

# **ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**

## **FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

### **ANÁLISIS Y PREVENCIÓN DE FALLA POR FISURA EN EL FLAP DEL AVIÓN T-34 MEDIANTE LA MECÁNICA DE LA FRACTURA Y ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS PARA EL CIDFAE**

**PROYECTO PREVIO LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE  
INGENIERO MECÁNICO**

**REALIZADO POR:**

**TNTE. TEC. AVC. CIFUENTES ESPINOSA JUAN ELIAS**

**DIRECTOR: ING. VÍCTOR ANDRADE**

**CODIRECTOR: ING. PAÚL ANCHAPAXI**

**SANGOLQUI, 2005-08-11**

# CERTIFICACIÓN

Certifico que este trabajo fue realizado en su totalidad por el señor Tnte. Juan Elias Cifuentes Espinosa, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

---

Ing. Víctor Andrade  
DIRECTOR

---

Ing. Paúl Anchapaxi  
CODIRECTOR

Sangolquí, 2005-08-11

# **LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO**

**TÍTULO DEL PROYECTO:**

**ANÁLISIS Y PREVENCIÓN DE FALLA POR FISURA EN EL  
FLAP DEL AVIÓN T-34 MEDIANTE LA MECÁNICA DE LA  
FRACTURA Y ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS PARA  
EL CIDFAE**

**ELABORADO POR:**

---

**TNTE. JUAN CIFUENTES**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA**

---

**MAYO. BYRON SIERRA  
DECANO**

**Sangolquí, 2005-08-11**

## DEDICATORIA

Este trabajo lo dedico de manera especial a mi esposa Viviana porque me ha permitido ser padre de la más hermosa familia que haya soñado, gracias por todas las horas que les he quitado por mi profesión, pero ellos saben que tienen mis horas de sueños cuando me necesitan, con todo el amor y cariño.

A mis padres Juan y Rosa quienes con su ejemplo y sabiduría me formaron en la cultura del trabajo honesto y el esfuerzo continuo, para lograr la culminación exitosa de mi carrera.

Y a todos mis familiares y amigos en especial a Marco por su apoyo y confianza incondicional en las adversidades de cada día, gozando de los éxitos y alegrías que en nuestra profesión se presentan.

## **AGRADECIMIENTO**

Mi más sincero agradecimiento al Centro De investigación y Desarrollo CIDFAE, Centro de Mantenimiento Aeronáutico CEMA. En especial a todo el personal de Oficiales y Aerotécnicos que con su sabiduría y confianza contribuyeron para la ejecución de este proyecto.

De igual manera un profundo agradecimiento a la FUERZA AEREA ECUATORIANA por darme la oportunidad de superarme profesionalmente.

Mi gratitud y agradecimiento a los Srs. Ing. Víctor Andrade e Ing. Paúl Anchapaxi quienes colaboraron directamente con el desarrollo de este proyecto.

A mis padres un agradecimiento especial por su apoyo incondicional durante toda mi formación profesional.

Y a todas aquellas personas que de una u otra forma ayudaron a la exitosa culminación de este proyecto de grado.

# INDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	I
LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO.....	II
DEDICATORIA.....	III
AGRADECIMIENTO.....	IV
INDICE DE CONTENIDOS.....	V
TABLAS.....	VIII
FIGURAS.....	IX
NOMENCLATURA.....	XI
GLOSARIO.....	XIII
ANEXOS.....	XV
RESUMEN.....	XVI
<b>CAPÍTULO I.....</b>	<b>1</b>
INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 GENERALIDADES.....	1
1.2 OBJETIVOS.....	3
1.2.1 OBJETIVO GENERAL.....	3
1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	3
1.3 ALCANCE DEL PROYECTO.....	3
1.4 JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO.....	4
<b>CAPÍTULO II.....</b>	<b>5</b>
<b>MARCO TEÓRICO.....</b>	<b>5</b>
2.1 MECÁNICA DE LA FRACTURA.....	5
2.1.1 INTRODUCCIÓN.....	5
2.1.2 CONCEPTO.....	6
2.1.3 TRATAMIENTO DE GRIFFITH (MECÁNICA DE FRACTURA LINEAL).....	7
2.1.4 APLICACIONES.....	10
2.1.5 MÉTODOS DE ENSAYO.....	11
2.1.5.1 MEDIDA DE LA TENACIDAD EN RÉGIMEN ELÁSTICO LINEAL Y CONDICIONES DE DEFORMACIÓN PLANA Y CARGA ESTÁTICA.....	12
2.1.5.2 GEOMETRÍA DE LAS PROBETAS Y EXPRESIONES PERTINENTES PARA EL FACTOR DE INTENSIDAD DE TENSIONES.....	14
2.1.5.3 DIMENSIONES.....	15

2.1.5.4	CARACTERÍSTICAS EXIGIDAS A LA GRIETA .....	17
2.1.6	<i>PROPAGACIÓN DE GRIETAS POR FATIGA</i> .....	19
2.2	ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS .....	22
2.2.1	<i>INTRODUCCIÓN</i> .....	22
2.2.2	<i>CONCEPTO</i> .....	22
2.2.3	<i>MÉTODOS DE ENSAYO</i> .....	23
2.2.3.1	INSPECCIÓN VISUAL (V.T.).....	23
2.2.3.2	LÍQUIDOS PENETRANTES (P.T.).....	25
2.2.3.3	PARTÍCULAS MAGNÉTICAS (M.T.).....	28
2.2.3.4	ULTRASONIDO (U.T.).....	32
2.2.3.5	EDDY CURRENT (E.T.).....	35
2.2.3.6	RADIOGRAFÍA INDUSTRIAL (R.T.) .....	38
2.2.3.7	TERMOGRAFÍA (IR) .....	41
2.2.4	<i>APLICACIONES EN LA INDUSTRIA AERONÁUTICA</i> .....	44
2.3	PREVENCIÓN DE FALLAS POR FISURA.....	46
2.3.1	<i>FACTORES QUE AFECTAN A LA RESISTENCIA A LA FATIGA</i> .....	46
<b>CAPÍTULO III</b> .....		<b>49</b>
SIMULACIÓN DEL FLAP EN VUELO.....		49
UTILIZANDO SOFTWARE ADECUADO .....		49
3.1	<i>SOFTWARE ADECUADO PARA REALIZAR LA SIMULACIÓN DEL FLAP</i> .....	49
3.2	<i>CARGAS PARA LA SIMULACIÓN DEL FLAP DEL AVIÓN T34</i> .....	50
3.3	<i>DISEÑO DEL FLAP EN EL SOLIDWORKS CON EL COSMOSFLOWWORKS</i> .....	52
3.4	<i>RESULTADOS</i> .....	55
<b>CAPÍTULO IV</b> .....		<b>57</b>
CARACTERIZACION EXPERIMENTAL .....		57
4.1	<i>REVISIÓN DE NORMAS APLICABLES</i> .....	57
4.2	<i>ESTUDIO MICROESTRUCTURAL Y MACROESTRUCTURAL</i> .....	57
4.2.1	<i>MICROGRAFÍA</i> .....	58
4.2.2	<i>MACROGRAFÍA</i> .....	65
4.3	<i>CALIBRACIÓN DE EQUIPOS</i> .....	67
4.4	<i>CONSTRUCCIÓN DE PROBETAS</i> .....	71
4.5	<i>EJECUCIÓN DE ENSAYOS</i> .....	73
4.5.1	<i>MECÁNICOS</i> .....	73
4.5.2	<i>ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS</i> .....	80

<b>CAPÍTULO V .....</b>	<b>83</b>
ANÁLISIS DE RESULTADOS .....	83
5.1 LABORATORIO.....	83
5.2 SOFTWARE .....	88
<b>CAPITULO VI .....</b>	<b>91</b>
EVALUACIÓN ECONÓMICO – FINANCIERA .....	91
6.1 CONCEPTOS GENERALES.....	91
6.1.1 ANÁLISIS FINANCIERO Y ANÁLISIS ECONÓMICO .....	91
6.1.2 INDICADORES DE RENTABILIDAD.....	91
6.1.2.1 VALOR ACTUAL NETO (V.A.N).....	91
6.1.2.2 TASA INTERNA DE RETORNO (O TASA DE RENTABILIDAD) .....	92
6.1.2.3 RELACIÓN BENEFICIO/INVERSIÓN .....	92
6.1.2.4 EVALUACIÓN DE RIESGOS E INCERTIDUMBRES MEDIANTE ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD .....	92
6.1.2.5 PARTIDAS NO CUANTIFICABLES MONETARIAMENTE .....	93
6.1.2.6 COSTES.....	93
6.1.2.7 INGRESOS.....	93
6.2 ANÁLISIS FINANCIERO .....	95
6.3 ANÁLISIS ECONOMICO.....	96
6.4 EVALUACION DE RIESGOS E INCERTIDUMBRES MEDIANTE ANALISIS DE SENSIBILIDAD .....	96
6.5 SUPUESTOS A TENER EN CUENTA PARA LA REALIZACIÓN DE LOS ANÁLISIS.....	97
6.5.1 VALORES EN PRECIOS CONSTANTES.....	97
6.5.2 PERIODO DE LA VIDA DE LA INVERSIÓN .....	97
6.5.3 ACTUALIZACIÓN DE LOS INGRESOS NETOS Y DE LA INVERSIÓN. ...	97
6.5.4 AÑO BASE .....	97
<b>CAPITULO VII .....</b>	<b>100</b>
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....	100
7.1 CONCLUSIONES.....	100
7.2 RECOMENDACIONES .....	101
<b>REFERENCIAS .....</b>	<b>103</b>
1 BIBLIOGRÁFICAS.....	103
2 PUBLICACIONES NO PERIODICAS.....	103



## TABLAS

Tabla 3-1 : Datos para dibujar los perfiles aerodinámicos del flap.....	52
Tabla 4-1 : Componentes químicos y tiempos de ataque para las muestras de aluminio utilizadas en los ensayos microestructurales. ....	62
Tabla 4-2 : Datos obtenidos en el ensayo de flexión en la probeta longitudinal. ....	74
Tabla 4-3 : Datos obtenidos en el ensayo de tracción en la probeta compacta. ....	75
Tabla 4-4 : Parámetros típicos de fractura (libro Introducción a la mecánica de fractura). ....	76
Tabla 4-5 : Medidas de profundidad de las grietas de las probetas. ....	80
Tabla 6-1 : Análisis y Cálculos.....	97

## FIGURAS

Figura 2-1 Placa de experimentación donde se indican los puntos de tensiones mayores .....	8
Figura 2-2: Diversas formas de probetas para fractura mecánica .....	11
Figura 2-3 : Tres modos básicos de fractura: a) Modo I o de abertura, b) Modo II o de deslizamiento, c) Modo III o de desgarre. ....	12
Figura 2-4 : Curva crítica de crecimiento de grieta de fatiga .....	20
Figura 2-5: Ubicación del observador con respecto a la superficie inspeccionada y la luz aplicada a esta. ....	24
Figura 2-6 : Aplicación de líquido penetrante a una costilla del flap del avión T-34 como ensayo de este método. ....	26
Figura 2-7 : Aplicación de partículas magnéticas a un banco de calibración (NDI-FAE). ....	29
Figura 2-8 : Equipo para método de partículas magnéticas (fuente de poder, cables de conexión, terminales, bobina y lámpara). ....	30
Figura 2-9 : Forma de conducción de las partículas magnéticas aplicadas a la superficie inspeccionada. ....	31
Figura 2-10 : Unidad de Ultrasonido. ....	33
Figura 2-11 : Generación de la señal de ultrasonido y forma de conducción a través de los transductores. ....	35
Figura 2-12 : Proceso de generación de la corriente Eddy. ....	36
Figura 2-13 : Aplicación de Radiografía a la piel de un Avión de transporte. ....	38
Figura 2-14 : Forma de aplicación del método de radiografía. ....	40
Figura 2-15 : Tubos encapsulados con multiplicadores de iluminación separados(net). ....	42
Figura 2-16 : Cámara infrarroja para termografía (net). ....	43
Figura 03-1: Vistas del avión T-34. (ref. Manual de mantenimiento) .....	51
Figura 3-2 : Perfil aerodinámico grande realizado en autocad con los datos de la tabla. ....	53
Figura 3-3: Perfil aerodinámico pequeño realizado en autocad con los datos de la tabla. ....	53
Figura 3-4 : Vista de las diferentes costillas y vigas que forman parte del flap del avión T34 C1(realizado en solidworks). ....	54
Figura 3-5 : Vista del flap incluida la piel del avión T34 C1 (solidworks). ....	55
Figura 3-6 : Análisis del flap en el software Cosmosfloworks. ....	56
Figura 4-1 : Corte de las probetas utilizando la rápida (taller de estructuras CIDFAE) .....	59
Figura 4-2 : Utilización del taladro de precisión para elaboración de agujeros en las muestras (laboratorio de máquinas y herramientas CEMA). ....	60
Figura 4-3 : Medición Del tamaño de grano con el Software implementado en el laboratorio de metalurgia (ESPE). ....	63
Figura 4-4 : Imagen binarizada para observar los granos de la aleación de aluminio. ....	64
Figura 4-5 : Histograma de distribución de partículas. ....	64

Figura 4-6 : Calibración de la máquina de ensayos universales (laboratorio de resistencia de materiales). .....	68
Figura 4-7 : Máquina de ensayos universales calibrada (laboratorio de resistencia de materiales). .....	70
Figura 4-8 : Corte del tocho de aluminio de planchas según especificaciones de las normas (laboratorio de máquinas y herramientas CEMA). .....	71
Figura 4-9 : Probeta compacta para ensayos de mecánica de fractura con dimensiones de acuerdo al anexo E.....	72
Figura 4-10 : Probeta longitudinal para ensayos de mecánica de fractura con dimensiones de acuerdo al anexo E.....	73
Figura 4-11 : Forma de la microestructura en el aluminio experimentado luego de ser fisurado (MBE-ESPE). .....	79
Figura 4-12 : Probetas aplicadas líquidos penetrantes en luz ultravioleta (laboratorio de NDI Ala No. 12). .....	80
Figura 4-13 : Probeta longitudinal, vista superior de la fisura (laboratorio de NDI Ala No. 12). .....	81
Figura 4-14 : Probeta compacta aplicada tintes penetrantes, vista superior de la fisura (laboratorio de NDI Ala No. 12).....	82
Figura 5-1 : Tamaño de grano obtenido en el laboratorio de Metalurgia del Al 6061T4 del flap del avión T34 C1. ....	83
Figura 5-2 : Se puede observar como se forman las estrías al aplicar cargas cíclicas en el Aluminio (MBE-ESPE). .....	86
Figura 5-3 : Se puede observar las cavidades (dimples) en el Aluminio fracturado (MBE-ESPE). .....	87
Figura 5-4 : Análisis del flap con el cosmosFlowworks.....	88
Figura 5-5 : Análisis de la probeta longitudinal en Cosmos.....	89
Figura 5-6 : Análisis de la probeta Compacta en Cosmos. ....	90

## NOMENCLATURA

<b>G<sub>f</sub></b> .....	Energía de fractura
<b>K<sub>IC</sub></b> .....	Factor crítico de intensidad de tensiones
<b>P</b> .....	Máxima carga
<b>v</b> .....	Abertura de la entalla
<b>a</b> .....	Longitud de la grieta
<b>B</b> .....	Espesor de las probetas
<b>W</b> .....	Mitad de la longitud
<b>S</b> .....	Separación entre los apoyos
$f(a/W)$ .....	Factor geométrico adimensional
<b>K<sub>Q</sub></b> .....	Intensidad de tensiones condicional
<b>K<sub>I</sub></b> .....	Intensidad de tensión
<b>K<sub>C</sub></b> .....	Tenacidad a la fractura de un material
<b>s<sub>y</sub></b> .....	Límite elástico
<b>N<sub>f</sub></b> .....	Es el número de ciclos de fallo.
<b>N<sub>i</sub></b> .....	Es el número de ciclos para que se inicie la grieta.
<b>N<sub>d</sub></b> .....	Es el número de ciclos de dañado.
<b>N<sub>F</sub></b> .....	Número de ciclos correspondiente a la fractura del material
<b>V.T.</b> .....	Inspección visual
<b>P.T.</b> .....	Líquidos penetrantes
<b>M.T.</b> .....	Partículas magnéticas
<b>U.T.</b> .....	Ultrasonido
<b>E.T.</b> .....	Eddy Current
<b>R.T.</b> .....	Radiografía Industrial

<b>Rc</b> .....	Dureza de un material
<b>VIM</b> .....	Valor de magnitud
<b>DAC</b> .....	Técnica de umbral
<b>AVG</b> .....	Altura de registro
<b>MBE, SEM</b> .....	Microscopio de barrido electrónico
<b>TEM</b> .....	Microscopio electrónico de transmisión
<b>STEM</b> .....	Microscopio de barrido electrónico y transmisión
<b>EDX</b> .....	Microscopio de barrido con microanalizador
<b>Al</b> .....	Aluminio
<b>V.A.N.</b> .....	Valor actual neto
<b>TIR</b> .....	Tasa interna de retorno
<b>CEMA</b> .....	Centro de Mantenimiento Aeronáutico
<b>CIDFAE</b> .....	Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE

## GLOSARIO

**Fuselaje.**- Piel de una aeronave.

**Ensayos destructivos.**- Prácticas con materiales, destruyendo estos para toma de datos.

**Ensayos no destructivos.**- Métodos que permiten ensayar materiales, piezas y componentes sin destruirlos.

**Preparación superficial.**- Limpieza con un paño o tratando con productos químicos para poder mostrar los detalles de una superficie.

**Inspección visual.**- Proceso de usar el ojo, solo o en conjunto con varias ayudas (Ej., luces, espejos y lupas).

**Líquidos Penetrantes.**- Líquidos químicos usados para inspección en superficies.

**Partículas magnéticas.**- Partículas magnéticas aplicadas para detectar grietas y otras discontinuidades en un tipo de superficie.

**Ultrasonido.**- Método que usa ondas legítimas de longitud de onda corta y la frecuencia alta para descubrir fallas, discontinuidades o medida de espesor de un material.

**Eddy Current.**- Es una técnica electromagnética y sólo puede usarse en los materiales conductivos.

**Radiografía industrial.**- Permite obtener información sobre la macroestructura interna de una pieza o componente.

**Termografía.**- cámara infrarroja es usada para monitorear el comportamiento de la temperatura de la superficie de la parte (la superficie de la parte es a menudo calentada usando lámparas de destello).

**Cementación y nitruración.**- tratamiento superficial que aumenta la resistencia a la fatiga, se hacen para endurecer al material.

**Propulsión.**- Empuje de un mecanismo.

**Performance.**- Características de maniobrabilidad en vuelo de una aeronave.

**Micrografía.**- Es la observación de la superficie de un metal pulida y atacada convenientemente.

**Macrografía.**- Técnica utilizada para analizar las superficies metálicas, siendo previamente éstas preparadas o no, sin la ayuda de instrumentos ópticos con gran poder de agrandamiento.

## **ANEXOS**

ANEXO A	PÁGINAS DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO AVIÓN T-34.
ANEXO B	CARACTERISTICAS DE LAS ALEACIONES DE ALUMINIO.
ANEXO C	NORMA ASTM D256
ANEXO D	NORMA ASTM E1417
ANEXO E	NORMA ASTM E399
ANEXO F	HOJA TÉCNICA DE CALIBRACIÓN DE LA MÁQUINA DE ENSAYOS UNIVERSALES (ESPE)
ANEXO G	DIAF FORM PA002 VALOR DE UN FLAP (2004)
ANEXO H	GRÁFICA CON DIMENSIONES DE LA PROBETA DE PLEGADO
ANEXO I	ENSAYOS DE LAS PROBETAS EN COSMOS



## RESUMEN

Si bien el uso de aluminio en nuestros días esta quedando de lado en el mundo, muchas de las partes en aeronaves que posee la Fuerza Aérea Ecuatoriana están en su totalidad compuestas de aleaciones de aluminio.

En el momento de requerir su utilización no se requiere de nuevos procedimientos, pero si de consideraciones que se basen en datos al momento de realizar modificaciones.

Para el montaje de las pieles en el flap del avión T-34, se deberá tomar en cuenta los datos obtenidos de los estudios en este proyecto, de esta forma complementar con nuevos estudios que puedan indicarnos si se puede o no combinar con nuevos materiales sin que la aerodinámica del avión sufra cambio alguno.

Esta investigación tiene por objeto determinar un valor cercano de el factor crítico de intensidad de tensiones del aluminio 6061 T4, del cual se encuentra compuesto el flap del avión T-34, avión usado en entrenamiento de nuestros cadetes en la Escuela Superior Militar de Aviación. Se utiliza mecánica de fractura en conjunto a los ensayos no destructivos para mejores resultados.

En este año se ha visto la necesidad de la Fuerza Aérea de realizar la modernización de la flota de aviones T-34, mismo que será realizado dentro de nuestra Industria Aeronáutica (DIAF), dentro del proyecto se encuentra el cambio de pieles de la aeronave estando inmerso en esto el flap del avión para el cual se tomará en cuenta el estudio de mecánica de fractura del material del mismo como es el Aluminio 6061.

El estudio de la mecánica de fractura en conjunto con ensayos no destructivos y la constante investigación nos ayudará a que el resto de aeronaves de nuestra flota de entrenamiento o combate se pueda realizar los trabajos de cambio de piel en nuestra industria Aeronáutica.

# **CAPÍTULO 1**

## **INTRODUCCIÓN**

### **1.1 GENERALIDADES**

Al principio, los fuselajes de los aviones estaban contruidos a base de madera y lona, que evolucionaron posteriormente por componentes estructurales metálicos. Las aleaciones de aluminio se han utilizado mucho debido a su ligereza y a su gran resistencia. Por esta razón la aleación de aluminio es uno de los productos más importantes en la construcción industrial aeronáutica, el transporte aéreo constituye el segundo gran mercado. Muchos aviones comerciales y militares están hechos casi en su totalidad de aleaciones de aluminio. Un gran ejemplo es que podemos encontrar estas aleaciones en: motores de aeroplanos, estructuras, cubiertas y trenes de aterrizaje e interiores; a menudo cerca de 80% del peso del avión es de aluminio.

En la FUERZA AEREA tenemos nuestras flotas de aviación desde hace aproximadamente 75 años y los que están en operatividad desde hace 30, en estos últimos se han realizado modificaciones con aprobación de las casas comerciales internacionales de aviación. Debido al tiempo de vida de las aeronaves por ende de sus materiales (Aleaciones de aluminio) y uso de los mismos, las aleaciones de aluminio que como ya dijimos anteriormente es un gran porcentaje del avión han venido presentando ciertas fisuras (grietas) en ciertos lugares del fuselaje, estructuras de los flaps, trenes de aterrizaje y otros. Pues estas razones y debido al presupuesto cada vez más recortado para las instituciones militares han hecho que el centro de investigación de la FAE busque un método mas rápido, y eficaz para lo cual se debe investigar el comportamiento de las fisuras en probetas elaboradas, cálculos y software de las aleaciones de aluminios utilizados para estas reparaciones estructurales que permitan ver y concluir de manera real el comportamiento de estos materiales llegando a poseer una aplicación antes de realizar cualesquier otro tipo de trabajo apoyándonos en los datos obtenidos para utilizar el tipo de aluminio adecuado.

La necesidad de los Centros de Mantenimiento de la Fuerza Aérea de tener un medio de respaldo científico para realizar las correcciones o trabajos de las fisuras presentadas en los materiales (Aleaciones de Aluminio), estableciendo una metodología que permita realizar un pronóstico de la trayectoria de propagación de las fisuras (grietas), de acuerdo a la dirección de los esfuerzos bajo los cuales este sometido la parte afectada, respaldándonos en los ensayos de mecánica de la fractura con las probetas desarrolladas.

Es importante mencionar que las fisuras pueden ser identificadas a través de técnicas de ensayos destructivos o por simple observación. El conocer el posible comportamiento de los aluminios utilizados para las reparaciones estructurales en probetas elaboradas llegando a provocar las fisuras en el laboratorio permitirá mejorar los estándares de seguridad y en muchos de los casos ayudará a disminuir el crecimiento de las mismas a través de técnicas de taller cumpliendo así la vida útil de la parte afectada por las fisuras (grietas).

La adaptación de este método de investigación debe ser a las necesidades reales dentro de nuestros hangares y centros de investigación, aplicando a nuestras probetas los diferentes esfuerzos que pudieren presentarse ya en la estructura de la aeronave además de: la rapidez, eficiencia y seguridad, para resolver los problemas de fisuras que tendremos en las partes estructurales corregidas en aviones, debido a los distintos comportamientos de los diferentes aleaciones de aluminio utilizados para estos trabajos, mismos que se presenten tanto en tierra como en vuelo, así los problemas de comportamiento de propagación de fisuras serán resueltos de acuerdo al tipo de aluminio utilizado en sus partes y resultados obtenidos con nuestros ensayos, cálculos matemáticos y software utilizado, para reparar de ser el caso ya en la vida real será separado la parte con fisuras y se aplicará las correcciones para volver a colocarla, o si los datos de investigación lo dicen deberá ser reemplazadas por otra pieza de iguales características, así debemos en nuestras investigaciones analizar y crear la base de datos anotando las características de la fisuras presentadas en los ensayos con las probetas tanto en el laboratorio como con el software, además permite promover la seguridad en la utilización de los

materiales de aluminios para realizar los trabajos de acuerdo a los resultados obtenidos en los ensayos.

## **1.2 OBJETIVOS**

### **1.2.1 OBJETIVO GENERAL**

Obtener valores cercanos del factor crítico de intensidad de tensiones en el aluminio 6061 T4, del cual se encuentra fabricado el flap del avión T34; desarrollando muestras y probetas adecuadas bajo distintas configuraciones que serán sometidos a pruebas de resistencia mecánica con ensayos destructivos

### **1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- I. Simular el flap del avión T-34 en vuelo en un software adecuado.
- II. Determinar el método experimental de falla por fisura.
- III. Análisis de resultados de laboratorio con los del software utilizado para la simulación del flap.

## **1.3 ALCANCE DEL PROYECTO**

Desarrollar probetas adecuadas para mecánica de fractura de acuerdo a las normas encontradas y utilizando ensayos destructivos en la máquina de ensayos universales disponibles en el laboratorio de resistencia de materiales ESPE y no destructivos en el laboratorio de NDI del CEMA, obteniendo valores cercanos a la realidad y aplicables para realizar los trabajos de corrección o reemplazo de piezas afectadas por fisuras en el flap del avión t34 y en otros flaps de aeronaves compuestos por el mismo material.

La presente investigación tendrá una influencia de carácter directo en los trabajos de hangares, laboratorios de Ingeniería y Mantenimiento de la Fuerza Aérea siendo apoyado por el Dpto. de NDI (Ensayos No destructivos).

## **1.4 JUSTIFICACIÓN DEL PROYECTO**

Los factores que intervienen en una planificación de mantenimiento representan el conjunto de realidades de una situación determinada, los que obligan a concienciar a los Comandantes de los diferentes Repartos de la Fuerza Aérea que es imposible de que todos los aviones orgánicos de la unidad estén permanentemente operativos.

Los medios aéreos siempre se encuentran en un porcentaje de disponibilidad (90 % es un magnifico indicador) debido a las necesidades de mantenimiento programado y no programado.

Una fisura en una parte estructural o en cualesquier otro sitio, puede hacer que el mantenimiento sea no programado y por tanto pararía las operaciones de vuelo de la aeronave en cuestión. El trabajo de control de la fisura con nuestra investigación busca que este se realice con la brevedad y eficiencia que permitan corregir a tiempo posibles fallas del material afectado, sea esto a través del reemplazo de la parte afectada o mediante la reparación de la misma teniendo siempre presente el factor de seguridad que demandan los materiales de aviación; y con esto poder retornar a la brevedad posible las aeronaves afectadas por fisuras a la operatividad.

## **CAPÍTULO 2**

### **MARCO TEÓRICO**

#### **2.1 MECÁNICA DE LA FRACTURA**

##### **2.1.1 INTRODUCCIÓN**

A través de los tiempos la aplicación de los materiales en ingeniería ha confrontado a la humanidad con problemas de difícil solución. En las edades del bronce y del hierro tales problemas provenían de las dificultades inherentes a la producción y conformado de ambos materiales. Muchos siglos después el conformado de los materiales metálicos seguía siendo extremadamente laborioso y costoso.

