarse cuál es la combinación de los factores de intensidad de tensiones que determina la rotura del material ^[35].

La mayoría de los casos prácticos corresponden al modo I. Una combinación de especial interés es el modo I+II, el cual se presenta en grietas inclinadas, mientras que el modo III es importante en fracturas por torsión pura. En este trabajo se presentan dos casos diferentes de modo fractura: el modo I y la combinación de modo I+II (Figura 3-11).



Figura 3-11 Grieta pasante en una placa infinita para el caso general en que la tensión principal no es perpendicular al plano de la grieta ^[34]

Si la fuerza se aplica en la dirección vertical, los factores de intensidad de tensiones en modo I y II se determinan considerando las tensiones normales y tangenciales al plano de la grieta, siendo β el ángulo entre el plano horizontal y el plano inicial de la grieta ^[34].

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \cos^2 \beta \quad \text{Ec. 3.30}$$

$$K_{II} = \sigma \sqrt{\pi a} \cos \beta \sin \beta \quad \text{Ec. 3.31}$$

Los campos de tensiones en la punta de la grieta pueden calcularse para ambos modos utilizando las ecuaciones correspondientes en coordenadas polares. Para modo I las ecuaciones también pueden escribirse en la forma siguiente ^[34]:

$$\sigma_{rr} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \left[\frac{5}{4} \cos \frac{\theta}{2} - \frac{1}{4} \cos \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.32}$$

$$\sigma_{\theta\theta} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \left[\frac{3}{4} \cos \frac{\theta}{2} + \frac{1}{4} \cos \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.33}$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \left[\frac{1}{4} \sin \frac{\theta}{2} + \frac{1}{4} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.34}$$

En el caso del modo II, las ecuaciones correspondientes son:

$$\sigma_{rr} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left[-\frac{5}{4} \operatorname{sen} \frac{\theta}{2} + \frac{3}{4} \operatorname{sen} \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.35}$$

$$\sigma_{\theta\theta} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left[-\frac{3}{4} \operatorname{sen} \frac{\theta}{2} - \frac{1}{4} \operatorname{sen} \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.36}$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left[\frac{1}{4} \cos \frac{\theta}{2} + \frac{3}{4} \cos \frac{3\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 3.37}$$

En la figura 3-12 se muestra la influencia de β en el ángulo óptimo de propagación. La línea discontinua corresponde al criterio basado en la propagación perpendicular a la máxima tensión principal remota. El criterio de G_{max} estima una propagación inicial en un plano poco distinto a la dirección perpendicular a la tensión remota ^[34].

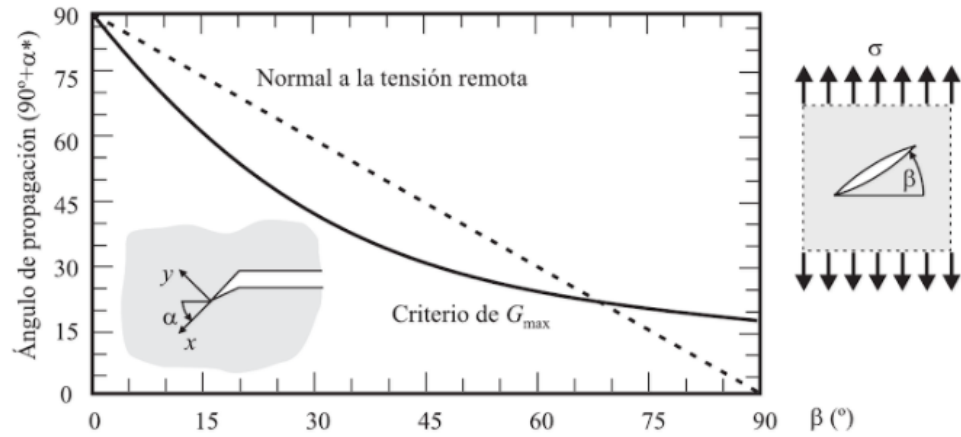


Figura 3-12 Ángulo con que se propaga la grieta según diferentes criterios de fractura en modo mixto ^[34]

La influencia de las dimensiones de la placa en el factor de intensidad de tensiones se muestra en la figura 3-13 a) El resultado es que, con respecto a la placa infinita, el factor de intensidad de tensiones aumenta cuando la placa es finita tanto en la dirección de la anchura como en la de la longitud de la placa ^[38].

En la figura 3-13 b) se muestra la influencia de la orientación de la fisura en los factores de intensidad de tensiones. Cuando la fisura esta inclinada con relación a la dirección de la tracción, ambos modos de carga I y II se manifiestan, como se indica en la figura 3-13, dando lugar a una disminución en K_I y a la aparición del modo II, K_{II} ^[34].

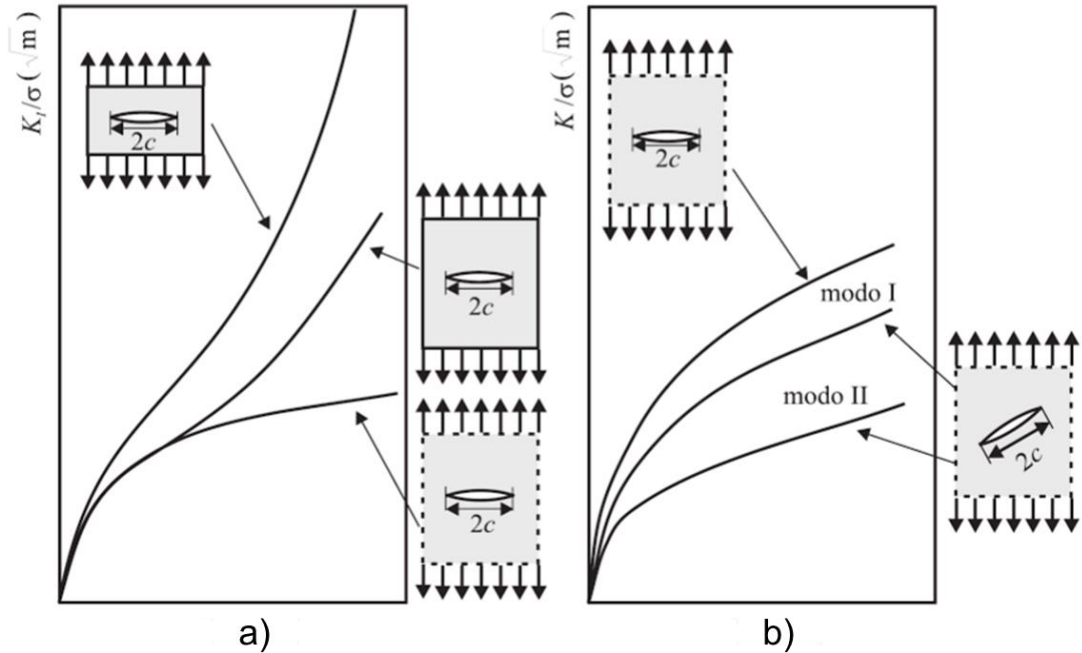


Figura 3-13 Influencia de las superficies libres en el factor de intensidad de tensiones. a) Influencia de las dimensiones de la placa, b) influencia de la orientación de la fisura en los factores de intensidad de tensiones. ^[34]

3.2 Aleaciones de Aluminio utilizadas en el sector aeronáutico

La industria moderna de la aviación comercial no podría haber existido sin el aluminio. El primer aeroplano de los hermanos Wright, que voló en 1903, tenía un motor de cuatro cilindros y doce caballos de fuerza, con un bloque realizado en aluminio para reducir su peso. El aluminio reemplazó rápidamente a la madera, el acero y otros materiales; el primer avión íntegramente construido en aluminio se construyó en 1920. Desde entonces, la amplia mayoría de los aviones se realiza en aluminio ^[42].

El paso del tiempo ha ido mostrando los materiales más adecuados para el mundo de la aviación. Entre ellos, el aluminio, el titanio y los compuestos ^[42].

El aluminio aparece en la aviación a principios del siglo XX, en Alemania, aunque su cantidad era relativamente baja. La transición entre la madera y el aluminio empezó en los años 30, y fue completamente asentada durante la II Guerra Mundial. El aluminio es un metal que reúne propiedades mecánicas excelentes dentro del grupo de los metales no féreos, de ahí su elevado uso en la industria y en la vida cotidiana pero rara vez se emplea solo, sino formando parte de aleaciones que mejoran sus propiedades mecánicas ^[42].

a) Características mecánicas

- Mecánicamente es un material maleable.
- En estado puro tiene un límite de resistencia elástica de aproximadamente de 69 ksi.
- Para mejorar estas propiedades se alea con otros metales.

Hoy en día, los aviones consisten en gran parte de las aleaciones de aluminio con el acero, aleaciones de titanio y compuestos de polímeros que forman la proporción más pequeña. El equilibrio de materiales dependerá del tipo de aeronave, por ejemplo, los aviones de combate militares tienen proporciones mucho más altas de materiales compuestos y aleaciones de titanio.

Los aviones necesitan estar hechos de materiales ligeros para aumentar la carga útil y ahorrar en el consumo de combustible. El mayor número de pasajeros que un avión puede llevar es proporcional al beneficio que una compañía aérea puede hacer ^[16]. Una combinación de ligereza, resistencia y alta conductibilidad eléctrica y térmica, es la propiedad que convirtió al aluminio y sus aleaciones en un material clave para la construcción de aviones, automóviles, o motores de combustión interna, entre otras muchas aplicaciones ^[42].

El aluminio es el principal componente en la aviación actual, totalizando alrededor del 80% del peso de una aeronave. Un Boeing 747 tiene aproximadamente 75.000 kg de aluminio. Dado que el metal es resistente a la corrosión, ciertas aerolíneas no pintan sus aviones ahorrando cientos de kilos en el peso de las aeronaves.

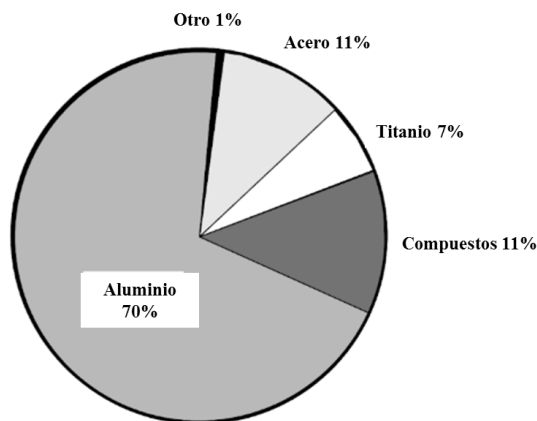


Figura 3-14 Distribución de Materiales Estructurales en aviones Boeing 777 ^[42]

En el fuselaje de un avión las aleaciones de aluminio son el material más usado, aunque también hay partes de aleaciones de titanio y compuestos como la fibra de carbono, tal y como se muestra en las figuras 3-14 y 3-15 la distribución de los materiales empleados en el Airbus A380.

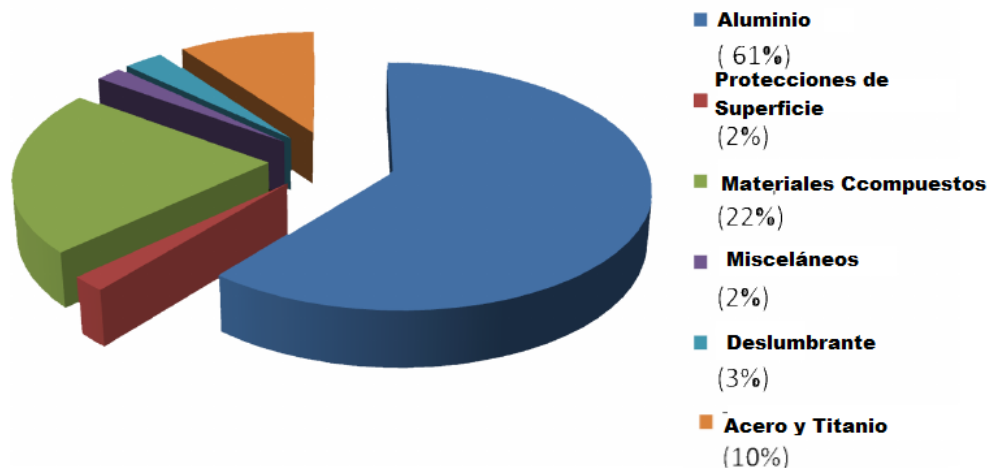


Figura 3-15 Distribución de los distintos materiales estructurales utilizado en el Airbus A380 ^[43]

Las aleaciones de aluminio son obtenidas a partir de la combinación de este metal con otros elementos (cobre, magnesio, zinc, silicio, manganeso, etc.) que mejoran sus propiedades mecánicas, pues al ser este un material maleable y dúctil, necesita mejorar su resistencia mecánica y en algunas aplicaciones optimizar aspectos como la dureza.

Las principales razones por las que las aleaciones de aluminio son utilizadas en lugar del aluminio puro:

- Mayor resistencia al cociente de peso con el aluminio puro.
- Aumento de resistencia al agrietamiento por corrosión y la resistencia a la fatiga.
- Mejora de la rigidez y la resistencia a la flexión.

Los diferentes tipos de aleaciones de aluminio se utilizan para diferentes áreas de la aeronave, dependiendo de las características requeridas. Las aleaciones son principalmente de aluminio, zinc, magnesio y cobre, pero también contienen trazas de silicio, hierro, manganeso, cromo, titanio, circonio y probablemente varios otros elementos que se mantienen secretos comerciales. Las diferentes aleaciones se mezclan con diferentes ingredientes para dar propiedades diferentes como se muestra a continuación:

La piel del fuselaje y solapas, que son áreas cargadas principalmente en tensión, son comúnmente fabricadas con aleación de aluminio 2024 (aluminio y cobre), debido al buen comportamiento a la fatiga, tenacidad a la fractura y la velocidad de propagación lenta son especificaciones de este modelo de avión ^[42].

Las principales series utilizadas en la industria aeroespacial son la 2XXX y 7XXX ^[42], donde se lee en los primeros dígitos los elementos dominantes 2 (Cobre) y 7 (Zinc), en la primera “X” determina el control de impurezas, donde el 0 representa una aleación original sin modificaciones, las siguientes dos “X” identifica un número de aleación diferente.

3.2.1 Serie 2XXX

El cobre es el principal aleante de las aleaciones con codificación 2XXX y se encuentra en la aleación con valores comprendidos entre el 1,9 y el 6,8%. Para obtener mejores propiedades mecánicas estas aleaciones son tratadas térmicamente logrando propiedades que exceden a aquellas de los llamados aceros de bajo carbono o dulces ^[42].

Para ejemplificar esto haremos referencia a una de las aleaciones más utilizadas en aeronáutica, la aleación 2024 ^[42].

Las aleaciones de aluminio de las series 2XXX ^[42], son utilizadas muy comúnmente en secciones o componentes de aeronaves sometidas a niveles elevados de tensión, cargas alternas, entre otros. Suelen ser utilizadas en componentes estructurales como el recubrimiento de alas y fuselajes. Las aleaciones de esta serie tienen la particularidad de tener una baja velocidad de propagación de fisuras que la lleva a tener mejor comportamiento o desempeño a fatiga que las aleaciones de aluminio de la serie 7XXX.

3.2.2 Serie 7XXX

El zinc es el elemento aleante de esta aleación con codificación 7XXX y cuando se le agrega una pequeña cantidad de magnesio resulta tratable térmicamente lográndose muy alta resistencia mecánica ^[42].

La aleación 7075 ^[42] tiene alta resistencia mecánica, buenas propiedades mecánicas a la fatiga y es utilizada en elementos estructurales sometidos a altas solicitaciones como estructuras de fuselaje, recubrimientos de alas, etc. Se les realiza tratamientos térmicos de solución y envejecido artificialmente (T6) para mejorar las propiedades mecánicas. Esta aleación tiene la particularidad de seguir precipitando naturalmente, mejorando las propiedades mecánicas en el tiempo.

En este trabajo se describen las características de las aleaciones de aluminio 2024-T3 y 7075-T6 ^[44]. Las propiedades mecánicas de estos materiales se encuentran en la tabla 3-1:

Tabla 3-1 Propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio 2024-T3 y 7075-T6

Propiedades	2024-T3	7075-T6
Módulo de Young (Ksi)	10600	10400
Módulo de Rigidez (Ksi)	4060	3900
Módulo de Poisson	0.33	0.33
Densidad (in/lb ³)	0.1	0.102
K _{IC} (psi*in ^{^(0.5)})	33000	26400

3.3 Geometrías en fuselajes de aviones

El fuselaje es uno de los elementos estructurales principales de un avión; en su interior se sitúan la cabina de mando, la cabina de pasajeros y las bodegas de carga, además de diversos sistemas y equipos que sirven para dirigir el avión. También sirve como estructura central a la cual se acoplan las demás partes del avión, como las alas, el grupo motopropulsor o el tren de aterrizaje.

Los fuselajes están sujetos a una variedad de cargas mecánicas. Cargas de vuelo y en tierra dan lugar a la cizalladura, flexión y torsión, mientras que la presurización interna conduce a un sistema de tensión interna ^[30].

La práctica del diseño actual de las estructuras del fuselaje es un enfoque secuencial en los requisitos mecánicos. Tomando como referencia datos de los espesores de fuselajes en la fabricación de aviones, se muestran los valores para un Boeing 777 en la tabla 3-2:

Tabla 3-2 Datos de componentes Boeing 777 ^[45]

Fuselajes		
Espesor promedio de la piel del fuselaje	0.08-0.09"	0.2-0.23 cm

A medida que avanzaba el siglo XX, el aluminio se convirtió en un metal esencial en los aviones.

En 1916, L. Brequet diseñó un bombardero de reconocimiento que marcó el primer uso del aluminio en la estructura de trabajo de un avión. Al final de la guerra, los aliados y Alemania emplearon aleaciones de aluminio para el marco estructural del fuselaje y las alas.

Los aviones ligeros tienen fuselajes principalmente de la construcción semi-monocasco totalmente de aluminio, sin embargo, unos pocos aviones ligeros tienen una construcción de armadura tubular con tela o piel de aluminio, o ambos. La piel de aluminio es normalmente del espesor: 0.08 a 0,09 pulgadas ^[45].

Otros factores primarios involucrados en la selección de una aleación para esta aplicación son resistencia a la corrosión, el coste, y la apariencia. Aleaciones de aluminio 6061-T6 y 2024-T3 son las elecciones primarias.

La piel en los aviones ligeros de reciente diseño y la construcción en general, es 2024-T3. La estructura interna comprende largueros, mamparos, miembros de cuerda, y diversos accesorios de fijación hecho de extrusiones de aluminio, lámina formada, piezas forjadas y piezas fundidas tal como es mostrado en la figura 3-16 ^[46].

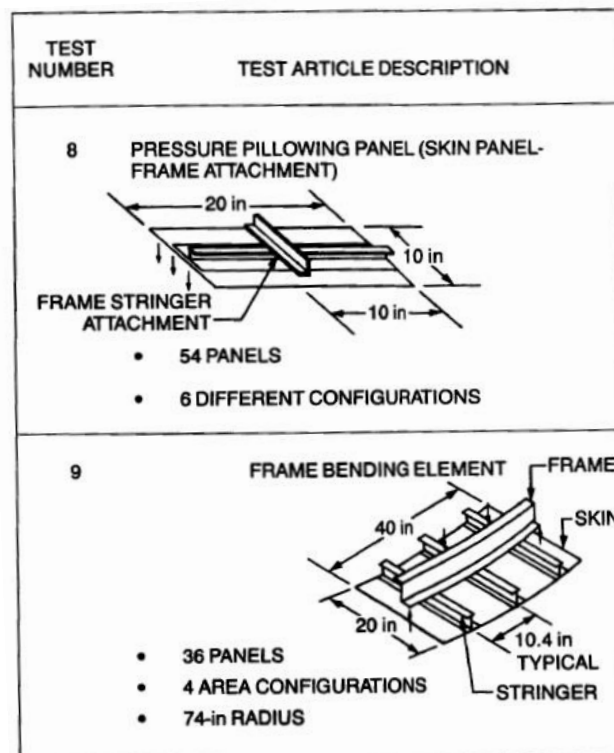


Figura 3-16 Ejemplos de piel de fuselaje de los aviones Boeing ^[46]

3.4 Condiciones de carga de fuselajes en vuelo

3.4.1 Consecuencias de la presurización del fuselaje en la aeronave

La presurización de la cabina aérea es el bombeo activo de aire comprimido en la cabina de una aeronave para garantizar la seguridad y un ambiente confortable para los ocupantes. La presurización es necesaria cuando un avión alcanza una gran altitud, ya que la presión atmosférica natural es demasiado baja como para suministrar el suficiente oxígeno a los ocupantes. Sin la presurización se puede sufrir mal de montaña o incluso una hipoxia ^[47].