Al mejorar las técnicas de producción y conformado aumentó la utilización de los materiales metálicos como elementos estructurales. Con su utilización generalizada en el siglo pasado, se produce un espectacular aumento del número de fallos con las consiguientes pérdidas en vidas humanas y bienes materiales. El fallo de estas estructuras obedecía a deficiencias del material y/o deficiencias de diseño.

Aunque las mejoras experimentadas en los métodos de producción y el desarrollo y la aplicación de las técnicas de control de calidad contribuyeron de forma importante a corregir las primeras, los fallos catastróficos siguieron produciéndose. Con el advenimiento de la construcción soldada, particularmente propensa a experimentar roturas catastróficas, muchos de los daños se han producido con frecuencia a un nivel de tensiones relativamente bajo, aumentando la propensión a este bajo con bajas temperaturas y en régimen triaxial de tensiones.

Desde estas fechas se han realizado grandes esfuerzos encaminados a definir los parámetros microestructurales que afectan a la resistencia del

material a la fractura, y a establecer las condiciones que determinan la propagación "frágil" dando en ingeniería un sentido de presentes grietas en el material. Este segundo aspecto constituye el área de trabajo de la mecánica lineal de la fractura, aplicada inicialmente a los aceros de alta resistencia, cuya fractura "frágil" apenas requiere deformación plástica, y en proceso de adaptación a otros materiales en los que la fluencia plástica generalizada precede a la fractura.

Las pequeñas grietas a que se hace referencia se producen a causa del régimen de cargas alternadas que generalmente opera durante el servicio de la estructura, o bien como consecuencia de acción combinadas de las cargas alternadas que generalmente opera durante el servicio de la estructura, o bien como consecuencia de la acción combinada de las cargas y de un ambiente agresivo. El crecimiento de estas grietas, tanto más rápido cuanto mayor es el tamaño alcanzado por la grieta lleva consigo una disminución de la "resistencia residual" de la estructura con el tamaño de la grieta, el tamaño de grieta crítico, y la velocidad de crecimiento de la grieta, para un estado de tensiones de servicio prefijado, y criterios de control que permitan contrastar la validez de tales predicciones.

### **2.1.2 CONCEPTO**

La teoría básica de la cual emana la mecánica de la fractura tiene su origen en el trabajo publicado por Griffith en 1921. Se trata, por tanto, de una disciplina nacida a principios del siglo XX y que se ha desarrollado rápidamente en las últimas décadas, partiendo de una fuerte base teórica hasta alcanzar importantes aplicaciones prácticas. Su objetivo primordial es determinar las combinaciones críticas de tres variables relativas a un componente o estructura: la tensión aplicada, el tamaño de los defectos que contiene y la tenacidad de fractura del material.

**FRACTURA.-** Es la separación de un sólido bajo tensión en dos o más piezas. En particular, para diferenciar los tipos de fractura que existen, se puede definir claramente, si consideramos el fenómeno en el extremo de la grieta que posea el cuerpo, en dos grupos:

- Fractura Dúctil es aquella que progresa como consecuencia de una intensa deformación plástica asociada al extremo de la grieta.
- Fractura Frágil es aquella que se propaga con muy poca deformación plástica en el vértice de la grieta.

Es obvio que en la práctica es muy difícil establecer un límite preciso entre ambos tipos de fractura; sin embargo, desde el punto de vista ingenieril es importante caracterizar si la fractura se produce de manera rápida o lenta.

La fractura rápida se caracteriza por la propagación inestable de una fisura en una estructura, pero este tipo de fractura puede o no estar precedida de una propagación lenta de la fisura. Así en la mayoría de los casos de fallas de estructuras estas fueron iniciadas por esfuerzos aplicados inferiores a los de diseño. Esto contribuyó al carácter catastrófico de tales fallas y llevó a que ellas fueran consideradas en general como fracturas frágiles.

En cambio, la fractura lenta se caracteriza por una propagación estable de la fisura y que para su crecimiento requiere de un incremento continuo de las cargas aplicadas.

### **2.1.3 TRATAMIENTO DE GRIFFITH (MECÁNICA DE FRACTURA LINEAL)**

En 1913 C. E. Inglis estudió la rotura de placas con agujeros en su interior a las que sometía a estiramientos por sus bordes.

Se trataba de analizar las tensiones que aparecían al estirar una placa infinita con un agujero elíptico en su interior considerablemente menor que el tamaño de la placa.

Tras experimentar con distintas placas y agujeros, Inglis se dio cuenta de que en los bordes de estos (punto A de la figura) las tensiones eran mayores de lo esperado y de que no era la forma del agujero lo que caracterizaba la rotura, sino la longitud de la elipse que era perpendicular a la carga y la magnitud del



radio de curvatura al final del agujero. El más largo de los agujeros (con eje mayor de la elipse más larga) y con el más pequeño radio de curvatura estaba sometido a las tensiones más altas.

Griffith propuso la primera explicación para la discrepancia entre resistencia teórica y real de materiales totalmente frágiles.

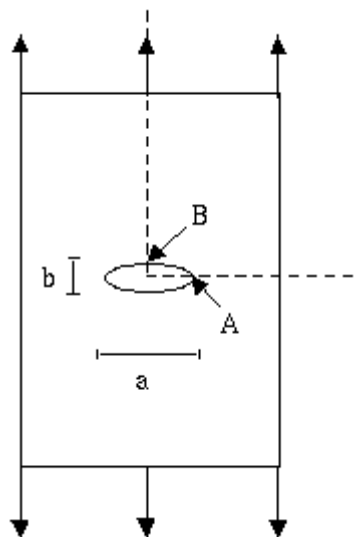
$$\sigma_m \cong 2\sigma\sqrt{\rho} \quad \sigma_m = \sigma_a \left(1 + 2\frac{a}{b}\right) \quad (1)$$

$\sigma_m$  = Esfuerzo máximo

$a$  = la mitad de la fisura interior

$\rho$  = radio curvatura del eje

$\sigma$  = esfuerzo de tensiones perpendicular a la fisura



**Figura 2-1 Placa de experimentación donde se indican los puntos de tensiones mayores**

Más tarde, en 1920, A.A. Griffith llevó más allá el trabajo de Inglis. Griffith pensó de nuevo sobre el problema de la placa bajo tensión, pero él 'estiró la elipse' para convertirla en una grieta (fisura). Griffith hizo una serie de experimentos sobre alargamiento hasta la rotura de alambres con y sin fallas, comprobando que en los alambres defectuosos la rotura era más rápida debido a que las tensiones incrementaban su magnitud hasta el triple o cuádruple.

De la misma manera experimentó sobre placas pequeñas de vidrio, estiradas a tracción, con una grieta en su interior, perpendicular a la carga. Así determinó que las tensiones al final de la grieta eran muy altas y la grieta debilitaba el vidrio significativamente.

A partir de estas pruebas concluyó que los materiales que están fracturados, no importa lo pequeña que sea esa fractura, actúan de manera muy diferente a los que no tienen grietas.

Griffith también introdujo la noción de fuentes y sumideros de energía en la propagación de las grietas. Dijo que para que una grieta pudiera crecer, era necesario tener suficiente energía potencial en el sistema para crear la nueva superficie de rotura. En definitiva una fractura será inestable si la energía de relajación desarrollada por la fractura (al crecer la grieta existe un área a su alrededor que se relaja de las tensiones) es mayor que aquella necesaria para crear una nueva superficie de fractura.

La resolución del problema de estabilidad planteado anteriormente en términos de energía, conlleva a la definición de una tensión crítica para la cual una grieta de longitud dada comienza su proceso crítico de expansión; o bien de otra manera a una longitud de grieta crítica -longitud crítica de grieta de Griffith- para una tensión dada, de manera que si dicha longitud no es superada, la grieta no continuara su proceso de rotura.

En síntesis la teoría formulada por Griffith en 1921 – 1924, su hipótesis básica es que la fractura se produce en un solo punto el resto elástico. También existe una singularidad de tensiones "crack tip" también dice que el criterio de resistencia no se puede aplicar debido a la singularidad.

Para la formación de la fisura se necesita una cierta cantidad de energía por unidad de volumen y unidad de ancho de la superficie de fractura.

La energía de fractura es una propiedad del material: energía de fractura  $G_f$ .

#### **2.1.4 APLICACIONES**

Todos los componentes de aplicación en ingeniería están sometidos, en mayor o menor grado, a procesos de fatiga y fractura. La fractura de los materiales es un fenómeno que comenzó a cobrar importancia a partir de la revolución industrial, cuando se inició la producción de grandes máquinas y estructuras metálicas.

De las consideraciones anteriores se desprende que la aplicación de la mecánica de la fractura resulta fundamental para el diseño de componentes, la planificación de inspecciones en servicio y, en general, para una utilización segura de los materiales en ingeniería.

Actualmente la Mecánica de la Fractura es de gran importancia y se utiliza en el diseño y comprobación de todo tipo de estructuras (presas, barcos, engranajes, etc.) especialmente mediante la ayuda de métodos numéricos como la simulación por elementos finitos.

Así en la mayoría de los casos de fallas de estructuras estas fueron iniciadas por esfuerzos aplicados inferiores a los de diseño. Esto contribuyó al carácter catastrófico de tales fallas y llevó a que ellas fueran consideradas en general como fracturas frágiles.

Se hace referencia a las aplicaciones de la Mecánica de Fractura en componentes aeronáuticos, plantas nucleares, sistemas de tuberías y recipientes a presión, obra civil y plantas industriales; resultando de interés particular la aportación de esta tesis, por el desconocimiento de ese tema, particularmente en países como Ecuador, que son en principio importadores de estas tecnologías.

En Barcos serias fallas como la fractura completa de la cubierta y planchaje de la quilla ocurrieron en alrededor de 250 buques. Este número no incluye las causas como resultado de los daños de guerra o causas externas como son varadas o colisiones. Alrededor de 20 buques se partieron en dos o debieron ser abandonados por haberse encontrado una falla estructural masiva.

## 2.1.5 MÉTODOS DE ENSAYO

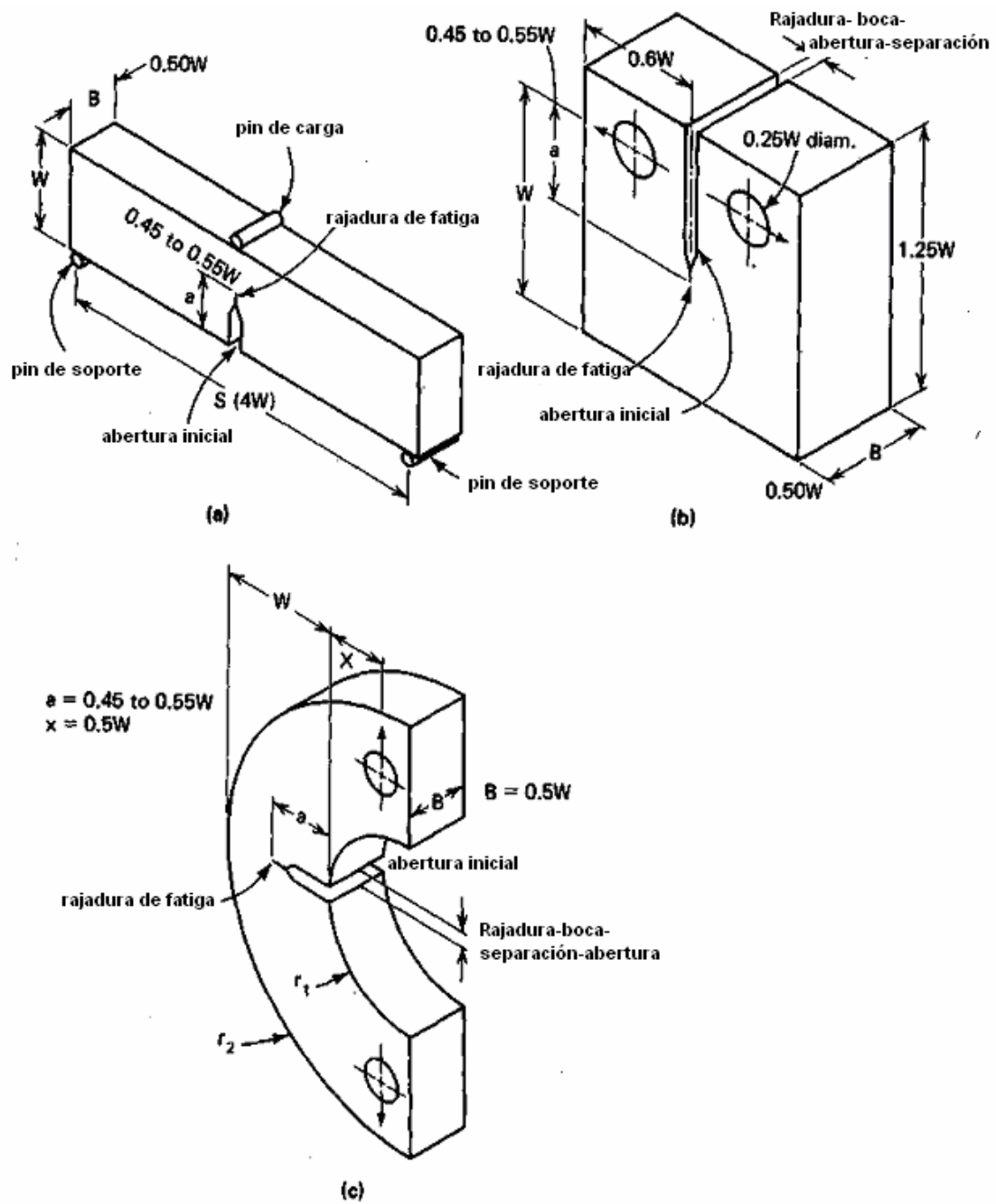
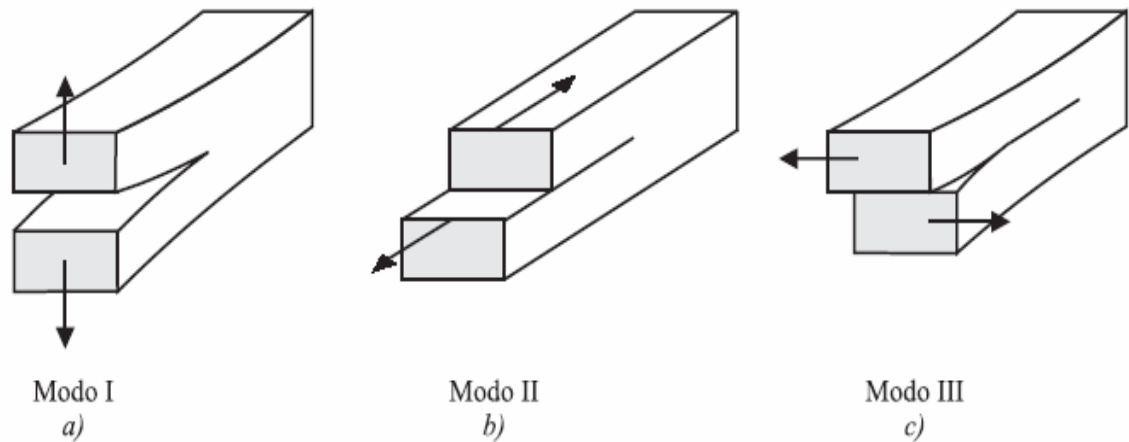


Figura 2-2: Diversas formas de probetas para fractura mecánica

## Modos básicos de fractura



**Figura 2-3 : Tres modos básicos de fractura: a) Modo I o de apertura, b) Modo II o de deslizamiento, c) Modo III o de desgarre.**

Un cuerpo fisurado puede ser sometido a cualquiera de estos tres modos, o combinación de dos o tres de ellos, siendo el modo I el más importante, especialmente en los sólidos frágiles, ya que una grieta en un material de esta naturaleza tiene tendencia a buscar la orientación que minimiza la tensión de corte.

### 2.1.5.1 Medida de la tenacidad en régimen elástico lineal y condiciones de deformación plana y carga estática.

$K_{IC}$ , el factor crítico de intensidad de tensiones en modo I (apertura a tracción perpendicular a los bordes de la grieta) y deformación plana en condiciones de carga estática es, con mucho, la medida más importante de la tenacidad de un material, por dos razones:

- En esas condiciones ocurren la mayoría de las roturas catastróficas en la práctica.
- Representa un valor mínimo de la tenacidad del material cargado estáticamente y, por tanto, permite el diseño con la máxima seguridad de estructuras para las que no se prevén cargas dinámicas.

Consecuentemente, se han dedicado muchos esfuerzos a la determinación de unos criterios que garanticen, en ensayos sencillos y reproducibles, la obtención de las condiciones previstas por la definición de  $K_{IC}$ . Estos esfuerzos han conducido a la adopción por ASTM de la norma E399 Anexo E, para un método de medida de  $K_{IC}$ , norma que es actualmente de aceptación general.

En principio, cualquier probeta agrietada para que pudiera calcularse el factor de intensidad de tensiones en función de la carga externa aplicada sería apropiada para la determinación experimental de  $K_{IC}$  siempre que al alcanzarse la carga crítica de propagación de la grieta se cumplieran las condiciones de deformación plana y el análisis elástico lineal de tensiones siguiera siendo aplicable. La experiencia acumulada previamente a la redacción de la norma ASTM permite asegurar que si se siguen sus recomendaciones, que pueden parecer muy prolijas, esas condiciones se dan en el ensayo y el valor de  $K_{IC}$  obtenido es verdaderamente una propiedad del material.

Este método consiste en la tracción o plegado (con tres puntos de apoyo) de probetas con un borde entallado agrietadas previamente a fatiga. Durante el ensayo ha de obtenerse un registro continuo de la carga,  $P$ , en función de la abertura de la entalla,  $v$ . la carga mínima que da lugar a una extensión significativa medible de la grieta (determinada a partir del diagrama carga abertura de la entalla) se considera la carga crítica y el  $K_{IC}$  se calcula a partir de esta carga mediante las ecuaciones pertinentes, desarrolladas a partir de un análisis elástico lineal aplicado a la geometría específica de las probetas normalizadas.

La validez del valor  $K_{IC}$  determinado ha de comprobarse a posteriori; el tamaño de probeta empleado debe ser superior a un tamaño mínimo función del  $K_{IC}$  del material y de su límite elástico; la validez de un ensayo no puede pues garantizarse de antemano aun cuando se cumplan rigurosamente todas las instrucciones previas al ensayo contenidas en la norma: geometría de la probeta, agudeza, tamaño y orientación de la grieta, velocidad de carga, etc.

### 2.1.5.2 Geometría de las probetas y expresiones pertinentes para el factor de intensidad de tensiones

En la figura 2.2 se muestra las geometrías de las probetas normalizadas, más usuales.

En esos casos, el valor nominal de la longitud de la grieta,  $a$ , es igual al espesor de las probetas,  $B$ , mitad de la longitud,  $W$  ( $0.45 W \leq a \leq 0.55W$ ,  $B=0.5W$ ).

La carga de la probeta de tracción conocida como “probeta compacta”, se hace a través de pasadores, con mordazas de horquilla, que permiten la rotación de la probeta durante la carga.

Los apoyos de la probeta de plegado están separados  $S = 4W$  y la carga se aplica en el punto medio, en el lado opuesto a la entalla. El esfuerzo de carga y las reacciones en los apoyos se aplican a la probeta a través de rodillos cuyo diámetro ha de ser superior a  $W/4$ .

Expresiones validas para el cálculo del factor de intensidad de tensiones para las probetas de la geometría descrita en régimen elástico son:

Probeta de tracción compacta

$$K_I = \left( P / BW^{1/2} \right) \cdot f(a/W)$$

$$f(a/W) = \frac{(2+a/W)[0.866+4.64a/W-13.32(a/W)^2+14.72(a/W)^3-5.6(a/W)^4]}{(1-a/W)^{3/2}}$$

$$0.450 \leq a/W \leq 0.550 \rightarrow 8.34 \leq f(a/W) \leq 11.36 \quad (2)$$

Probeta de plegado

$$K_I = \left( PS / BW^{3/2} \right) \cdot f(a/W)$$

$$f(a/W) = \frac{3(a/W)^{1/2}[1.99-(a/W)(1-a/W)(2.15-3.93a/W+2.7(a/W)^2)]}{2(1+2a/W)(1-a/W)^{3/2}} \quad (3)$$

$$0.450 \leq a/W \leq 0.550 \rightarrow 2.29 \leq f(a/W) \leq 3.14$$

Para probetas de igual sección, la utilización de la probeta de plegado supone la aplicación de una carga inferior en un 10% a la carga de tracción necesaria para alcanzar el mismo nivel del factor de intensidad de tensiones en la probeta compacta (o, alternativamente, el espesor de la probeta de plegado puede ser un 7% superior al de la compacta de tracción a igualdad de carga aplicada, para

obtener el mismo valor del factor de intensidad de tensiones). Sin embargo, la probeta de plegado requiere más de tres veces del material necesario para la de tracción, con el consiguiente aumento de mecanizado de superficies planas; en contrapartida, la probeta de tracción exige el mecanizado adicional de los dos agujeros de aplicación de la carga.

El error máximo previsible en la medida de  $K_I$  tomando como base los niveles de precisión especificados en la norma ASTM E 399, es aproximadamente de un 2% para la probeta compacta de tracción y de un 2.5% para la probeta de plegado (para espesores de probetas a partir de 25 mm).

En las medidas reales, a este error por imprecisión en las medidas se superpone la dispersión inherente al material. Varias series de medidas sobre cuatro materiales distintos, realizadas expresamente para estudiar la reproducibilidad de la medida ateniéndose a las especificaciones de la norma citada, dieron valores del error relativo (%) oscilando entre 2.6 y 3.75 para la probeta de tracción y entre 4.2. y 5.85 para la probeta de plegado. La imprecisión admitida por la norma en la medida de las magnitudes que intervienen en la determinación de  $K_{IC}$  contribuye por tanto apreciablemente a la dispersión que se observa en las medidas experimentales.

### **2.1.5.3 Dimensiones**

El espesor de las probetas,  $B$ , y la longitud de la grieta,  $a$ , deben ser superiores, según la norma,  $a \geq 2.5 * (K_{IC} / \sigma_{0.2\%})^2$ , en que  $\sigma_{0.2\%}$  es el límite elástico convencional para una deformación plástica del 0.2%, medido a la misma temperatura y empleando la misma velocidad de carga que en el ensayo de fractura.

Puesto que el valor de  $K_{IC}$  no se conoce de antemano, debe estimarse previamente para elegir un espesor de probeta conveniente. La estimación debe hacerse en base a datos previos para un material similar, en base a extrapolaciones de medidas a otras temperaturas o velocidades o en base a correlaciones empíricas con otras medidas de la tenacidad. Si se carece de estos datos, la norma recomienda unos espesores mínimos en función del valor



de la relación del límite elástico al módulo elástico,  $\sigma_{0.2\%}/E$ , válidos para materiales estructurales de alta resistencia.

Para obtener una auténtica medida de  $K_{IC}$ , las dimensiones de la probeta se han elegido tales que los valores de  $K$  deducidos corresponden efectivamente al estado plano de deformaciones y representan adecuadamente el estado de tensiones en la proximidad de la grieta bajo la hipótesis de un régimen elástico lineal.

La aproximación a un estado plano de deformaciones en una pieza agrietada en modo de carga I se realiza - asintóticamente - para espesores crecientes. Los valores del factor de intensidad de tensiones crítico aparente sólo resultan independientes del espesor del material a partir de un cierto valor mínimo de éste. En base a la experiencia previa acumulada, la norma establece el espesor mínimo citado:

$$B > 2.5 (K_{IC} / \sigma_{0.2\%})^2 \quad (4)$$

La relación  $(K_{IC} / \sigma_{0.2\%})^2$  es proporcional al tamaño de la zona plástica que rodea el borde de la grieta. La condición de la ecuación anterior equivale a especificar que al alcanzarse las condiciones de propagación de la grieta, el espesor sea unas 50 veces mayor que el radio de la zona plástica en el estado plano de deformaciones.

La caracterización del estado de tensiones y deformaciones en el entorno del borde de la grieta mediante el factor de intensidad de tensiones,  $K$ , suponiendo régimen elástico-lineal es aceptable si, en la pieza, el tamaño de la grieta y el del ligamento restante son grandes respecto al tamaño de la zona plástica asociada al borde. Las probetas normalizadas se han elegido tales que:

$$W - a \cong a > 2.5 (K_{IC} / \sigma_{0.2\%})^2 \quad (5)$$

Es decir, con el ligamento y la longitud de la grieta superiores a 50 veces el tamaño de la zona plástica en deformación plana para el valor crítico del factor de intensidad de tensiones\*. Por otra parte, es sencillo comprobar que con la geometría de las probetas y cumpliendo las condiciones de las dos últimas

ecuaciones citadas se está relativamente seguro respecto a la fluencia plástica generalizada del ligamento.

#### **2.1.5.4 Características exigidas a la grieta**

Las probetas de tracción o plegado utilizadas para la determinación del factor crítico de intensidad de tensiones deben llevar una grieta previa cuyas dimensiones ya se han mencionado en apartados anteriores (nominalmente,  $B = a = W/2$ ).

Por grieta se entiende una discontinuidad plana limitada por un borde agudo, es decir, con un radio de acuerdo "pequeño". El modelo elástico lineal para los campos de tensiones y deformaciones en la proximidad de una grieta considera el límite de ésta como una singularidad, es decir, supone un radio de acuerdo cero en el borde de la grieta. Las entallas obtenidas por mecanizado, aun cuando los radios de acuerdo obtenidos sean muy pequeños, no son asimilables a una grieta a los efectos de medidas del factor crítico de intensidad de tensiones y dan lugar a valores aparentes de  $K_{IC}$  por exceso.

La introducción de una grieta aguda en una probeta se realiza habitualmente por fatiga. Esta permite la creación y propagación controladas de la grieta y es el método prescrito por la norma.

Para asegurar la posición de la grieta de fatiga, así como para poder desarrollarla con niveles de intensidad de tensiones bajos, las probetas se mecanizan con una entalla cuya forma más conveniente es la entalla terminada en V, pues evita la progresión de la grieta fuera del plano central de la probeta y favorece la propagación de la grieta con un frente aproximadamente normal a las caras externas, todo lo cual es también exigencia de la norma. La anchura máxima de la entalla es  $W/16$ , para no perturbar el estado de tensiones que se ha supuesto para las probetas.

La longitud de la grieta de fatiga a partir del punto máximo de penetración de la entalla mecanizada debe ser superior al cinco por ciento de la longitud total de grieta, ( $\Delta a_f > 0.05a$ ) y, en todo caso, debe ser superior a 1.3 mm. Con esta condición la norma pretende minimizar la influencia de la geometría de la entalla

en el estado de tensiones en el borde de la grieta, así como eliminar los posibles efectos locales que el mecanizado de la entalla hubiera producido en el material. Durante el crecimiento por fatiga, la penetración de la grieta suele estimarse a través de la flexibilidad de la probeta. La forma del frente y la longitud media real de la grieta sólo pueden conocerse una vez realizado el ensayo. Rota la probeta, la superficie de la grieta propagada por fatiga y la superficie de fractura final se distinguen claramente por su diferente topografía. La longitud de la grieta debe medirse, según la norma, como la media de las longitudes en el centro de la probeta y en los dos puntos medios entre el centro y las caras de la probeta. El ensayo no se considera válido si la diferencia entre dos cualesquiera de las tres medidas es mayor que un 5% del valor medio; así mismo, el ensayo es inválido si la longitud de la grieta en el punto de intersección con una cara externa es inferior al 90% de la media. Finalmente, ningún punto del borde de la grieta debe estar a menos de un 5% de la longitud media o a menos de 1.3 mm del borde de la entalla mecanizada. Por otra parte, la máxima desviación admitida del plano de la grieta respecto al plano medio de la probeta es de  $-10^\circ$ . Para obtener grietas agudas, se recomienda utilizar en el ensayo de fatiga los mínimos niveles de tensión aceptables desde un punto de vista práctico. La agudeza de una grieta de fatiga, su radio de acuerdo aparente, está relacionada con el tamaño de la zona plástica generada por el máximo nivel de tensión del ciclo utilizado en el ensayo de fatiga. A partir de un cierto nivel de intensidad de tensiones máximo, se obtienen posteriormente valores aparentes de  $K_{IC}$  crecientes. La norma establece que durante el crecimiento a fatiga del último 2.5% de la longitud final de la grieta, la relación del factor de intensidad de tensiones máximo aplicado respecto del módulo de Young no debe sobrepasar el valor límite,  $K_f(\text{máx})/E < 0.00032 \text{ m}^{1/2}$ .