Las aeronaves cuentan con una válvula de alivio de presión en casos de exceso de presión en la cabina. Esto se hace para proteger la estructura de la aeronave de una carga excesiva ^[48]. Normalmente, el diferencial de presión máxima entre la cabina y el aire exterior es 52–55 kPa (7.5–8 psi). Si la cabina se mantuviera a la presurización a nivel del mar para luego subir a una altura de 10.700 m (35.000 pies) o más, el diferencial de presurización sería mayor que 60 kPa (9 psi) y la estructura del avión sufriría una carga excesiva ^[48].

Cuando la aeronave se presuriza y despresuriza resultando en fatiga del metal. Las aeronaves modernas están diseñadas para resistir estos ciclos de compresión, pero algunas naves más antiguas (ej. De Havilland Comet ^[9]) tuvieron accidentes fatales por no estar lo suficientemente preparadas frente a este fenómeno.

Las estructuras del fuselaje las cuales son presurizadas se someten a extensas inspecciones periódicas para asegurar que se descubre cualquier daño es descubierto. Un fallo en una superficie de la estructura puede requerir que la sección del fuselaje deba ser modificada o rediseñada ^[48].

Cuando los fuselajes son presurizados la presión trata de inflar o expandir el fuselaje actuando como un recipiente a presión.

3.5 Método del elemento finito para el análisis de esfuerzos y deformación

Para la solución de problemas en ingeniería y matemáticas, se han ido proponiendo a través de los años diferentes modelos de discretización. Uno de los procedimientos que utilizan estos métodos para la solución de problemas continuos es el Método de Elementos Finitos ^[49].

El MEF permite la aproximación de problemas continuos de manera que:

- a) El continuo se divide en un número finito de partes llamados también elementos, en el cual se definen los parámetros de sus propiedades.
- b) La solución del sistema completo como ensamblaje de los elementos sigue precisamente las reglas que se aplican a los problemas discretos.

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 puede acercarse bastante más al diseño óptimo.

El método de los elementos finitos como formulación matemática es relativamente nuevo; 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 elementos finitos.

Capítulo 4 Metodología de análisis de propagación de grietas

Para lograr los objetivos en el análisis de propagación de grietas en las aleaciones de estudio se desarrollaron tres protocolos de estudio: análisis experimental, análisis teórico y análisis por simulación numérica (MEF). En este capítulo se describe cada uno de los protocolos llevados a cabo en los diferentes tipos de análisis, el primero de ellos fue el experimental que se desarrolla en la sección 4.1, luego se describen los pasos para el análisis teórico en la sección 4.2 y por último en la sección 4.3 se muestra el protocolo de análisis numérico por medio del MEF, como se muestra en el diagrama de la figura 4-1 y su interrelación.

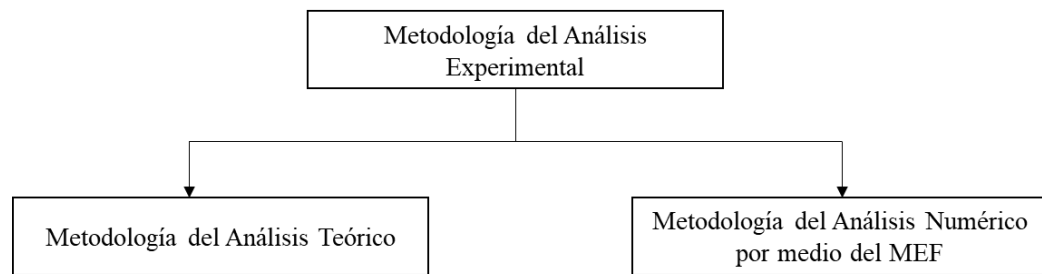


Figura 4-1 Metodología general de análisis

4.1 Metodología del análisis experimental de propagación de grietas bajo cargas a tensión

En el análisis experimental de este punto es necesario crear probetas de aleaciones de aluminio 2024-T3 y 7075-T6, al cual se le inducen grietas con diferentes ángulos de inclinación para ser sometidas a cargas de tensión. Por medio de estas pruebas se obtendrán los niveles de carga a los cuales las grietas inducidas inician su propagación; dichas cargas se utilizarán como insumos para los dos protocolos restantes, donde se estudian los modos I y el modo mixto (I y II) de fractura.

Para el desarrollo de los análisis experimentales se siguió la metodología mostrada en el diagrama de la figura 4-2:

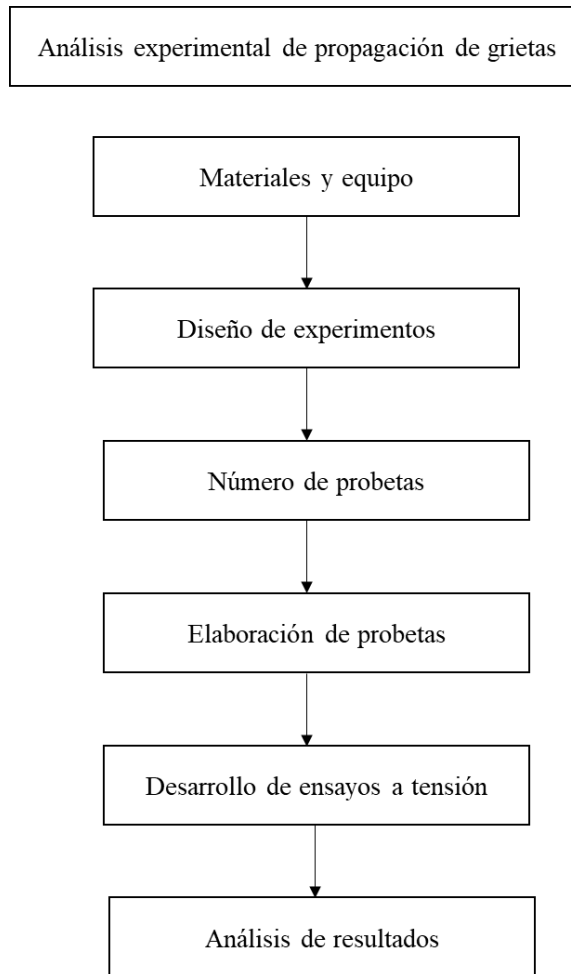


Figura 4-2 Metodología general de análisis experimental

4.1.1 Materiales y equipo

En la elaboración de las probetas a ensayo se utilizaron dos materiales que son clasificados dentro de las aleaciones de aluminio de grado aeroespacial (aleación de aluminio 7075-T6 y aleación de aluminio 2024-T3), como se describió en el capítulo III. Este tipo de materiales son característicos en la fabricación de fuselajes de aeronaves. Con espesores que rondan comúnmente entre 0.08-0.09 pulgadas ^[45]. Los materiales utilizados en la parte experimental de este trabajo son presentados en forma de placa delgada de 0.09 pulgadas de espesor que cumple con las especificaciones de la compañía Boeing en su hoja de datos que muestra los valores de espesores en pieles de fuselaje en sus aviones ^[45].

Las especificaciones de ambos materiales son obtenidas del ASM ^[44] (Por sus siglas en inglés “Aerospace Specification Materials”):

Para el análisis de tracción, se utilizó una máquina de tensión de marca Quasar Galdabini, a la cual se le instaló el programa Graphworks. Este programa fue utilizado para obtener las gráficas de respuesta de la relación Carga vs Deformación.

4.1.2 Diseño de experimentos

Para la realización de los ensayos experimentales, un diseño previo a las pruebas es definido con el fin de obtener una matriz de diseño del experimento ^[50], para validación de los datos obtenidos.

Con un correcto análisis de las variables de respuesta del modelo experimental se puede determinar el cumplimiento de los supuestos de normalidad y varianzas constantes, las cuales son características que sirven para verificar la homogeneidad de los datos de respuesta.

Para el desarrollo de la experimentación un diseño factorial es utilizado con el objetivo de estudiar el efecto de los factores sobre la variable de respuesta. Los factores que intervienen son del tipo cualitativo y cuantitativo.

Para estudiar la manera en que influye cada factor sobre la variable de respuesta es necesario elegir al menos dos niveles de prueba para cada uno de ellos ^[50]. Los factores cuantitativos son los relacionados al ángulo de inclinación de grieta (0°, 15°, 30° y 45°). Se seleccionaron estos valores de ángulo de inclinación de grieta ya se busca estudiar el modo I de fractura donde es necesario tener una grieta a 0 grados perpendicular a la línea de carga, y los ángulos 15, 30 y 45 para estudiar el modo mixto de fractura (combinación de tensión y cizallamiento) para determinar el comportamiento de los materiales en incrementos proporcionales de 15 grados hasta llegar al valor de 45 grados, donde ocurre el esfuerzo cortante máximo. Los factores cualitativos para este caso son el tipo de material: aleación de aluminio 2024-T3 y aleación de aluminio 7075-T6 comúnmente utilizados en los fuselajes de los aviones ^[42,43].

Con un diseño factorial completo ^[50], se corren aleatoriamente todas las posibles combinaciones que pueden formarse con los niveles de los factores a investigar. Así, la matriz de diseño o arreglo factorial es el conjunto de puntos experimentales o tratamientos que pueden formarse considerando todas las posibles combinaciones de los niveles de los factores. Para obtener el número de corridas experimentales se multiplica el número de pruebas por el número de especímenes.

4.1.2.1 Descripción de los factores de prueba

Los factores y niveles que se utilizarán en el experimento son los mostrados en la tabla 4-1:

Tabla 4-1 Factores y niveles del experimento

Niveles	Grado de Inclinación de grieta	Niveles	Material
#1	0	#1	AA2024-T3
#2	15	#2	AA7075-T6
#3	30		
#4	45		

Se utilizó un diseño factorial completo para crear la matriz de diseño y obtener el orden de corridas en orden aleatorio:

4.1.3 Obtención del número de probetas

El número de probetas fue determinado por la fórmula de John Eng^[51] para definir el tamaño de muestra de estudios descriptivos. Esto se debe a que se cuenta con muy poca información referente al número de probetas para especímenes rectangulares con pre grietas laterales inducidas a diferentes ángulos.

La siguiente fórmula para estudios descriptivos fue utilizada para calcular el número de probetas a utilizar:

$$N = \frac{4S^2(Z_{crit})^2}{D^2}$$

Donde:

N= Tamaño de la muestra

S= Desviación estándar asumida para el estudio

Zcrit= Criterio de Significancia

D= ancho total del intervalo de confianza

El resultado del número de probetas resulta conservador en comparación con la norma de especímenes estándar para análisis de fractura^[52], la cual establece que se deben realizar por lo menos un tamaño de muestra de 3 probetas en los ensayos de fractura.

4.1.4 Elaboración de probetas

Las normas para el análisis de propagación de grietas están limitadas a dimensiones específicas de los especímenes ^[57], donde los espesores indicados para las probetas en relación a sus dimensiones de ancho y alto, no representan las geometrías de los fuselajes aun tomando en cuenta el escalamiento. Por lo cual, es necesario definir las dimensiones en las cuales la relación entre espesor, largo y ancho de los especímenes son representativas del componente a analizar, dicha relación es mostrada en el capítulo III sección 3.3. Con el objetivo de normalizar las dimensiones de las probetas se tomaron diferentes consideraciones como las variables de dimensiones ancho y alto, proponiendo una geometría funcional la cual se adapte a la máquina de tensión universal, donde se pretende inicie la propagación de grieta al aplicarse la carga de tensión. Proponiéndose una geometría de 8''' x 1.5'', que representaría un valor a escala de geometría de fuselaje, y toma en consideración las limitaciones de sujeción del equipo de tensión.

Las dimensiones utilizadas para la elaboración de las probetas se observan en la figura 4-3:

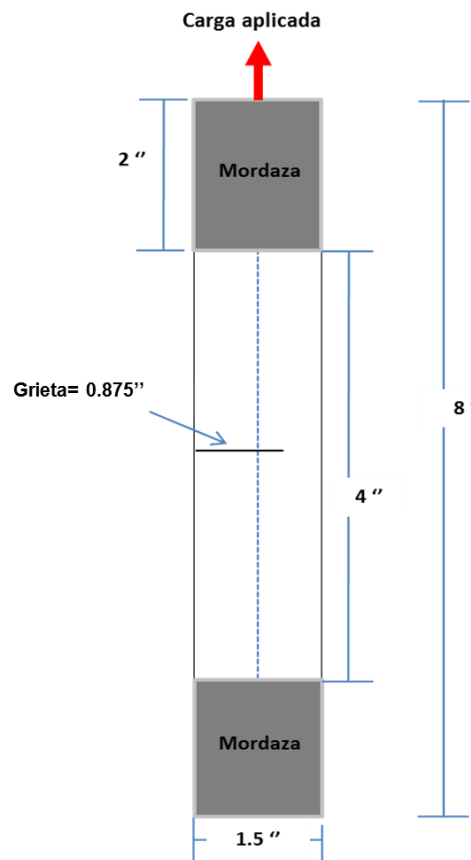


Figura 4-3 Geometría final de probetas

Al colocar la probeta entre ambas mordazas la longitud efectiva a la cual la grieta puede propagarse es limitada por el ancho de la probeta es igual a 1.5'' y 4'' de largo de la longitud de la probeta que se encuentra libre de cualquier restricción debido a que la longitud original de 8'', al colocarse las mordazas pierde una longitud de 2'' de cada extremo. Por lo que la relación de ancho y alto de probeta en el área de propagación es $4/1.5 = 2.66$. Esta relación es representativa de una escala de dimensiones de las placas rectangulares del fuselaje mostradas en la referencia ^[46].

Para crear la grieta inicial se utilizó una segueta de 0.3mm de espesor la cual fue usada para crear la muesca con punta al final de la grieta con una longitud de 0.875''.

Con la dimensión de ancho utilizada en la probeta de 1.5'', no fue necesario ningún aditivo entre la mordaza y la probeta, ya que con esa dimensión fue posible alinear la probeta sin presentarse pandeos o comportamientos inesperados fuera del plano.

4.1.5 Ensayos de tensión para inducir la propagación de grieta

Los parámetros para el desarrollo de la prueba fueron los siguientes: velocidad de 13 milímetros por minuto (mm/min), un límite de carga de 10000 Newtons (N) y una deformación máxima de 2000 micrómetros (μm), para las probetas de 0, 15 y 30 grados de inclinación y 2500 micrómetros (μm) para las probetas de 45 grados.

Las probetas fueron montadas en las mordazas con el ángulo de grieta hacia arriba y finalmente se procedió con el final de la prueba y la realización de todas las pruebas para todos los especímenes de cada tratamiento en orden aleatorio.

Los siguientes pasos mostrados en el diagrama de flujo de la figura 4-4 fueron realizados para desarrollar el análisis experimental a tensión.

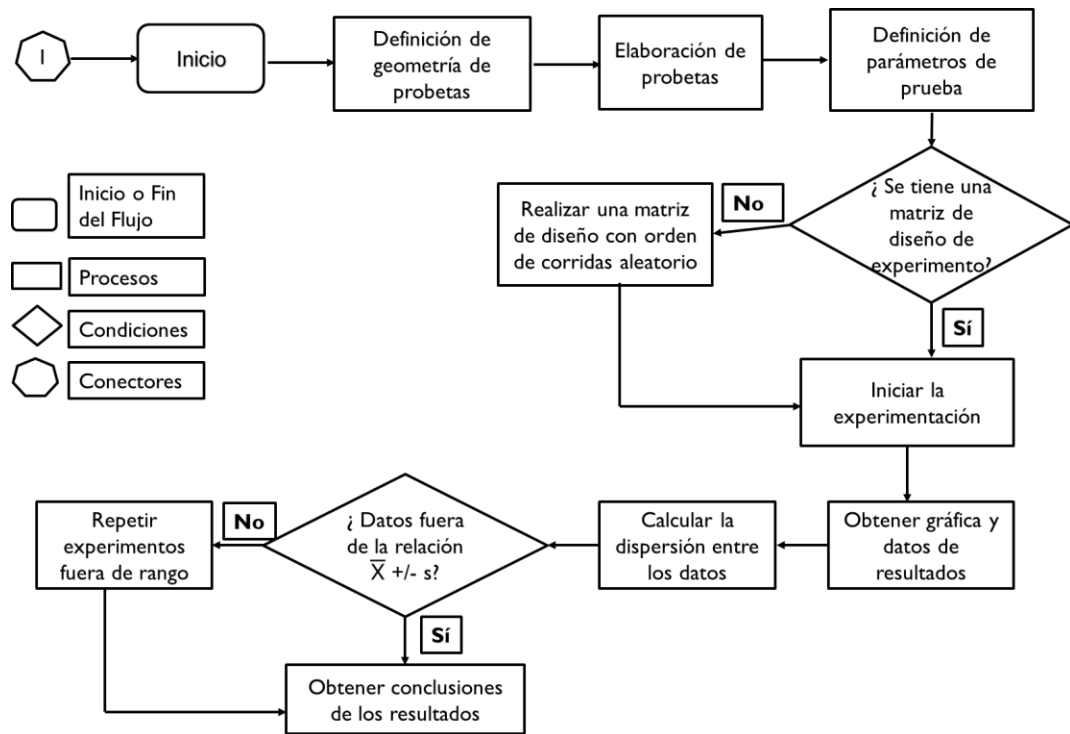


Figura 4-4 Diagrama de flujo de la metodología para la prueba de tensión

4.1.6 Evaluación estadística de los resultados experimentales

Con el fin de obtener homogeneidad de los datos experimentales y determinar si el modelo representado por las cargas obtenidas es adecuado, se realizó una verificación de los resultados encontrados tomando como referencia los supuestos de normalidad y de varianza de los datos experimentales.

Se utilizó un software estadístico para el procesamiento de los resultados experimentales. El supuesto de normalidad es verificado con la gráfica de probabilidad la cual muestra una línea de distribución ajustada para evaluar el grado en que los datos siguen una distribución teórica específica. Se ajusta una distribución normal y se estiman los parámetros de la distribución a partir de la muestra.

El supuesto de igualdad de varianza se verifica por medio de una prueba de “varianzas iguales” con el objetivo de comprobar la igualdad de las varianzas entre los niveles de factores.

Las hipótesis para las pruebas de “varianzas iguales”, son:

H_0 : Todas las varianzas son iguales

H_1 : No todas las varianzas son iguales

Se evalúan las pruebas de varianza por medio de la prueba de Levene, la cual consiste en una prueba inferencial para evaluar la igualdad de las varianzas para una variable calculada para dos o más grupos. Esta prueba utiliza la desviación absoluta de las observaciones en cada tratamiento de la mediana del tratamiento y entonces evalúa si las medias de estas desviaciones son o no iguales para todos los tratamientos. Si las desviaciones medias son iguales, las varianzas de las observaciones en todos los tratamientos serán iguales.

También se utilizan los intervalos de confianza de Bonferroni para estimar la desviación estándar de cada población basándose en sus factores categóricos. Bonferroni establece que para controlar el nivel de confianza simultáneo en un conjunto completo de intervalos de confianza. Es importante considerar el nivel de confianza simultáneo cuando se examinan múltiples intervalos de confianza, debido a que las probabilidades de que al menos uno de los intervalos de confianza no contenga el parámetro de población son mayores para un conjunto de intervalos que para cualquier intervalo individual. Este método ayuda a ajustar el nivel de confianza para cada intervalo individual, de manera que el nivel de confianza simultáneo resultante sea igual al valor especificado.

4.2 Metodología para el análisis teórico de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio 2024-T3 Y 7075-T6

El análisis numérico de los diferentes especímenes fue desarrollado utilizando las ecuaciones mostradas en las secciones 3.1.3.1 y 3.1.3.2 para los análisis del modo I y modo mixto (I & II) de fractura.

Para los especímenes bajo condiciones del modo I de fractura se utilizaron las ecuaciones Ec. 3.27 por Hellan ^[39], Ec. 3.28 González ^[34] y Ec. 3.29 por Tada ^[41].

En el caso de los especímenes con diferentes ángulos de inclinación de grieta, se utilizaron las ecuaciones mostradas por Anglada ^[35]. Las ecuaciones describen el cálculo de K_I (3.30) y K_{II} (3.31).

Se calculan los valores de los parámetros de fractura K_I Y K_{II} en función de la media de datos obtenidas y presentándose desviación estándar.

- Carga promedio
- Carga promedio + Desviación estándar
- Carga promedio – Desviación estándar

El proceso que se siguió para determinar los factores de intensidad de esfuerzos está descritos en el diagrama de la figura 4-5:

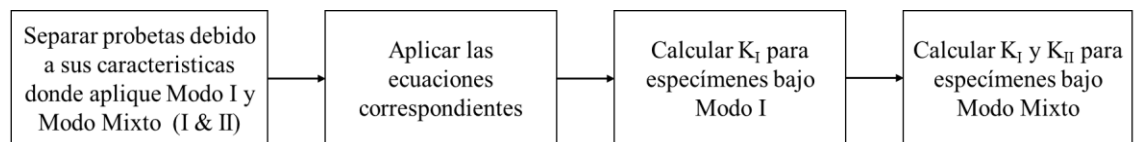


Figura 4-5 Diagrama de flujo de la metodología para el análisis numérico

4.3 Metodología para el análisis numérico de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio 2024-T3 Y 7075-T6

Para el desarrollo del análisis numérico, se describe la siguiente metodología realizada para el procesamiento de los modelos de elementos finitos de las probetas de estudio, que van desde el pre procesamiento hasta la obtención de resultados basándose en el trabajo de I. Saucedo ^[53]:

1. Crear las geometrías de las probetas en las unidades correspondientes.
2. Determinar las propiedades del material.
3. Identificar las características de la geometría que representen un área crítica de estudio.
4. Seleccionar el tipo de elementos, de acuerdo al tipo de análisis a realizar.
5. Realizar la malla.
6. Aplicar las condiciones de carga y de frontera al modelo.
7. Resolver el sistema de ecuaciones resultante.
8. Se calculan los parámetros de fractura a partir de los valores nodales.

4.3.1 Mecánica de Fractura en el análisis numérico

Con el análisis numérico es posible calcular los parámetros de fractura, tales como los factores de intensidad de esfuerzos en la región de la grieta. Se utiliza el Método de Elementos Finitos para encontrar los factores de intensidad de esfuerzos (K_I y K_{II}) asociados con los modos básicos de carga.

Para resolver los modelos de elemento finitos de las probetas en los casos de estudio, se aplican las cargas obtenidas de los valores experimentales, y se representan las condiciones de frontera del fenómeno de estudio. Posteriormente se calculan los parámetros de fractura deseados utilizando un paquete de análisis de elementos finitos que se discute a fondo en las siguientes secciones.

Destacando los aspectos principales a considerar en este procedimiento son ^[53]:

- Modelo de la punta de la grieta.
- Cálculo de los parámetros de fractura.

4.3.2 Modelos en la punta de la grieta

Para la aplicación el método del elemento finito a los análisis de mecánica de fractura es muy importante describir los elementos especiales que pueden ser utilizados en el modelado de la punta de la grieta. El área alrededor de la punta de la grieta es la región más importante en un modelo de elementos finitos de un problema de fractura, y se refiere como borde de la grieta a la punta de grieta en un modelo bidimensional y frente de grieta en un modelo tridimensional.

Se ha observado en problemas elásticos que el desplazamiento cerca de la punta de la grieta varía respecto a “ r ”, donde “ r ” es la distancia desde la punta de la grieta hasta la ubicación del elemento de interés, mostrado en la sección 3.1.2. El esfuerzo y deformación son singulares en la punta de la grieta, respecto a la variación de “ $1/\sim r$ ”, lo que indica que el esfuerzo tiende a infinito y conduce a la singularidad ($r \rightarrow 0$) ^[54]. Los elementos especiales que se utilizan para representar esta singularidad, deben ser elementos cuadráticos, con los nodos del lado medio ubicados a un cuarto de la arista del elemento. Estos elementos son llamados elementos singulares. La figura 4-6 muestra ejemplos de elementos singulares para modelos en dos dimensiones ^[54].

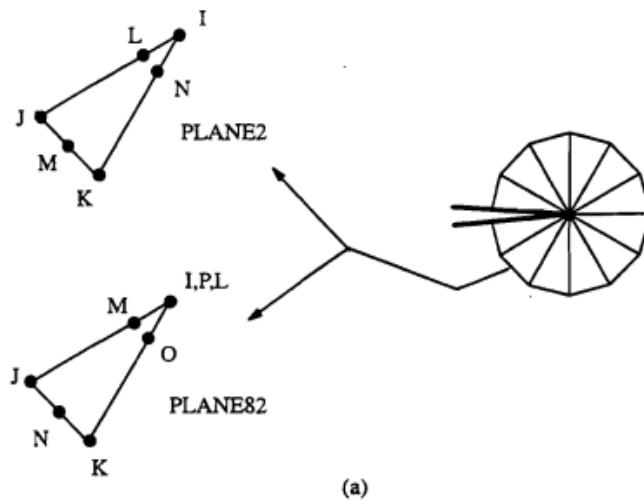


Figura 4-6 Ejemplos de elementos singulares para modelos bidimensionales ^[54]

Para el modelado de estas singularidades los elementos se colapsan, los nodos que quedan en la punta se unen de tal forma que hay tres nodos en un solo punto ^[55]. Se crea un área circular debido a los elementos triangulares creados radialmente respecto a la punta de grieta.

En modelos bidimensionales, los elementos recomendados para un modelo de análisis de grietas son los elementos triangulares planos de 6 nodos o los cuadriláteros de 8 nodos ^[53], también llamados elementos singulares. En este estudio se utilizaron los elementos del tipo PLANE 82, que son elementos triangulares de dos dimensiones con 8 nodos, los cuales cumplen con las características mencionadas anteriormente para el cálculo de los parámetros de fractura. Se utiliza el comando KSCON para crear los elementos singulares alrededor de la punta de la grieta, donde se elige el punto que representa la punta de la grieta y se define el número de elementos especiales para representarla ^[55].

Los procedimientos de mallados para modelos bidimensionales son los siguientes ^[55]:

- Utilizar la ventaja de la geometría cuando sea posible Existen casos con condiciones de frontera simétrica como en el ejemplo mostrado en la figura 4-7 a).
- Un radio de aproximadamente “ $a/8$ ” o más pequeño se debe tomar en cuenta en la primera fila de elementos alrededor de la punta de la grieta,, donde “ a ” es la longitud de la grieta. Se recomienda colocar en la dirección circunferencial, un elemento a cada 30 ó 40 grados.
- Los elementos deben tomar la forma de triángulos isósceles alrededor de la punta de la grieta y se debe evitar cualquier distorsión.

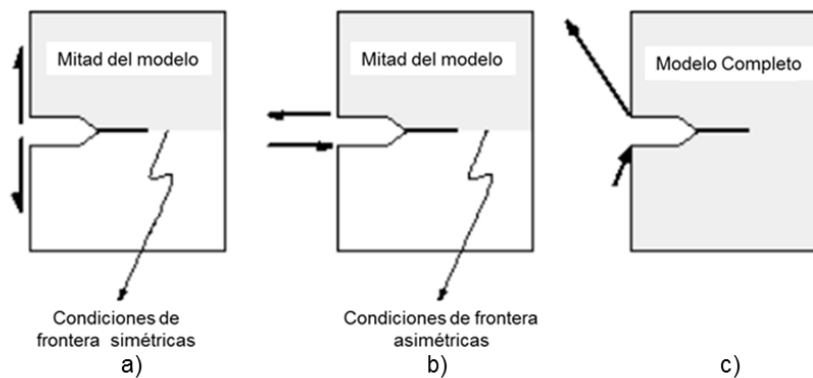


Figura 4-7 La ventaja de la simetría. (a).- Condiciones de frontera simétricas (modelo a la mitad). (b).- Condiciones de frontera asimétricas (modelo a la mitad). (c).-Modelo completo ^[53]

4.3.3 Cálculo de los Parámetros de Fractura

Una vez que el análisis estático se efectuó, puede usarse el posprocesador general para calcular parámetros de fractura.

Para el presente trabajo, el cálculo de los factores de intensidad de esfuerzos se llevó a cabo con el programa de análisis ANSYS18.2. Los comandos y funciones necesarias para el cálculo de los factores de fractura se describen a continuación:

El comando POST1 KCALC ^[54] calcula los factores de intensidad de esfuerzos K_I , K_{II} , K_{III} . Este comando es limitado a con un material homogéneo, isotrópico cerca de la región de la grieta. Para usar KCALC propiamente, se toma el seguimiento de los pasos en POST1 ^[55]:

1. Se define el sistema de coordenadas en la punta de la grieta para el tipo de análisis correspondiente a un modelo bidimensional, usando el comando LOCAL ^[54], con el eje “X” paralela a la cara de la grieta y con el eje “Y” perpendicular a la cara de la grieta. Esta coordenada local debe de tenerse en cuenta como el sistema de coordenadas activo (Figura 4-8) ^[55].

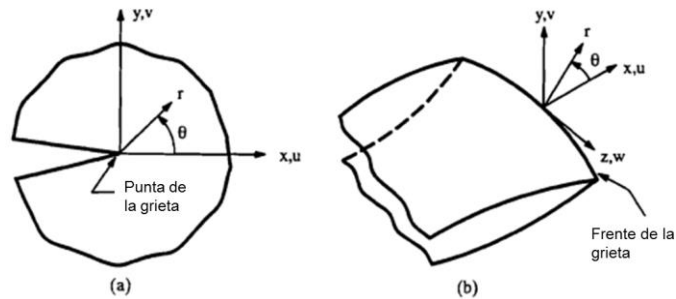


Figura 4-8 Sistema de Coordenadas de la grieta. (a) Modelos Bidimensionales. (b).Modelos Tridimensionales ^[54]

2. Con el comando LPATH ^[54] se define la dirección a lo largo de la cara de la grieta, donde el primer nodo seleccionado debe corresponder al nodo de la punta de la grieta. Cuando se realiza un modelo de grieta a la mitad, dos nodos adicionales a lo largo de la cara de la grieta son requeridos ^[55]. Para un modelo de grieta completo, aparte del nodo en la punta de la grieta, se seleccionan cuatro nodos adicionales; dos a lo largo de una cara de la grieta y dos a lo largo de la otra. La figura 4-9 ilustra los dos casos de modelos de grieta ^[55].
3. Para el cálculo de K_I y K_{II} , se utiliza el comando KCALC ^[54]. El comando incluye el campo KPLAN ^[54] donde se especifica si el modelo se encuentra bajo esfuerzo plano o deformación plana. Para las probetas con 0 grados de inclinación se toma ventaja de la simetría y en el campo KCSYM ^[54] se elige la opción “Half crack” (Figura 4-9 a). Mientras que, para las probetas con ángulos de 15, 30 y 45 grados de inclinación se utilizó el modelo de grieta completo con la opción de “Full crack” para el cálculo de los parámetros de fractura (Figura 4-9 b).

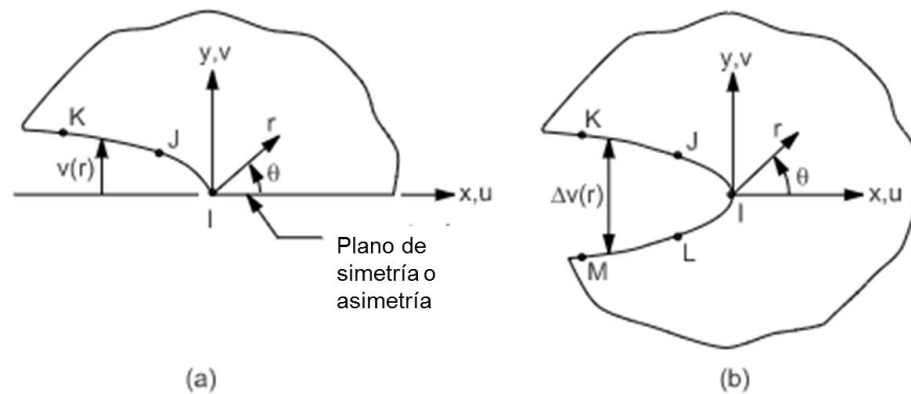


Figura 4-9 Definiciones típicas de la dirección de una grieta para: a) un modelo de grieta a la mitad, b) un modelo de grieta completo ^[53]

Capítulo 5 Análisis de resultados de la propagación de grietas en aleaciones de aluminio 7075-T6 y 2024-T3

En el siguiente capítulo se describirán los resultados obtenidos tras aplicar la metodología planteada en el capítulo 4. Se describe el comportamiento de los datos obtenidos de las pruebas experimentales aplicando carga a tensión, las tablas de resultados de los cálculos teóricos, utilizando las formulaciones encontradas en la literatura para el problema de placas con grieta lateral. De igual forma se muestra la comparativa de los modelos matemáticos planteados, para posteriormente presentar los valores de los parámetros de fractura obtenidos por medio del MEF, así como, la comparación entre los resultados experimentales y teóricos.

5.1 Resultados del análisis experimental

5.1.1 Determinación del tamaño de muestra

Como punto de partida se determinó estadísticamente el número de especímenes a utilizar para cada uno de los materiales y grados de inclinación de grieta, de acuerdo a lo descrito en la sección 4.1.3, el número de especímenes requerido para obtener una muestra con un 95% de confianza es de:

$S = 250$ (Desviación estándar)

$Z_{crit} = 1.96$ (Correspondiente a un 95% de confianza)

$D = 500$ (Ancho total del intervalo de confianza)

$$N = \frac{4200^2(1.96)^2}{500^2} = 4$$

Con el fin de obtener un grado de variabilidad entre datos relativamente bajo, con una mayor precisión, minimizar el error aleatorio y una cantidad de resultados que se ajusten a un rango de desviación estándar, se deben de realizar al menos 4 especímenes para cada caso de estudio en la matriz de diseño, de tal manera que representen una adecuada distribución y mayor confiabilidad de los resultados.

5.1.2 Parámetros de prueba

Para la definición de los parámetros de prueba se realizaron evaluaciones previas utilizando diferentes velocidades, límites de carga y deformación, con el objetivo de encontrar los datos que permitieran observar de manera clara, el fenómeno de la propagación de las grietas iniciales inducidas. Se inició con un valor de velocidad de 13 milímetros por minuto (mm/min), un límite de carga de 10000 Newtons (N) y una deformación máxima de 2000 micrómetros (μm), los cuales resultaron los parámetros adecuados para desarrollar las pruebas de las probetas para 0, 15 y 30 grados de inclinación y obtener una apreciación evidente de los instantes de corrimiento de grieta.

Las pruebas para las probetas de 45 grados mostraron un corte en las gráficas de Carga vs Deformación diferente en el eje que representa la deformación, para estas probetas se utilizó una deformación máxima de 2500 micrómetros (μm) con el fin de observar el ciclo de carga completo durante la propagación de grieta, de tal manera que sea posible observar la trayectoria de grieta. Las probetas fueron montadas en las mordazas con el ángulo de grieta hacia arriba y finalmente se procedió con el final de la prueba y la realización de todas las pruebas para todos los especímenes de cada tratamiento en orden aleatorio.

5.1.3 Pruebas de carga-deformación

Los niveles de carga a partir de los cuales las grietas inician su propagación fueron obtenidos por medio de las pruebas a tensión, que se realizaron a los especímenes con grieta inicial inducida. Cabe destacar que los parámetros que se variaron en las pruebas fueron: el ángulo de inclinación de grieta y el tipo de material. Obteniendo como respuesta los datos de magnitud de carga (lb) y su correspondiente deformación (in).

Los resultados de los ensayos a tensión son descritos de la siguiente manera:

- Se muestra la carga aplicada durante la prueba, hasta donde se da inicio al crecimiento de grieta.
- Se indica el instante de propagación de grieta.

5.1.4 Resultados de probetas de aleación de aluminio 2024-T3

5.1.4.1 Prueba #1 – Grieta a 0° de AA2024-T3

La figura 5-1 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 0 grados, de aluminio 2024-T3. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1, indica un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, donde no fue ubicada de manera centrada la probeta en el área de sujeción. Dicha prueba es descartada para efectos de cálculo futuros. Se observa que el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.08 in, debido a que con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden de la prueba.

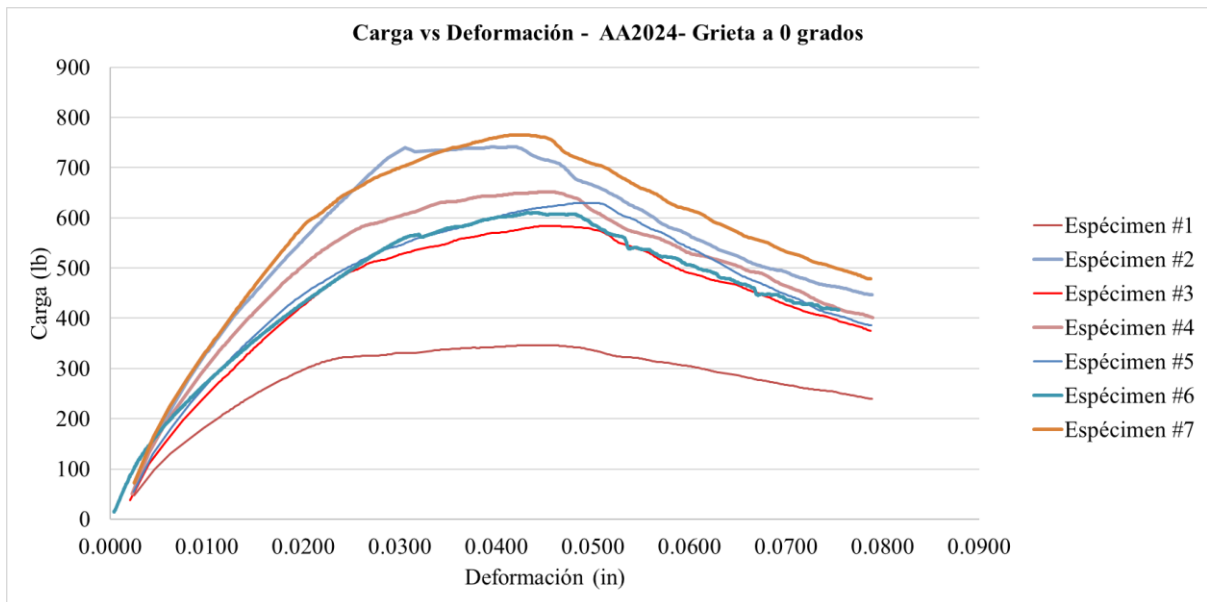


Figura 5-1 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 0 grados

La figura 5-2 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 0 grados del aluminio AA2024-T3, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior a el punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta se garantiza el corrimiento de la grieta y su fácil observación.

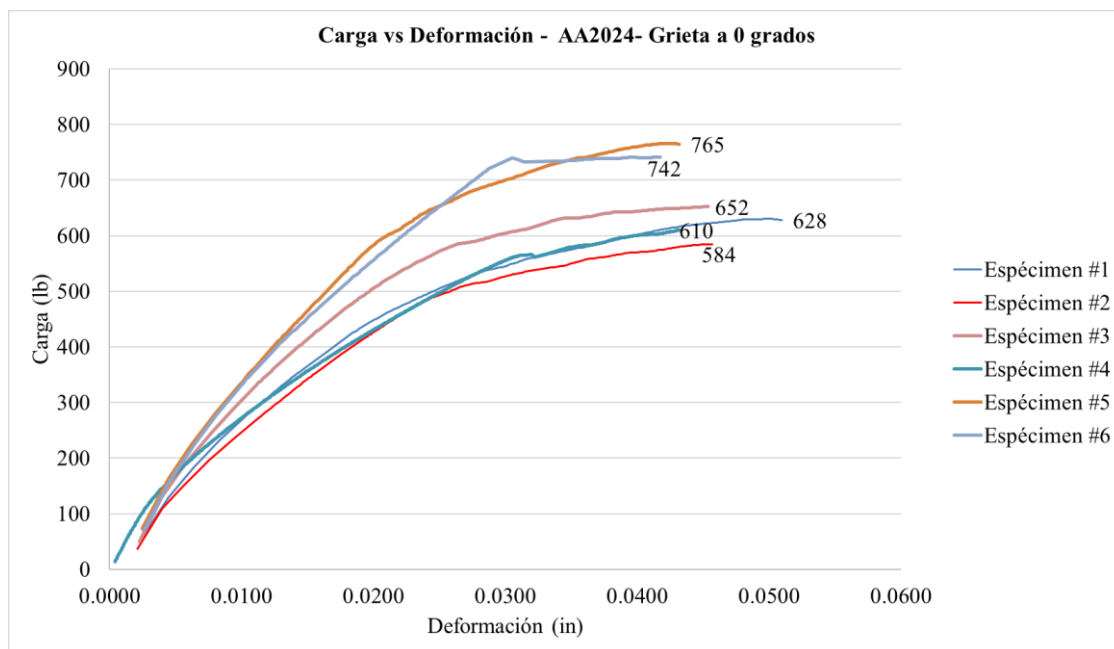


Figura 5-2 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 0 grados en el punto de inicio de propagación de la grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.4.2 Prueba#2 – Grieta a 15° de AA2024-T3

La figura 5-3 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 15 grados, de aluminio 2024-T3. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1 indica un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, y existió un corrimiento debido a una mal sujeción de material en las mordazas. Dicha prueba es descartada para efectos de cálculo futuros. Como se observa, el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.08 in, debido a que con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden prueba.