Quizá es más importante el requerimiento de que el valor de  $K_f(\text{máx})$  debe ser inferior a un 60% del valor de  $K_{IC}$  obtenido posteriormente. En algunos casos, esta recomendación puede no ser suficientemente restrictiva, por lo que parece oportuno insistir en la recomendación de que se utilice el mínimo nivel de tensiones compatible con un tiempo de crecimiento razonable. Esta recomendación es particularmente oportuna cuando el crecimiento de la grieta se realiza a temperatura ambiente y la determinación  $K_{IC}$  se lleva a cabo a otra

temperatura, especialmente si se trata de una temperatura inferior; en este caso, se debe evitar que el tamaño de la zona plástica en el punto máximo del ciclo de fatiga alcance un tamaño próximo al de la zona plástica al alcanzarse el  $K_{IC}$  a la nueva temperatura de ensayo (la norma impone, como en el caso de que ambos ensayos se realicen a la misma temperatura, que la zona plástica máxima a fatiga no pase de 0.36 veces el valor de la zona plástica al alcanzarse el  $K_{IC}$ , es decir,  $(K_f / \sigma_{0.2\%})_{T1} < 0.6 (K_{IC} / \sigma_{0.2\%})_{T2}$ ).

### **2.1.6 PROPAGACIÓN DE GRIETAS POR FATIGA**

El aspecto macroscópico de la superficie de fractura en fallos por fatiga resulta muy característico. Su análisis fractográfico permite identificar el tipo de fallo. También puede darse el caso de que existan fracturas por fatiga que no presenten estas marcas características. De todos modos, siempre que detectemos estas marcas sabremos que nos encontramos ante un material que presenta grietas/fisuras o se ha roto por fatiga.

En un material que ha sufrido un fallo por fatiga se apreciarán dos zonas, la zona de fatiga y la zona de sobrecarga. Esta última zona es la zona de fallo final, y puede ser de fractura frágil o dúctil según el tipo de material.

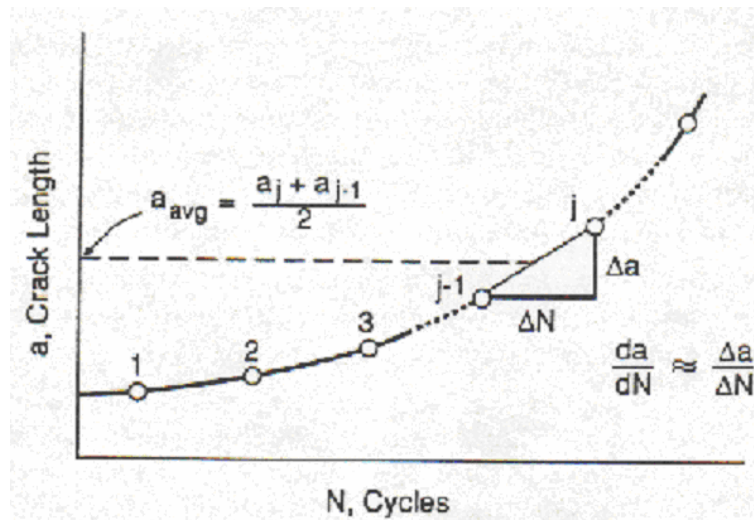
Cuando hablamos de las marcas características nos referimos a la zona de fatiga.

La superficie de fractura es siempre perpendicular a la carga máxima (la mayor de las tensiones aplicadas). Además, en su conjunto, la zona de fatiga corresponde con la fractura frágil (no hay deformación plástica importante). La zona de fractura por fatiga tiene aspecto bruñido, como de pulido, debido al rozamiento entre las superficies de la grieta.

Dentro de la zona interna hay dos tipos de marcas características, como son las marcas de playa y las estrías. Las marcas de playa son macroscópicas. Son líneas concéntricas con respecto al punto de inicio de la grieta, y se corresponden con el avance de la grieta provocado por el trabajo continuado de la pieza sin que cese la aplicación de la carga sobre la pieza. Las estrías son de carácter microscópico (observables mediante un microscopio electrónico de barrido) y se corresponden con el avance de la grieta por cada

ciclo de carga. Estas dos marcas, si se encuentran en el material, definen claramente una rotura por fatiga.

Si un componente de la ingeniería contiene una grieta, y si se aplica un cíclico o una carga repetida, la grieta es probable de crecer lentamente con el aumento del número de los ciclos de la carga. Este proceso se conoce como crecimiento de grieta por fatiga. En un experimento del crecimiento de grieta de fatiga, el progreso de una grieta que crece bajo carga cíclica se mide, y los resultados se trazan como curva de la tarifa de crecimiento de grieta de fatiga,  $da/dN$  contra  $K$  (es decir, el cambio en longitud de la grieta se dividió por el cambio en el número de ciclos a la falta contra cambio en dureza de la fractura). Una curva típica del crecimiento de grieta de fatiga se demuestra:



**Figura 2-4 : Curva crítica de crecimiento de grieta de fatiga**

Las características de fatiga de metales son absolutamente estructuralmente sensibles. Sin embargo, hay actualmente solamente un número limitado de las maneras de las cuales las características de fatiga se pueden mejorar por medios metalúrgicos. Las mejoras en gran medida más grandes del resultado del funcionamiento de la fatiga del diseño cambian, que reducen la concentración de la tensión y del uso inteligente de la tensión residual compresiva beneficiosa, más bien que de un cambio en material. Sin embargo, hay ciertos factores metalúrgicos, que se deben considerar para asegurar el mejor funcionamiento de la fatiga de un metal o de una aleación particular.

ETAPAS EN EL PROCESO DE FATIGA.- Para todos los materiales, tanto dúctiles como frágiles, tenemos tres etapas.

La primera etapa se denomina etapa de incubación. En determinados puntos del material, como consecuencia de los esfuerzos que soportan, se origina deformación plástica, y en su entorno acritud. Esta acritud local es en un principio positiva para el material, y mientras no haya fisuración el material soporta mejor la sobretensión sin ningún tipo de perjuicio.

Cuando aparece una fisura en el material tenemos la zona de dañado, que en general aparece en la superficie del material (o de la probeta en el ensayo). Resulta importante saber cuando aparecen las fisuras. La forma de detectarlas sería mediante el empleo de ensayos no destructivos (en especial ultrasonidos o partículas magnéticas). Entonces se puede determinar la curva de dañado, que se corresponde con la curva de iniciación de las grietas.

La curva de fatiga se produce cuando la grieta, que ha progresado a través del material, provoca la fractura del mismo. Para una amplitud de tensión determinada, el número de ciclos de fallo se define como el número de ciclos que se necesitan para iniciar una grieta y propagarla hasta llevar a rotura al material:

$$N_f = N_i + N_d + N_F \quad (5)$$

$N_f$  es el número de ciclos de fallo.

$N_i$  es el número de ciclos para que se inicie la grieta.

$N_d$  es el número de ciclos de dañado.

$N_F$  es el número de ciclos correspondiente a la fractura del material y se considera igual a 0.

De aquí extraemos que la segunda etapa será la etapa de dañado, que irá desde el inicio de las grietas hasta la rotura del material, y se corresponderá con la progresión de las grietas a través del material.

La última etapa será por tanto la etapa de rotura, y será una etapa muy rápida (se corresponde con la rotura del material). Por tanto el número de ciclos correspondiente a esta etapa será 0.

Es importante conocer la etapa de dañado, ya que si podemos registrarla entonces podremos sustituir la pieza a tiempo y evitar así un fallo en servicio, que podría tener consecuencias graves.

## **2.2 ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS**

### **2.2.1 INTRODUCCIÓN**

Desde hace tiempo los Ensayos no destructivos han sido ampliamente utilizados en la inspección de partes y componentes sin dañar su utilidad.

Existen diferentes tipos de Ensayos no Destructivos que se utilizan de acuerdo con objetivo específico de la inspección: inspección Visual, Líquidos Penetrantes, Partículas Magnéticas, Inspección por 'Ultrasonido, Inspección Radiográfica, electromagnetismo (Corrientes de Eddy), micrografía, etc.

Una evolución particular de los ensayos no destructivos en los veinte años pasados es que los fabricantes de avión tienen que satisfacer la inspección de los materiales que transforman para hacer las piezas que pueden volar. La inspección de los aviones de la generación siguiente es un gran desafío debido al número de aumento rápido de las piezas hechas de varios materiales con las geometrías complejas.

### **2.2.2 CONCEPTO**

Los Ensayos No Destructivos son métodos que permiten ensayar materiales, piezas y componentes sin destruirlos, de forma que determinen si estos elementos son utilizables para un determinado fin o no. Los métodos de NDI se utilizan desde la más remota antigüedad en todo tipo de industrias y en las más variadas actividades, empleándose para la detección y evaluación de discontinuidades superficiales y sub-superficiales de los materiales sin destruirlos, sin alterar o afectar su utilidad. Así estos métodos de Ensayos No Destructivos (NDT) son un medio utilizado para el control de calidad, realizado durante o después de haber terminado el proceso de producción.

La Industria requiere personal certificado para la realización de estos ensayos, personal que debe tener una formación y conocimientos adecuados para poder certificarse.

Las técnicas convencionales de ensayos no destructivos parecen haber llegado a niveles de sofisticación tales que sólo puede esperarse un incremento lento en su eficiencia en los próximos años. Estas técnicas tienen, por otra parte, limitaciones que sólo pueden ser superadas, en muchos casos, mediante la utilización de métodos alternativos.

### **2.2.3 MÉTODOS DE ENSAYO**

INSPECCIÓN VISUAL	(V.T.)
LIQUIDOS PENETRANTES	(P.T.)
PARTICULAS MAGNÉTICAS	(M.T.)
ULTRASONIDO	(U.T.)
EDDY CURRENT	(E.T.)
RADIOGRAFIA INDUSTRIAL	(R.T.)

#### **2.2.3.1 Inspección visual (V.T.)**

Este método consiste en verificar externamente como se presenta una estructura, materiales y/o equipos, con este método *se pueden detectar* Defectos Superficiales que puedan ser apreciados por el ojo humano. Requiere la buena visión, iluminación y el conocimiento de qué buscar. La inspección visual se puede reforzarse por varios métodos que se extienden de las lupas de poder bajas de la energía a través de los boroscopes. Estos dispositivos se pueden también utilizar con los sistemas de la cámara de televisión. La preparación superficial puede extenderse de limpiar con un paño haciendo la limpieza, tratando también con los productos químicos para poder mostrar los detalles de la superficie, esto se lleva cabo cumpliendo el procedimiento de seguimientos en sus fases de fabricación o puestas en funcionamiento de equipos, para garantizar su buen funcionamiento. Este

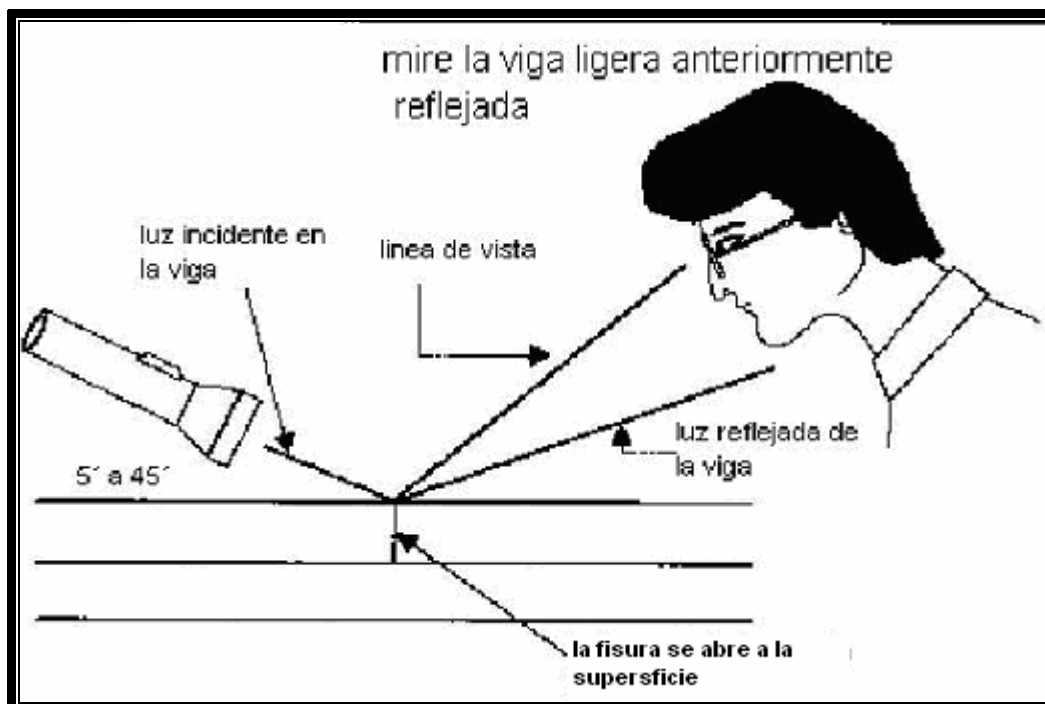


método puede identificar donde esta ocurriendo una fisura y es más probable ocurra e identificar cuando el falla o fisura ha comenzado.

La inspección visual se refuerza a menudo por otros métodos de la superficie de inspección que puede identificar defectos que no se ven fácilmente por el ojo.

### Principios

- La inspección visual se define como un proceso de usar el ojo, solo o en conjunto con varias ayudas (Ej., luces, espejos y lupas) como el mecanismo sensor desde el cual los juicios pueden ser hechos acerca de la condición de la unidad a ser inspeccionada
- Otros sentidos tales como el tacto y el olor, pueden ser usadas en conjunto con la inspección visual



**Figura 2-5: Ubicación del observador con respecto a la superficie inspeccionada y la luz aplicada a esta.**

## Limitaciones

- La superficie debe ser accesible al inspector o al equipo
- Destreza y entrenamiento son necesarias y deben seguirse los procedimientos establecidos
- El acabado y la irregularidad de la superficie pueden interferir con la sensibilidad de la examinación

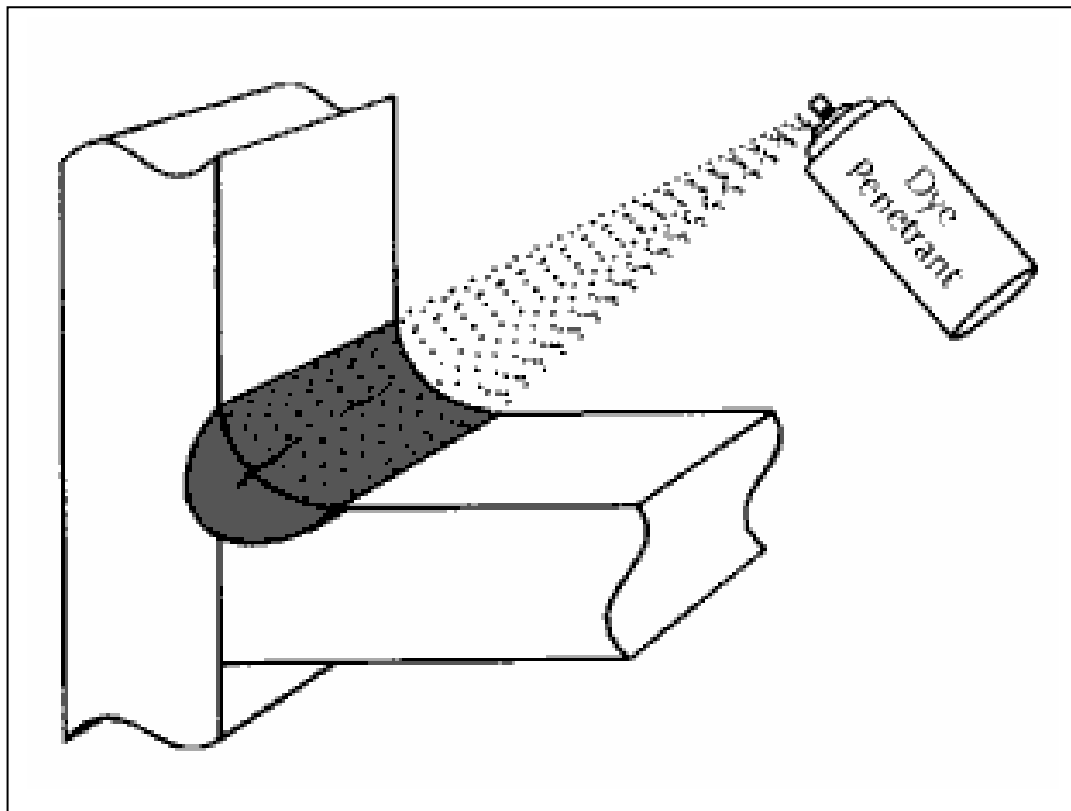
### **2.2.3.2 Líquidos penetrantes (P.T.)**

El Ensayo de Líquidos Penetrantes, es uno de los E.N.D. más utilizados para la detección de defectos o discontinuidades que se encuentran abiertas a la superficie del material. Su aplicación, es en todo tipo de materiales, ferrosos y no ferrosos, cerámicas, plásticos, etc.

Los ensayos por líquidos penetrantes, se utilizan para la detección de defectos de fabricación, fisuras por fatiga, control en soldaduras en materiales no ferrosos como aceros inoxidable austeníticos, aleaciones, entre otros. Se usan dos tipos de líquidos penetrantes - el tinte fluorescente y el visible. En la inspección con el líquido penetrante fluorescente, se aplica un líquido muy fluorescente con las calidades penetrantes buenas a la superficie de la parte a ser examinada. La acción capilar dibuja el líquido en las aperturas de la superficie, y el exceso está entonces alejado. Un "removedor" se usa para extraer el líquido penetrante de la superficie, y la indicación resultante se ve por ultravioleta (negro) la luz. El contraste alto entre el material fluorescente y el objeto lo hace posible descubrir rastros diminutos del tinte penetrante que indica los defectos de la superficie. La parte a ser inspeccionada debe estar limpia y seca, porque cualquier materia extranjera pudiera cerrar los crujiados o agujeros de alfiler y podría excluir el penetrante. El penetrante puede aplicarse zambulléndose, mientras rociando o cepillando, pero el tiempo suficiente debe permitirse el líquido a ser absorbido totalmente en las discontinuidades. Esto puede tomar una hora o más en el trabajo muy exigente.

Este tipo de método de ensayo líquido se usa ampliamente para el descubrimiento de la gotera en suelda. Un procedimiento común es aplicar el

material fluorescente a un lado de una junta, se espera un tiempo adecuado para que la acción capilar tenga lugar, y entonces se ve el otro lado con la luz ultravioleta. En los vasos delgado-amurallados, esta técnica identificará goteras que ordinariamente no se localizarían por la prueba aérea usual con las presiones de 5-20 lb/in<sup>2</sup>. Cuando el espesor de la pared excede 1/4 in., sin embargo, la sensibilidad disminuye en la prueba de gotera.



**Figura 2-6 : Aplicación de líquido penetrante a una costilla del flap del avión T-34 como ensayo de este método.**

#### Principios

- El líquido penetrante es aplicado a la superficie pre-limpiada y es jalado dentro del desperfecto por la acción capilar

- El penetrante es removido de la superficie, pero permanece en el desperfecto
- El revelador actúa como un compresor para sacar el penetrante fuera de la grieta y provee contraste para realzar la detección

#### Elementos claves

- La pre-limpieza es crítica y esencial
- El desperfecto debe ser de rotura superficial y de accesibilidad visible
- Debe tomarse cuidado al remover el exceso de penetrante
- El uso adecuado de tipo e intensidad de luz es importante
- La post-limpieza es necesaria

#### Ventajas

- Sensibilidad a rajaduras y desperfectos pequeños
- Inspecciones realizadas rápidamente y a bajo costo
- Equipo portátil
- Inspecciones de tamaños y formas complejas de la mayor parte de materiales
- Las indicaciones son producidas directamente sobre la superficie de la parte y constituyen una imagen visual de la discontinuidad

#### Limitaciones

- Solamente detecta desperfectos o discontinuidades de rajaduras o grietas de rotura superficial
- Requiere relativamente superficie uniforme y material no poroso
- Las capas delgadas de pintura u otras capas afectan adversamente la sensibilidad
- La pre y post limpieza son necesarias

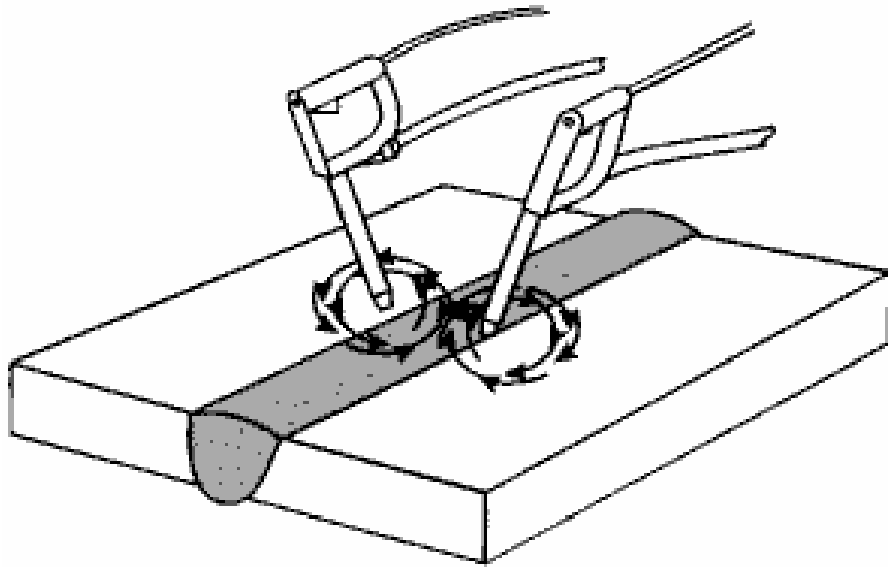
- La sensibilidad depende del proceso escogido – el método post-emulsificable es el más sensible

### **2.2.3.3 Partículas magnéticas (M.T.)**

El método de examen con partículas magnéticas puede ser aplicado para detectar grietas y otras discontinuidades cercanas o en la superficie de materiales ferromagnéticos. La sensibilidad es mayor para discontinuidades superficiales y disminuye rápidamente al incrementar la profundidad de las discontinuidades bajo la superficie.

Los tipos de discontinuidades que pueden ser detectados por este método son grietas, traslapes, costuras, juntas frías y laminaciones. Las partículas magnéticas pueden ser secas fluorescentes y no fluorescentes, húmedas, fluorescentes y no fluorescentes, para las partículas fluorescentes se emplea una lámpara de luz ultravioleta. Las discontinuidades o defectos de carácter superficial y sub-superficial pueden ser hasta 4,5 mm en materiales Ferrosos, aceros inoxidable Ferríticos, Martensíticos y con Niquel. El ámbito de aplicación del método es muy amplio por su alta sensibilidad de detección y rapidez.

Es uno de los mejores métodos para detectar fisuras de distintos tamaños en las superficies que llevan soldadura y el metal bajo adyacente, fisuras en las caras posteriores internas, la fusión incompleta, socave y penetración inadecuada en la soldadura, así como los defectos en los bordes reparados del metal bajo. Aunque las partículas magnéticas no deben ser un suplente para radiografía o ultrasonido para las evaluaciones de las capas sub-superficial, puede presentar una ventaja encima de los demás métodos descubriendo crujiidos firmes y discontinuidades de la superficie.



**Figura 2-7 : Aplicación de partículas magnéticas a un banco de calibración (NDI-FAE).**

En este método, las sondas se ponen normalmente delante de cada cara lateral del área para ser inspeccionada la superficie, y un amperaje alto se pasa a través del lugar de trabajo entre ellos. Entonces un flujo magnético se produce entre los ángulos sombreados en al flujo de corriente. Cuando estas líneas de fuerza encuentran una discontinuidad como una fisura longitudinal; ellos se desvían y fugan a través de la superficie, creando polos magnéticos o puntos de atracción. Un polvo magnético se aferrará a la superficie al área de fuga más tenazmente que en otra parte, formando una indicación de la discontinuidad.

Pueden aplicarse los polvos magnéticos secos o mojados. El método de polvo seco es popular para inspeccionar la soldadura pesada, mientras el método mojado se usa a menudo inspeccionando los componentes del avión. Se desempolva el polvo seco uniformemente encima del trabajo con una pistola de spray o pulverizador. Las partículas magnéticas finalmente divididas se cubren para aumentar su movilidad y están disponibles en el gris, negro y colores rojos para mejorar la visibilidad. En el método mojado, se suspende una red muy fina de partículas negras en agua o en petróleo liviano destilado. Esto puede fluirse o puede rociarse adelante, o la parte puede sumergirse en el líquido. El método mojado es más sensible que el método

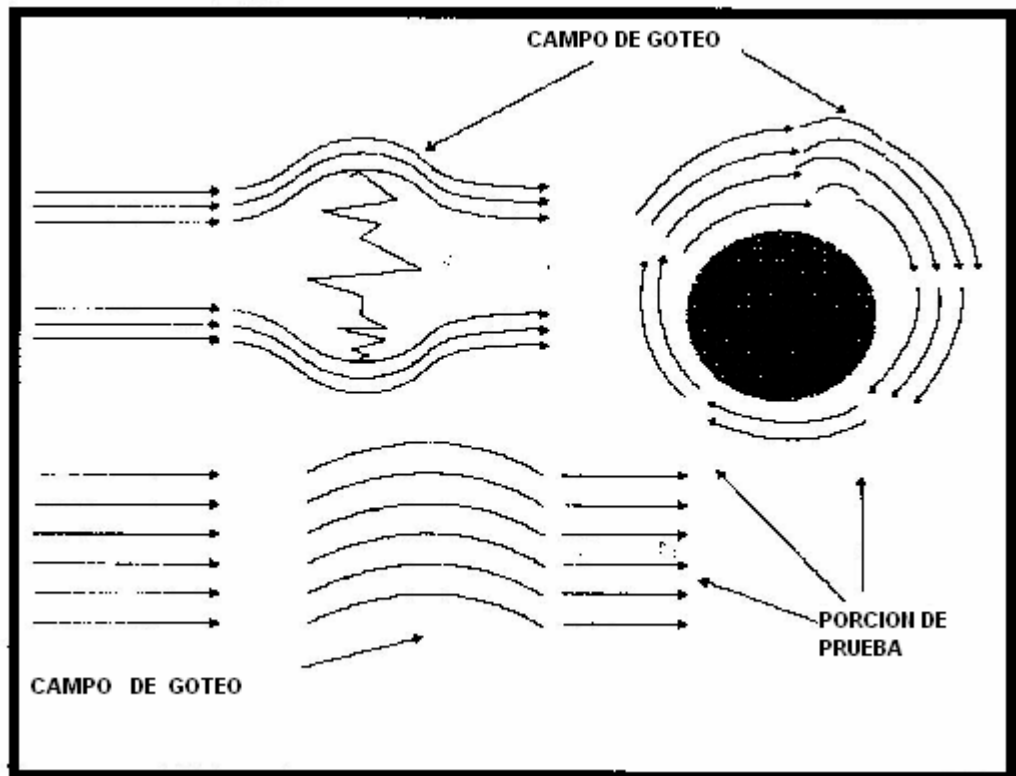
seco, porque permite el uso de partículas más finas que pueden descubrir los defectos sumamente finos. Los polvos fluorescentes pueden ser usados para mayor sensibilidad y son utilizados especialmente para localizar las discontinuidades en las esquinas, chavetero, líneas curvas y agujeros profundos.