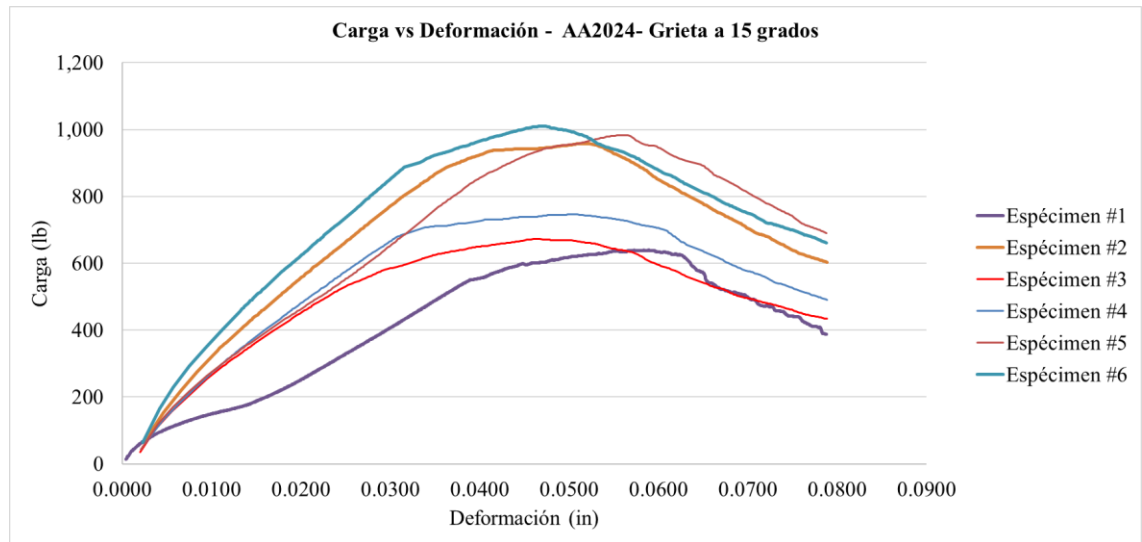


Figura 5-3 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 15 grados

La figura 5-4 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 15 grados del aluminio AA2024-T3, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

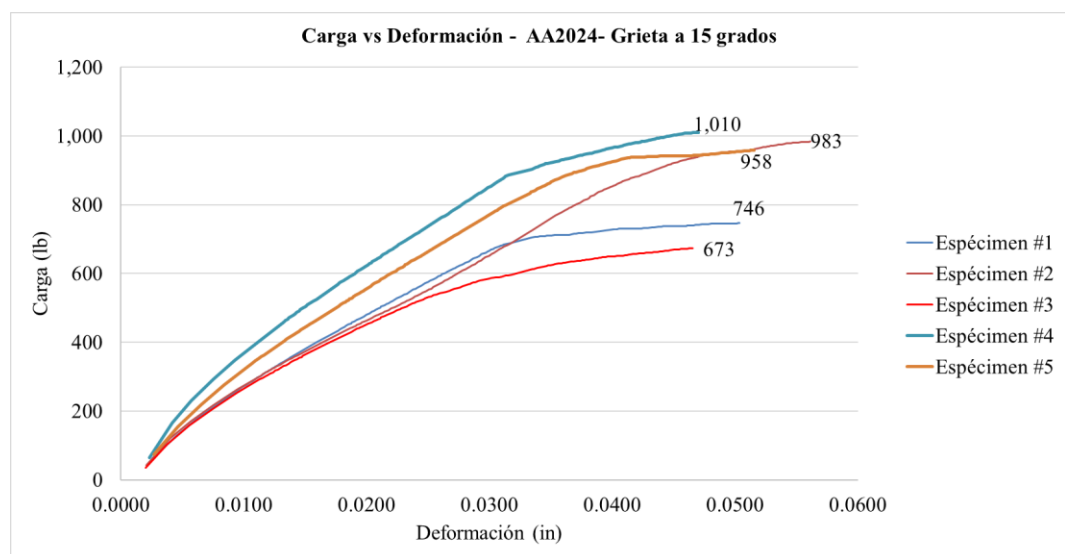


Figura 5-4 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 15 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.4.3 Prueba #3- Grieta a 30° de AA2024-T3

La figura 5-5 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 30 grados, de aluminio 2024-T3. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1, indica un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, y existió un corrimiento debido a una mal sujeción de material en las mordazas. Dicha prueba descartada para efectos de cálculo futuros. Se observa que el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.08 in, debido a que Con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden de la prueba.

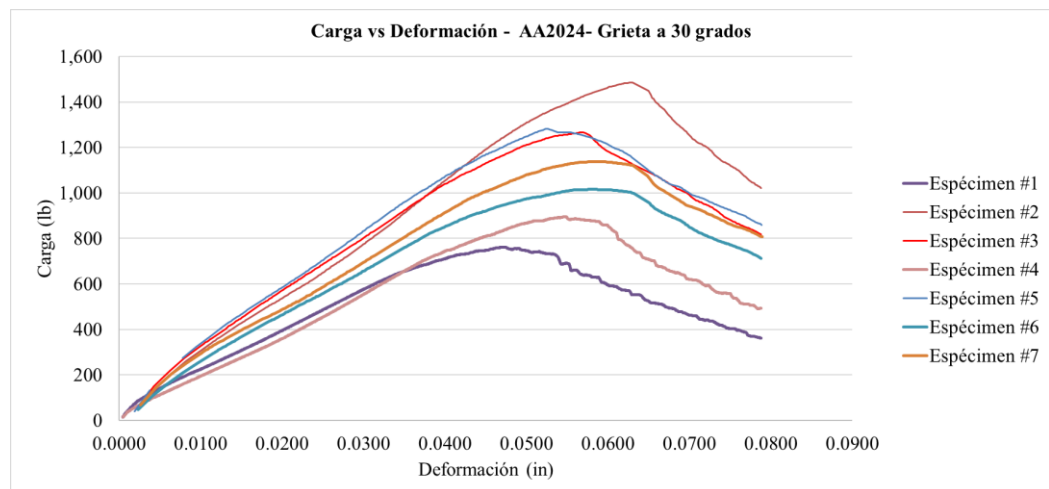


Figura 5-5 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 30 grados

La figura 5-6 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 30 grados del aluminio AA2024-T3, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

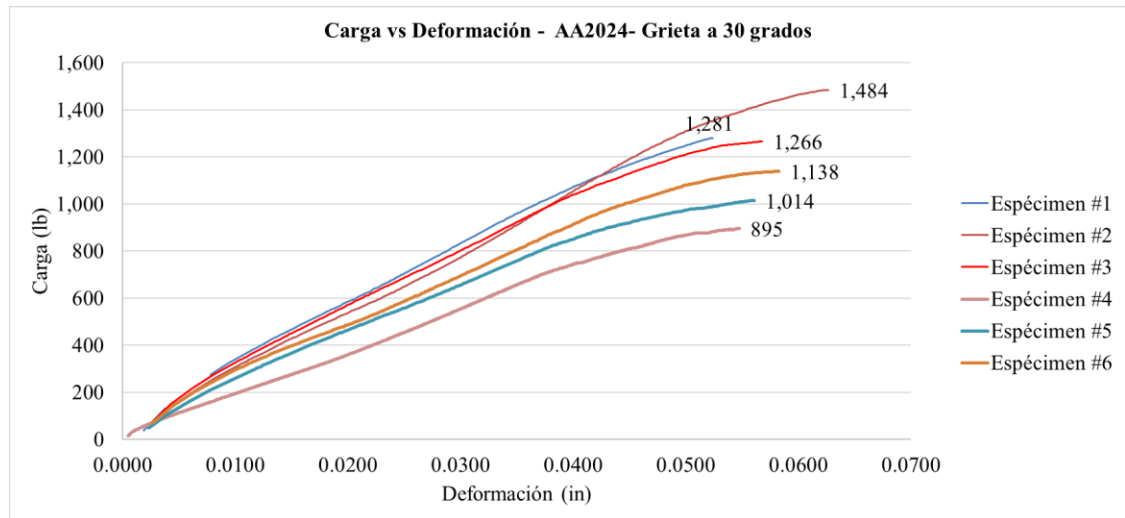


Figura 5-6 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 30 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.4.4 Prueba #4- Grieta a 45° de AA2024-T3

La figura 5-7 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 45 grados, de aluminio 2024-T3. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1, indica un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, donde no fue ubicada de manera centrada la probeta en el área de sujeción. Dicha prueba descartada para efectos de cálculo futuros. Se observa que para las probetas a 45 grados de inclinación de grieta el registro de datos está limitado a un nivel de deformación diferente a las anteriores pruebas, con un valor de 0.10 in, debido que al apreciarse durante la prueba de calibración que el corrimiento de grieta ocurriría en valores de deformación muy cercanos o mayores de 0.08 in, ya que esta condición permite magnitudes de carga mayores a los estudios anteriores con 0, 15 y 30 grados. Con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden de la prueba.

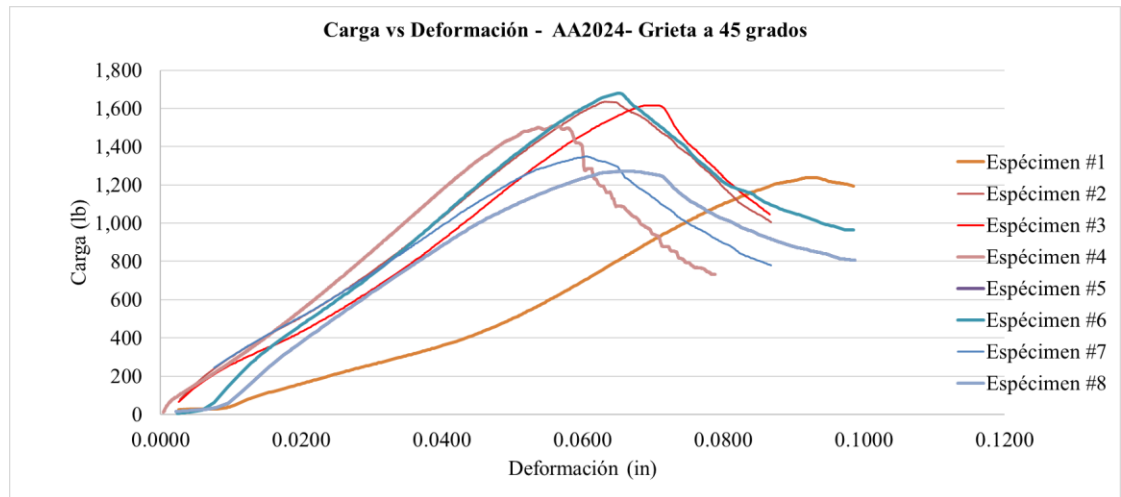


Figura 5-7 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA2024-T3 con grieta inducida a 45 grados

La figura 5-8 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 45 grados del aluminio AA2024-T3, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

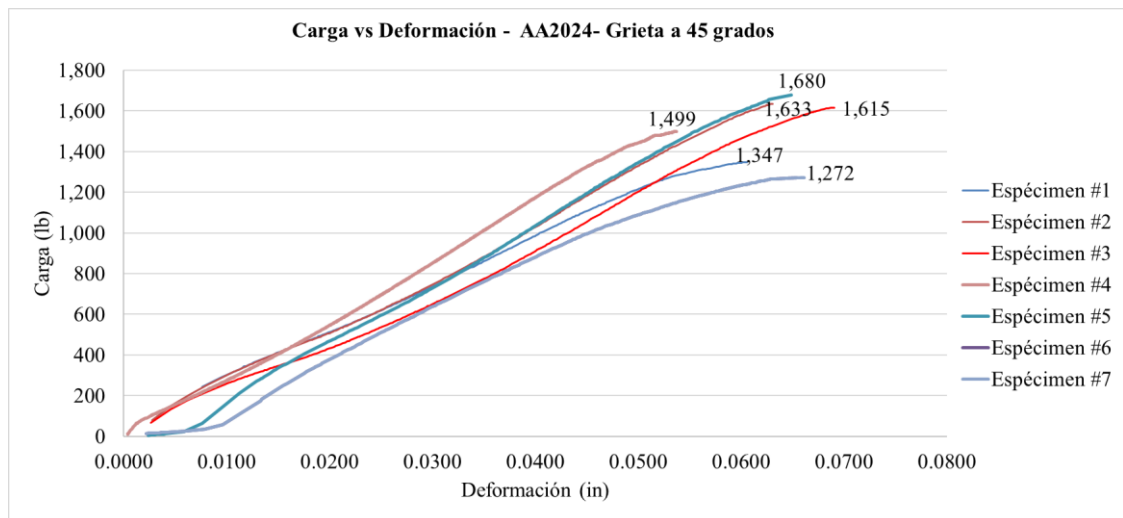


Figura 5-8 Gráficas Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 45 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.5 Resultados de probetas de aleación de aluminio 7075-T6

5.1.5.1 Prueba #1 – Grieta a 0° de AA7075-T6

La figura 5-9 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 0 grados, de aluminio 7075-T6. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1, indican un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, ya que la probeta contaba con una etiqueta de marcado cerca del área la sujeción lo que ocasionó un corrimiento con la mordaza. Dicha prueba es descartada para efectos de cálculo futuros. Se observa que el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.08 in, debido a que con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden prueba.

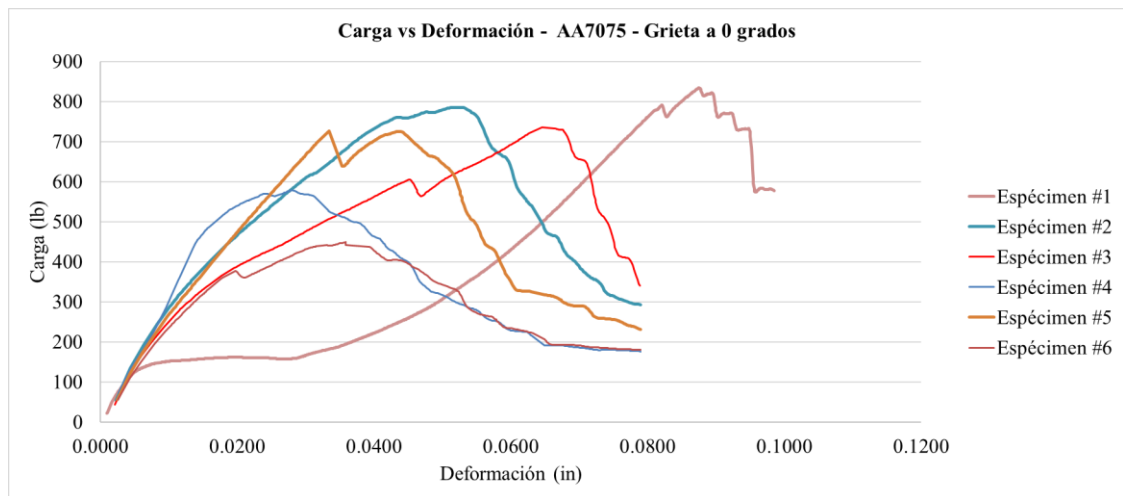


Figura 5-9 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA7075-T6 con grieta inducida a 0 grados

La figura 5-10 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 0 grados del aluminio AA7075-T6, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

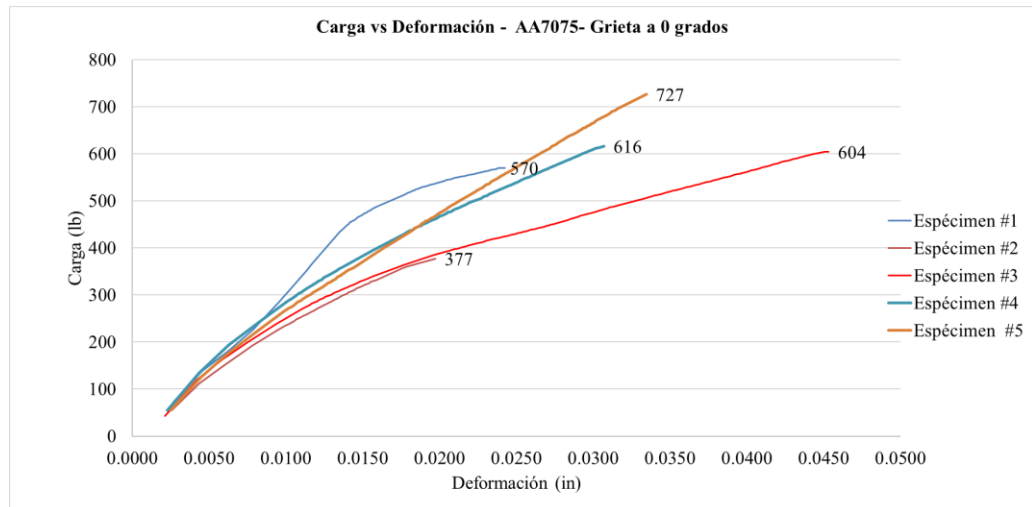


Figura 5-10 Gráficas Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 0 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.5.2 Prueba #2 – Grieta a 15° de AA7075-T6

La figura 5-11 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 15 grados, de aluminio 7075-T6. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1, indica un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, y existió un corrimiento debido a una mal sujeción de material en las mordazas. Dicha prueba descartada para efectos de cálculo futuros. Se observa que el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.08 in, debido a que Con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden de la prueba.

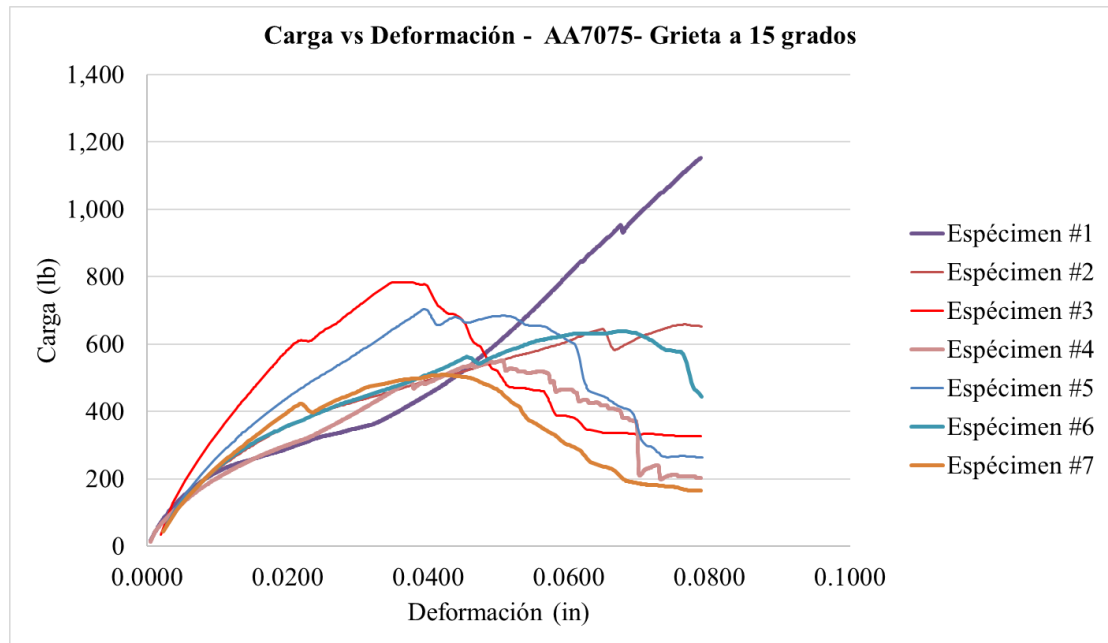


Figura 5-11 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA7075-T6 con grieta inducida a 15 grados

La figura 5-12 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 15 grados del aluminio AA7075-T6, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

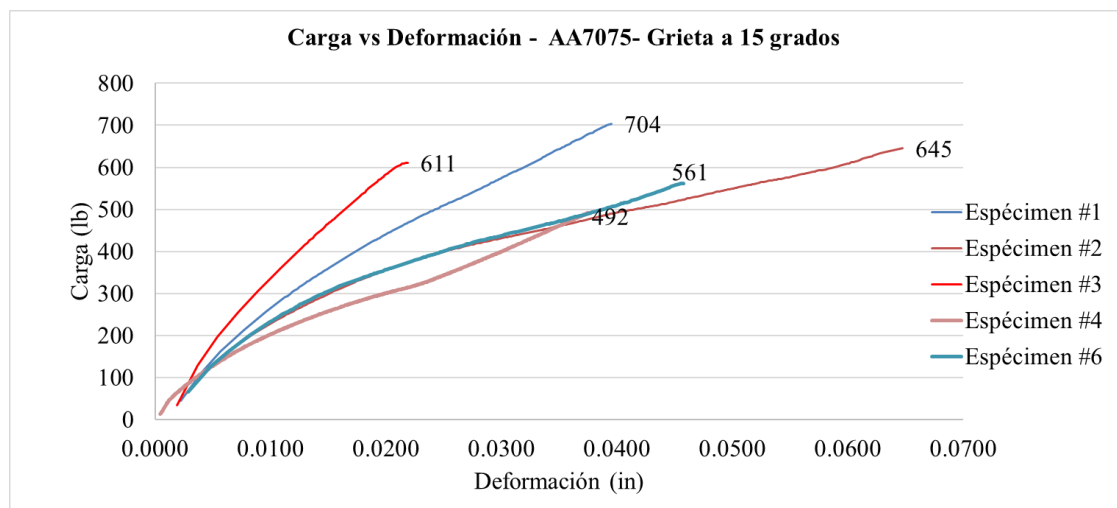


Figura 5-12 Gráficas Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 15 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.5.3 Prueba #3- Grieta a 30° de AA7075-T6

La figura 5-13 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 30 grados, de aluminio 7075-T6. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. Se observa que el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.08 in, debido a que con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta.

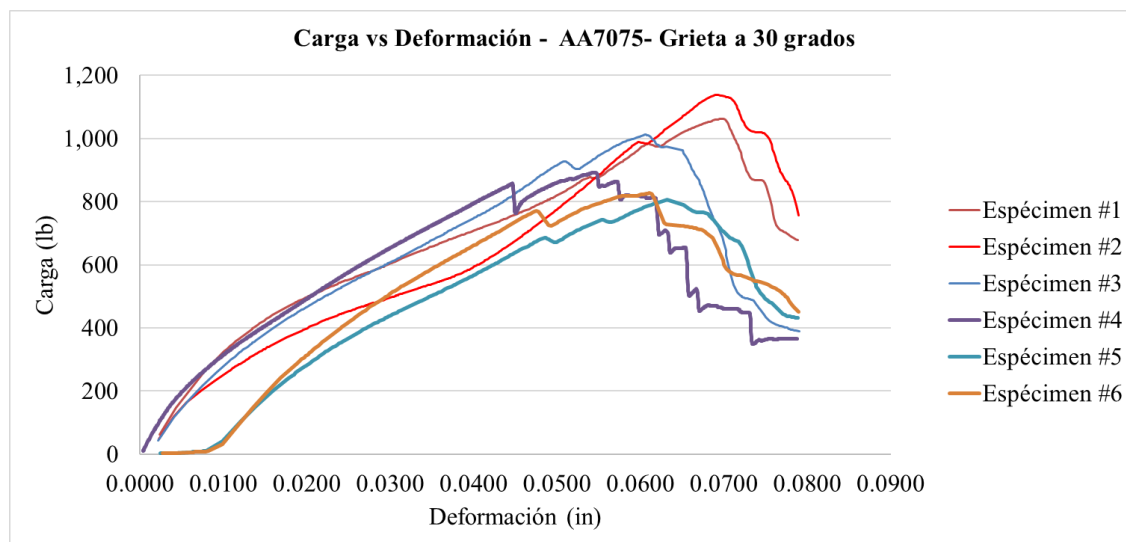


Figura 5-13 Gráficas de Carga vs Deformación en probetas de AA7075-T6 con grieta inducida a 30 grados

La figura 5-14 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 30 grados del aluminio AA7075-T6, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

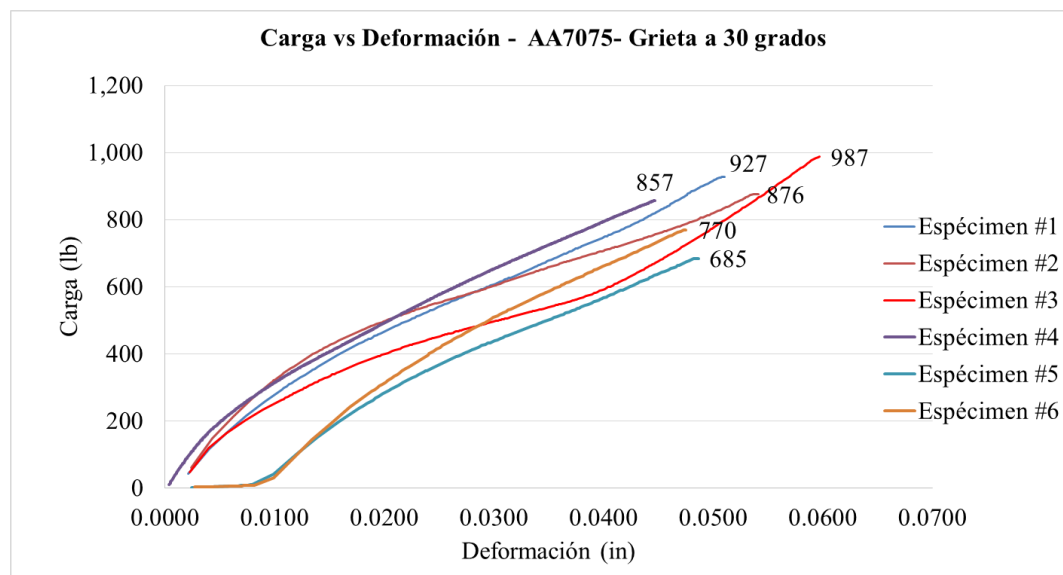


Figura 5-14 Gráficas Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 30 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.5.4 Prueba #4- Grieta a 45° de AA7075-T6

La figura 5-15 muestra los resultados de las probetas sometidas a la prueba de tensión con ángulo de grieta inducida a 45 grados, de aluminio 7075-T6. Es posible apreciar la uniformidad en la mayoría de las pruebas. El espécimen #1, indica un patrón y magnitud diferente, ya que esta se utilizó como prueba de calibración, y existió un corrimiento debido a una mal sujeción de material en las mordazas. Dicha prueba descartada para efectos de cálculo futuros. Se observa para las probetas a 45 grados de inclinación de grieta el registro de datos está limitado a un nivel de deformación de 0.10 in al observarse durante la prueba de calibración que el corrimiento de grieta ocurriría en valores de deformación muy cercanos o mayores de 0.08 in. Con ese rango de valores es posible observar el corrimiento de grieta y homogenizar el orden de la prueba.

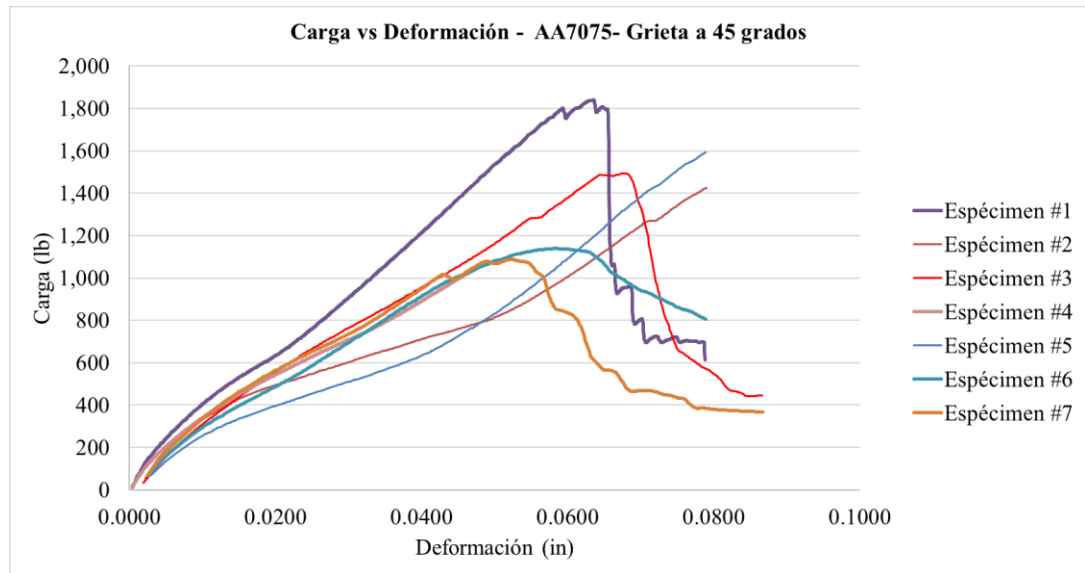


Figura 5-15 Gráficas Carga Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 45 grados

La figura 5-16 muestra los resultados de las probetas sometidas al ensayo a tensión con un ángulo de 45 grados del aluminio AA7075-T6, donde se indica el punto de iniciación de la grieta y el valor numérico en el cual se dio inicio al crecimiento de grieta. Se descarta la parte posterior al punto de iniciación de grieta, al dejarse correr las pruebas en el intervalo de iniciación de grieta.

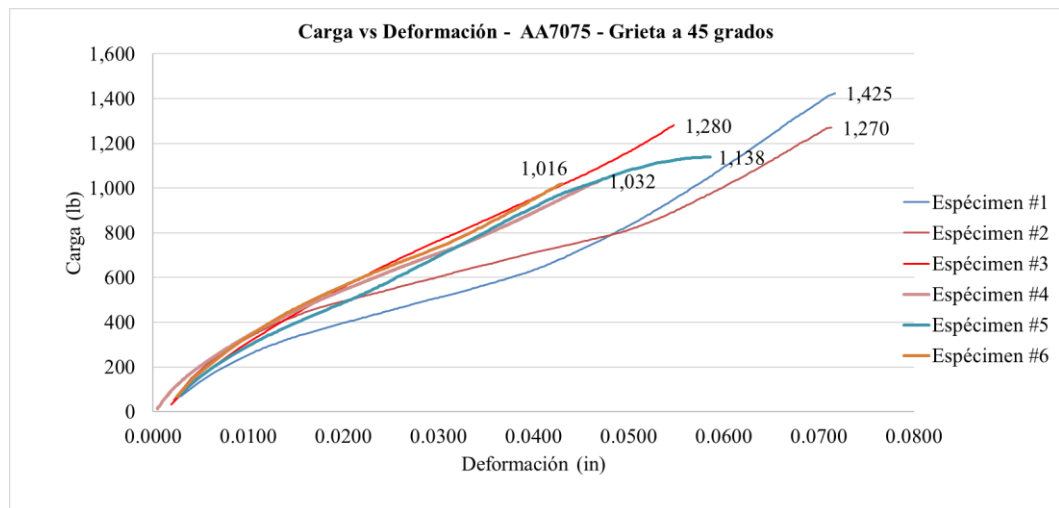


Figura 5-16 Gráficas Carga Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 45 grados en el punto de inicio de propagación de grieta, el número que aparece sobre las líneas de la figura corresponde al valor de carga en el instante de inicio de la propagación de la grieta

5.1.6 Análisis de normalidad y de igualdad de varianzas

Tras obtener los resultados de esfuerzo-deformación, se procedió a efectuar los análisis de normalidad e igualdad de varianzas, para evaluar el ajuste de una distribución a los datos, estimar percentiles y comparar distribuciones de muestras. Para lo cual se contó con el apoyo de un software estadístico (Minitab ^[55]), para realizar los análisis de los resultados provenientes de la experimentación, todo esto con el fin de verificar el cumplimiento de los supuestos del modelo de normalidad y de igualdad de varianzas, los cuales son descritos en el capítulo anterior en la sección 4.1.6. El supuesto de normalidad es comprobado con la gráfica de probabilidad la cual muestra una línea de distribución ajustada para evaluar el grado en que los datos siguen una distribución teórica específica. Para el cumplimiento del supuesto de igualdad de varianzas se comprueba la igualdad de las varianzas entre los niveles de factores para dos o más grupos.

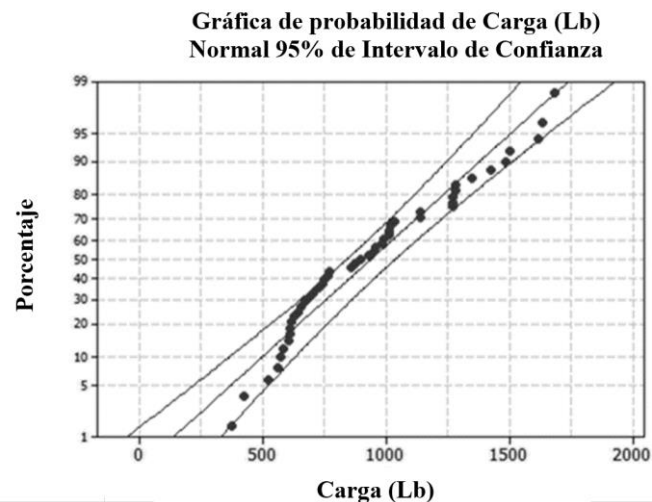


Figura 5-17 Gráfica de probabilidad normal de que los valores de carga de iniciación de grieta

En la figura 5-17 se observa que los puntos de los valores de carga de iniciación de grieta están relativamente cerca de la línea de distribución normal ajustada (la línea continua intermedia de la gráfica). Lo que indica que existe un ajuste normal de la distribución a los datos. También se muestra que dentro del 20 a 70 % de los datos describen una sobrestimación de magnitud respecto al rango de carga de aproximadamente entre 625 a 1000 lb. Por otra parte, también se aprecia que en el rango mayor a 70 % los datos tienden a una subestimar la magnitud respecto a la línea de distribución normal ajustada en un rango de carga aproximado de 1250 a 1700 lb

La figura 5-18 indica los niveles de varianzas de cada característica de los factores “Material” y “Grado de inclinación de grieta”, donde se observa la magnitud del valor “p”, que establece la probabilidad correspondiente al estadístico bajo la hipótesis nula. Para las pruebas de varianzas iguales, las hipótesis son:

H_0 : Todas las varianzas son iguales

H_1 : No todas las varianzas son iguales

El nivel de significancia común en estas pruebas es de 0.05. Esta prueba compara el valor “p” con el nivel de significancia para determinar si se rechaza la hipótesis nula.

Se utiliza la prueba de Levene, una prueba inferencial que evalúa la igualdad de las varianzas para una variable calculada en dos o más grupos, así como los intervalos de confianza de Bonferroni donde se estima la desviación estándar de cada población basándose en sus factores categóricos. Ambos métodos son descritos en la sección 4.1.6.

Se observa que el valor “p” es de 0.439, es mayor que el nivel de significancia común de 0.05, lo que demuestra que las diferencias entre los grupos no son estadísticamente significativas, se acepta la hipótesis nula H_0 y todos los intervalos de comparación se superponen. El resultado muestra que la máxima varianza se encontró en la grieta inducida con un valor de 30 grados y pertenece al material AA2024-T3. Esta variación resulta mayor que en la aleación AA7075-T6 debido al ancho total del intervalo de confianza de los datos de iniciación de grieta en los dos casos de estudio, donde para el caso del aluminio AA2024-T3 este intervalo se tiene un rango de 895 lb a 1484 lb, en cambio, el AA7075-T6 cuenta con un intervalo de confianza de 685lb a 988 lb.

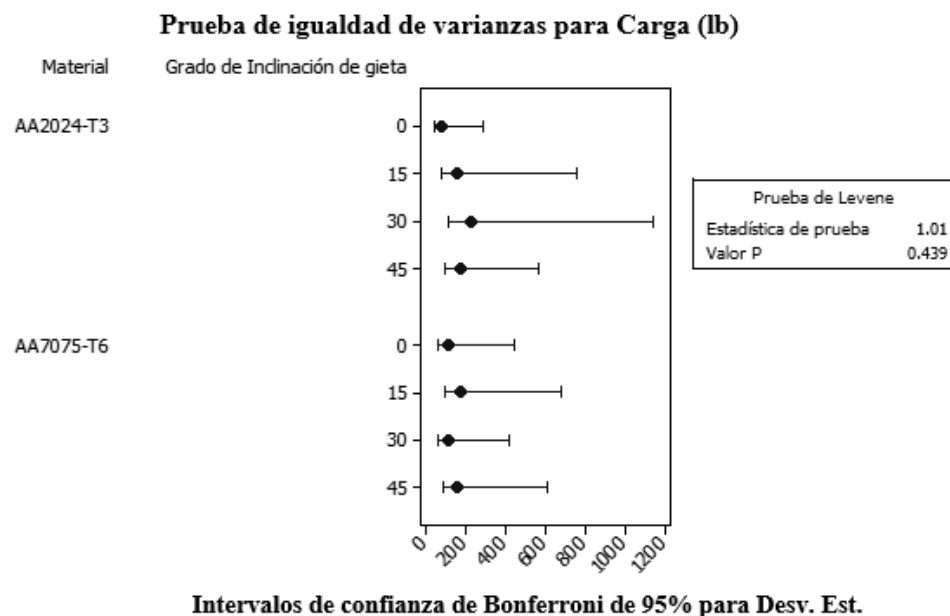


Figura 5-18 Prueba de igualdad de varianza de los valores de carga en el instante de iniciación de grieta

5.1.7 Comportamiento matemático de las aleaciones de aluminio a estudio al punto de iniciación de grieta

Tras encontrar una relativa buena distribución normal y aceptable varianza, se obtiene un ajuste de datos por medio del método de mínimos cuadrados, así como su correspondiente R^2 , lo que permite obtener las ecuaciones características para cada material a diferentes ángulos de grieta inducida.

La figura 5-19 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA2024-T3 con grieta inducida de 0 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.90, lo que indica una fuerte correlación entre los datos.

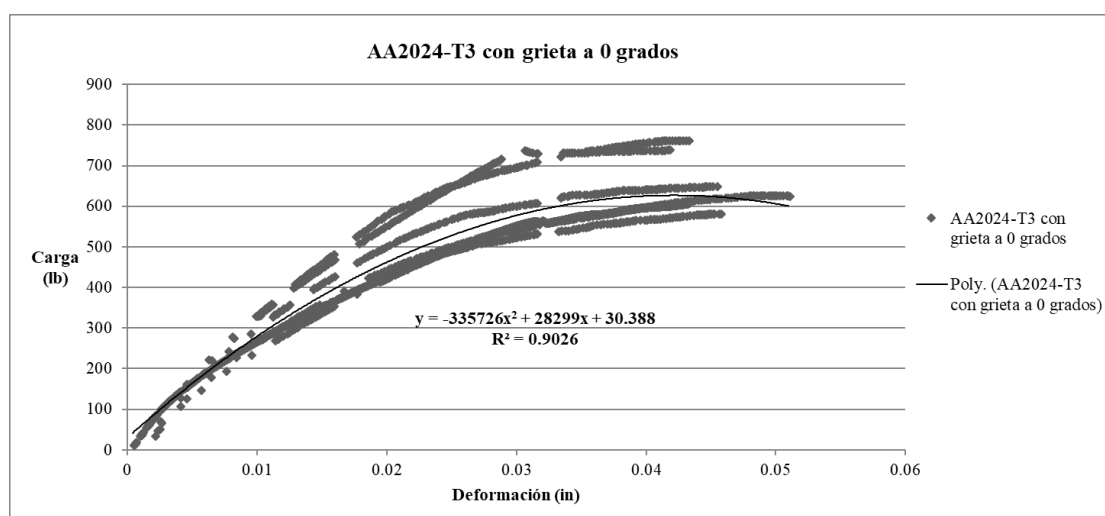


Figura 5-19 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 0 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-20 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA2024-T3 con grieta inducida de 15 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.80, lo que indica una buena correlación entre los datos.

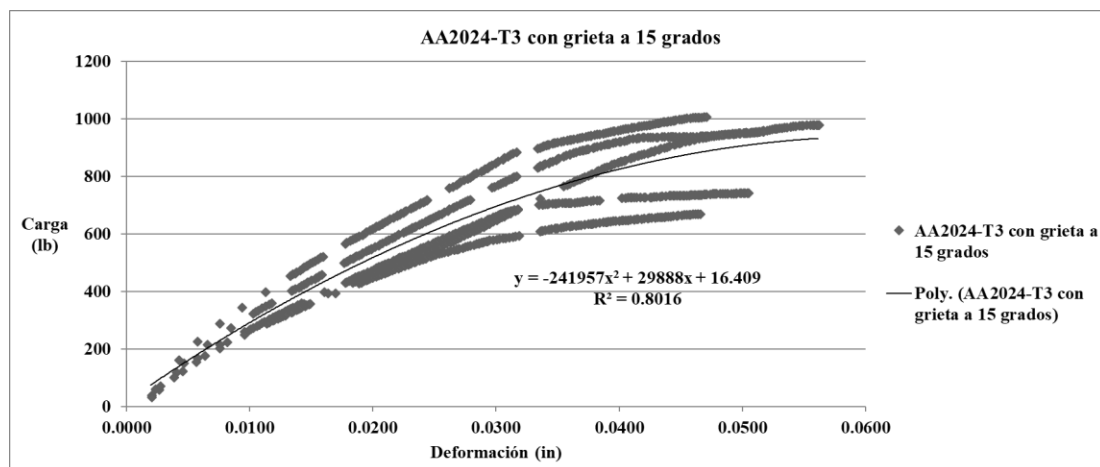


Figura 5-20 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 15 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-21 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA2024-T3 con grieta inducida de 30 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.87, lo que indica una aceptable correlación entre los datos.