**Figura 2-8 : Equipo para método de partículas magnéticas (fuente de poder, cables de conexión, terminales, bobina y lámpara).**

#### Principios

- Un campo magnético es introducido en la parte utilizando un conductor o bobina central
- Las partículas son rociadas o fluidas sobre la superficie del espécimen
- Las partículas magnéticas son atraídas al filtrar flujos magnéticos en las líneas de flujo sacadas de la parte por rajaduras o cerca de las fallas sub-superficiales
- Grupos de indicaciones de forma de partículas son visibles al inspector



**Figura 2-9 : Forma de conducción de las Partículas magnéticas aplicadas a la superficie inspeccionada.**

#### Elementos claves

- El componente debe ser ferromagnético
- La fuerza del campo magnético debe ser adecuado para la parte a ser inspeccionada
- Es necesario el adecuado uso de tipo e intensidad de luz

#### Ventajas

- Sensible a rajaduras y discontinuidades pequeñas
- Ejecutado rápidamente y a bajo costo
- Indicaciones producidas directamente sobre la superficie



## Limitaciones

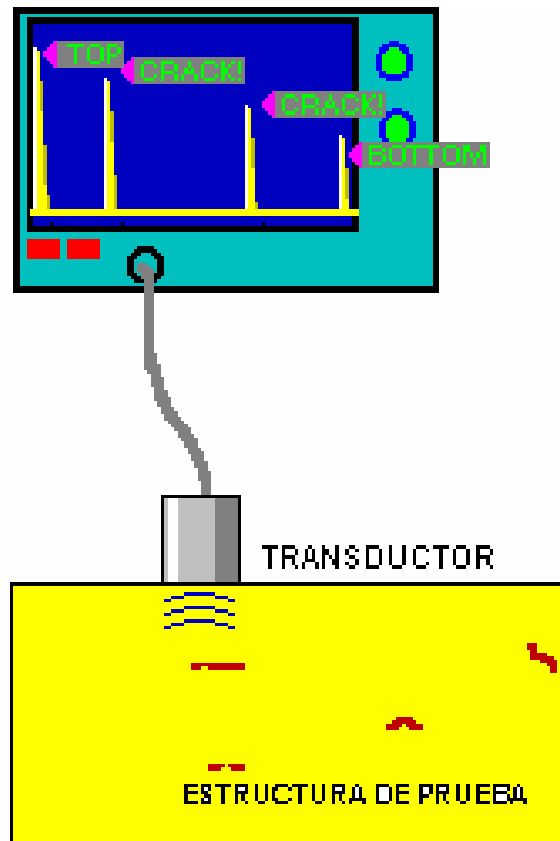
- Inspecciona solamente materiales ferromagnéticos
- Se requiere siempre desmagnetización
- Alineación de campo magnético y desperfecto crítico
- Se requiere relativamente superficie uniforme
- Las capas pueden afectar adversamente la sensibilidad
- Es necesaria la pre y post limpieza

### **2.2.3.4 Ultrasonido (U.T.)**

La inspección ultrasónica usa ondas legítimas de longitud de onda corta y la frecuencia alta para descubrir fallas, discontinuidades o medida del espesor de un material. Se usa en aviación, estaciones de plantas generadoras, suelda de presión de embarcaciones y refinerías de petróleo.

Normalmente se usan haces pulsados de ultrasonido de frecuencia alta, a través de un transductor portátil que se pone en el espécimen. Cualquier sonido de ese pulso que devuelve al transductor como un eco se muestra en una pantalla que da la amplitud del pulso y el tiempo tomado para devolver al transductor. Los defectos reflejan el sonido en cualquier parte a través del espesor del espécimen. En el transductor se puede interpretar el tamaño de la falla, distancia y reflectividad.

Su posibilidad de aplicación es muy amplia y cubre, industria metalúrgica, construcciones navales, aeronáuticas, y mantenimiento general en industrias.



**Figura 2-10 : Unidad de Ultrasonido.**

#### Principios

- Las ondas sonoras de alta frecuencia son transmitidas a la pieza para interrogar el material utilizando transductores los cuales cambian las señales eléctricas en vibraciones mecánicas y viceversa
- Se requiere acoplante para la transmisión desde el transductor dentro y fuera de la pieza
- Las ondas sonoras viajan a través del material y son recibidos por el mismo o diferente transductor
- La inspección ultrasónica busca la interacción entre el sonido y los reflectores discretos en el material a través del análisis de las señales de entrada y salida.
- Mide el espesor

## Elementos claves

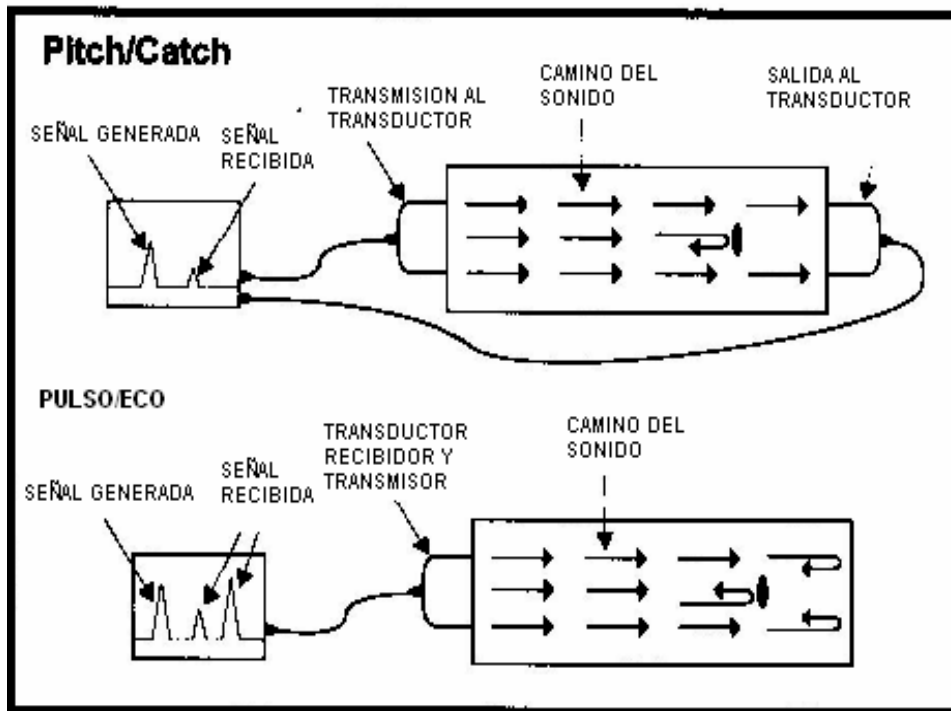
- Involucra las técnicas de pulso-eco y pitch -catch ya sea en contacto o inmersión
- La generación de varios tipos de ondas (Ej., longitudinal, cortante, refractada) requiere cuidado en el desarrollo de la inspección

## Ventajas

- Sensibilidad alta en rajaduras y desperfectos pequeños
- Fuerza de penetración superior para la detección de desperfectos sub-superficiales
- Bajo costo, inspección rápida
- Equipo portátil que provee resultados inmediatos
- Inspecciona formas y tamaños complejos
- Se requiere solamente el acceso de un solo lado
- Mínima preparación de la parte
- La inspección es fácilmente mecanizada

## Limitaciones

- La superficie debe ser accesible al transductor
- Se requiere acoplante
- Destreza y entrenamiento profundo requerido
- El acabado de la superficie y la irregularidad superficial pueden interferir con la inspección
- Las partes delgadas pueden ser difíciles de inspeccionar
- Se necesitan siempre las normas de referencia



**Figura 2-11 : Generación de la señal de ultrasonido y forma de conducción a través de los transductores.**

### 2.2.3.5 Eddy Current (E.T.)

El método de Eddy Current es una técnica electromagnética y sólo puede usarse en los materiales conductivos. El rango de aplicaciones va desde la detección de las fisuras, para un rápido ordenamiento de las pequeñas discontinuidades para cualquier tipo de falla, variaciones del tamaño, o la variación material. Normalmente se usa en la aviación, automovilismo, marina e industrias de las manufactureras.

Cuando la bobina es energizada se produce cerca del componente metálico, corrientes Eddy induciendo a la parte inspeccionada. Estas corrientes estructuran un campo magnético que tienden a oponerse al campo magnético original. La impedancia de la bobina en la cercanía de la parte inspeccionada se efectúa por la presencia de las corrientes de Eddy inducido en el la pieza inspeccionada.

Cuando las corrientes de Eddy se aplican a la superficie inspeccionada son torcidas por la presencia de las fallas o variaciones materiales, la impedancia

en la bobina es alterada. Este cambio es moderado y se despliega de una manera que indica el tipo de falla o condición del material.

### Principios

- La corriente eléctrica alterna es pasada a través de una bobina de alambre o probeta produciendo un campo magnético en el material conductor a inspeccionar
- El campo magnético cambiante induce el flujo de la corriente en la parte a ser inspeccionada produciendo corrientes las cuales viajan en circuito cerrado y se llama corrientes inducidas
- Las corrientes inducidas producen su propio campo magnético los cuales pueden ser medidos y usados para encontrar la falla y determinar la característica de conductividad, permeabilidad y dimensional

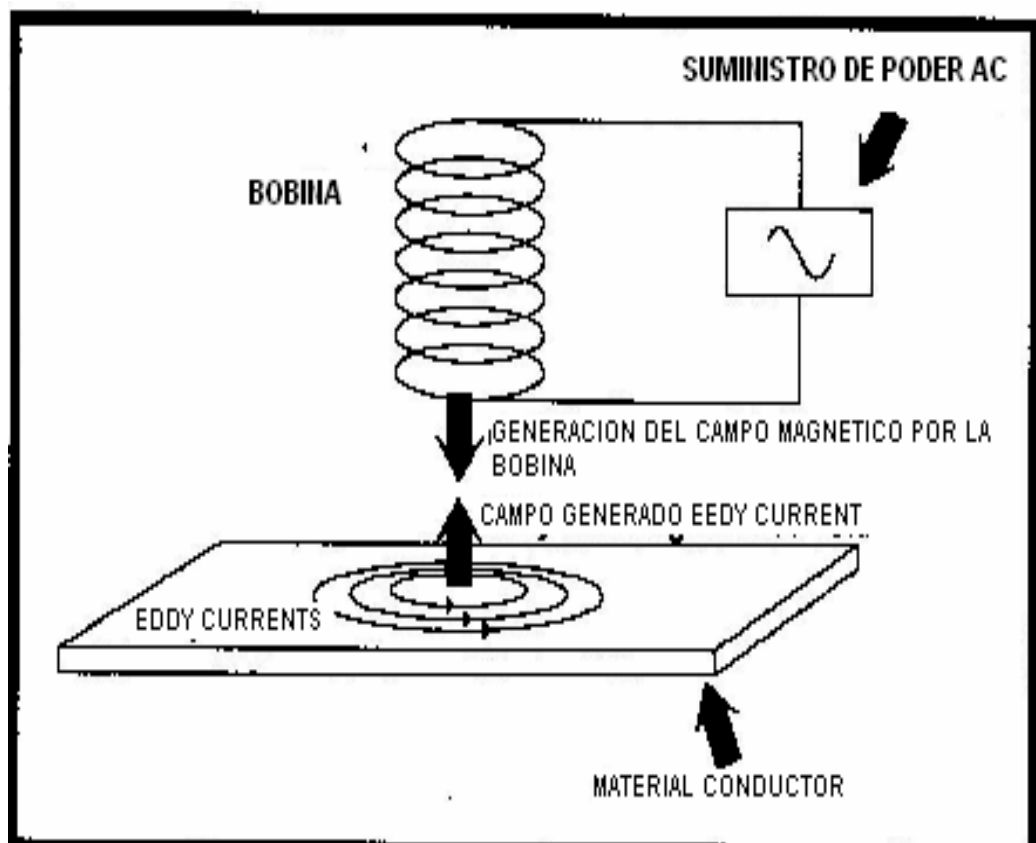


Figura 2-12 : Proceso de generación de la corriente Eddy.

## Elementos claves

- El diseño de la bobina incluye frecuencia e impedancia de la probeta que debe ser considerada
- La colocación y el movimiento cambia la señal del espacio entre la bobina y la parte a inspeccionar
- El efecto del borde puede distorsionar las corrientes inducidas
- El efecto de la piel conduce a reforzar las corrientes inducidas en la superficie de la parte que disminuye con profundidad

## Ventajas

- Sensible a rajaduras y desperfectos pequeños
- Detecta los desperfectos superficiales y cerca de la superficie
- Ejecutado rápidamente y a bajo costo
- El equipo portátil da resultados inmediatos
- Inspecciona formas y tamaños complejos del material conductivo
- Los mecanismos de anotación permiten registros permanentes
- Requerida preparación mínima de la parte a inspeccionar

## Limitaciones

- Inspecciona solamente materiales conductivos a través de superficies accesibles
- Se requiere mucho entrenamiento y destreza
- El acabado superficial e irregularidad puede interferir con la examinación
- Necesidad de normas de referencia

- La profundidad de penetración es limitada
- Los efectos del borde pueden limitar la inspección
- A menudo involucra consumo de tiempo, medición de punto a punto

### **2.2.3.6 Radiografía industrial (R.T.)**

Permite obtener información sobre la macroestructura interna de una pieza o componente. También permite obtener información sobre la eventual presencia de discontinuidades o defectos, cambios de sección, variaciones locales de densidad o composición.

Se utiliza en materiales fundidos, controles en soldadura, estructuras y componentes aeronáuticos (Remachados, Soldados). El carácter permanente del registro obtenido por la película radiográfica, constituye una de las ventajas del método.



**Figura 2-13 : Aplicación de Radiografía a la piel de un Avión de transporte.**

Los Rayos X son producidos por el alto voltaje el rayo x se mecaniza considerando que se producen los rayos gamma de los isótopos radiactivos como Iridio 192. Los rayos x, o los rayos gamma son aplicados cerca del material a ser inspeccionado y estos atraviesan el material y se capturan entonces en la película. Esta película es procesada y la imagen se obtiene como una serie de sombras grises entre el negro y blanco.

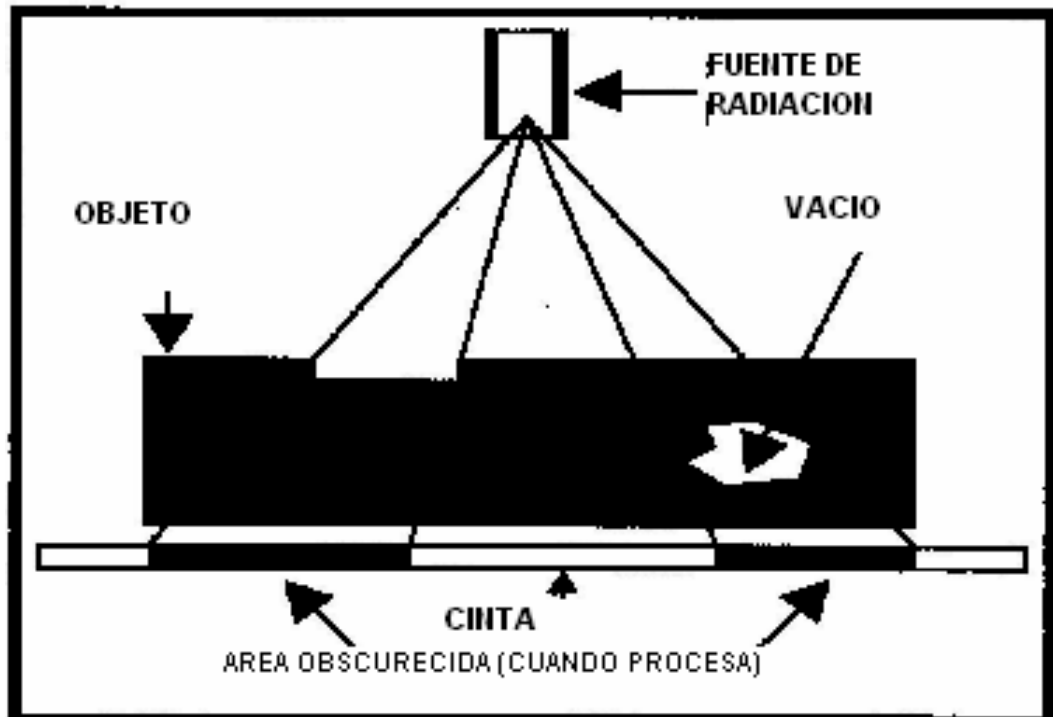
La opción de que tipo de radiación se usa (rayo x o gamma depende del espesor del material a ser probado). Las fuentes gamma tienen la ventaja de portabilidad que los hace ideal para el uso el sitio donde se requiere realizar el trabajo o sitio de construcción.

Los Rayos X y los rayos gamma son muy arriesgados y peligrosos por que pueden afectar a la salud de la persona que realiza esta práctica u otras. Por lo cual se debe tomar las precauciones especiales cuando se esta realizando la radiografía, Siendo así el operador deberá aplicar los rayos dentro de un cercamiento proteccionista o con las barreras apropiadas y los signos de advertencia para asegurar que no haya riesgos al resto de personas.

### Principios

- Una fuente de rayos-x se usa para penetrar el objeto de inspección con un nivel de energía conocida y tiempo de inspección
- La película o mecanismos digitales de tiempo real son usados para detectar la energía de rayos-x que penetra a través de la parte revelando diferencias en la densidad del material o cambios de espesor





**Figura 2-14 : Forma de aplicación del método de radiografía**

#### Elementos claves

- Se requiere manejo adecuado de la película
- La colocación de la película y distancia entre la fuente y la película deberá ser controlada
- La orientación de la fuente con el ángulo de la rajadura es crítica
- Presenta peligros de radiación que requiere cumplimiento de otros preceptos

#### Ventajas

- Detecta fallas superficiales y subsuperficiales
- Detecta corrosión, vacíos y variación en el espesor y densidad
- Puede ser usado para inspeccionar la mayor parte de materiales
- Registro permanente de los datos de inspección de materia prima
- Habilidad para inspeccionar estructura de varias capas sin desmontar
- Requiere preparación mínima

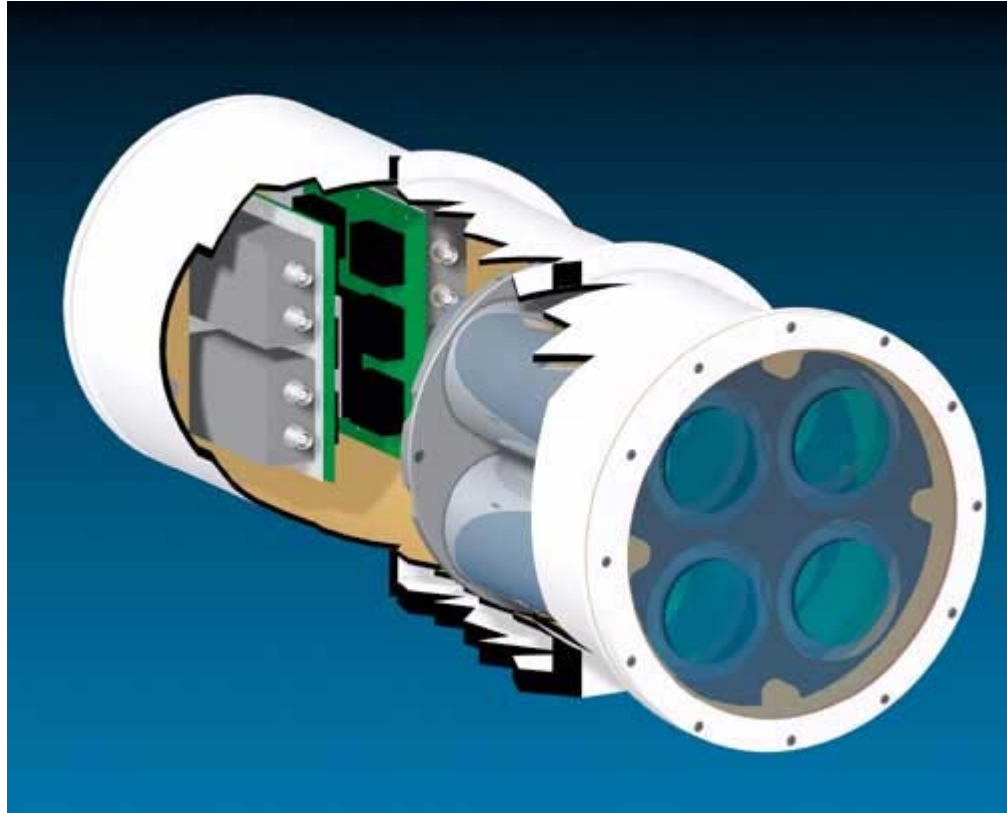
- Inspecciona formas complejas

#### Limitaciones

- Se requiere significativo entrenamiento y destreza del operador
- Puede ser requerido el vaciamiento del combustible del avión o evacuación del área de inspección
- La orientación de la inspección es crítica conduciendo a la dificultad para algunos tipos de grietas
- Se requiere acceso a ambas partes la parte
- La indicación de la profundidad de la grieta requiere múltiples exposiciones
- La inspección de las secciones gruesas puede consumir tiempo

#### **2.2.3.7 Termografía (IR)**

La termografía transciente (IR) es un método poderoso para pruebas no destructivas usado en la industria en general, que requiere de un acceso rápido al conocimiento de la operación de un componente, sistema o maquinaria. El futuro de la termografía infrarroja es muy brillante y las oportunidades parecen ser ilimitadas. A diferencia de otras técnicas no destructivas de análisis, la termografía infrarroja es generalmente visible, inmediata y fácil de ver y explicar. Estas son las grandes ventajas cuando tratamos de obtener fondos para aplicaciones experimentales tales como mejoramiento de procesos e investigaciones. Obtener una foto que el administrador de la planta pueda entender (generalmente este es una persona con limitada comprensión de ingeniería) puede ser el vínculo necesario dentro del proceso de aprobación. Muchas veces, se pasa enfrente de una máquina, y habiéndole dado un rápido vistazo con la cámara, y luego de de consultar con el operador de la máquina y/o el ingeniero de procesos.



**Figura 2-15 : Tubos encapsulados con multiplicadores de iluminación separados (net)**

Amplifican significativamente la luz del ambiente. El sistema contiene cuatro tubos separados, cada uno sensible a una banda espectral diferente. Se utilizan para discernir el aumento pequeño en la iluminación de la escena como un cuerpo de reingresa a la atmósfera.



**Figura 2-16 : Cámara infrarroja para termografía (net).**

#### Principios

- Una cámara infrarroja es usada para monitorear el comportamiento de la temperatura de la superficie de la parte (la superficie de la parte es a menudo calentada usando lámparas de destello).
- Las anomalías en la parte afectarán el flujo de calor y la temperatura superficial la cual es capturada por la cámara infrarroja grabada digitalmente.
- Los datos de la temperatura superficial son a menudo visualizados como pseudo-color o imágenes en escala gris los cuales ayudan con la interpretación de los datos.

#### Elementos claves

- Requiere acceso a la superficie de la parte
- Las superficies reflectoras pueden requerir aplicación de pintura

## Ventajas

- Inspección ejecutada rápidamente sobre un área grande
- Inspecciona tamaños y formas complejas
- Los datos digitales permiten el análisis como una función de profundidad

## Limitaciones

- La superficie debe ser accesible al inspector o equipo
- Son necesarias las destrezas y entrenamiento y los procedimientos establecidos deben ser seguidos
- El acabado superficial y la irregularidad superficial pueden interferir con la sensibilidad de la prueba

### **2.2.4 APLICACIONES EN LA INDUSTRIA AERONÁUTICA**

#### Aplicación del método de inspección visual

- Usado para revelar rajaduras de roturas superficiales en materiales no poroso y sólidos.
- Proporciona detección confiable de rajadura por fatiga la cual ocurre durante el periodo de servicio de un material.

#### Aplicación del método de líquidos penetrantes

- Usado para encontrar desperfectos superficiales o cerca de la superficie en materiales ferromagnéticos, Ej., materiales que pueden ser magnetizados

- Detecta discontinuidades en producción (soldaduras, traslapes, y rajaduras de esmerilado y templado etc.) y rajaduras por fatiga de servicio

#### Aplicación del método de partículas magnéticas

- Ubica los desperfectos superficiales y subsuperficiales en la mayor parte de los materiales  
Detecta huecos, rajaduras, partículas extrañas y la anomalía de otros materiales incluyendo uniones

#### Aplicación del método de ultrasonido

- Ubica los desperfectos superficiales y subsuperficiales en materiales conductivos, tanto ferromagnéticos y no ferromagnéticos
- Verificación de espesor y corrosión
- Caracterización de los materiales
- Verificación de tratamiento en calor

#### Aplicación del método de Eddy Current

- Valoración completa de la condición de una estructura, componente o sistema en la producción, fabricación y en servicio para materiales metálicos y compuestos
- Detección de desuniones, separaciones, daños de impacto, corrosión, incursión de humedad

#### Aplicación del método de radiografía industrial

- Usado para ubicar defectos subsuperficiales en la mayor parte de tipos de materiales
- Usado para chequear la alineación tanto en estructura del avión como en aviones

- Detecta la porosidad y partículas extrañas en piezas fundidas

### **2.3 PREVENCIÓN DE FALLAS POR FISURA**

Son las medidas y acciones dispuestas con anticipación para evitar o impedir la ocurrencia de agrietamiento o presencia de fisuras en estructuras de aviación u otros. Para este tipo de evento adverso se debe poder determinar con claridad los puntos de máxima tensión en las estructuras aeronáuticas las mismas que deben ser tratadas con métodos (anticorrosivos, reforzamientos, etc.) adecuados para evitar fisuras/grietas y reducir sus efectos sobre los bienes de la Fuerza Aérea. Esta es una responsabilidad de todos sus miembros.

#### **2.3.1 FACTORES QUE AFECTAN A LA RESISTENCIA A LA FATIGA**

Frecuencia de aplicación de los ciclos de carga:

Se observa que hasta 10000 o 12000 ciclos por minuto la frecuencia no tiene ningún efecto en el límite de fatiga. Se empieza a apreciar algo de influencia de este factor a partir de unos 30000 ciclos por minuto, en donde se observa que frecuencias tan altas elevan ligeramente el valor del límite de fatiga (hacen al material más resistente).

La temperatura:

Para temperaturas por debajo del ambiente, cuanto más baja sea la temperatura, más alto será el límite de fatiga, siempre y cuando la probeta no tenga ningún tipo de entalla (concentrador de tensiones), en cuyo caso el efectos es el contrario.

A temperaturas altas, por encima de la temperatura ambiente, el valor del límite de fatiga disminuye, lo que implica una menor resistencia a la fatiga de los materiales, ya que las altas temperaturas favorecen los mecanismos de propagación de las grietas.

Acritud previa:

Si antes de someter una probeta metálica al ensayo de fatiga inducimos una acritud homogénea por algún mecanismo deformador, y después sometemos la probeta al ensayo de tracción, ésta presentará un aumento del límite de fatiga si la comparamos con la misma probeta (del mismo material) pero sin haber sido sometida a la acritud.

Rugosidad superficial:

Se ha comprobado experimentalmente que el acabado superficial de las probetas tiene una influencia considerable en el límite de fatiga, debido a que las grietas se inician en la superficie del material.

La presencia de marcas de mecanizado en la superficie del material disminuye el límite de fatiga (porque dichas marcas actúan como concentradores de tensiones y las grietas se inician en donde se concentran las tensiones). Cuanta mayor rugosidad superficial más bajo será el valor del límite de fatiga. Un pulido metalográfico mejorará el valor del límite de fatiga, haciendo más resistente al material.

Tensiones residuales superficiales:

Las tensiones residuales del material se superponen a las tensiones procedentes del ciclo de carga que actúan sobre las fibras del material (se pueden sumar o contrarrestar dependiendo de si el tipo de tensión residual es de tracción o de compresión).

El mecanismo más efectivo para luchar contra la fatiga es inducir en la superficie del material tensiones residuales de compresión (para evitar el inicio de las grietas). Esto se debe a que la parte del ciclo que favorece el avance de las grietas es la parte correspondiente a esfuerzos de tracción.

Estado superficial:

Las tensiones residuales se miden por difracción de rayos X (su valor máximo es el límite elástico). Cuanta más tensión residual más ancho será el pico que muestre el difractograma.

Para que se produzca fatiga tiene que haber un valor de tensión de tracción máximo.

Condición superficial: Cualquier tratamiento en la superficie del material que modifique su resistencia a la fatiga.