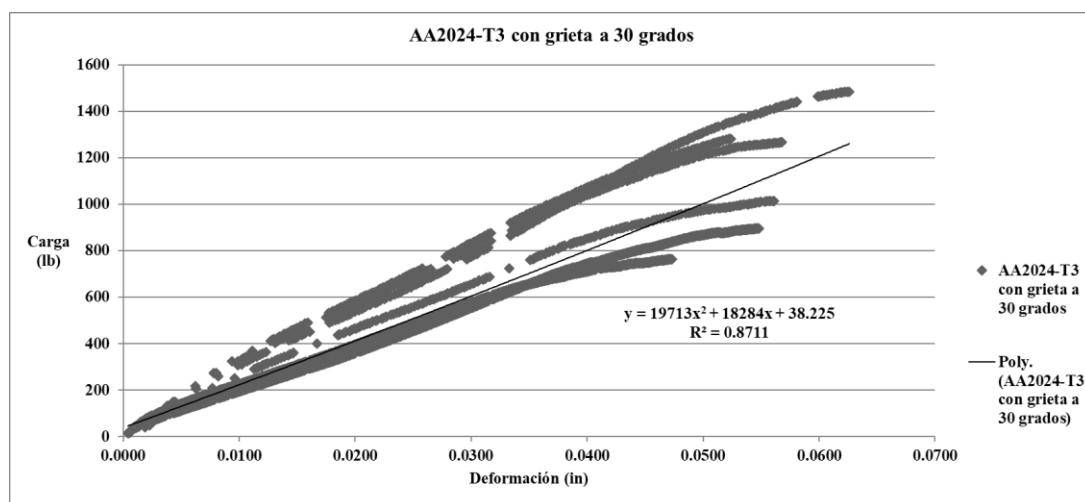


Figura 5-21 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 30 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-22 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA2024-T3 con grieta inducida de 45 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.94, lo que indica una fuerte correlación entre los datos.

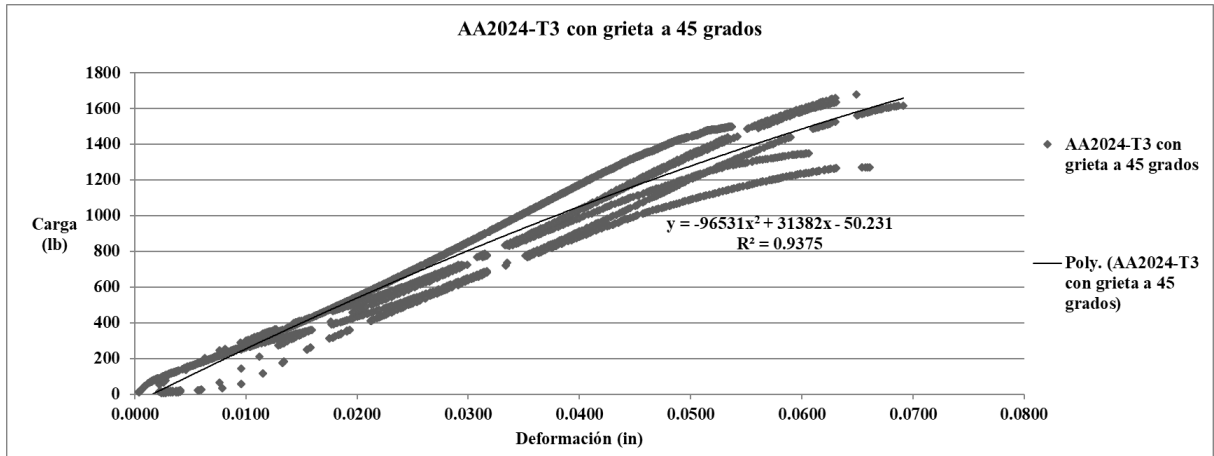


Figura 5-22 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA2024-T3 con grieta inducida a 45 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-23 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA7075-T6 con grieta inducida de 0 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.82, lo que sugiere una aceptable correlación entre los datos.

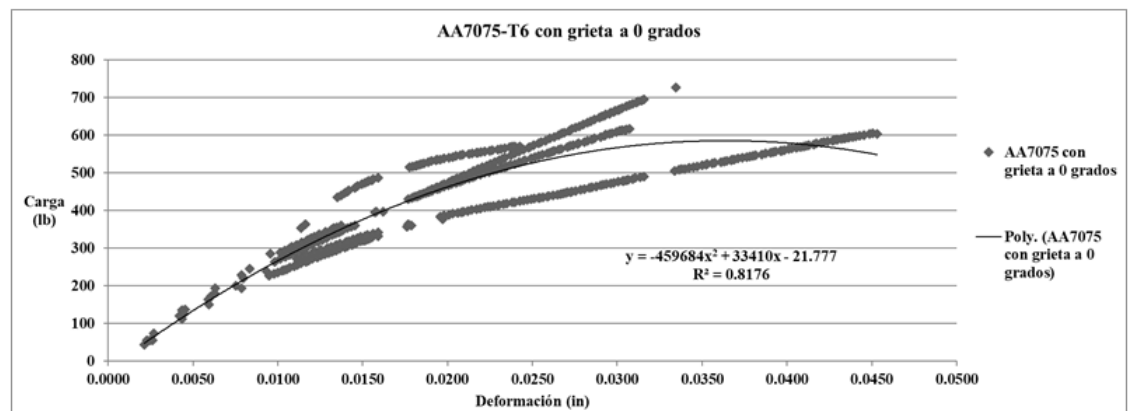


Figura 5-23 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 0 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-24 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA7075-T6 con grieta inducida de 15 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.83, lo que indica una aceptable correlación entre los datos.

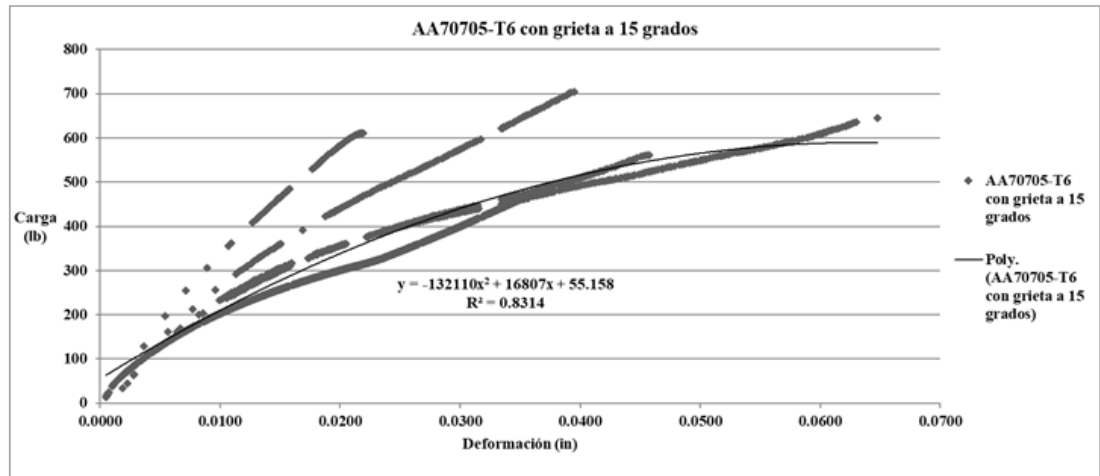


Figura 5-24 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 15 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-25 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA7075-T6 con grieta inducida de 30 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.89, lo que indica una buena correlación entre los datos.

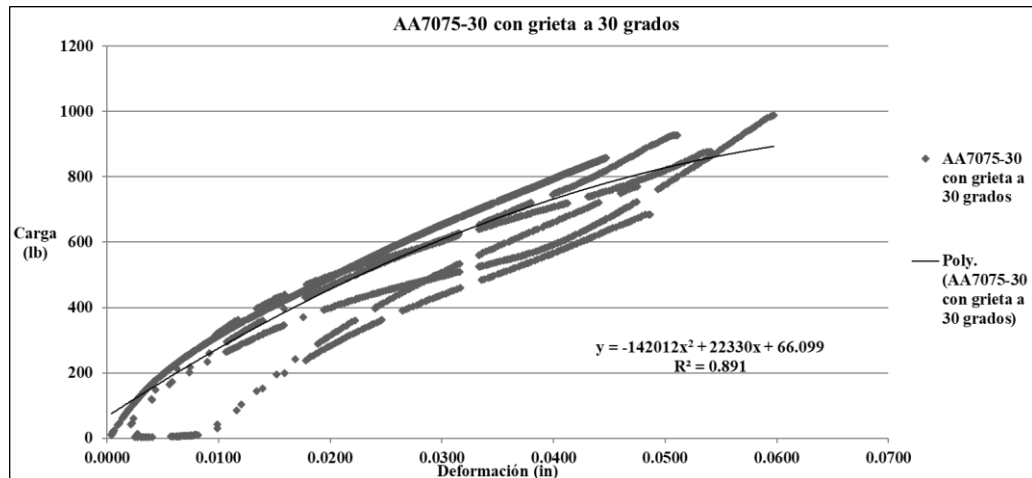


Figura 5-25 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 30 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

La figura 5-26 muestra la ecuación característica de las pruebas en el AA7075-T6 con grieta inducida de 45 grados, donde se observa de igual forma el valor de R^2 para esta ecuación con un valor de 0.92, lo que indica una fuerte correlación entre los datos.

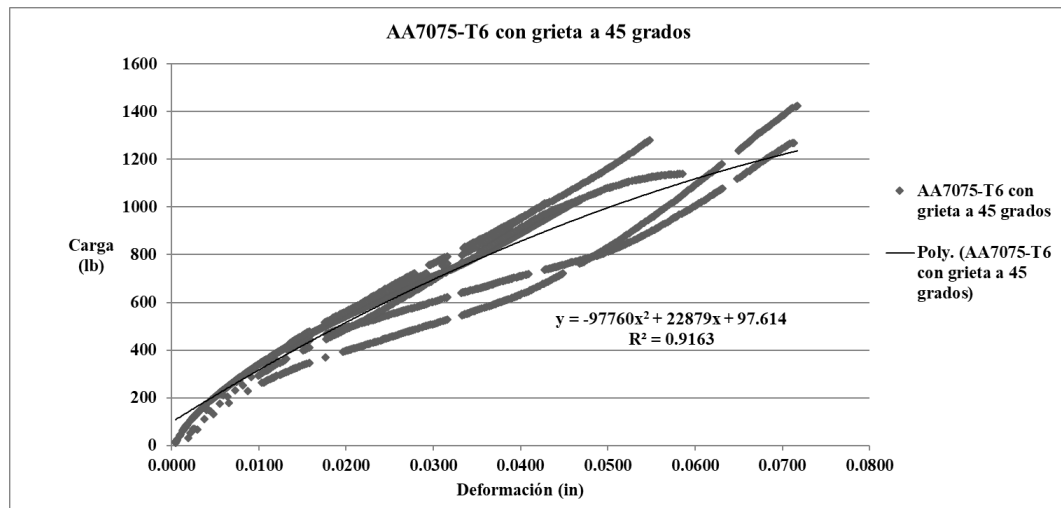


Figura 5-26 Ecuación descriptiva del resultado de Carga vs Deformación – AA7075-T6 con grieta inducida a 45 grados, que describe el comportamiento del material hasta el punto de inicio de propagación de grieta

5.1.8 Comparativa de resultados experimentales entre aleaciones de aluminio 7075-T6 y 2024-T3

Los valores obtenidos fueron documentados y comparados en la tabla 5-1, donde se presenta el resumen de los valores de las cargas promedio para el corrimiento de grieta, como también las ecuaciones descriptivas del comportamiento de los estudios.

Tabla 5-1 Valores de carga en el instante de propagación de grieta para los especímenes de AA7075-T6 y AA2024-T3

Carga Promedio de iniciación de grieta			
Material	Carga (Lb)	R ²	Ecuación Descriptiva
AA7075-0°	579 S±127	0.8176	$y = -4596846x^2 + 33410x + 21.777$
AA7075-15°	603 S±81	0.8314	$y = -132110x^2 + 16807x + 55.158$
AA7075-30°	851 S±109	0.8910	$y = -142012x^2 + 22330x + 66.099$
AA7075-45°	1194 S±159	0.9163	$y = -97760x^2 + 22879x + 97.614$
AA2024-0°	664 S±73	0.9026	$y = -335726x^2 + 28299x + 30.388$
AA2024-15°	845 S±155	0.8016	$y = -241957x^2 + 29888x + 16.409$
AA2024-30°	1180 S±210	0.8711	$y = 19713x^2 + 18284x + 38.225$
AA2024-45°	1475 S±176	0.9375	$y = -96531x^2 + 31382x - 50.231$

5.1.9 Efectos de los factores sobre las pruebas

Con el objetivo de comparar los efectos de la experimentación descritos en la sección 4.1.2.1, se evaluó el impacto causado por los factores “Material” y “Grado de inclinación de grieta” en la variable de respuesta, que fue la carga obtenida para el inicio de corrimiento de grieta. Los resultados de la gráfica son mostrados en la figura 5-27, el eje horizontal muestra los niveles o características de los factores “Material”: AA2024-T3 y AA7075-T6; y del factor “Grado de inclinación de grieta”: 0, 15, 30, 45grados de inclinación. El eje vertical corresponde a los valores de la media de la carga para el inicio de corrimiento de grieta obtenidos de la experimentación.

Se mostró que el factor “Material” tiene una aportación mínima a la variable de respuesta Carga (lb) y esto es definido por el rango de valores en el que cambia el valor de la media de carga entre 800lb y 1100 lb descrito en el lado izquierdo de la figura 5-27, el cual no muestra un rango amplio de valores. Por otro lado, el factor “Grado de inclinación de grieta” tiene una respuesta significativa en los resultados debido a los diferentes niveles de este factor (0°, 15°, 30°, 45°), ya que se muestra un rango de variación amplio entre 600lb y 1400 lb en los valores de la media de carga para los diferentes valores de ángulo como se aprecia en el lado derecho de la figura 5-27.

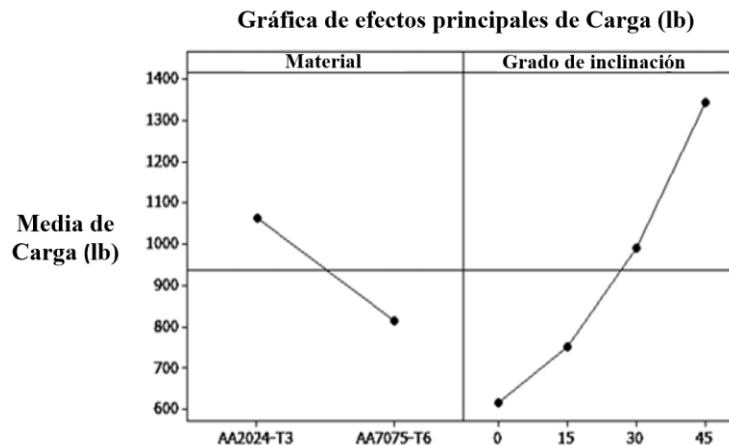


Figura 5-27 Gráficas de Efectos Principales entre los factores

Con el cambio en el grado de inclinación en la grieta, se aprecia en la figura 5-27 que a medida que se aumenta el ángulo, la carga a tensión necesaria para iniciar la propagación de la grieta es menor. El valor de carga mínimo necesario para el corrimiento de grieta ocurre cuando la carga esta aplicada totalmente de manera perpendicular a la cara de la grieta, lo que ocurre en los casos donde la grieta es de 0°.

5.2 Resultados del análisis teórico

Como es descrito en el capítulo 3.1.3, los resultados de los cálculos de K_I en grietas laterales en probetas rectangulares son obtenidos basándose en las ecuaciones 3.27, 3.28 y 3.29 entre 3 diferentes autores ^{[34][39][41]} para el cálculo de K_I en grietas laterales en probetas rectangulares. Mientras que para las probetas con un ángulo de grieta se utilizaron las fórmulas de Anglada ^[38].

Los parámetros constantes en los cálculos referentes a las características de la geometría de los especímenes son:

Tamaño de grieta, $a = 0.875$ in

Ancho de la probeta, $w = 1.5$ in

Espesor, $b = 0.09$ in

La tabla 5-2 contiene los resultados de los cálculos de los parámetros de fractura K_I y K_{II} , utilizando los modelos planteados por los 3 autores, para ambos materiales de estudio AA7075-T6 y AA2024-T3, aplicando los 4 valores de ángulo de grieta inducida (0, 15, 30, 45) utilizando la carga promedio de los estudios.

Tabla 5-2 Cálculo de K_I y K_{II} para especímenes de AA7076-T6 y AA2024-T3 utilizando la carga promedio

Factores de Intensidad de Esfuerzos Carga Promedio AA7075-T6	Autor	θ de grieta	K_I (psi*in^{0.5})	K_{II} (psi*in^{0.5})
	Hellan	0	27051	0
		15	25238	6763
		30	19944	11515
		45	13296	13296
	Gonzalez	0	29863	0
		15	27862	7466
		30	22022	12714
		45	14681	14681
	Tada	0	26927	0
		15	25123	6732
		30	19853	11462
		45	13235	13235
Factores de Intensidad de Esfuerzos Carga Promedio AA2024-T3	Autor	θ de grieta	K_I (psi*in^{0.5})	K_{II} (psi*in^{0.5})
	Hellan	0	30285	0
		15	28954	7758
		30	22713	13114
		45	15142	15142
	Gonzalez	0	33439	0
		15	31969	8566
		30	25079	14480
		45	16720	16720
	Tada	0	30146	0
		15	28821	7723
		30	22610	13054
		45	15073	15073

Los resultados de la tabla 5-2 son trasladados en las figuras 5-28 y 5-29 con la intención de comparar los resultados obtenidos por los 3 autores.

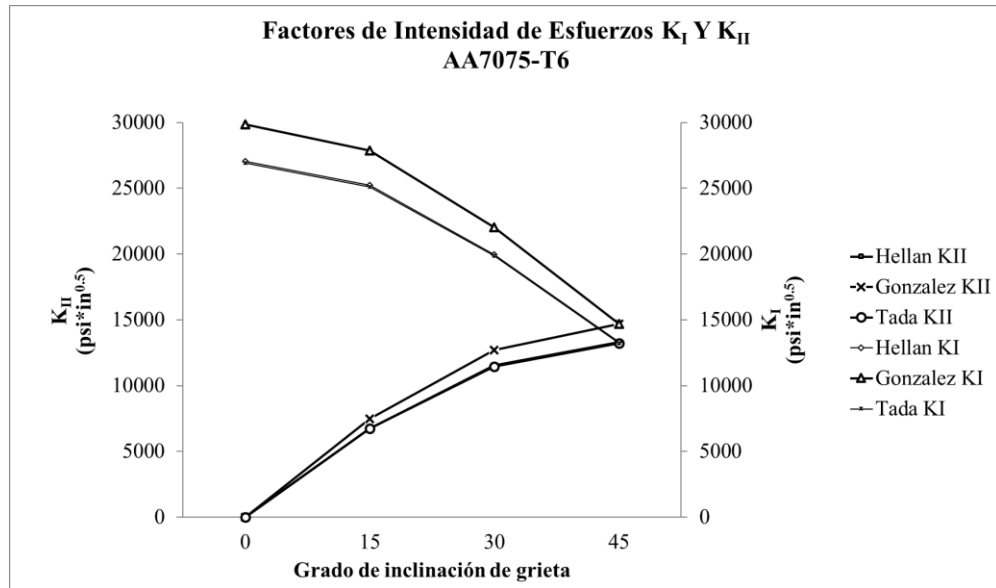


Figura 5-28 Cálculo de K_I y K_{II} utilizando las diferentes formulaciones de Hellan, González y Tada bajo la carga mínima de propagación en especímenes de AA7075-T6

La figura 5-28 muestra que los valores de K_I son máximos cuando la grieta se encuentra totalmente perpendicular a la aplicación de la carga en modo I de fractura y su valor disminuye con el aumento de la inclinación de la grieta inducida hasta llegar a 45 grados en modo mixto de fractura. Ambos parámetros K_I y K_{II} llegarían a tener la misma magnitud. Los resultados de las formulaciones planteadas por Hellan ^[39] y Tada ^[41] empatan entre sí en magnitud, pero existe diferencia numérica en comparación con la formulación planteada por González ^[34] pero siguen un mismo patrón de tendencia.