Perdigonado o granallado:

Consiste en bombardear la superficie del material con bolitas metálicas de pequeño tamaño (perdigones de 0,1 a 1 Mm. de diámetro), que inducen una serie de tensiones superficiales de compresión (se denomina “Show Peening”).

Hay procesos de conformado que también inducen tensiones superficiales, mejorando la resistencia a la fatiga de la chapa.

Tratamientos de cementación y nitruración:

Es otro tipo de tratamiento superficial que aumenta la resistencia a la fatiga. Se hacen para endurecer al material (sobre todo aceros), elevando la resistencia a la fatiga del material considerablemente, induciendo una serie de tensiones superficiales de compresión.

Un tratamiento muy negativo para la resistencia a la fatiga es la decarburización. Esto consiste en que el acero pierde átomos de carbono en su zona más externa (como consecuencia del conformado en caliente). Esto ablanda la superficie, disminuyendo su resistencia a la fatiga.

Revestimientos metálicos superficiales:

Pueden ser recubrimientos por deposición (galvanizado) o recubrimientos electrolíticos (cromado, niquelado). Queda hidrógeno atómico ocluido en la superficie del material como consecuencia de este recubrimiento. Cuando el hidrógeno se recombina en hidrógeno molecular se fragiliza el material (esto se produce sobre todo en los aceros). Debido a todo esto podemos concluir que estos recubrimientos producen peor resistencia a fatiga.

Tamaño y orientación del grano:

Resulta muy complejo de estudiar. Tamaños de grano pequeños aumentan la resistencia a la fatiga del material (teóricamente). Sin embargo experimentalmente se obtienen resultados contradictorios.

## **CAPÍTULO 3**

### **SIMULACIÓN DEL FLAP EN VUELO UTILIZANDO SOFTWARE ADECUADO**

#### **3.1 SOFTWARE ADECUADO PARA REALIZAR LA SIMULACIÓN DEL FLAP**

SolidWorks: es el primer sistema de CAD que ofrece una propuesta de diseño en 3D natural Windows. De uso sencillo y fácil de aprender, SolidWorks ofrece las funciones más avanzadas en el campo de la modelización de piezas, la definición de formas complejas, la creación y la gestión de grandes montajes y su plasmación en planos. SolidWorks ofrece una relación potencia / precio que permite una amortización rápida de la inversión.

SolidWorks, ofrece más de 150 mejoras e innovaciones basadas en las propuestas de los usuarios, un empleo sencillo sin precedentes, así como un camino evolutivo, simple y completo, que permite pasar de un entorno de diseño en 2D a otro en 3D. SolidWorks presenta importantes mejoras en los campos siguientes: gestión de archivos, plasmación en planos, desarrollo de montajes complejos, facilidad de manejo, modelización, creación de superficies, etc.

A semejanza de otros programas de flúidos de cómputo de la dinámica, COSMOSFloWorks "combina un alto nivel la funcionalidad y exactitud con facilidad de empleo.

Encajado completamente dentro de SolidWorks, COSMOSFloWorks es perfecto para este trabajo de ingeniería que necesita del análisis de flujo, pero no es necesariamente un experto en la materia de la simulación fluida. Un acercamiento meta-orientado permite que usted gane fácilmente la penetración en el funcionamiento de su diseño bajo condiciones verdaderas de la palabra.

COSMOSFloWorks se puede utilizar en un arsenal diverso de usos y se ha diseñado ser extremadamente flexible. Si estamos desarrollando el ala de un aeroplano, un automóvil, o una válvula de escape, usar COSMOSFloWorks

en el ciclo de desarrollo de producto puede ayudarle a construir un producto mejor en menos tiempo.

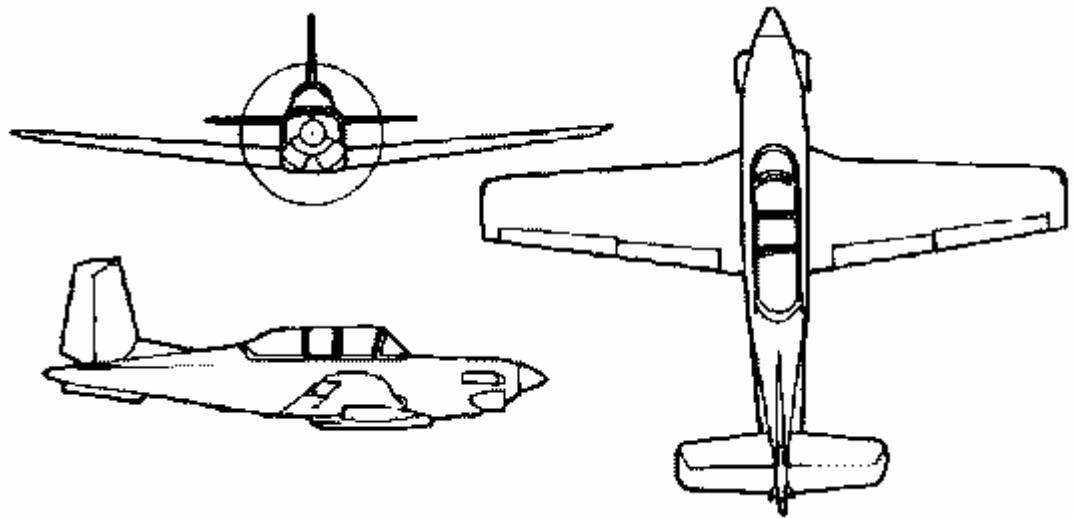
### **3.2 CARGAS PARA LA SIMULACIÓN DEL FLAP *DEL AVIÓN T-34***

El Mentor es un avión de entrenamiento primario/básico diseñado en la década del 50 por Walter Beech, ingeniero y fundador de la conocida fábrica Beechcraft de los EE.UU. El T-34 nace como un requerimiento de la FA de ese país (USAF) de contar con aeronaves de entrenamiento que suplanten al conocido AT-6 Texan. Beechcraft gana el contrato de fabricación debido a su sólida reputación como fabricante de aeronaves (M35 Beechcraft Bonanza) y el éxito conseguido en el riguroso proceso de pruebas llevado a cabo por la USAF.

El 4 de marzo de 1953 el modelo Beech Modelo 45 entra en servicio con la denominación T-34. A lo largo de su existencia son producidas 450 unidades para la USAF, 350 por Beech para fines de exportación y 100 más fabricados bajo licencia en Canadá.

Un requerimiento inicial de dotar al T-34 con dos ametralladoras de 7.62mm y puntos duros sub-alaes capaces de cargar 6 cohetes o dos bombas de 68kg, para el rol de apoyo cercano es rechazado por la USAF. Sin embargo, la opción de artillar al T-34 sería aplicada en otros países. En 1953, 36 T-34 entran en servicio en Chile mediante un contrato por 1 millón de dólares, estando en servicio en ese país durante 34 años. Poco después, la Fuerza Aérea Colombiana se convertiría en el segundo usuario de T-34A en Latinoamérica.

El T-34C también es usado por la FA y Naval de Ecuador para adiestramiento de pilotos en formación y en este momento se encuentran varias aeronaves en etapa de modernización en el CEMA-DIAF.



**Figura 3-1: Vistas del avión T-34. (Ref. Manual de mantenimiento)**

#### Especificaciones del Avión T34c

Longitud: 28' 8" (8.74 m)

Altura: 9' 10" (3.0 m)

Longitud de ala: 33' 3.9" (10.16 m)

Área de ala: 179.90 se et (16.71 se m)

Peso sin carga: 2,630 lb. (1,192 Kg.)

Carga Máxima: 4,300 lb. (1,950 Kg.)

Propulsión:

Número de motores: 1

Planta de poder: Pratt & Whitney PT6A-25

Caballos de potencia: 715 hp.

Performance:

Rango: 749 miles (1,206 Km.)

Velocidad de crucero: 247 MPH (397 Km./h 214.59 Kt.)

Máxima Velocidad: 257 MPH (413 Km./h 223.24 Kt.)

Rango de ascenso: 1275 ft./min. (388.60 m/min.)

Techo: 30,000 ft. (9143.60 m)

### 3.3 DISEÑO DEL FLAP EN EL SOLIDWORKS CON EL COSMOSFLOWWORKS

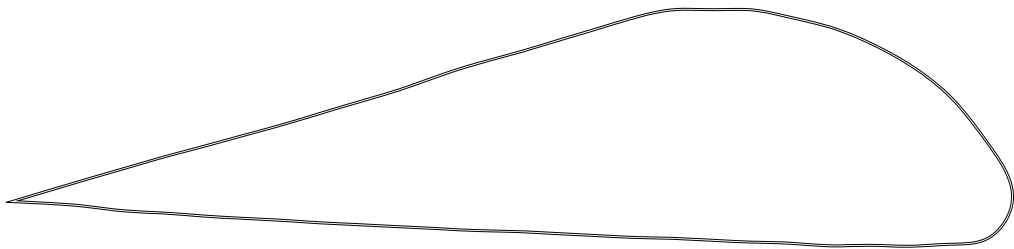
En primera instancia se debió utilizar el autocad, para realizar los perfiles aerodinámicos, utilizando un plano de referencia se tomo cierto numero de puntos del Flap muestra logrando dibujar el perfil en el programa antes mencionado, Estos nos sirvieron posteriormente para poder construir la piel realizando una importación al SolidWorks. Para el diseño de los perfiles se trabajo en dos dimensiones por lo cual se tomo datos en los ejes “x” y “y”.

**Tabla 3-1 : Datos para dibujar los perfiles aerodinámicos del flap.**

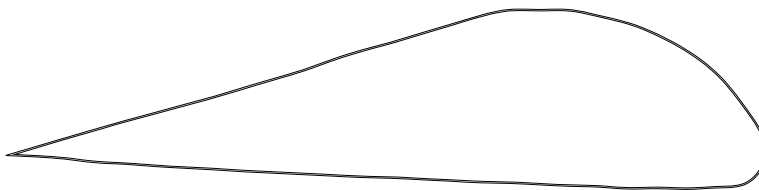
PERFIL AERODINÁMICO GRANDE			PERFIL AERODINÁMICO PEQUEÑO		
X	Y1	Y2	X	Y1	Y2
2	0.6	0.1	2	0.48	0.18
4	1.2	0.25	4	0.98	0.35
6	1.78	0.49	6	1.4	0.5
8	2.36	0.6	8	1.85	0.65
10	2.9	0.75	10	2.4	0.8
12	3.45	0.87	12	2.92	0.9
14	4.0	0.97	14	3.4	1.1
16	4.6	1.1	16	3.9	1.2
18	5.2	1.2	18	4.3	1.3
20	5.8	1.3	20	4.8	1.48
22	6.51	1.4	22	5.3	1.6
24	7.15	1.5	24	5.8	1.7
26	7.7	1.55	26	6.1	1.75

28	8.3	1.65
30	8.9	1.75
32	9.5	1.85
34	9.9	1.9
36	9.89	2.0
38	9.5	2.09
40	9.0	2.15
42	8.2	2.28
44	7.1	2.25
46	5.55	2.3
48	3.1	2.2
50	3.1	1.9
51.29	0	0

28	6.3	1.8
30	6.3	1.8
32	5.95	1.9
34	5.4	2.0
36	4.4	2.0
38	2.7	2.0
39	1.2	1.35
39.55	0	0



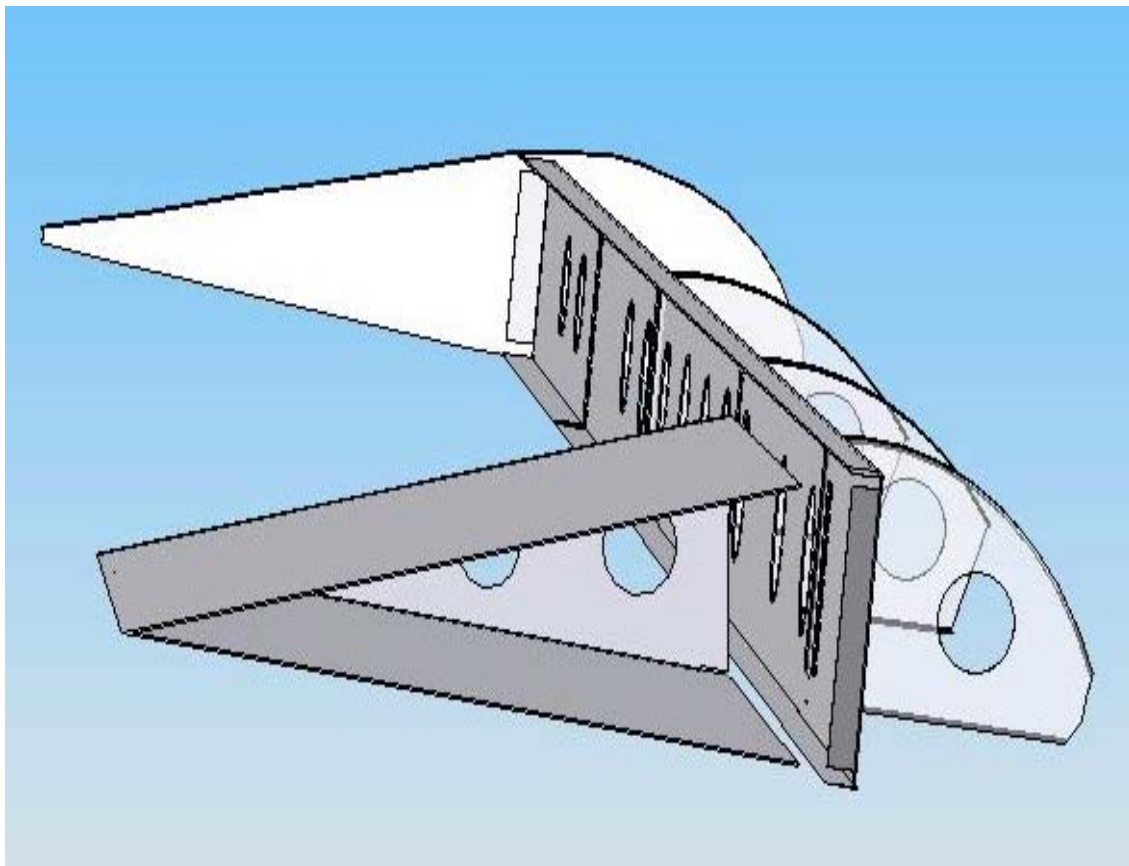
**Figura 3-2 : Perfil aerodinámico grande realizado en autocad con los datos de la tabla.**



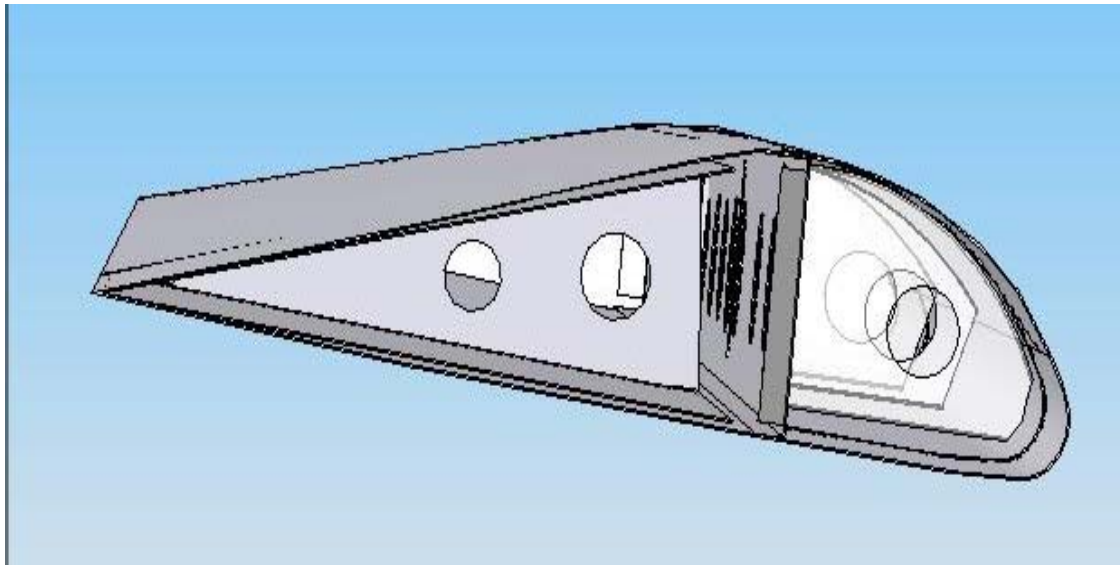
**Figura 3-3: Perfil aerodinámico pequeño realizado en autocad con los datos de la tabla.**

Una vez con los perfiles aerodinámicos en solidworks, en primera instancia se realizo el diseño de las diferentes piezas que van a conformar la estructura del flap del avión T34C-1 y mas tarde realizar la simulación en el cosmosflowworks aplicando las cargas respectivas arriba expuestas del avión en cuestión, para realizar el análisis donde obtendremos los resultados para tener conocimiento de la máxima presión que ocurrirá en este avión a velocidad máxima.

Siendo así se desarrollo la piel y las tapas de la piel con los perfiles aerodinámicos importados del autocad, vigas y costillas con las medidas y datos obtenidos del flap. Luego de esto realizamos un ensamble con todas estas partes que forman el flap del avión T34 C1 como se puede observar en las figuras siguientes:



**Figura 3-4 : Vista de las diferentes costillas y vigas que forman parte del flap del avión T34 (realizado en solidworks).**

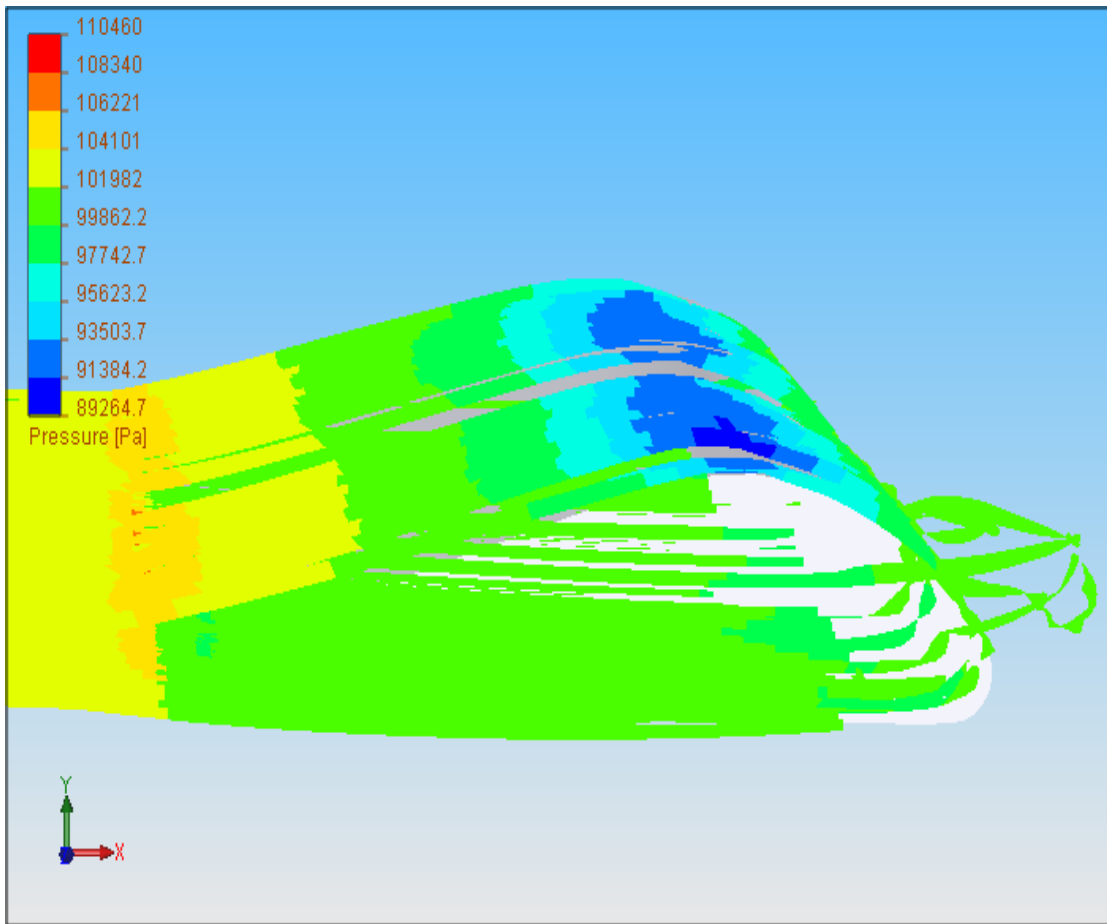


**Figura 3-5 : Vista del flap incluida la piel del avión T34 C1 (solidworks).**

### **3.4 RESULTADOS**

Luego de ingresar datos como el tipo de material, velocidad de vuelo y restricciones, mandamos a ejecutar el programa utilizado obteniendo un grafico en donde podemos observar los esfuerzos admisibles:





**Figura 3-6 : Análisis del flap en el software Cosmosfloworks.**

Del análisis expuesto en la figura 3.6 obtenemos los valores correspondientes a las presiones que se producen en vuelo en el flap del avión T34, así obtenemos una presión máxima de 101982 Pa. La misma que nos servirá para comparar con los datos obtenidos en los ensayos mecánicos de laboratorio y ver que tan admisible es seguir operando con control de vuelo.

# **CAPÍTULO 4**

## **CARACTERIZACION EXPERIMENTAL**

### **4.1 REVISIÓN DE NORMAS APLICABLES**

Para la elaboración de las probetas se aplican las normas ASTM 399 y normas ASTM 256, las mismas que tratan sobre los ensayos para mecánica de fractura y nos dan los dimensionamientos de probetas y características de estas: dimensiones y formas.

Ver anexo E.

En los ensayos no destructivos se aplica para tintes penetrantes las normas ASTM E 1417.

Ver anexo D.

### **4.2 ESTUDIO MICROESTRUCTURAL Y MACROESTRUCTURAL**

Antes de nada debemos acotar que estos estudios son parte de la metalografía misma que es la disciplina que estudia microscópicamente las características estructurales de un metal o de una aleación. Sin duda, el microscopio es la herramienta más importante de estos estudios tanto desde el punto de vista científico como desde el técnico. Es posible determinar el tamaño de grano, forma y distribución de varias fases e inclusiones que tienen gran efecto sobre las propiedades mecánicas del metal. La microestructura revelará el tratamiento mecánico y térmico del metal y, bajo un conjunto de condiciones dadas, podrá predecirse su comportamiento esperado.

#### 4.2.1 MICROGRAFÍA

Micrografía es la observación de la superficie de un metal pulida y atacada convenientemente, la misma que se lleva a cabo con un microscopio cuyo aumento es superior a 20 diámetros, se denomina microestructura. Para la caracterización de nuestros materiales (aluminios) realizamos varios procesos como:

Preparación de la muestra.

Las muestras fueron seleccionadas de planchas de aluminio de un tipo: 6061 T4 mismos que son los que se necesita examinarse y en la orientación apropiada. Es decir, si el flujo de grano o la distorsión es importante, puede ser que una sección transversal de la parte no muestre granos alargados; únicamente una tajada paralela a la dirección de laminado revelaría adecuadamente los granos alargados debido al laminado. Algunas veces se requiere más de una muestra. Usualmente, una soldadura se examina por medio de una sección transversal.

Los materiales blandos (de durezas menores a 35 Rc) pueden seccionarse por aserrado, pero los materiales más duros deben cortarse con un disco agresivo. Las sierras de corte metalúrgico con hojas abrasivas y flujo de refrigerante son las herramientas que se usan para este propósito. La muestra no debe sobrecalentarse, no importa si es dura o blanda. Las estructuras de grano pueden alterarse con una alta temperatura de corte.

Las muestras pequeñas o de forma incomoda deben montarse de alguna manera para facilitar el pulido intermedio y final. Alambres, varillas pequeños muestras de hoja metálica, secciones delgadas, etc. Deben montarse en un material adecuado o sujetarse rígidamente en una monta mecánica. En nuestro caso no fue necesario debido al tamaño de las muestras escogidas mismas que nos facilitaron el agarre.



**Figura 4-1 : Corte de las probetas utilizando la rápida (taller de estructuras CIDFAE)**

A menudo, se utiliza los plásticos termofijos conformándolos con calor y presión alrededor de la muestra. La resina termo fijada que más se emplea para montar muestras es la baquelita.



**Figura 4-2 : Utilización del taladro de precisión para elaboración de agujeros en las muestras (laboratorio de máquinas y herramientas CEMA).**

Pulido de la muestra.

Los granos y otras características de las probetas de aluminio no pueden verse al menos que la muestra se desbaste y se pula para eliminar las ralladuras. Se utilizan diferentes métodos de pulido tales como el electrolítico, el rotatorio o el de vibración.

El procedimiento que utilice y el más común consistió en desbastar primero la superficie de la muestra en una lijadora rotatoria, luego se paso al pulido intermedio:

-Pulido intermedio.

La muestra se pulió sobre una serie de hojas de esmeril o lija con abrasivos más finos, sucesivamente.

El primer papel es generalmente no. 1, luego 1/0, 2/0, 3/0 y finalmente 4/0. Por lo general, las operaciones de pulido intermedio con lijas de esmeril se hacen en seco; sin embargo, en nuestro caso, como el de preparación del aluminio y al ser este un material suave, se puede usar un abrasivo como el agua la cual tiene mayor rapidez de remoción y, impedir de esta forma el sobrecalentamiento de la muestra, minimizando el daño cuando los metales son blandos y también proporciona una acción de enjuague para limpiar los productos removidos de la superficie de la muestra, de modo que el papel no se ensucie.

#### -Pulido fino

El tiempo utilizado y el éxito del pulido fino dependen en mucho del cuidado puesto durante los pasos de pulido previo. La última aproximación a una superficie plana libre de ralladuras se obtiene mediante una rueda giratoria húmeda cubierta con un paño especial cargado con partículas abrasivas cuidadosamente seleccionadas en su tamaño. Existe gran posibilidad de abrasivos para efectuar el último pulido. En tanto que muchos harán un trabajo satisfactorio parece haber preferencia por la forma gama del óxido de aluminio para pulir materiales ferrosos y de los basados en cobre, y óxido de serio para pulir aluminio, magnesio y sus aleaciones. Otros abrasivos para pulido final que se emplean a menudo son la pasta de diamante, óxido de cromo y óxido de magnesio.

La selección de un paño para pulir depende del material que vaya a pulirse y el propósito del estudio metalográfico. Se pueden encontrar paños de lanilla o pelillo variable, desde aquellos que no tienen pelillo (como la seda) hasta aquellos de pelillo intermedio (como paño de ancho, paño de billar y lonilla) además de aquellos de pelillo profundo (como el terciopelo). También se pueden encontrar paños sintéticos para pulir con fines de pulido general, de los cuales el gamal y el micro paño son los que se utilizan más ampliamente. Una muestra pulida en forma de cuadro mostrará únicamente las inclusiones no metálicas; además, estará libre de ralladuras.

#### Ataque químico de la muestra.

El propósito del ataque químico es hacer visibles las características estructurales del metal o aleación. El proceso debe ser tal que queden claramente diferenciadas las partes de la micro estructura. Esto se logra

mediante un reactivo apropiado que somete a la superficie pulida a una acción química. Los reactivos que se utilizan consisten en ácidos orgánicos o inorgánicos y los álcalis disueltos en alcohol, agua u otros solventes. En la tabla que se muestra a continuación se observan los reactivos más comunes para las aleaciones de aluminio de nuestras muestras.

**Tabla 4-1 : Componentes químicos y tiempos de ataque para las muestras de aluminio utilizadas en los ensayos microestructurales.**

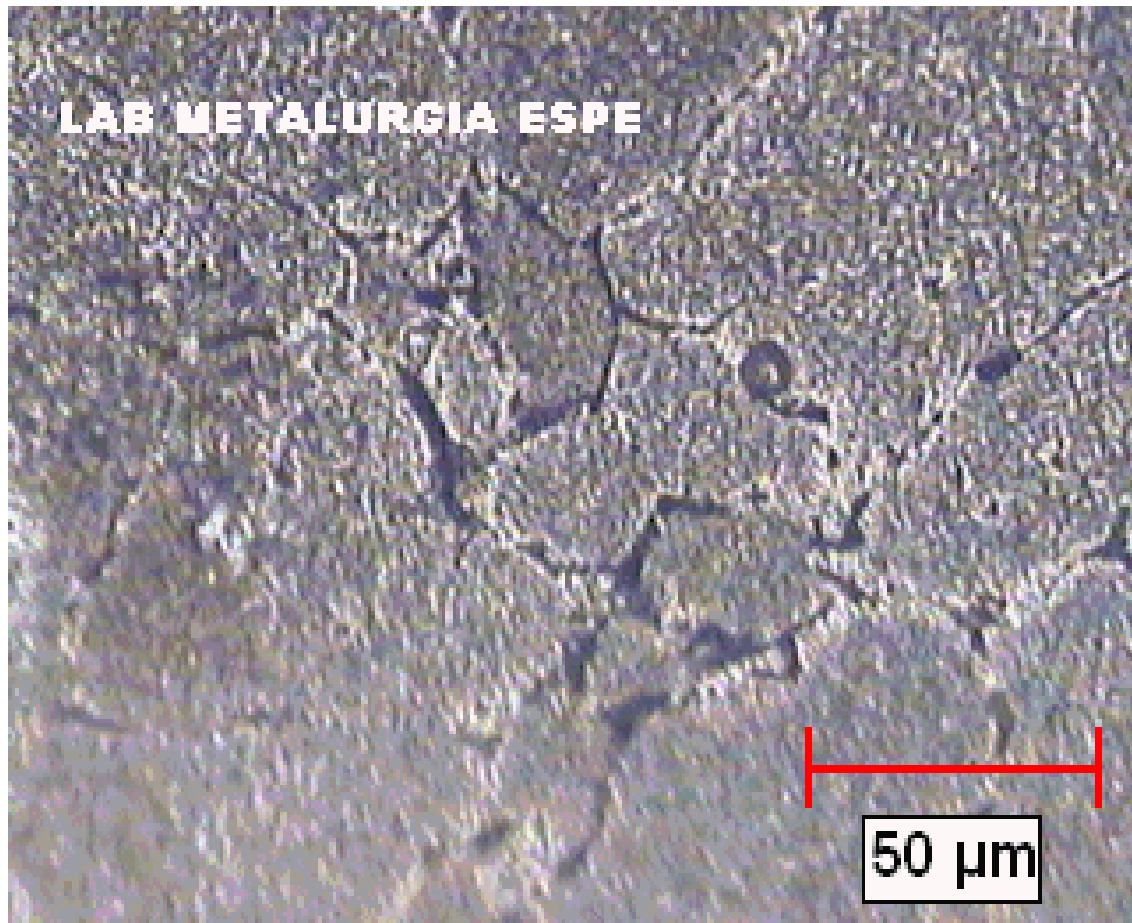
TIPO DE MATERIAL	COMPONENTE QUÍMICO	TIEMPO DE ATAQUE QUÍMICO
Aluminio Puro y Aleaciones	80 ml H <sub>2</sub> O destilada con 20ml H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	30 seg. a 3 min. a 70 °C
	25(50)ml CH <sub>3</sub> O <sub>4</sub> ; 25(30)ml HCl; 25(30)ml 25(30) ml HNO <sub>3</sub>	10 A 60 seg. 20 a 25 °C
	60 ml de H <sub>2</sub> O destilada; 10 gr. NAOH.	2 minutos.

Las muestras pueden ahora atacarse durante el tiempo necesario sumergiéndolas boca abajo en una solución contenida en una caja de Petri. Un método opcional consiste en aplicar el reactivo con un gotero para ojos. Si el tiempo de ataque es demasiado corto, la muestra quedará subatacada y los límites de grano y otras configuraciones se verán desvanecidos e indistintos cuando se observen en el microscopio. Si el tiempo de ataque es demasiado largo, la muestra se sobre atacará y quedará muy oscura, mostrando colores no usuales. El tiempo de ataque debe controlarse muy cuidadosamente.

La acción del ataque se detiene al colocar la muestra bajo una corriente de agua. Límpiase la muestra con alcohol y utilice una secadora de pelo para terminar de secarla. Cuídese de no frotar la muestra pulida y atacada con alguna tela o con los dedos, porque esto altera la condición superficial del metal.

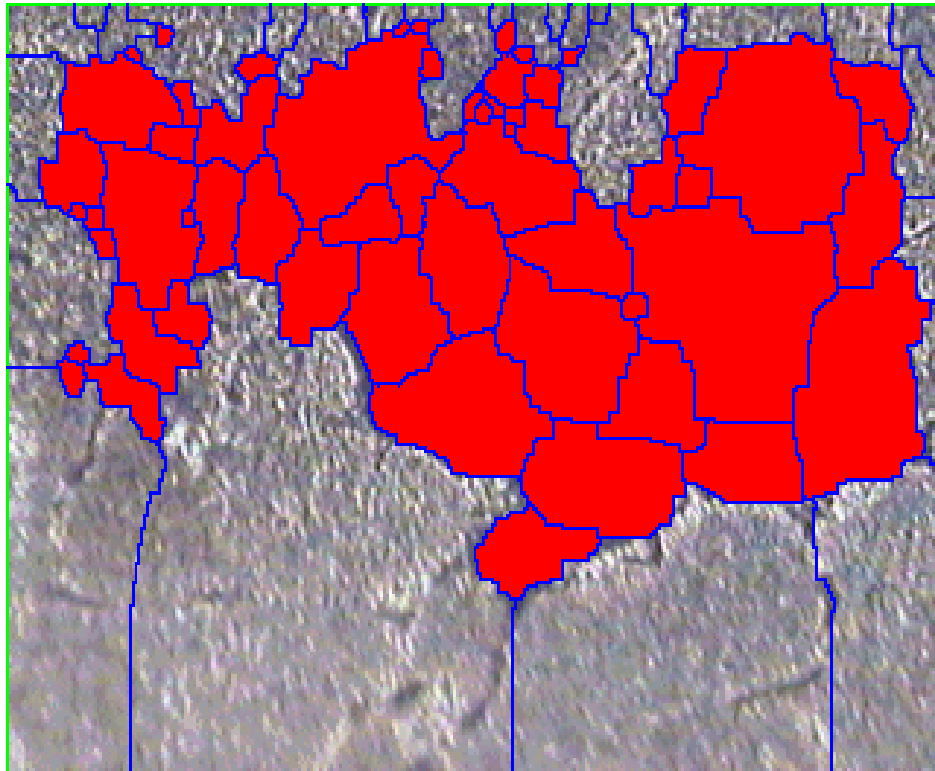
### Medición del tamaño de grano

Luego del ataque químico de las muestras trasladamos las mismas al microscopio para medir el tamaño de grano y constatar el mismo con las características especificadas por el fabricante. Existen diversos métodos para determinar el tamaño de grano, como se ven en un microscopio. El tamaño de grano se determina por medio de la cuenta de los granos en cada pulgada cuadrada bajo un aumento de 100X. En nuestro caso todo eso lo hace un programa implementado en el laboratorio de metalurgia obteniendo resultados parecidos a los que nos da el fabricante así:

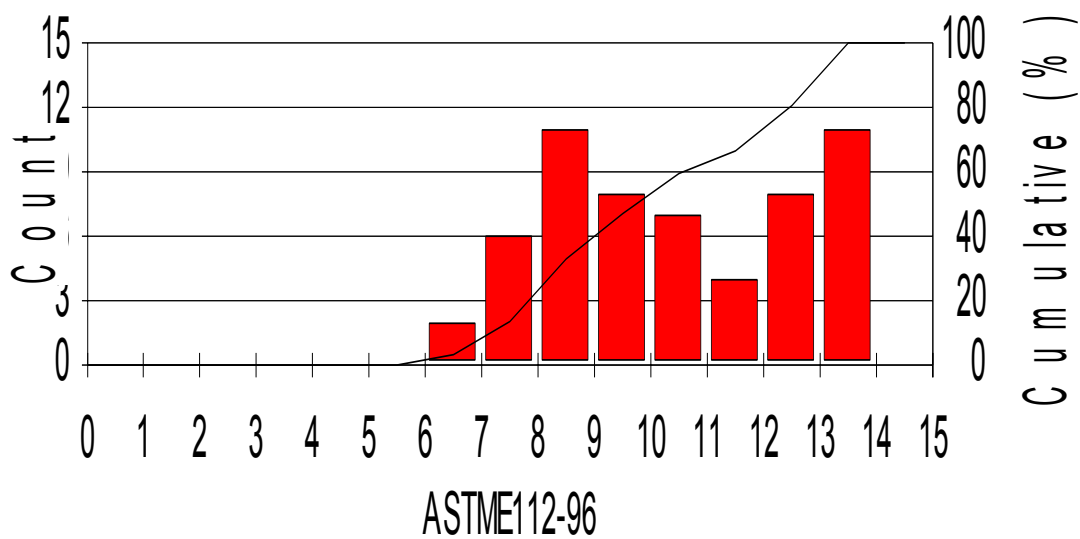


**Figura 4-3 : Medición Del tamaño de grano con el Software implementado en el laboratorio de metalurgia (ESPE).**





**Figura 4-4 : Imagen binarizada para observar los granos de la aleación de aluminio.**



**Figura 4-5 : Histograma de distribución de partículas.**

## Estadísticas

Mínimo: 6,47

Máximo: 13,93

Consideración #: 9,65 (este es el promedio de medición de Grano)

Alta copa: 57

Bajo: 0

Sobre: 0

Aceptado: 100%

Cálculo presentado: 1

Área presentada: 30283,2  $\mu\text{m}^2$

Área total: 30283,2  $\mu\text{m}^2$

G=4.276

G<5 grano grueso; 62 micras

### 4.2.2 MACROGRAFÍA

Es una técnica utilizada para analizar las superficies metálicas, siendo previamente éstas preparadas o no, sin la ayuda de instrumentos ópticos con gran poder de agrandamiento. Sirviendo estos para identificar heterogeneidades o defectos, siendo asociados al material o el proceso de la producción que se ha usado. También un estudio macroestructural puede ser realizado con una observación a simple vista de la superficie del metal en estudio, poniéndose de manifiesto la configuración y distribución de determinados elementos estructurales que constituyen la macroestructura.

Inspección preliminar:

Esta inspección se realiza con el fin de obtener la información con respecto al origen de la muestra, condiciones de uso que puedan generar las fallas, propiedades que pueden contribuir con la identificación del material (el magnetismo, dureza, la densidad, etc.). Ya que una vez iniciada la preparación de la muestra que la información puede ser difícil de ser obtenida.

Corte de la muestra:

Los métodos principales para el corte son el mecánico, soplete, el electroerosión, el láser, etc. EL corte con el disco abrasivo refrigerado es bastante común en la preparación de macro/micrográficas de las muestras dónde la opción del tipo del disco debe obedecer la regla siguiente: el material “duro” está cortado con el disco “suave”; el material “suave” está cortado con el disco “duro”. Se debe también escoger la sección apropiadamente para el corte, además todas las muestras deben ser tratadas con mucho cuidado para evitar alteraciones en la estructura del material a ser inspeccionado.

Pulido de la superficie:

En el pulido de las superficies a ser inspeccionadas macrográficamente se utiliza lijas de esmeril y además un abrasivo como el agua por tratarse de la preparación de muestras de aluminio el cual es un material suave, se utiliza agua como abrasivo por tener mayor rapidez de remoción y, impedir de esta forma el sobrecalentamiento de la muestra y promoverá la limpieza de los residuos generados. Durante el pulido de la superficie debe evitarse una presión excesiva sobre el pedazo, lo que originaría la creación de varias superficies durante el procedimiento.

Revelación de la macroestructura:

Para la visualización de la macroestructura en la superficie de las muestras se usa ataques químicos específicos de acuerdo al tipo de material analizado. Así dependiendo del material de estudio y del reactivo los ataques pueden ser rápidos (segundos) o lento (horas). Obtenemos una buena respuesta química de la muestra a los reactivos usados cuando podemos observar los detalles como: la presencia de capas superficiales que permitirán diferenciar la estructura, textura causada por la deformación plástica, los defectos, la segregación, etc.

Conclusiones:

Basado en las experiencias se determina que los ataques químicos son de gran importancia para lograr un buen resultado macrográfico de la muestra.

### 4.3 CALIBRACIÓN DE EQUIPOS.

La calibración se define como el conjunto de operaciones que establecen, en unas condiciones especificadas, la relación que existe entre los valores indicados por un instrumento o sistema de medidas o los valores representados por una medida materializada y los correspondientes valores conocidos de una magnitud de medida.

Así se debe comprobar que el valor conocido proporcionado por el patrón, el cual puede ser obtenido a partir de un patrón físico o un material de referencia certificado, se expresa en la misma magnitud que mide el equipo, y que la relación entre el valor de magnitud conocido y el valor de equipo se suele expresar como una diferencia denominada corrección. Por lo tanto, en el proceso de calibración es fundamental el disponer de un patrón adecuado.

Al patrón de máxima calidad se lo conoce como patrón de referencia, que según el VIM. Corresponde a el que se conserva en un lugar determinado y en el que se fundan todas las medidas que se hacen en dicho lugar. Por lo general es un patrón de la máxima calidad metrológica.

La calibración de los equipos e instrumentos utilizados se realiza para obtener los siguientes resultados:

- Estimación de los errores de indicación del instrumento de medida, del sistema de medida o de la medida materializada, o asignar valores a las marcas de escalas arbitrarias.
- Determinación de otras propiedades metrológicas, como incertidumbre o diferentes valores de precisión.
- El resultado de una calibración debe ser recogido en un documento denominado certificado de calibración o informe de calibración.
- A veces se expresa el resultado de una calibración mediante un informe de calibración o de un conjunto de factores que puede tomar la forma de una curva de calibración.

La importancia de la calibración reside en darnos una fotografía instantánea de la situación de nuestro instrumento o sistema, a partir de la cual podemos efectuar las correcciones necesarias para asegurar su correcto funcionamiento.



**Figura 4-6 : Calibración de la máquina de ensayos universales (laboratorio de resistencia de materiales).**

#### Calibración de los equipos de NDI

En general, la calibración en sensibilidad se realiza a partir de reflectividades conocidas, originadas en mecanizados de agujeros de fondo plano o cilíndricos pasantes, pared infinita, ranuras varias, radios de  $V1/5$  o  $V2$  etc., que permitirán trazar una línea de referencia cuando la evaluación se realice por la técnica DAC (umbral) / AVG (altura de registro) o una curva DAC, por lo que en la planilla general complementaria, se deberá contemplar las diferentes formas de calibración en sensibilidad, considerando el palpador, rango y patrón a utilizar, por lo menos para los (A) Palpadores normales de ondas longitudinales, emisores – receptores simultáneos, (B) Palpadores normales de ondas longitudinales, emisores – receptores por separado y (D) Palpadores angulares de ondas transversales, emisores receptores simultáneos, y los patrones mecanizados de agujeros de fondo plano y cilíndricos pasantes. Las curvas resultantes, se deberán registrar en pantallas de equipo dibujadas sobre una hoja.

## Información obtenida en la calibración

Como consecuencia del proceso de calibración, se obtiene una información sobre la capacidad de medida actual de nuestro equipo, y se garantiza la comparabilidad mediante:

- Valor de la relación entre el valor del equipo y el valor proporcionado por el patrón.
- Corrección, en el caso de medidas directas, o función respuesta en caso de medidas indirectas. En ambos casos, esta relación nos indica uno o varios valores numéricos que tendremos que utilizar para obtener los valores verdaderos de nuestra medida.
- Incertidumbre, el valor numérico de la corrección o la función respuesta obtenida, tendrá una incertidumbre asociada debida al método utilizado, y al patrón y equipos utilizados. Esta incertidumbre, que se propaga a todos los resultados obtenidos, puede calcularse utilizando la información generada en el proceso de calibración.
- Trazabilidad, si la operación de calibración tiene como objetivo asegurar que nuestros resultados son comparables con el resto de laboratorios, el certificado o los registros de la calibración deberían garantizarnos la Trazabilidad de nuestros resultados a patrones apropiados.
- Evaluación de los resultados de la calibración

Como parte final de todo el proceso, y objetivo fundamental de la calibración de los equipos, es necesario realizar por parte del personal que va a utilizar el equipo o sistema de medida un análisis de los resultados obtenidos. De él se deben desprender si el equipo puede ser utilizado para el uso previsto (lo que conlleva que la incertidumbre asociada al equipo sea adecuada) y como debe ser utilizado (cual es la relación obtenida en el momento de la calibración).

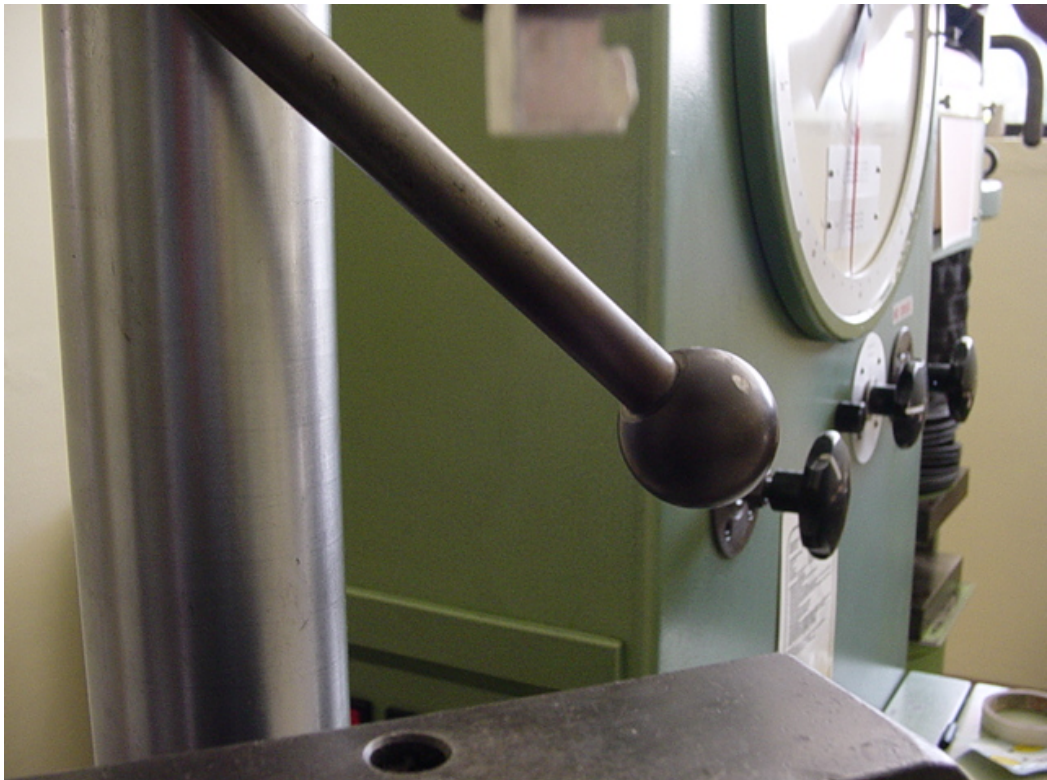
Esto puede dar lugar a tres posibles situaciones:

- a) El equipo puede ser utilizado en cuyo caso se identifica como tal, y se prevé su próxima fecha de calibración.
- b) El equipo puede ser utilizado con restricciones (realización de correcciones, utilización solo en una parte del rango, etc....).

- c) El equipo no puede ser utilizado, en cuyo caso se deberá definir si se manda reparar, o se puede realizar un ajuste con los propios medios del laboratorio.

Evidentemente esa evaluación debe realizarse en función de los requisitos solicitados a nuestros equipos en el proceso de medida y análisis, que en el caso de laboratorios dedicados al control de fabricación tendrán que ver con las tolerancias solicitadas a nuestros productos.

Para producir las fisuras y fracturas en las probetas de aluminio se utilizó las máquinas de el laboratorio de resistencia de materiales en donde se realizó la calibración de la maquina de ensayos universales y la maquina de cantiliver para ensayos charpy dejando a punto para las dimensiones de las probetas normalizadas por mecánica de fractura. Podemos observar en los anexos No. F.



**Figura 4-7 : Máquina de ensayos universales calibrada (laboratorio de resistencia de materiales).**

#### 4.4 CONSTRUCCIÓN DE PROBETAS.

La construcción de las probetas se desarrollo en laboratorios de la FAE en el ALA de Investigación y desarrollo número 12 en Latacunga, en donde se cuenta con fresadoras, tornos, taladros y demás maquinaria necesaria para obtener una precisión en el dimensionamiento de las probetas y evitar errores.

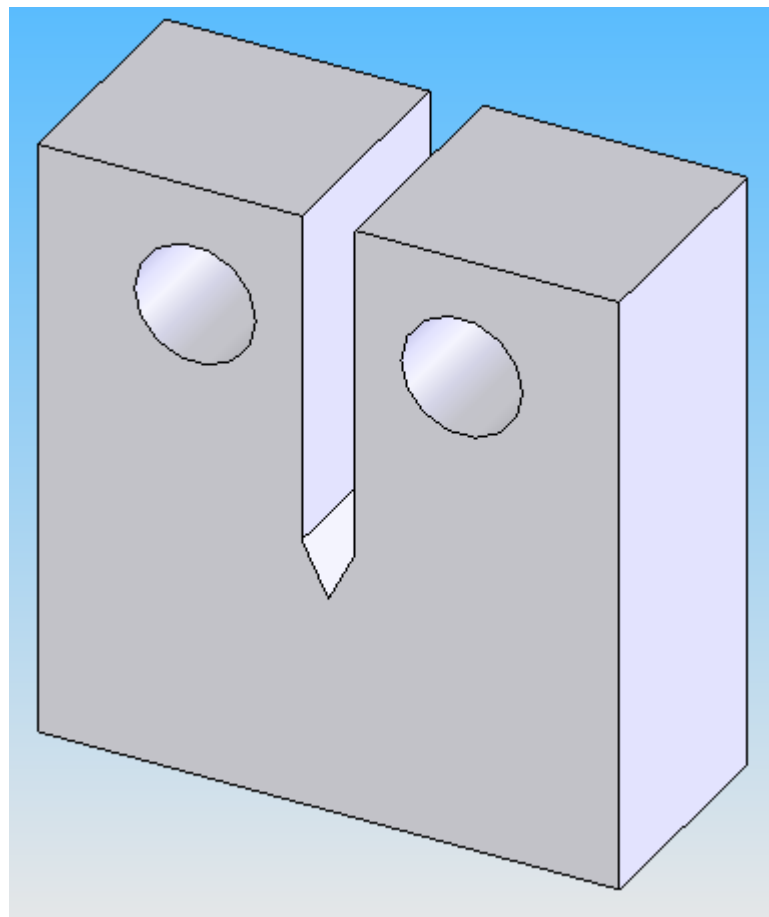
En primera instancia se tomo un tocho de aluminio de especificaciones dadas por el fabricante de los flaps (ver anexo A), llevando este a la cortadora de sierra como se ve en la figura No. 4.8.



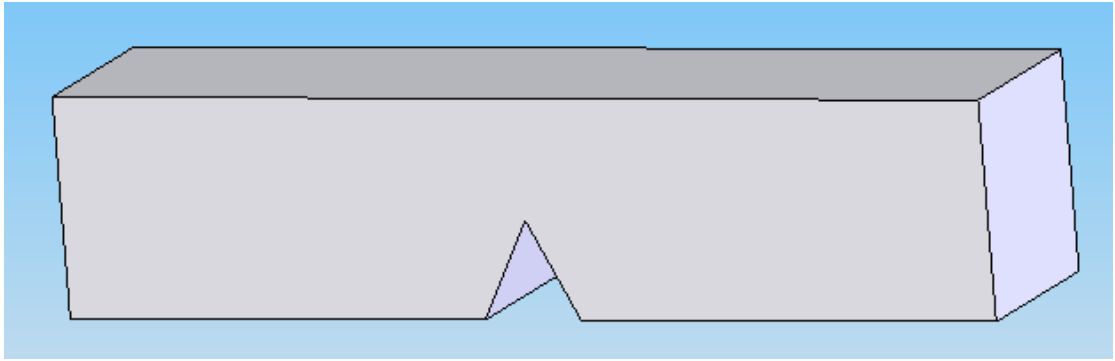
**Figura 4-8 : Corte del tocho de aluminio de planchas según especificaciones de las normas (laboratorio de máquinas y herramientas CEMA).**



El siguiente paso fue pasar las placas de la cortadora a el torno horizontal para darle el espesor especificado de acuerdo a las normas aplicadas (anexo E), A continuación se paso a cortar con la sierra eléctrica los pedazos longitudinales elaborando también el corte inicial para la fractura. En las probetas compactas luego de ser dadas las medidas de las normas se procede a perforar en los lugares indicados como se muestra en la figura No 4.9. De esta forma quedan listas para someterles a los esfuerzos en la máquina de ensayos universales.



**Figura 4-9 : Probeta compacta para ensayos de mecánica de fractura con dimensiones de acuerdo al anexo E.**



**Figura 4-10 : Probeta longitudinal para ensayos de mecánica de fractura con dimensiones de acuerdo al anexo E.**

## **4.5 EJECUCIÓN DE ENSAYOS.**

Antes de usar las máquinas de los laboratorios de resistencia de materiales por primera vez, el operador debe familiarizarse con estas; antes de colocar una probeta en una de las máquinas debemos comprobar que el dispositivo de carga de la máquina dé la inclinación de carga, y de ser necesario se hagan los ajustes si fuesen necesarios.

Al colocar una probeta en una máquina, el dispositivo de sujeción debe de revisarse para cerciorarse de que funcione debidamente. La velocidad del ensayo no debe ser mayor que aquella de la cual las lecturas de carga y otras pueden tomarse con el grado de exactitud deseada.

### **4.5.1 MECÁNICOS**

Para los ensayos mecánicos se coordinó con el laboratorio de resistencia de materiales para realizar los ensayos necesarios para poder fracturar el material utilizado y requerido por la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Los datos que se obtuvo en estos ensayos podemos observar en las tablas: 4.2, 4.3.

**Tabla 4-2 : Datos obtenidos en el ensayo de flexión en la probeta de plegado.**

DATOS DEL ENSAYO DE FLEXION EN LA PROBETA DE PLEGADO						
	MATERIAL	PESO DEL CABEZAL(Kg.)		1 Kg/m <sup>2</sup> = 9.8 Pa		
	6061	135				
CARGA INICIAL(Kg.)	CARGAS FRACTURA(Kg.)	Cargas – P. Cabezal		Área(m <sup>2</sup> )	f(a/w)	K <sub>Q</sub> (MPa.m <sup>1/2</sup> )
290	310	155	175	4,4387E-05	2,29	70.83
293	311	158	176	4,4387E-05	2,29	71.24
291	309	156	174	4,4387E-05	2,29	67.66
290	309	155	174	4,4387E-05	2,29	67.66
SUMATORIA		624	699			277.39
PROMEDIO		156	174.75			69.34

Ejemplos de cálculos:

Área transversal = 6.99mmX 6.35mm

Área = 4,438 x 10<sup>-6</sup>m<sup>2</sup>

f(a/w) = factor geométrico adimensional

P<sub>Q</sub> = Carga aplicada a las probetas.

K<sub>I</sub> = Factor de intensidad de tensiones

S, B, W y a = Dimensiones de las probetas según las normas del anexo E.