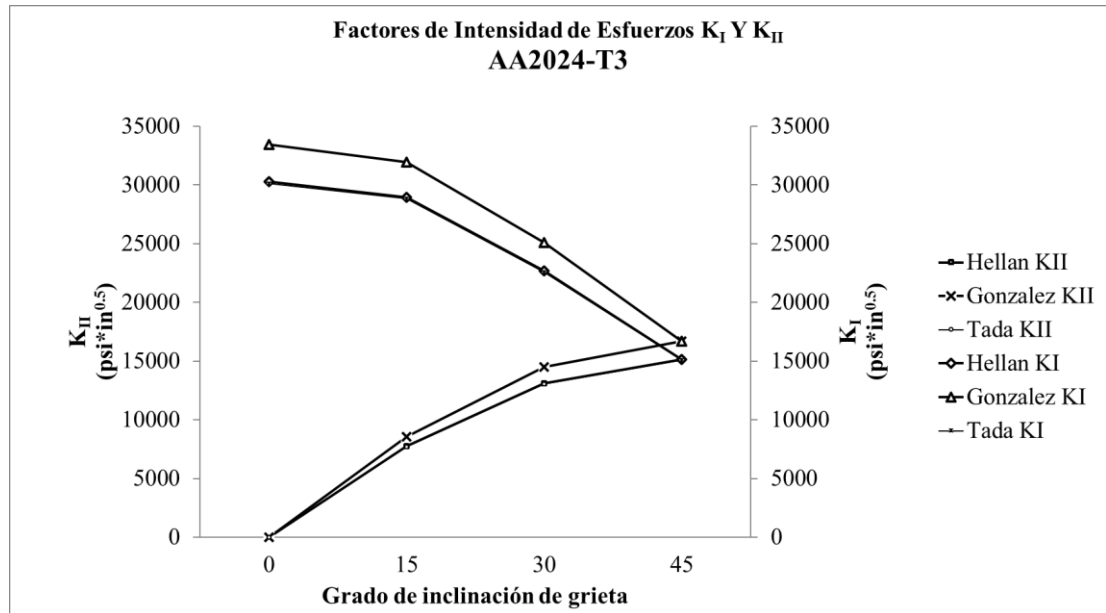


Figura 5-29 Cálculo de K_I y K_{II} utilizando las diferentes formulaciones de Hellan, González y Tada bajo la carga mínima de propagación en especímenes de AA2024-T3

La figura 5-29 muestra que los valores de K_{II} aumentan con el incremento de la inclinación de la grieta inducida hasta llegar a 45 grados, donde en este caso ambos parámetros K_I y K_{II} llegarían a tener la misma magnitud. Se observa que empiezan a obtenerse valores de K_{II} cuando la probeta se encuentra en modo mixto de fractura. Los resultados de las formulaciones planteadas por Hellan^[39] y Tada^[41] empatan entre sí en magnitud, pero existe diferencia numérica en comparación con la formulación planteada por González^[34] pero siguen un mismo patrón de tendencia.

5.3 Resultados del análisis por el Método de Elementos Finitos

Después de obtener los resultados del análisis teórico, se procedió a obtener los parámetros de fractura por medio del método de elemento finito. Para la realización de los modelos se utilizó la metodología descrita en la sección 4.3.

5.3.1 Condiciones de frontera en los especímenes

Con el objetivo de encontrar las condiciones de frontera adecuadas para los modelos de elementos finitos de los casos de estudio, se realizaron varios estudios con diferentes iteraciones cambiando en sus condiciones de frontera para los especímenes con grieta inicial de 45 grados. Se seleccionó el caso de estudio de 45 grados debido a que en teoría el cálculo de los factores K_I y K_{II} en una grieta de 45 grados deben de ser iguales numéricamente, lo cual es demostrado de manera analítica en la sección 5.2., lo que hace de este caso de análisis más evidente para una comparación de los parámetros de fractura entre el análisis teórico y el numérico.

Se utilizaron los resultados del promedio de K_I y K_{II} de los 3 diferentes autores en una carga de 1194 lb, que corresponde a la carga promedio a 45 grados para la aleación 7075-T6. Los resultados obtenidos K_I y K_{II} por medio del MEF son comparados contra los resultados del análisis teórico que corresponde a: $13737 \text{ psi} \cdot \sqrt{\text{in}}$.

Los escenarios de condiciones de frontera y aplicación de carga fueron los siguientes:

- a) Empotramiento en la parte inferior de la probeta y aplicación de la carga total de manera uniforme en el extremo superior.
- b) Empotramiento en la parte derecha de la probeta en la orilla opuesta al inicio de grieta con aplicación de la mitad de la carga de manera uniforme en los extremos superior e inferior.
- c) Empotramiento en la parte derecha de la probeta en la orilla opuesta al inicio de grieta con aplicación de la mitad de la carga de manera uniforme en las orillas de la probeta donde se encuentra el inicio de grieta
- d) Empotramiento en la parte derecha de la probeta en la orilla opuesta al inicio de grieta con aplicación de la mitad de la carga de manera puntual en las orillas de la probeta donde se encuentra el inicio de grieta

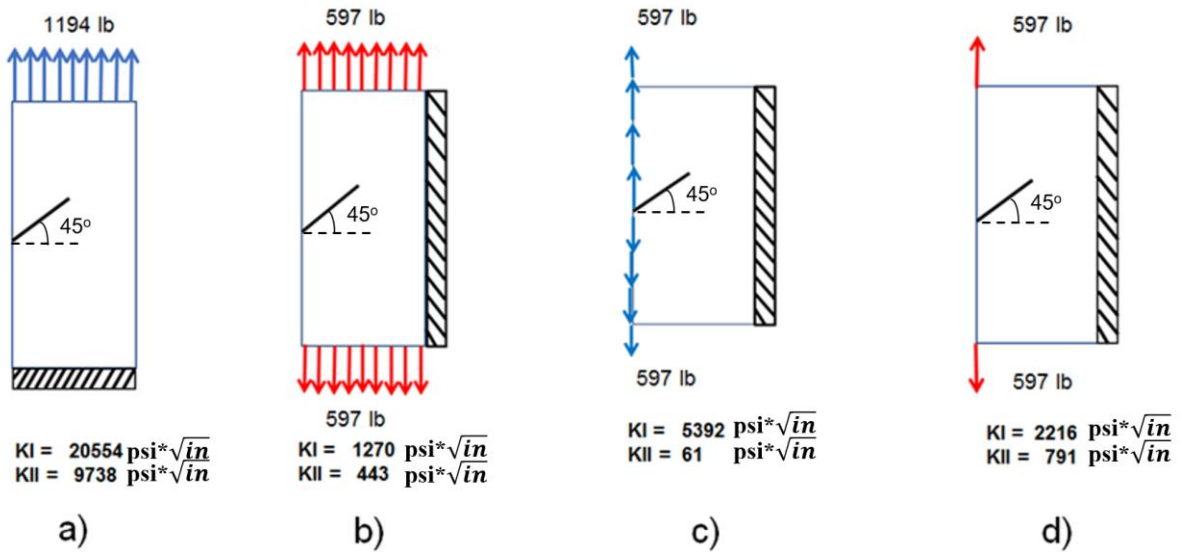


Figura 5-30 Casos de estudio de los especímenes con diferentes condiciones de frontera con sus correspondientes resultados de parámetros de fractura K_I y K_{II}

Después de realizar las diferentes iteraciones mostradas en la figura 5-30, se optó por utilizar el modelo a) debido a que los resultados mostrados de K_I y K_{II} se encontraron en el orden de magnitud de los resultados teóricos.

5.3.2 Resultados de esfuerzo y factores de intensidad de esfuerzos

Para el desarrollo de los resultados por medio del Método de Elementos Finitos se utilizó la metodología descrita en la sección 4.3. En la figura 5-31 muestra el modelo de elementos finitos de uno de los especímenes con grieta a 0 grados de inclinación, en la figura 5-31a) se aprecia la definición de la malla alrededor de la punta de la grieta utilizando elementos singulares tipo PLANE 82 y su correspondiente coordenada local con el eje x paralelo a la superficie de grieta y con dirección contraria a la apertura como es descrito en la metodología para obtener los parámetros de fractura.

El inciso b) de la figura 5-31 indica las condiciones de frontera y de aplicación de carga utilizadas para el análisis numérico por medio del MEF, el cual consiste en una carga uniformemente distribuida en el extremo superior del espécimen con empotramiento en la base, como es descrito en la sección 5.3.1.

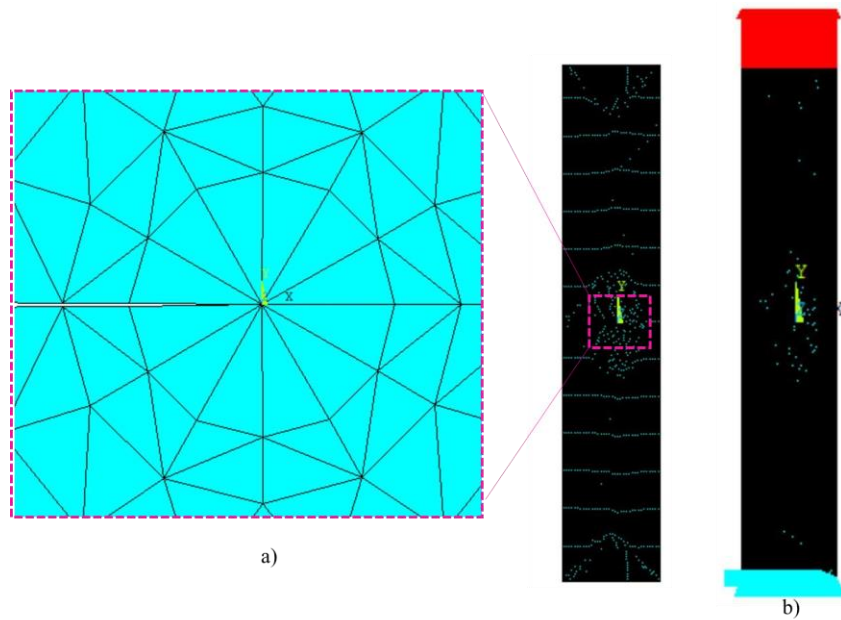


Figura 5-31 Modelos de Elementos Finitos utilizado para el análisis numérico a) Elementos alrededor de la punta de la grieta, b) condición de frontera y de carga

Los resultados de la figura 5-32 es obtenida de los datos de salida del MEF donde se describen los planteamientos asumidos para la obtención de los parámetros de fractura K_I y K_{II} como la condición de esfuerzo plano y la opción de simetría utilizada en las probetas de 0 grados de inclinación por medio de la opción “Half crack”, para los especímenes a 15, 30 y 45 grados de inclinación de grieta se utilizó la opción “Full crack” debido a que no es posible tomar ventaja de la simetría en estos casos. Así como, los nodos utilizados para el cálculo de los parámetros y las propiedades del material. Por último en la parte inferior se presentan los valores calculados de los parámetros de fractura. El resto de los resultados del MEF son incluidos en el Apéndice 1.

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A HALF-CRACK MODEL WITH SYMMETRY BOUNDARY CONDITIONS (USE 3 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:    35459    35463    35461
WITH NODE    35459 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER    1
EX =    0.10400E+08    NUXY =    0.33000    AT TEMP =    0.0000