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = \frac{3\left(\frac{a}{w}\right)^{1/2} \left[ 1.99 - \left(\frac{a}{w}\right)\left(1 - \frac{a}{w}\right) \left( 2.15 - 3.93 \frac{a}{w} + 2.7\left(\frac{a}{w}\right)^2 \right) \right]}{2\left(1 + 2\frac{a}{w}\right)\left(1 - \frac{a}{w}\right)^{3/2}}$$

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = \frac{3\left(\frac{6.35}{127}\right)^{1/2} \left[ 1.99 - \left(\frac{6.35}{127}\right)\left(1 - \frac{6.35}{127}\right) \left( 2.15 - 3.93 \frac{6.35}{127} + 2.7\left(\frac{6.35}{127}\right)^2 \right) \right]}{2\left(1 + 2\frac{6.35}{127}\right)\left(1 - \frac{6.35}{127}\right)^{3/2}}$$

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = 2.29$$

$$K_Q = \left( \frac{P_Q S}{BW^{3/2}} \right) \cdot f\left(\frac{a}{W}\right)$$

$$K_Q = \left( \frac{175 \text{ Kg} \cdot 50.8 \text{ mm}}{6.35 \text{ mm} \cdot (12.7 \text{ mm})^{3/2}} \right) \cdot 2.29$$

$$K_Q = 70.83 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$$

$$K_{IC} = \frac{3}{2} \cdot K_Q \cdot \left( \frac{a}{w} \right)^{1/2}$$

$$K_{IC} = \frac{3}{2} \cdot 70.83 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2} \cdot \left( \frac{6.35}{12.7} \right)^{1/2}$$

$$K_{IC} = 75.30 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$$

**Tabla 4-3 : Datos obtenidos en el ensayo de tracción en la probeta compacta.**

DATOS DEL ENSAYO DE TRACCIÓN EN LA PROBETA COMPACTA					
MATERIAL		PESO DEL CABEZAL(Kg)		1 Kgf/m = 9.8 Pa	
Aluminio 6061		135			
CARGAS INICIALES(Kg)	CARGAS		Area(m)	f(a/w)	K <sub>Q</sub> (MPa.m <sup>1/2</sup> )
250	260	125	3,6322E-05	8.34	46.06
245	255	120	3,6322E-05	8.34	44.22
238	265	130	3,6322E-05	8.34	47.90
212	230	95	3,6322E-05	8.34	35.02
200	212	77	3,6322E-05	8.34	28.38
214	222	87	3,6322E-05	8.34	32.07

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = \frac{\left[ 2 + \frac{a}{w} \left[ 0.886 + 4.64 \frac{a}{w} - 13.32 \left( \frac{a}{w} \right)^2 + 14.72 \left( \frac{a}{w} \right)^3 - 5.6 \left( \frac{a}{w} \right)^4 \right] \right]}{\left( 1 - \frac{a}{w} \right)^{3/2}}$$

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = \frac{\left[ 2 + \frac{6.35}{127} \left[ 0.886 + 4.64 \frac{6.35}{127} - 13.32 \left( \frac{6.35}{127} \right)^2 + 14.72 \left( \frac{6.35}{127} \right)^3 - 5.6 \left( \frac{6.35}{127} \right)^4 \right] \right]}{\left( 1 - \frac{6.35}{127} \right)^{3/2}}$$

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = 8.34$$

$$K_Q = \left( \frac{P_Q}{BW^{1/2}} \right) \cdot f\left(\frac{a}{W}\right)$$

$$K_Q = \left( \frac{125}{6.35 \times 12.7^{1/2}} \right) \cdot 8.34$$

$$K_Q = 46.06 \text{ MPa.m}^{1/2}$$

$$K_{IC} = \frac{3}{2} \cdot 46.06 \text{ MPa.m}^{1/2} \cdot \left( \frac{6.35}{12.7} \right)^{1/2}$$

$$K_{IC} = 46.34 \text{ MPa.m}^{1/2}$$

**Tabla 4-4 : Parámetros típicos de fractura (libro Introducción a la mecánica de fractura).**

Aleaciones de Aluminio	$s_y$ (Mpa.)	$K_{IC}$ (Mpa.m <sup>1/2</sup> )	
2024-T8	455	26.4	
7075-T6	495	24.2	
Datos obtenidos de las practica		$K_{IC}$ (Mpa.m <sup>1/2</sup> )	%dif
6061-T4	Longitudinal	28	7.8
	Compacta	67	157.6

Ejemplo de cálculo de tamaño de muesca que el material puede soportar.

Un componente estructural de chapa de un diseño de ingeniería debe soportar 207 Mpa. de tensión. Si se usa una aleación de aluminio 6061 T4 para esta aplicación. Cual es el mayor tamaño de muesca interna que este material puede soportar?.

$$a = \frac{1}{\pi} \left( \frac{K_{IC}}{y\sigma} \right)^2$$

y = constante geométrica dimensional del orden 1

a = longitud de la grieta

s = esfuerzo aplicado

$$a = \frac{1}{\pi} \left( \frac{28 \text{ Mpa}}{207 \text{ Mpa}} \right)^2 = 5.18 \text{ mm}$$

Por tanto el mayor tamaño de la muesca interna que esta chapa puede soportar es de 2a, es decir 10.36mm.

Luego de los ensayos mecánicos, utilizamos el Microscopio de Barrido Electrónico (MBE) con la finalidad de observar con más claridad la forma de

propagación de las fisuras en el aluminio que se realizó los distintos ensayos de laboratorio de Resistencia de materiales.

#### Microscopio de Barrido Electrónico (MBE)

La potencia amplificadora de un microscopio óptico está limitada por la longitud de onda de la luz visible. El microscopio electrónico utiliza electrones para iluminar un objeto. Dado que los electrones tienen una longitud de onda mucho menor que la de la luz pueden mostrar estructuras mucho más pequeñas. La longitud de onda más corta de la luz visible es de alrededor de 4.000 ángstroms (1 ángstrom es 0,000000001 metros). La longitud de onda de los electrones que se utilizan en los microscopios electrónicos es de alrededor de 0,5 ángstroms.

Todos los microscopios electrónicos cuentan con varios elementos básicos. Disponen de un cañón de electrones que emite los electrones que chocan contra el espécimen, creando una imagen aumentada. Se utilizan lentes magnéticas para crear campos que dirigen y enfocan el haz de electrones, ya que las lentes convencionales utilizadas en los microscopios ópticos no funcionan con los electrones. El sistema de vacío es una parte relevante del microscopio electrónico. Los electrones pueden ser desviados por las moléculas del aire, de forma que tiene que hacerse un vacío casi total en el interior de un microscopio de estas características. Por último, todos los microscopios electrónicos cuentan con un sistema que registra o muestra la imagen que producen los electrones.

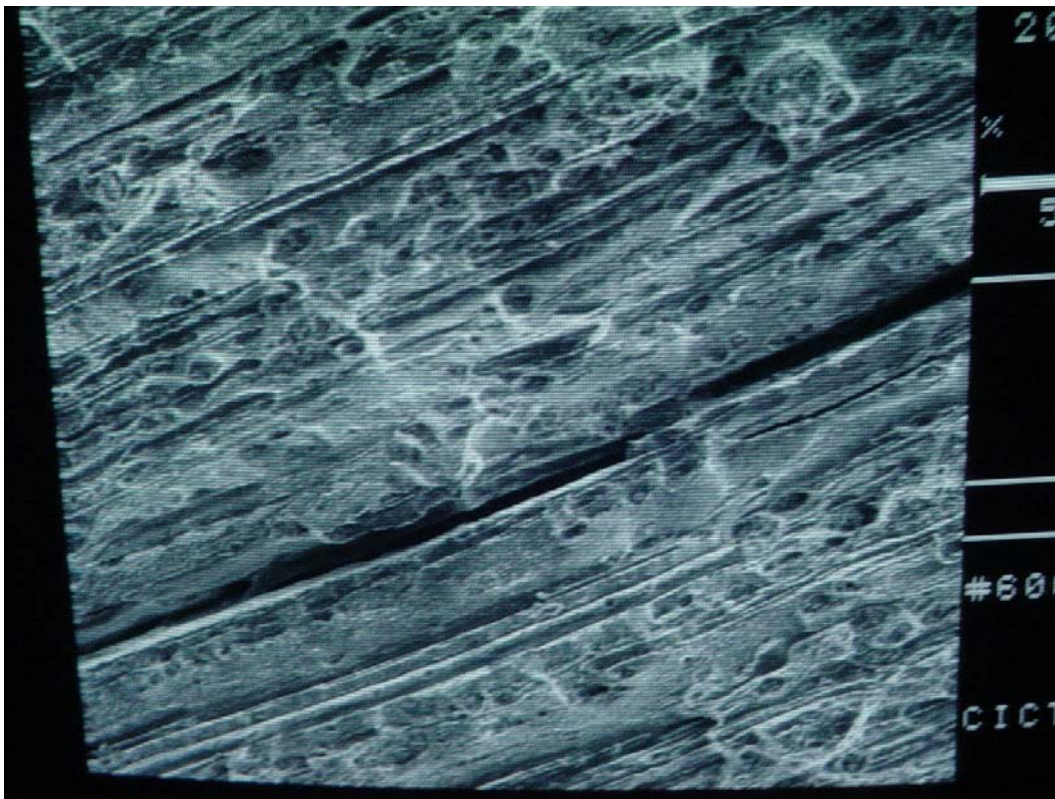
Hay dos tipos básicos de microscopios electrónicos: el microscopio electrónico de transmisión (Transmission Electron Microscope, TEM) y el microscopio electrónico de barrido (Scanning Electron Microscope, SEM). Un TEM dirige el haz de electrones hacia el objeto que se desea aumentar. Una parte de los electrones rebotan o son absorbidos por el objeto y otros lo atraviesan formando una imagen aumentada del espécimen. Para utilizar un TEM debe cortarse la muestra en capas finas, no mayores de un par de miles de ángstroms. Se coloca una placa fotográfica o una pantalla fluorescente detrás del objeto para registrar la imagen aumentada. Los microscopios electrónicos de transmisión pueden aumentar un objeto hasta un millón de veces.

Un microscopio electrónico de barrido crea una imagen ampliada de la superficie de un objeto. No es necesario cortar el objeto en capas para observarlo con un SEM, sino que puede colocarse en el microscopio con muy pocos preparativos. El SEM explora la superficie de la imagen punto por punto, al contrario que el TEM, que examina una gran parte de la muestra cada vez. Su funcionamiento se basa en recorrer la muestra con un haz muy concentrado de electrones, de forma parecida al barrido de un haz de electrones por la pantalla de una televisión. Los electrones del haz pueden dispersarse de la muestra o provocar la aparición de electrones secundarios. Los electrones perdidos y los secundarios son recogidos y contados por un dispositivo electrónico situado a los lados del espécimen. Cada punto leído de la muestra corresponde a un píxel en un monitor de televisión. Cuanto mayor sea el número de electrones contados por el dispositivo, mayor será el brillo del píxel en la pantalla. A medida que el haz de electrones barre la muestra, se presenta toda la imagen de la misma en el monitor. Los microscopios electrónicos de barrido pueden ampliar los objetos 100.000 veces o más. Este tipo de microscopio es muy útil porque, al contrario que los TEM o los microscopios ópticos, produce imágenes tridimensionales realistas de la superficie del objeto.

Se han desarrollado otros tipos de microscopios electrónicos. Un microscopio electrónico de barrido y transmisión (Scanning Transmission Electron Microscope, STEM) combina los elementos de un SEM y un TEM, y puede mostrar los átomos individuales de un objeto. El microanalizador de sonda de electrones, un microscopio electrónico que cuenta con un analizador de espectro de rayos X, puede analizar los rayos X de alta energía que produce el objeto al ser bombardeado con electrones. Dado que la identidad de los diferentes átomos y moléculas de un material se puede conocer utilizando sus emisiones de rayos X, los analizadores de sonda de electrones no sólo proporcionan una imagen ampliada de la muestra, como hace un microscopio electrónico, sino que suministra también información sobre la composición química del material.

Esta máquina de última tecnología utiliza un sistema analítico diseñado para la visualización y análisis de las características microscópicas de las muestras

El microscopio de barrido con microanalizador por EDX (energía dispersiva del rayo X) posee la potencialidad de generar información visual de alta resolución (topográfica, composicional) y química elemental puntual (rayos X); además de detectar elementos livianos y pesados de baja concentración y alta precisión con pocas exigencias en la preparación de las muestras.



**Figura 4-11 : Forma de la microestructura en el aluminio experimentado luego de ser fisurado (MBE-ESPE).**

En la figura 4.10 se observa en detalle la superficie de fractura, analizada en el microscopio electrónico. Se notan las características marcas de playa o nivel (beach marks). Escala: 10mm.

En fatiga de alto ciclo las estrías están más juntas y son más definidas. En cambio, las estrías de fatiga de bajo ciclo son más bien anchas, espaciadas y no siempre son continuas. En aleaciones de alta resistencia es difícil observar estrías, aunque el mecanismo de rotura haya sido por fatiga



#### 4.5.2 ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS

Para la medición de las grietas obtenidas en el laboratorio de ensayos no destructivos se uso el método de tintes penetrantes con revelador y luz ultravioleta obteniendo los datos aproximados que a continuación se detalla en la tabla 4.5.

**Tabla 4-5 : Medidas de profundidad de las grietas de las probetas.**

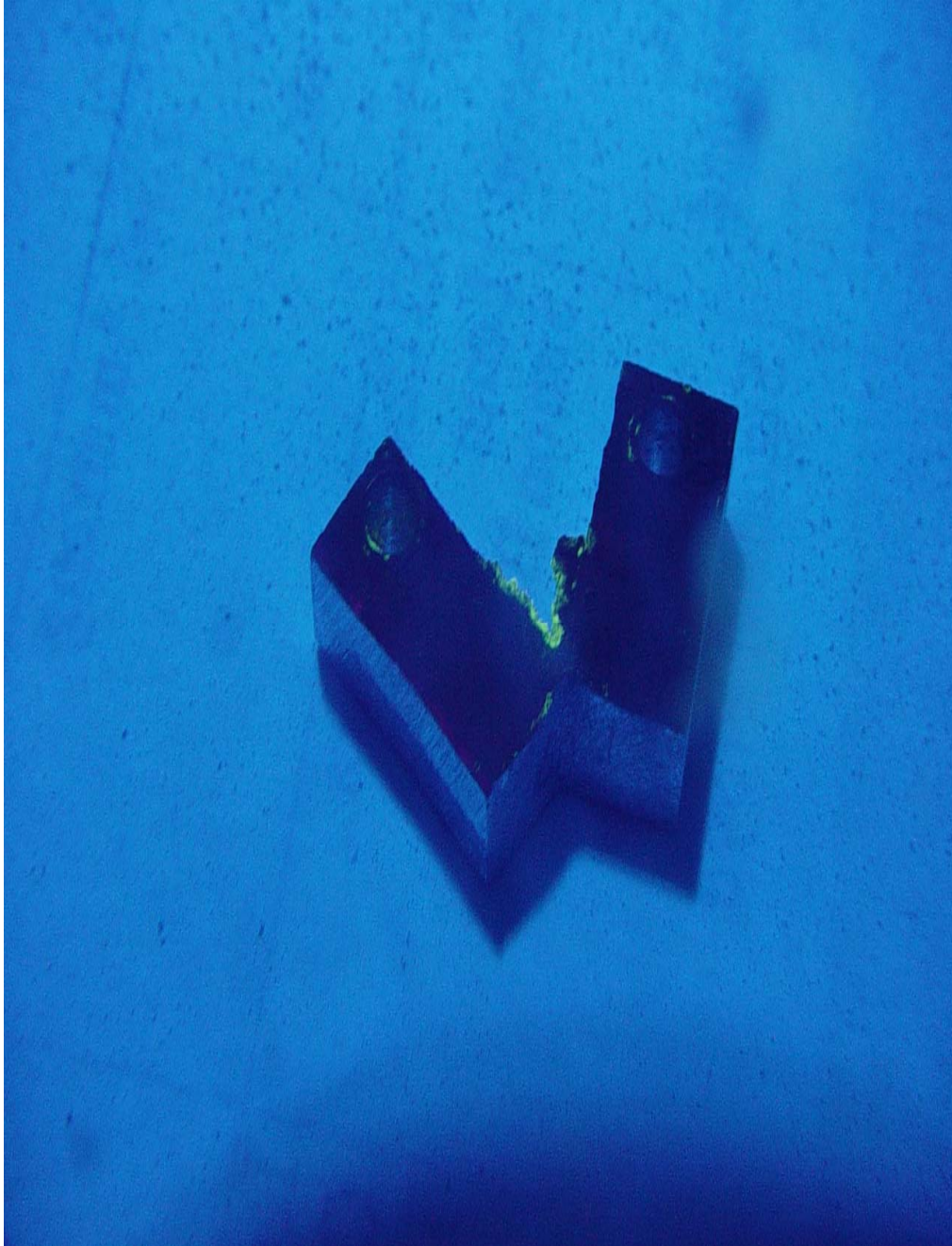
PROBETAS LONGITUDINALES	PROBETAS COMPACTAS
LONG. (cm)	LONG. (cm.)
0,29159	0,70866
0,30861	0,6096
0,22606	0,73152
0,20066	0,73914
0,25679	0,65913



**Figura 4-12 : Probetas aplicadas líquidos penetrantes en luz ultravioleta (laboratorio de NDI Ala No. 12).**



**Figura 4-13 : Probeta de plegado, vista superior de la fisura (laboratorio de NDI Ala No. 12).**



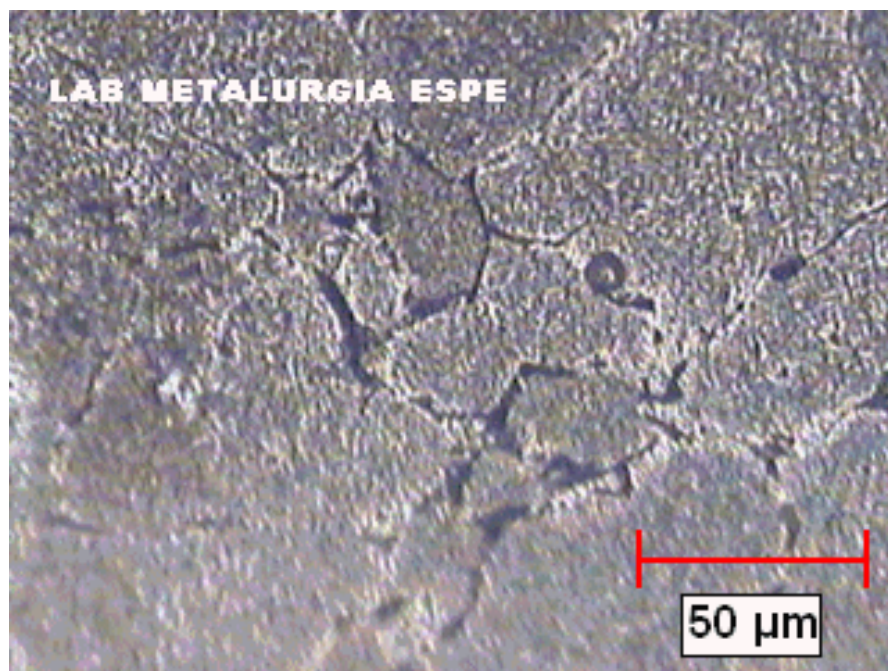
**Figura 4-14 : Probeta compacta aplicada tintes penetrantes, vista superior de la fisura (laboratorio de NDI Ala No. 12).**

# CAPÍTULO 5

## ANALISIS DE RESULTADOS

### 5.1 LABORATORIO.

Los primeros datos obtenidos fueron los del laboratorio de Metalurgia, en donde se analizó macro-micrografía encontrando características superficiales y el tamaño de grano del aluminio analizado (Al 6061 T4) del cual se encuentra hecho el flap del avión T-34 C1.



**Figura 5-1 : Tamaño de grano obtenido en el laboratorio de Metalurgia del Al 6061T4 del flap del avión T34 C1.**

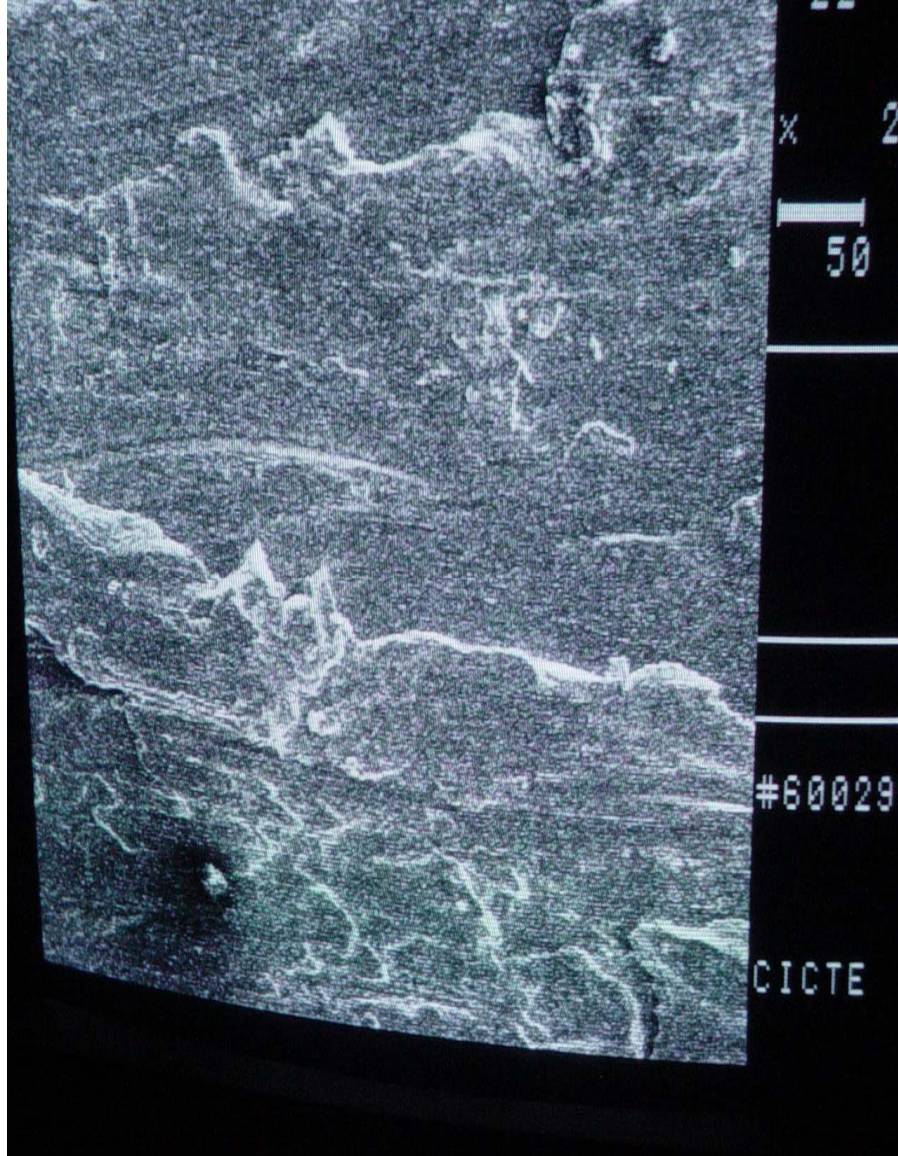
Luego de esto se pasa al análisis en el laboratorio de Resistencia de materiales encontrando las resistencias a los distintos ensayos de mecánica de fractura que según las normas ASTM las pudimos realizar en las máquinas anteriormente especificadas obteniendo los resultados que se

detalla en las tablas 4.2 y 4.3, En la tabla 4.5 realizamos la medición de las fisuras en el material obteniendo resultados que corresponden a los esfuerzos máximos aplicados a las probetas de ensayo, siendo la longitud promedio en las probetas longitudinales de 0.1011 pulgadas y en las probetas compactas 0,259 pulgadas.

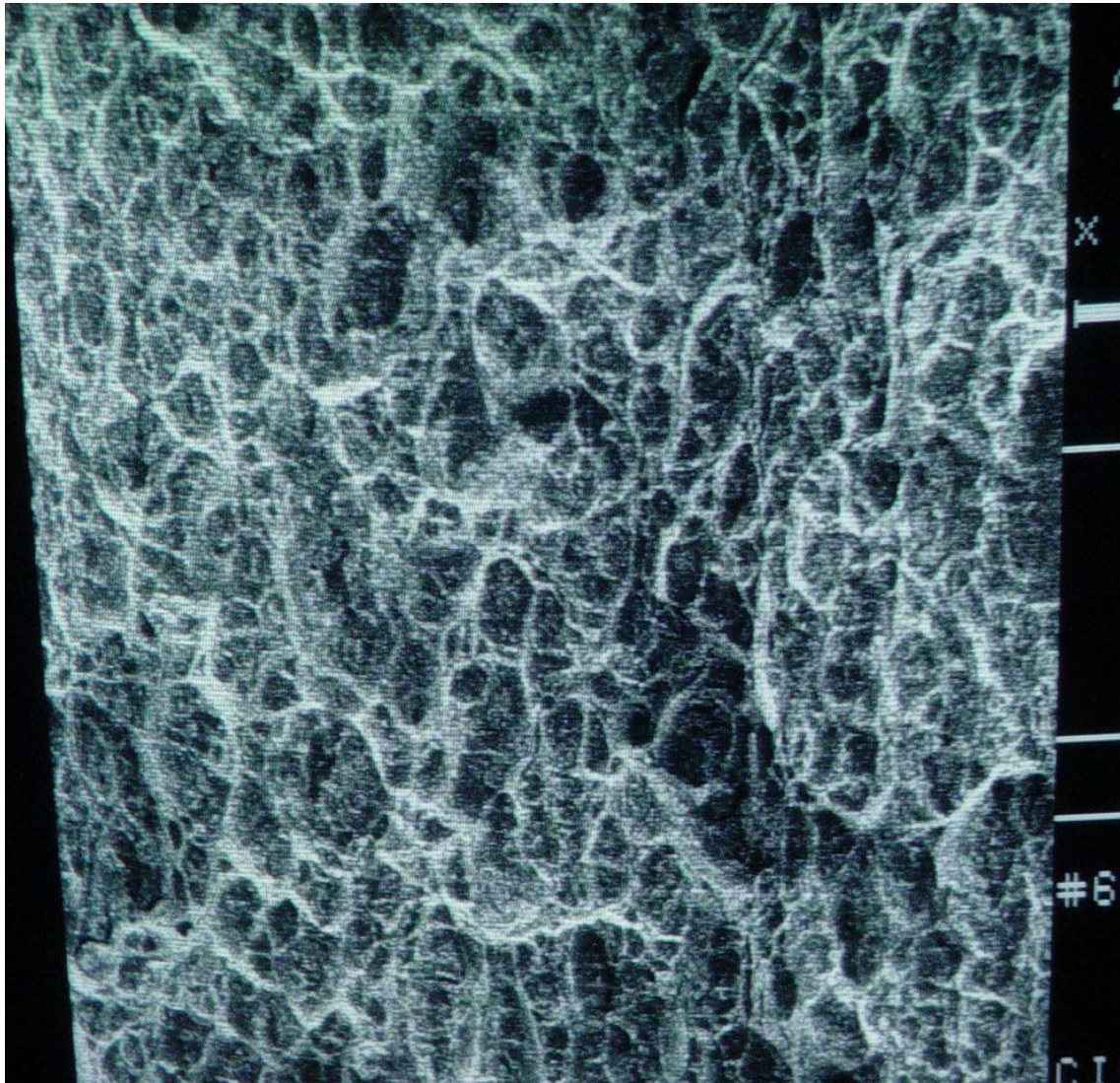
Finalmente se realiza el análisis en el microscopio de barrido electrónico (MBE) en donde las probetas fisuradas y otras fracturadas fueron expuestas e este, observando con alta claridad y definición el comportamiento de este aluminio frente a una posible fisura en vuelo de este material en el flap del avión T- 34.

La fractura originada por una tensión cíclica es una falla común en componentes estructurales. El avance de una fisura por este proceso, denominado fatiga, deja normalmente marcas concéntricas centradas respecto del punto de iniciación de la rotura, fácilmente reconocibles en una micrografía de bajos aumentos, Figura 5.2. Una observación a mayores aumentos en el microscopio electrónico de barrido, muestra conjuntos de líneas paralelas que se denominan estrías de fatiga. Estas estrías se observan tanto en probetas de laboratorio como en componentes fallados en servicio. Las técnicas fractográficas permitieron analizar las características principales de las estrías en el Aluminio. Se pudo así comprobar que existía una correlación específica entre las estrías observadas en la superficie de fractura y el número de ciclos de fatiga a los que fue sometida la muestra de laboratorio o el componente fallado. Se demostró que cada ciclo de carga da origen a una estría, y que la distancia entre estrías depende fuertemente de la amplitud de la tensión. También se pudo comprobar que las marcas observadas macroscópicamente corresponden a etapas definidas de la propagación de la fisura con un número apreciable de ciclos de carga en cada una, y que efectivamente cada estría corresponde a la propagación del frente de fisura durante un ciclo. También se pudo comprobar que no siempre un ciclo de carga origina una marca visible. La visibilidad de las estrías depende de la ductilidad del metal y de la tensión aplicada en cada ciclo.