****  KI =    26464.    ,    KII =    0.0000    ,    KIII =    0.0000    ****

```

Figura 5-32 Factor K_I en espécimen de AA7075 a 0 grados de inclinación de grieta bajo el valor promedio de carga para su propagación por medio del MEF

5.3.3 Comparación de resultados por medio del análisis numérico y del Método de Elementos Finitos

Un resumen de cómo se compararon los resultados presentados en el capítulo 5 es descrito en el mapa conceptual de la figura 5-33 y los valores numéricos de los resultados son presentados en la tabla 5-3.

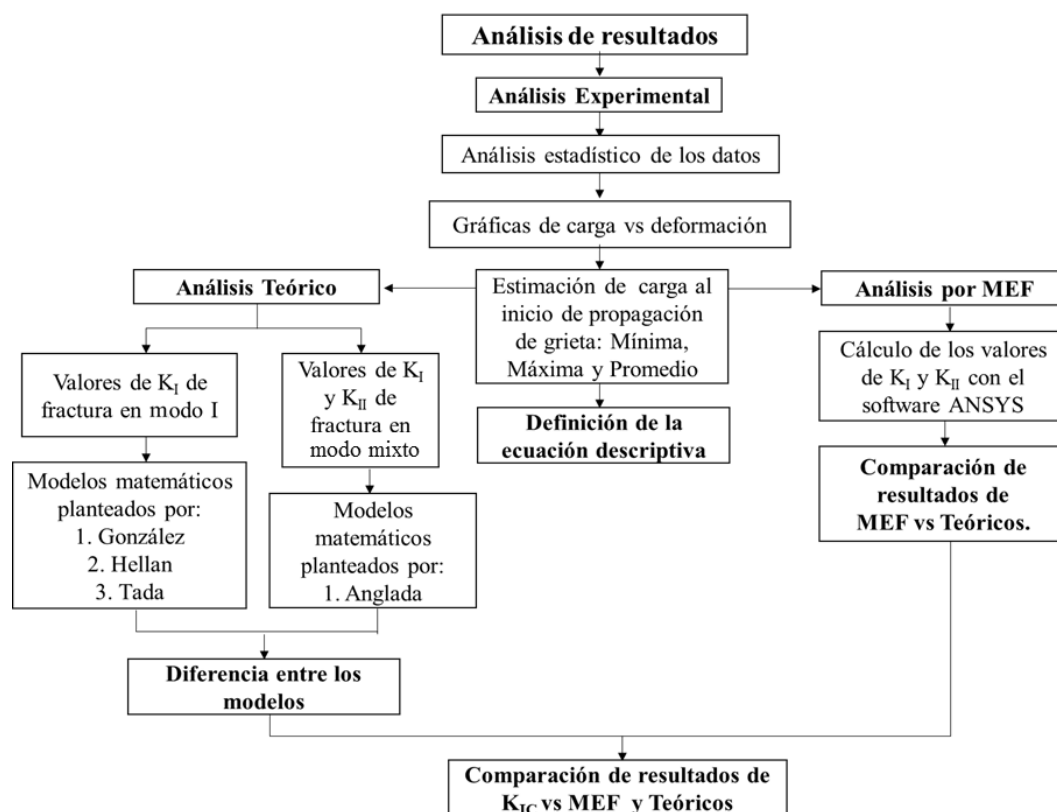


Figura 5-33 Resultados de los análisis experimentales, teóricos y numéricos (MEF))

En la tabla comparativa 5-3 se muestran los resultados teóricos vs MEF, para los diferentes escenarios de carga e inclinaciones de grieta. Se abordan los resultados para las formulaciones de Hellan, González y Tada. También es descrito el porcentaje de diferencia entre los valores de los parámetros de fractura para los especímenes de los dos tipos de materiales (AA7075-T6 y AA2024-T3), diferentes inclinaciones de grieta (0, 15, 30, y 45 grados) utilizando los valores de carga promedio.

Tabla 5-3 Comparativa de los factores K_I & K_{II} para la carga promedio de propagación de grieta en especímenes de AA7075-T6

Condiciones iniciales		Tenacidad de Fractura	AA7075-T6 - Factores de Intensidad de Esfuerzos (psi*in ^{0.5})																	
			Hellan	González		Tada		Teórico		MEF	% Diferencia	Hellan	González		Tada		Teórico		MEF	% Diferencia
Grado de grieta	Carga (lb) $\bar{X} \pm S$	K_{IC} (psi*in ^{0.5})	K_I	K_I		K_I		K_I		K_I	%	K_{II}	K_{II}		K_{II}		K_{II}		K_{II}	%
0	579 ±127	26400	27051	29863		26927		27947		26464	5%	0	0		0		0		0	0%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			21124	32995	23325	36432	21028	32844	21826	34091		20043	32070	0	0	0	0	0	0	
15	627 ±81		25238	27862		25123		26075		24414	6%	6763	7466		6732		6987		3389	51%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			19709	30785	21762	33991.52	19619	30644	20364	31807		21140	27688	5281	8249	5831	9108	5257	8211	
30	851 ±109		19944	22022		19853		20606		24849	21%	11515	12714		11462		11897		7291	39%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			15843	24746	17494	27324	15771	24633	16369	25568		21714	28103	9147	14287	10100	15776	9105	14222	
45	1194 ±159		13296	14681		13235		13737		20603	50%	13296	14681		13235		13737		9745	29%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			10562	16498	11662	18216	10514	16422	10913	17045		17809	23299	10562	16498	11662	18216	10514	16422	
Condiciones iniciales		Tenacidad de Fractura	AA2024-T3 - Factores de Intensidad de Esfuerzos (psi*in ^{0.5})																	
			Hellan	González		Tada		Teórico		MEF	% Diferencia	Hellan	González		Tada		Teórico		MEF	% Diferencia
Grado de grieta	Carga (lb) $\bar{X} \pm S$	K_{IC} (psi*in ^{0.5})	K_I	K_I		K_I		K_I		K_I	%	K_{II}	K_{II}		K_{II}		K_{II}		K_{II}	%
0	664 ±73	33700	31032	34265		30891		32063		30335	5%	0	0		0		0		0	0%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			27621	34444	30498	38032	27494	34287	28538	35587		26100	32565	0	0	0	0	0	0	
15	845 ±155		28954	31969		28821		29915		34205	14%	7758	8566		7723		8016		4749	41%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			25770	32137	28455	35484	25653	31990	26626	33204		27969	40472	6905	8611	7624	9508	6874	8572	
30	1180 ±210		23274	25698		23168		24047		34612	44%	13437	14837		13376		13883		10155	27%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			20716	25833	22873	28524	20621	25715	21403	26691		28399	40706	11960	14915	13206	16468	11905	14847	
45	1475 ±176		15516	17132		15445		16031		25455	59%	15516	17132		15445		16031		12037	25%
			$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$		$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	$\bar{X}-S$	$\bar{X}+S$	
			13810	17222	15249	19016	13747	17143	14269	17794		22411	28908	13810	17222	15249	19016	13747	17143	

La tabla 5-3 muestra el resumen de los resultados del cálculo de los parámetros de fractura K_I y K_{II} por medio del Método de Elementos Finitos, así como los resultados de las formulaciones con los 3 autores (Hellan ^[39], González ^[34] y Tada ^[41]), y se presenta el valor teórico calculado con el promedio de las 3 formulaciones y la comparación entre ellos para los dos tipos de aleaciones.

En cuanto a los resultados comparativos entre los cálculos teóricos y por el MEF, en los especímenes con grietas a 0 grados de inclinación, ambos materiales presentan una diferencia máxima del 5%.

En el caso de los especímenes con grietas a 15 grados de inclinación, una diferencia en los valores de K_I entre los cálculos teóricos y numéricos del 6% se observa en el aluminio AA7075-T6, mientras que para el aluminio AA2024-T3 se presentó mayor diferencia con un valor de 14%. Para el mismo caso de estudio, los valores de K_{II} para el aluminio AA7075-T6 indican una diferencia en el porcentaje de error del 51 % entre ambas metodologías, valor que es mayor al porcentaje de error en los especímenes de AA2024-T3 que resultó en un 41%.

Para los especímenes con grieta a 30 grados de inclinación, se obtuvo una diferencia del 21% en los valores de K_I del aluminio AA7075-T6 entre los cálculos teóricos y el MEF, siendo este valor, menor que la diferencia obtenida en el aluminio AA2024-T3 la cual fue del 44%. Por otra parte, en el caso de los valores de K_{II} , se muestra un porcentaje de error del 39% entre las dos metodologías para el aluminio AA7075-T6 y del 27% para el aluminio AA2024-T3, siendo éste último material el que presenta menor diferencia entre los métodos.

En los casos de las probetas con grietas a 45 grados de inclinación, la comparación entre los valores teóricos y numéricos indica una diferencia del 50% en los valores de K_I para el aluminio AA7075-T6, que es menor a la diferencia obtenida en el aluminio AA2024-T3 del 59%. En cuanto a los valores de K_{II} , se aprecia un porcentaje de error del 29% en el aluminio AA7075-T6 entre ambas metodologías, que resulta ser mayor a la diferencia encontrada en los especímenes de AA2024-T3 con un valor de 25%.

Ambas metodologías de análisis muestran disminución de los valores de K_I cuando el ángulo de inclinación de grieta aumenta, y a su vez aumentan la diferencia en el porcentaje de error entre los cálculos teóricos y el MEF. Por el contrario, en el caso de K_{II} se muestra una tendencia de incremento de magnitud con el aumento de ángulo, y una reducción en el valor de porcentaje de diferencia entre los valores teóricos y numéricos. El valor máximo de porcentaje de diferencia entre el cálculo teórico contra el MEF es de 59% para la prueba con material AA2024-T3 con un ángulo de inclinación de grieta de 45 grados.

El valor de tenacidad de fractura de cada uno de los materiales es indicado en la tabla 5-3, donde se aprecia que los especímenes que superan la tenacidad de fractura para que ocurra el corrimiento de grieta, son los especímenes con grieta a 0 grados. En cambio, los valores de fractura de los especímenes diferentes a 0 grados muestran valores menores al valor de tenacidad de fractura. Pero si se considera la $S+$ (Desviación estándar positiva) en los casos

con inclinación de grieta de 15 y 30 grados en ambos materiales, si se alcanza un valor mayor a K_{IC} . Los valores de tenacidad de esfuerzos que son obtenidos para especímenes con 0 grado de inclinación de grieta como se establece en la norma ASTM E 1820-01 ^[57], restringen la comparación de los resultados de tenacidad de fractura entre especímenes con características comunes, dificultando comparar valores de K_{IC} obtenidos con un ángulo de 0 grados con uno diferente a 0 grados.

5.4 Conclusiones

En conclusión, para las aleaciones de aluminio analizadas en este trabajo los resultados indican que para el modo I de fractura a tensión pura con una grieta inducida a cero grados, se presenta una variación entre los métodos de análisis planteados de alrededor del 5%, generando una buena convergencia entre los resultados teóricos comparados con los valores del elemento finito, haciendo viable su análisis numérico, cumpliendo con la hipótesis planteada al inicio del trabajo. No obstante la hipótesis se rechaza cuando empieza a ocurrir un modo mixto de fractura mayor a 0 grados, debido a que la diferencia entre ambas metodologías genera un error considerable (Con una variación de hasta el 59% en probetas con grietas a 45 grados de inclinación), que se presenta de forma sistemática, es decir, que al aumentar el ángulo de grieta, el error entre las metodologías hace que aumenten las diferencias en los valores de K_I . En cuanto a los valores de K_{II} , al encontrarse una inclinación mayor a cero grados, presenta valores máximos que disminuyen al incrementarse el ángulo de inclinación obteniendo un comportamiento contrario al presentado por K_I , por lo que se sugiere tener mayor cuidado en los tipos de análisis por elemento finito al presentarse modos mixtos de fractura, ya que existen valores que quedan por encima y por debajo de los valores de K_{IC} . Los resultados sugieren que el modo predominante de falla es por el modo I de fractura.

Se encontró un alto grado de sensibilidad respecto a las condiciones de frontera y aplicación de carga en la obtención de los parámetros de fractura por medio del Método de Elementos Finitos.

Se demostró un aumento en el porcentaje de error al aumentar el ángulo de grieta inducida para los valores de K_I entre el análisis teórico y por el análisis del MEF. Una disminución en el porcentaje de error al aumentar el ángulo de grieta inducida para los valores de K_{II} se puede apreciar entre el análisis teórico y por el análisis del MEF.

En cuanto a los materiales, se observó una mayor resistencia a la propagación de las diferentes grietas en el material AA2024-T3, presentando mayores valores de carga en el instante de corrimiento de grieta en comparación con la aleación AA7075-T6. El comportamiento de los valores de carga en el instante de corrimiento de grieta se puede describir con una ecuación polinomial de segundo grado con correlaciones de R^2 superiores a 0.80 en todos los casos de estudio.

Los resultados de los parámetros de fractura con los modelos matemáticos de Hellan, González y Tada, presentaron la misma tendencia (Al aumentar el ángulo de grieta K_I disminuye y K_{II} aumenta), siendo los valores numéricos de Hellan y Tada muy similares entre ellos, pero existe una diferencia numérica del 11% en comparación con los resultados de la formulación de González, destacando que los resultados de González son los que arrojan mayor concentración en valores de K_I y K_{II} , en comparación con los otros autores. Todos los resultados presentaron el mismo patrón numérico al cambio de ángulo.

5.5 Discusiones

La hipótesis de este trabajo determina que el análisis teórico debe empatar con los resultados por el Método de Elemento Finito en el estudio del comportamiento de la propagación de grietas en placas de aleaciones de aluminio, la cual se cumple para los casos donde la grieta inducida se encuentra a 0 grados de inclinación y bajo modo I de fractura; presentando una diferencia del 5% entre los cálculos teóricos y el Método de Elementos Finitos. Para los casos de grieta inducida a 15, 30 y 45 grados en los valores de K_I Y K_{II} , se obtiene una desigualdad que va desde el 6% hasta 59 % entre los cálculos teóricos y el MEF. El mayor porcentaje encontrado en la comparativa pertenece al caso de las probetas a 45 grados de inclinación para el material AA2024-T3. Lo que indica el rechazo de la hipótesis para estas condiciones. Por lo que se debe de tener cuidado cuando se utilicen ángulos mayores a 0 grados, con análisis por medio del MEF.

Al comparar los valores de tenacidad de fractura de cada uno de los materiales, se apreció que los especímenes que superan la tenacidad de fractura para que ocurra el corrimiento de grieta son los especímenes con grieta a 0 grados. En cambio, los valores de fractura de los especímenes diferentes a 0 grados muestran valores mayores y menores al valor de tenacidad de fractura, pero muy cercanos al valor de K_{IC} para ambas aleaciones en el modo I. En algunos casos el valor de K_I al tomar la desviación estándar superior, sobrepasa el valor de K_{IC} . Mientras que para K_{II} los valores no alcanzan la tenacidad de fractura. El modo I es el dominante, resultado que concuerda con los trabajos realizados por Saucedo ^[53], K. G. Kumar *et al* ^[58], D. Chakraborty *et al* ^[59], K. S. Amit *et al* ^[60] y R. W. Lewis *et al* ^[61]. Cabe resaltar la necesidad de ahondar más en este tipo de estudios debido a que los valores de tenacidad de esfuerzos calculados en base a la norma estándar ASTM E1820-01 ^[57], se realizan en especímenes con 0 grados de inclinación de grieta, y solo es posible comparar resultados de la tenacidad de fractura entre especímenes con características similares, limitando la comparación para resultados con grietas mayores a los cero grados de inclinación, lo que puede generar diferencias sustanciales entre la comparativa de pruebas a 0 grados y con un ángulo de inclinación.

Diferentes referencias ^[53,58-61] muestran una tendencia parecida a la de este trabajo en placas con grietas laterales inducidas con valores de inclinación de 0 a 45 grados, los resultados de estos estudios presentan valores comparativos que van desde el 16% hasta el 70% entre el análisis teórico y el Método de Elementos Finitos. En el caso del estudio publicado por I. Saucedo ^[53], se compararon los resultados del MEF contra los resultados de fotoelasticidad, donde la máxima diferencia de 70% se encontró en los valores de K_{II} , obteniendo un porcentaje mayor al encontrado en este trabajo. Un valor de discrepancia de aproximadamente 55% entre los valores de K_I y K_{II} , se observa en el estudio de K. G. Kumar *et al* ^[58], donde se analizaron grietas inducidas en el rango de 10 a 50 grados de inclinación, este valor es similar a los porcentajes de error obtenidos en este trabajo. Una desigualdad entre

los valores teóricos y el MEF para K_I del 16 % y para K_{II} del 21%, son encontradas en el trabajo de D. Chakraborty *et al* ^[59] realizado en compuestos, mostrando mayor similitud entre ambos métodos de análisis en comparación a los encontrados en este trabajo, que podría deberse al tipo de material de estudio. Aproximadamente un porcentaje de diferencia del 50% entre los valores de K_I y K_{II} , se obtuvo en los trabajos de K. S. Amit *et al* ^[60] y R. W. Lewis *et al* ^[61], en probetas a tensión con pregrietas laterales inclinadas, valores semejantes a los encontrados en la presente investigación.

En consecuencia, aunque en este trabajo existe disimilitud entre los valores teóricos y el elemento finito en los casos bajo modos mixtos de fractura, se infiere de investigaciones similares que la variación presentada es recurrente y demuestra la sensibilidad de esta herramienta. Lo que indica que es necesario darle seguimiento al análisis comparativo de los resultados teóricos contra el Método de Elementos Finitos en placas con grietas inclinadas bajo modo mixto de fractura.

Referencias

1. Arana J.L & González J.J, (2003), "Mecánica de Fractura", Servicio Editorial de la Universidad del País Vasco. ISBN: 84-8373-455-9
2. Da Vinci L., (1493), "Códice de Madrid I, folio 84", Biblioteca Nacional de España.
3. G. Galilei, (1638), "Discorsi e Dimostrazioni Matematiche Sopra due Nuove Sciebze", Editore Ludovico Elzeviro, Leida.
4. Federal Aviation Administration, (1970), "Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. Sec.25.303. Factor of Safety".
5. Inglis, C. E. (1913) "Stresses in plate due to presence of cracks and sharps corners", Transaction of the Institute of Naval Architects.
6. Griffith, A. A., (1920), "The phenomena of rupture and flow in solids", Philosophical Transactions of the Royal Society of London, A.
7. Westergaard, H. M., (1939), "Bearing pressures and cracks", Journal of applied mechanics, Vol. 6.
8. Wells, A.A., (1955) "The conditions of fast fracture in aluminum alloys with particular reference to Comet failures", British Welding Research Association, Report NRB 129.
9. Federal Aviation Administration, (1954), "Lessons Learned From Civil Aviation Accidents", de Havilland DH-106 Comet 1. Recuperado de: http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=28&LLTypeID=0
10. Irwin, G R., (1957), "Analysis of Stress and Strains near the end of a crack traversing plate", Journal of applied mechanics, Vol. 24.
11. Winnie, D.H. and Wundt, B.M., (1958), "Application of the Griffith-Irwin Theory of Crack Propagation to the Bursting Behavior of Disks, Including Analytical and Experimental Studies", Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, Vol.80.
12. Paris, P.C., Gomez, M.P Anderson, W.P., (1961) "A rotational analytic, Theory of Fatigue, The trend in engineering" Vol.13 pp9-14.
13. Wells, A.A., (1961), "Unstable Crack Propagation in Metals Cleavage and Fast Structure", Proceedings of the Crack Propagation Symposium, Vol1, paper 84. Cranfield, UK.
14. Erdogan, F. and Sih, G. C., (1963), "On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear", Journal of basic engineering, ASME 85D.

15. Rice, J R., (1968), “A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks”, Journal of applied mechanics, Vol 35.
16. Strang G., Fix G. J., (1973) “An analysis of the finite element method”. Englewood Cliffs, N.J. Prentice-Hall.
17. Tan, C.L. & Fenner, R.T. (1980) “Stress intensity factors for semi-elliptical surface cracks in pressurized cylinders using the boundary integral equation method”, Volume 16, Issue 3, pp 233–245.
18. D.R.J. Owen, A.J. Fawkes. (1983) “Engineering fracture mechanics: numerical methods and applications”. Swansea, U.K. Pinerid
19. G. P. Nikishkov, S. N. Atluri. (1987) “Calculation of fracture mechanics parameters for an arbitrary three-dimensional crack, by the ‘equivalent domain integral’ method”. Volume 24, Pages 1801–1821.
20. Zhang W. U., Chen D. P., (1997), “The patch test conditions and some multivariable finite element formulations”, Int. J. Numer. Meth. Engng., 40.
21. O. C. Amezcua. P., (2013), “Investigación de accidentes aéreos”. Sociedad Española de Medicina Aeroespacial. Recuperado de <http://www.semae.es>
22. OACI, (2001), “Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Internacional”, Investigación de accidentes aéreos e incidentes de aviación.
23. Federal Aviation Administration, (2010) “Aviation Maintenance Alerts”, Advisory Circular 43-16A.
24. Federal Aviation Administration, (1988), “Lessons Learned From Civil Aviation Accidents”, Aloha Airlines Flight 243. Recuperado de: http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=20&LLTypeID=2
25. Federal Aviation Administration, (2002), “Lessons Learned From Civil Aviation Accidents”, China Airlines (CAL) Flight CI611. Recuperado de: http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=6&LLTypeID=2
26. The Seattle Times, “Southwest 737 fuselage ruptured in unlikely place”, Recuperado de: http://old.seattletimes.com/html/business/technology/2014685440_boeing05.html
27. National Transportation Safety Board, (2011), “Rapid Decompression Due to Fuselage Rupture, Southwest Airlines Flight 812”, NTSB Number: AAB-13-02, Recuperado de: <https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Pages/AAB1302.aspx>
28. Streit, R. & Finnie., (1980) “An experimental investigation of crack-path directional stability”. Journal Experimental Mechanics, vol. 20 No1, p.p 85-93

29. J.B Shaa, , J Sunb, Z.J Dengb, H.J Zhou. (1999) "Micro-crack tip fracture of commercial grade aluminum under mixed mode loading". Volume 31, P.p 119–130
30. Richard D. Young, Cheryl A. Rose and James H. Starnes, (2001). "Skin, Stringer, and Fastener loads in buckled Fuselage Panels". Jr. NASA Langley Research Center. Hampton, Virginia.
31. L. Lamberson, (2006), "Fatigue and fracture of thin metallic foils with aerospace applications", School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology
32. J. Bierbaum., P. Horst. (2010) "Crack propagation in Aluminum panels due to shear forced buckling". Institute of Aircraft Design and Lightweight Structures, Technische Universität Braunschweig, Herrmann-Blenk-Straße 35, 38108 Braunschweig, Germany.
33. Venkatesha B K, Prashanth K P & Deepak Kumar T. (2014) "Investigation of Fatigue Crack Growth Rate in Fuselage of Large Transport Aircraft using FEA Approach". Global Journals Inc. (USA). Volume 14
34. J.L. González. (1998), "Mecánica de fractura", Instituto Politécnico Nacional. 1ª ed.
35. Anglada G. M. J., Alcalá C. J.; Llanes P. L. M., (2002), "Fractura de materiales", Univ. Politèc. de Catalunya, ediciones UPC.
36. Anderson T. L., Taylor & Francis group, (2005) "Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications", 3rd Ed
37. Zdeněk P. Bažant, F. ASCE. (1984) "Size Effect in Blunt Fracture: Concrete, Rock, Metal". Journal of Engineering Mechanics. Vol. 110
38. Airy (1838). On the intensity of light in the neighbourhood of a caustic. Transactions of the Cambridge Philosophical Society,6, 379–402.
39. Hellan K., (1985), "Introduction to Fracture Mechanics".
40. D. Broek, (1986), "Elementary Engineering Fracture Mechanic, 4th ed., Martinus Nijhoff.
41. H. Tada, P. C. Paris and G. R. Irwin. (2002). The Stress Analysis of Cracks Handbook. ASME Press, New York.
42. F. C. Campbel. (2006) "Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials". Elsevier Science. ISBN-13: 978-1-85-617495-4
43. Ye, Lu, Su, & Meng, (2005) "Utility of composite structures on A380: materials distributions (weight breakdown)".
44. ASM, (1978), "Aerospace Specification Materials".

45. S. Yourkowski (2003) “777 Tour Facts Data”. University of Washington.
46. A.C. Jackson, M.C. Campion, and G. Pei. (1984), “Study on Utilization of Advanced Composites in Fuselage Structures of Large Transports”. NASA Report. 1984.
47. Federal Aviation Administration, (1996), “Advisory Circular 25-20: Pressurization, ventilation and oxygen Systems assessment for subsonic flight including high altitude operation”
48. Federal Aviation Administration, (2012), “Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe”. Vol. 2.
49. O. C. Zienkiewicz, (2007), “El método de los elementos finitos”, Editorial Reverté. España.
50. Pulido, H. G., & La, V. S. (2012). “Análisis y diseño de experimentos”. México D.F.: McGraw-Hill.
51. J. Eng, MD., (2003), Sample Size Estimation: How Many Individuals Should Be Studied?
52. ASTM E 399-09 “Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{IC} of Metallic Materials”.
53. I. Saucedo, (2002). “Análisis Numérico-Experimental de la Estabilidad de Propagación de Fractura Bajo Campos Biaxiales de Esfuerzos”. Instituto Politécnico Nacional. Mexico, D.F.
54. ANSYS, (2015), “Mechanical APDL Command Reference”, V. 16.2
55. J. L. Zapata, (2000) “Aplicación del Método del Elemento Finito para la modelación de propagación de fractura”, Instituto Politécnico Nacional. Mexico, D.F.
56. Minitab Inc., (2007). V. 15.1.30
57. ASTM E 1820-01, “Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness”.
58. K. G. Kumara, V. J. K. Silpaa, B.V.S.R. Vamsia, S. S. Bhadauriab. (2018), “Studies on the Critical Size of the Plastic Zone in Pure Mode-I and Mixed Mode (I/II) Fracture”, Department of Mechanical Engineering, Gudlavalleru Engineering College-521356, India.
59. D. Chakraborty, D. Chakraborty, & K. S. R. K. Murthy, (2018), “Determination of mixed mode (I/II) SIFs of cracked orthotropic materials”, Mechanical Engineering, Indian Institute of Technology Guwahati, 781039, India.

60. Amit K.Srivastava, P.K.Arora, HarishKumar. (2016), “Numerical and experimental fracture modeling for multiple cracks of a finite aluminum plate”, India.
61. R. W. Lewis. B. Koosha, (1999), “A mixed mode rock fracture model for the prediction of crack path”, Institute for Numerical Methods in Engineering, University of Wales, Swansea, Singleton Park, Swansea, SA2 8PP, U.K.

Apéndice 1

En este apartado se presentan los resultados de los parámetros de fractura K_I y K_{II} por medio del Método de Elementos Finitos, de los materiales AA7075-T6 y AA2024-T3, en los diferentes ángulos de grieta.

```
**** CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY FACTORS ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A HALF-CRACK MODEL WITH SYMMETRY BOUNDARY CONDITIONS
(USE 3 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:    35459    35463
35461
WITH NODE    35459 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER    1
EX =    0.10400E+08    NUXY =    0.33000    AT TEMP =
0.0000

**** KI =    26464.    ,    KII =    0.0000    ,    KIII =
0.0000    ****
```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA7075-T6 con 0 grados de inclinación

```
**** CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY FACTORS ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A FULL-CRACK MODEL (USE 5 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:    35400    35408
35409    35404    35403
WITH NODE    35400 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER    1
EX =    0.10400E+08    NUXY =    0.33000    AT TEMP =
0.0000

**** KI =    24414.    ,    KII =    3389.3    ,    KIII =
0.0000    ****
```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA7075-T6 con 15 grados de inclinación

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A FULL-CRACK MODEL (USE 5 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:   102003   102006
102007   102057   102056
      WITH NODE   102003 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER      1
EX =      0.10400E+08   NUXY =      0.33000   AT TEMP =
0.0000

****  KI =      24849.      ,   KII =      7290.5      ,   KIII =
0.0000      ****

```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA7075-T6 con 30 grados de inclinación

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A FULL-CRACK MODEL (USE 5 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:   35472   35476
35474   35507   35509
      WITH NODE   35472 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER      1
EX =      0.10400E+08   NUXY =      0.33000   AT TEMP =
0.0000

****  KI =      20603.      ,   KII =      9742.4      ,   KIII =
0.0000      ****

```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA7075-T6 con 45 grados de inclinación

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A HALF-CRACK MODEL WITH SYMMETRY BOUNDARY CONDITIONS
(USE 3 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:      35459      35463
35461
WITH NODE      35459 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER      1
EX =      0.10600E+08      NUXY =      0.33000      AT TEMP =
0.0000

****  KI =      30335.      ,      KII =      0.0000      ,      KIII =
0.0000      ****

```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA2024-T3 con 0 grados de inclinación

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A FULL-CRACK MODEL (USE 5 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:      35400      35408
35409      35404      35403
WITH NODE      35400 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER      1
EX =      0.10600E+08      NUXY =      0.33000      AT TEMP =
0.0000

****  KI =      34205.      ,      KII =      4748.5      ,      KIII =
0.0000      ****

```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA2024-T3 con 15 grados de inclinación

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A FULL-CRACK MODEL (USE 5 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:   102003   102057
102056   102006   102007
      WITH NODE   102003 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER      1
EX =      0.10600E+08   NUXY =      0.33000      AT TEMP =
0.0000

****  KI =      34612.      ,      KII =      10155.      ,      KIII =
0.0000      ****

```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA2024-T3 con 30 grados de inclinación

```

****  CALCULATE MIXED-MODE STRESS INTENSITY  FACTORS  ****

ASSUME PLANE STRESS CONDITIONS

ASSUME A FULL-CRACK MODEL (USE 5 NODES)

EXTRAPOLATION PATH IS DEFINED BY NODES:      35472   35507
35509   35476   35474
      WITH NODE      35472 AS THE CRACK-TIP NODE

USE MATERIAL PROPERTIES FOR MATERIAL NUMBER      1
EX =      0.10600E+08   NUXY =      0.33000      AT TEMP =
0.0000

****  KI =      25455.      ,      KII =      12037.      ,      KIII =
0.0000      ****

```

Factores K_I y K_{II} en prueba de AAA2024-T3 con 45 grados de inclinación