Las estrías son más notorias en aleaciones de mediana dureza, y poco definidas e irregulares en metales dúctiles como el aluminio. En metales de alta dureza son más bien difusas y difíciles de reconocer. La microscopía electrónica mostró además que las estrías son cóncavas en las dos superficies de fractura, y que no necesariamente su normal es coincidente con la dirección de propagación macroscópica. La propagación de una fisura por el mecanismo de fatiga se produce en varias etapas, según cuales sean las tensiones aplicadas, las propiedades mecánicas del material y la geometría de la probeta o componente. La etapa de iniciación se extiende sobre una pequeña porción del total de la superficie de fractura. Si el nivel de tensiones cíclicas es bajo, en esta etapa inicial la extensión de la fisura es pequeña, aunque puede corresponder a un tiempo



**Figura 5-2 : Se puede observar como se forman las estrías al aplicar cargas cíclicas en el Aluminio (MBE-ESPE).**



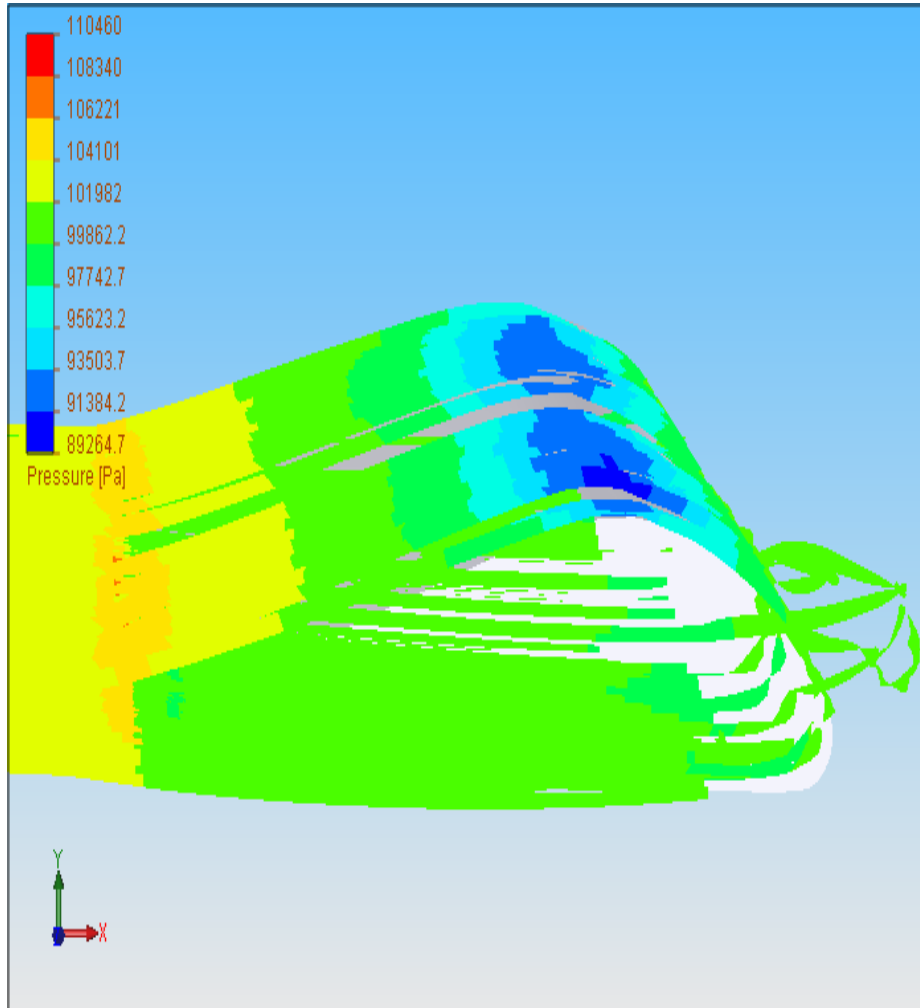
**Figura 5-3 : Se puede observar las cavidades (dimples) en el Aluminio fracturado (MBE-ESPE).**

En la figura 5.2 se notan las cavidades (dimples) que son la resultante de la coalescencia de microcavidades iniciadas alrededor de inclusiones, partículas o discontinuidades que originan una concentración de tensiones y un aumento local de la deformación plástica. Escala: 10 mm.



## 5.2 SOFTWARE

En el análisis en el software utilizado:



**Figura 5-4 : Análisis del flap con el COSMOSFloWorks.**

De este estudio podemos observar y determinar que a la velocidad máxima de vuelo de el avión T34 se produciría una carga crítica de 101982 Pa en el borde de salida del flap, determinándose de esta forma la presión máxima, misma que siendo comparada con los ensayos mecánicos en donde en las probetas longitudinales el esfuerzo máximo alcanza un valor de 309102 Pa nos da una visión de que el material absorberá las cargas en vuelo a las cuales esta sometido a esa velocidad.

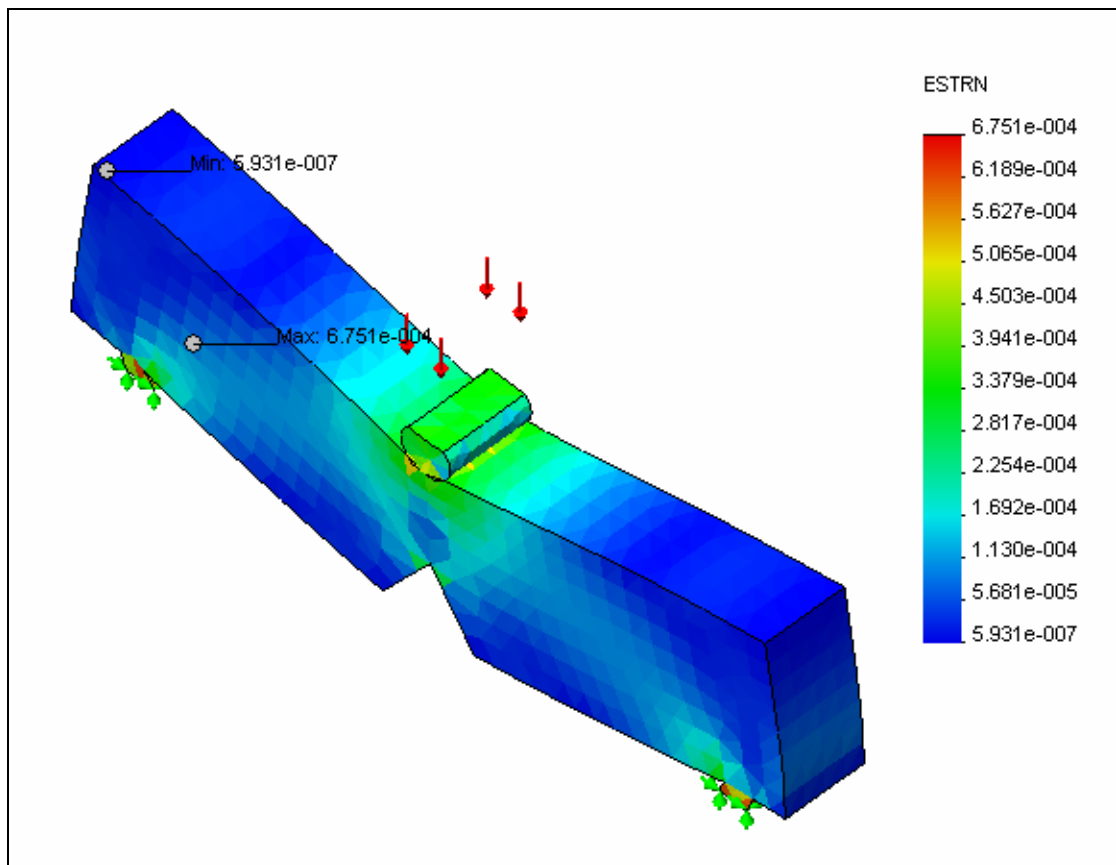
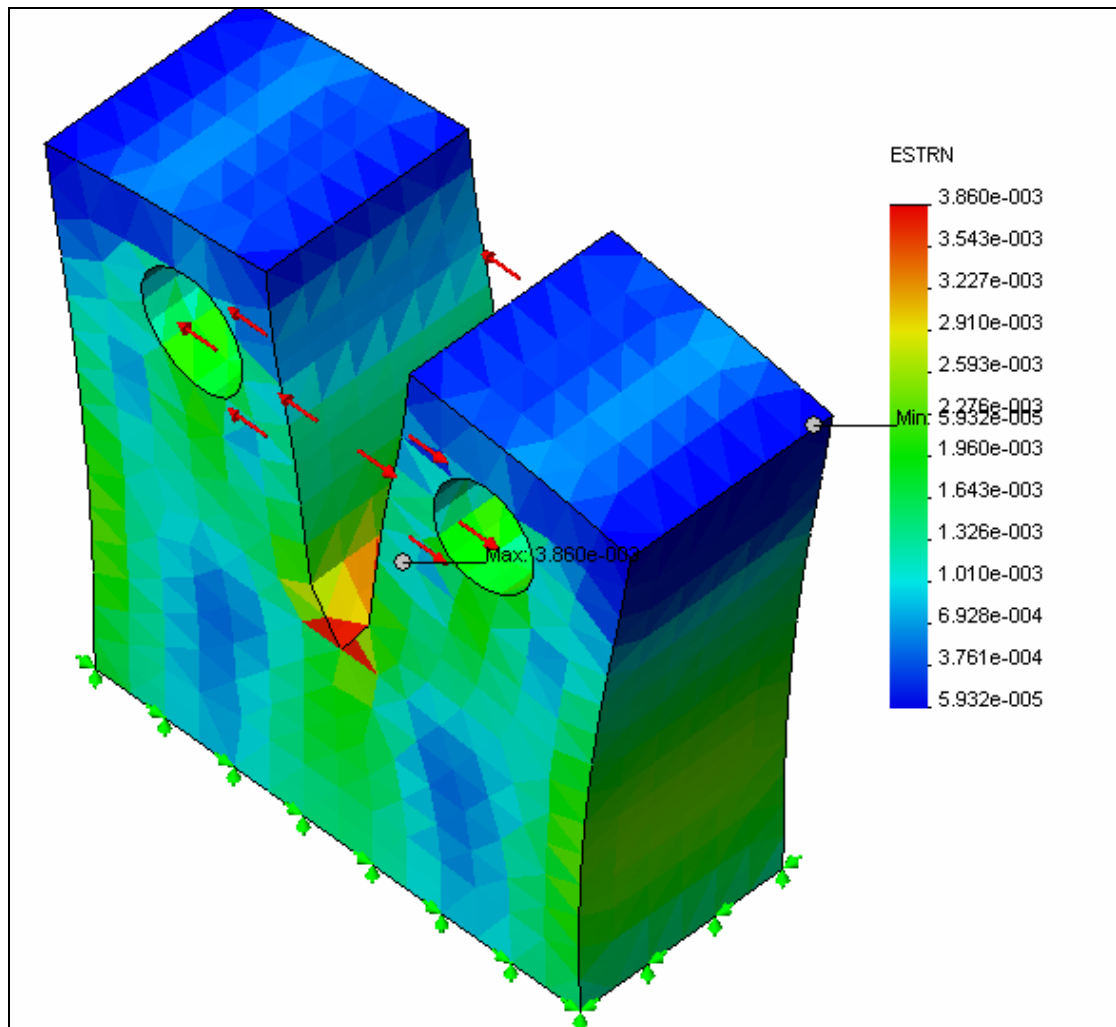


Figura 5-5 : Análisis de la probeta de plegado en Cosmos.



**Figura 5-6 : Análisis de la probeta Compacta en Cosmos.**

En los análisis de la probetas podemos observar donde se encuentran los máximos esfuerzos y como ocurren las deformaciones en las mismas.

## **CAPITULO 6**

### **EVALUACIÓN ECONÓMICO – FINANCIERA**

#### **6.1 CONCEPTOS GENERALES**

##### **6.1.1 ANÁLISIS FINANCIERO Y ANÁLISIS ECONÓMICO**

En el análisis financiero se calcularán los rendimientos generados por la inversión por medio de sus flujos de caja, es decir, lo cobros menos los pagos generados en cada uno de los años de vida de la inversión.

En el análisis económico se evalúa la rentabilidad del proyecto de cara a la sociedad, por lo que se incluyen los beneficios ambientales de las actuaciones.

##### **6.1.2 INDICADORES DE RENTABILIDAD**

El análisis de rentabilidad se establece a través de los siguientes indicadores:

###### **6.1.2.1 Valor Actual Neto (V.A.N).**

Cuantifica el superávit o déficit neto para el período de años considerado expresado en valor actual (Dólares del año origen a que se quiere actualizar, ó año cero) para una tasa de actualización determinada (5% ó 6%). La tasa de actualización actúa como un factor de reajuste aplicado a los valores futuros, cuyo empleo es necesario para poder comparar los beneficios y costes netos que aparecen en distintos años del cuadro de corrientes de valores económicos.

Por tanto, con la aplicación de la tasa de actualización, todos los valores económicos quedan expresados en Dólares del año origen, con independencia del año al que correspondan.

En el análisis económico-financiero realizado se ha considerado un valor de  $t = 5\%$  ó  $6\%$  para la tasa de actualización. Este valor representa la tasa de interés de consumo. Quiere decir que la sociedad desea obtener por lo menos una tasa de rendimiento del  $5\%$  sobre las inversiones de sus recursos para que valga la pena renunciar al consumo actual en favor de las inversiones y del consumo futuro.

Para el cálculo del V.A.N. correspondiente se ha utilizado la siguiente fórmula:

$$V.A.N. = \frac{R_j}{(1+i)^j} - K \quad (1)$$

Con:  $R_j$  = Flujo de caja para el año  $j$

$i$  = tasa de actualización

$K$  = inversión

#### **6.1.2.2 Tasa interna de retorno (o tasa de rentabilidad)**

La tasa interna de retorno (TIR), es un método que se emplea para evaluar la viabilidad económica de un proyecto. Este método calcula la tasa de interés que iguala el valor actual de las entradas de capital al proyecto con el valor actual de las salidas de capital a lo largo de la vida económica del proyecto. Dicha tasa de interés es la TIR (valor de  $i$  que hace el VAN = 0).

#### **6.1.2.3 Relación Beneficio/Inversión**

Se considera el valor de los beneficios y la inversión acumulada para el período de años del análisis.

#### **6.1.2.4 Evaluación de riesgos e incertidumbres mediante análisis de sensibilidad**

Dado que el análisis económico y financiero se realiza durante un período de tiempo que abarca varios años, los costes y beneficios pueden experimentar

fluctuaciones por la evolución que experimenten los elementos que han servido de análisis para su cálculo. Ello hace necesario realizar nuevos análisis de rentabilidad en diferentes supuestos, modificando las variables consideradas en el análisis.

#### **6.1.2.5 Partidas no cuantificables monetariamente**

Así mismo si se considera que la realización del proyecto comporta beneficios sociales, no susceptibles de cuantificarse en términos monetarios deberá ponerse de manifiesto enumerándolos e indicando que solo son susceptibles de descripción y estimación cualitativa, a pesar que de ellos no se pueda obtener un índice de rentabilidad numérico.

#### **6.1.2.6 Costes**

Se consideran como costes las siguientes partidas:

- Inversiones:

El coste de la inversión engloba todos los gastos necesarios para la realización del proyecto, salvo los gastos financieros ocasionados por los préstamos.

- Costes de explotación y mantenimiento

Los costes de explotación se han determinado considerando las siguientes partidas:

- Costes de personal
- Costes indirectos
- Mantenimiento, consumo y varios
- Costes de gestión
- Cualquier otro gasto necesario para el correcto funcionamiento de la infraestructura. Vgr. los costes de amortización técnica (gran reparación, sustitución de piezas).

Explicar el desglose detallado, justificando el cálculo.

#### **6.1.2.7 Ingresos**

Se consideran como ingresos las siguientes partidas • Ingresos por Tasas ó tarifas.

Los ingresos proceden de tarifas basadas en el consumo del recurso, con los que se cubren los costes de explotación y mantenimiento, así como la amortización estimada.

El valor total de los ingresos por tarifa se determinará teniendo en cuenta los precios unitarios en dólares/m<sup>3</sup>/día, en proyectos de agua ó dólares/tm /día en el caso de residuos

El cálculo que se haga debe venir relacionado con la inversión que se va a efectuar.

- Valor residual de los equipos

La inversión tiene un valor residual que debe tenerse en cuenta siempre que genere ingresos para el promotor (derivados de la venta de los bienes, o de su explotación con posterioridad al periodo considerado en el análisis financiero).

Estos ingresos están constituidos por el valor residual de equipos y obra civil al final de su período de vida útil.

Su valor puede calcularse en función de las partidas determinadas en el proyecto o calcularse como un porcentaje de la inversión a efectuar en función de la naturaleza de la infraestructura a realizar.

Sólo en el análisis financiero:

- Venta de productos, tales como residuos reciclados, energía cogenerada, compost, etc.

Sólo en el análisis económico:

- Beneficios ambientales

Se deberán incluir, como base de cálculo, los susceptibles de cuantificación monetaria.

Los beneficios sociales que no se puedan cuantificar por tratarse de beneficios intangibles que sólo son susceptibles de descripción y estimación cualitativa deberán especificarse en la explicación metodológica.

## 6.2 ANÁLISIS FINANCIERO

Un análisis financiero realizado se basa en la comparación entre los flujos de caja, para ambos supuestos (con y sin subvención), obtenidos por diferencia entre cobros y pagos para cada anualidad, y la inversión. Debiéndose presentar en dos tablas:

- Una con el total de la inversión, que es el que correspondería al análisis “ sin ayuda del fondo”
- Otra tabla, la que corresponde al análisis “con ayuda”, en el que solo se consignará en la columna de la inversión el porcentaje de la misma que no será cubierto con la ayuda del Fondo de Cohesión. (vgr. 20 % de la inversión, en el caso de solicitar una ayuda del 80% )

En dicho análisis se especificarán los indicadores de la rentabilidad financiera del proyecto para ambos casos, considerando la subvención del Fondo de Cohesión y sin considerar la subvención: el valor actualizado neto, la Tasa Interna de Retorno (TIR), la relación Beneficio/Inversión. Además se determinará la tasa máxima de financiación en el análisis “sin ayuda”.

En este punto debe diferenciarse entre proyectos de menos de 10 usd –para los que no es indispensable calcular dicha tasa máxima- y los de más de 10 usd. En este último caso debe diferenciarse:

a) Proyectos de abastecimiento de agua y transportes:

$$T = 1 - (B/C)$$

Donde:

T = tasa máxima de cofinanciación

B = Valor Actual Neto de los ingresos generados por el proyecto a lo largo de su vida útil, una vez descontados los costes de explotación y mantenimiento

C = Valor Actual Neto de los costes de la inversión

b) Proyectos de Gestión de Residuos ó Saneamiento y Depuración: la tasa máxima de cofinanciación se obtendrá aplicando la fórmula:

$$T = C/C+R$$

Donde:

T = tasa máxima de cofinanciación

C = Valor Actual Neto del Coste de la inversión



R = Valor Actual Neto de los ingresos generados por el proyecto a lo largo de su vida útil, una vez descontados los costes de explotación y mantenimiento

Los cálculos deben hacerse en euros constantes del año cero, año para el que se hacen los cálculos y se solicita la ayuda del Fondo.

### **6.3 ANÁLISIS ECONÓMICO**

Para el análisis económico se efectuará igualmente un cálculo de flujos en donde se tendrán en cuenta los siguientes componentes:

Coste de la inversión

Valor residual, en su caso

Como ingresos: los valores obtenidos de la evaluación económica de los beneficios ambientales.

En estas tablas también se tendrán en cuenta los mismos indicadores de rentabilidad: Tasa interna de retorno (TIR), el VAN y la relación Beneficio/Coste. Es importante tener en cuenta que en este análisis la TIR resultante debe estar por encima de la tasa de descuento y por tanto el VAN será positivo. De no ser así estaríamos diciendo que desde un punto de vista ambiental el proyecto no es rentable y por tanto no compensa hacerlo.

### **6.4 EVALUACION DE RIESGOS E INCERTIDUMBRES MEDIANTE ANALISIS DE SENSIBILIDAD**

El análisis de rentabilidad supone hacer diferentes simulaciones del análisis económico, variando algunos de las variables consideradas, que permitan evaluar la incidencia que esto tendría en los indicadores de rentabilidad obtenidos, y por tanto determinar el grado de incertidumbre o el riesgo de las inversiones previstas.

Se pueden considerar, entre otros, algunos supuestos como por ejemplo:

- Incremento de los costes de explotación en un 10% y 20%
- Disminución de los ingresos por tasa en un 10% y 20%

## 6.5 SUPUESTOS A TENER EN CUENTA PARA LA REALIZACIÓN DE LOS ANÁLISIS

### 6.5.1 VALORES EN PRECIOS CONSTANTES

El análisis se realizará a precios constantes.

### 6.5.2 PERIODO DE LA VIDA DE LA INVERSIÓN

Se considerará el periodo de la vida de la inversión teniendo en cuenta, fundamentalmente, el periodo de la vida de la infraestructura principal.

### 6.5.3 ACTUALIZACIÓN DE LOS INGRESOS NETOS Y DE LA INVERSIÓN.

A fin de determinar el valor actual de los ingresos netos y de los costes de la inversión se aplicará una tasa de actualización igual al coste de oportunidad del capital. En la práctica y en las actuales condiciones, dicha tasa se situará entre un 5% y un 6%.

### 6.5.4 AÑO BASE

Año al cual se obtendrá la suma actualizada de los valores anuales de los flujos. Se debe considerar el año en curso ó aquél en que comience la inversión.

**Tabla 6-1 : Análisis y Cálculos**

PERSONAL				
Cant.	Posición	Meses-H	Valor H-h USD	Valor total USD
1	Ingeniero	4	250	1000
				0
TOTAL 1.1				1000

MISCELANEOS	
ÍTEM	USD
Materiales	500
Útiles de oficina	40
Combustibles y lubricantes	150
Uso de vehículos	100
Repuestos y suministros	50
Alquileres de oficina y talleres	8
Servicios básicos (electricidad, agua potable, teléfono, otros)	50
Viáticos y subsistencias	256
Otros gastos de funcionamiento	100
	TOTAL 1.2
	<b>SUBTOTAL 1</b>
	<b>1254</b>
	<b>2254</b>

REMUNERACIÓN A PROFESIONALES				
Cant.	Posición	Meses-H h	Valor H-h	Valor total USD
1	Director	40	15	600
1	Codirector	40	15	600
			TOTAL 2.1	1200

REMUNERACIÓN A NO PROFESIONALES				
Cant.	Posición	Horas-H h	Valor H-H USD	Valor total USD
1	Ayudantes	70	2	140
1	Laboratorista	30	10	300
			TOTAL 2.2	440

REMUNERACIONES A ESTUDIANTES				
Cant.	Posición	Meses-H h	Valor M-H USD	Valor total USD
1	Proyectistas	2	275	550
			TOTAL 2.3	550

ADQUISICIÓN DE MATERIALES Y EQUIPOS			
Cant.	Descripción	Costo unitario USD	Costo total USD
1	Aleación de Aluminio (6061 T4)	100	100
TOTAL 2.4			100

OTROS COSTOS DIRECTOS			
Cant.	Descripción	Costo unitario USD	Costo total USD
	Construcciones e instalaciones		0
	Contratación de servicios		0
60	Ensayos de laboratorio	8	480
	Adquisición de software, libros y revistas	10	60
	Difusión y propaganda		0
	Otros directamente imputables al proyecto		0
TOTAL 2.5			540
<b>SUBTOTAL 2</b>			<b>2880</b>

<b>IMPREVISTOS</b>	<b>600</b>
--------------------	------------

<b>TOTAL GENERAL</b>	<b>5684</b>
----------------------	-------------

Un flap nuevo como podemos ver en el anexo G nos cuesta aproximadamente 2.000,00 dólares, mientras que el estudio cuesta aproximadamente 5.000,00 dólares el cual nos servirá no solo para un flap de un avión sino para todos los aviones y además podrá ser aplicada a otras partes del avión en donde el material sea el 6061 T4 como estructuras en las vigas y otras. Este estudio hará posible que los trabajos se realicen en nuestro centro de mantenimiento aeronáutico CEMA por lo cual los recursos se quedarán dentro de nuestra Fuerza misma.

# CAPITULO 7

## CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### 7.1 CONCLUSIONES

- Una vez realizado el estudio propuesto en el presente proyecto, se obtuvo los datos cercanos del factor crítico de intensidad de tensiones del material del cual se encuentra fabricado el revestimiento del flap, mismo que servirá como una de las bases iniciales para realizar los cambios de piel en este control de vuelo, en trabajos de modernización en la aeronave citada.
- Los resultados obtenidos tanto de la simulación en software como aquellos por ensayos mecánicos destructivos, deben ser considerados en el cálculo y determinación de esfuerzos, determinando que se pueda comparar datos y valores con otros existentes, los que harán que seleccione el material adecuado del revestimiento de los flap, con el fin de evitar que este llegue a fracturarse debido a esfuerzos en vuelo.
- Las modificaciones o reparaciones deben ser practicadas o ejecutadas con el aluminio 6061 T4, debido a que su resistencia máxima cumple con los requerimientos de esfuerzos producidos sobre el revestimiento del flap en vuelo y por ser un material T4 es decir envejecida naturalmente define el límite elástico del material.

- Con el uso del microscopio de barrido electrónico se obtuvo fotografías que permitieron se observe el comportamiento del material así como el crecimiento y dirección de la rajadura lo cual permite realizar una similitud con un flap en su revestimiento afectado por rajadura; esto permitirá tomar las medidas preventivas con el fin de evitar la falla o fractura total.
- Este estudio servirá como referencia para tomar acciones preventivas y correctivas en problemas similares en otras aeronaves con lo cual se eliminaría la duplicación de esfuerzos en la investigación de las causas que provocaron este tipo de problemas.
- El material será muy difícil de agrietarse en vuelo aunque por el tiempo de vida u otros factores como la oxidación que ocurre en lugares de la costa hace muy difícil de predecir cuando ocurrirá este fenómeno.

## **7.2 RECOMENDACIONES**

- Para poder obtener datos reales en este tipo de ensayos de Mecánica de Fractura se recomienda la utilización de una máquina o equipo de ensayos destructivos que permita realizar y valorar los materiales de mejor manera y que de esta forma los resultados obtenidos sean lo más real posible.
- Del estudio realizado se recomienda que una vez que se encuentre este tipo de fallas por fisura en el revestimiento del flap se lleve a cabo un estudio causal y dependiendo de este realizar una alteración en la piel de la parte afectada o en forma total.

- Las pieles de los flaps de los aviones T34 deben ser cambiadas por el tiempo de vida útil y corrosión encontrada en esta, para evitar que estas se fisuren o comience a aparecer grietas en los lugares expuestos a altas presiones.
- Realizar medidas preventivas en el revestimiento del flap, como por ejemplo: inspección de ensayos no destructivos periódicos, inspección del estado de la capa de pintura y del primer, evitando los sobreesfuerzos al utilizar el flap en vuelo; y la presencia o formación de rajaduras en aquellas partes críticas del mismo.
- Continuar con este tipo de investigación llevando a cabo estudios detenidos en todas aquellas partes consideradas críticas dentro de la estructura de la aeronave, con el fin de evitar la pérdida parcial y total de la misma.
- Mantener las licencias actualizadas del solidworks (software de simulación mecánica utilizado en el proyecto), así como también la calibración de los equipos de ensayos destructivos, con el fin de que los resultados que arrojen estos análisis sean confiables y brinden las seguridades que se requiere en el campo aeronáutico.

# REFERENCIAS

## 1 BIBLIOGRÁFICAS

**PEREZ I. JOSÉ.** Aircraft Maintenance Tech. Acercamiento a los Ensayos no destructivos (NDT). Calificación y Certificación. 2004. 245 p.

**M. FUENTES, J. GIL SEVILLANO, A. MATÍN LEIZOSO, J.J. URCOLA GALARZA.** Introducción a la Mecánica de la Fractura, Departamento de materiales. Escuela Superior de Ingenieros Industriales. San Sebastián, 1986. 11.35 p.

**CAMPELL E. JAMES, GERBERICH W. WILLIAM, UNDERWOOD H. JHON.** Application of FRACTURE MECHANICS for selection of Metallic Structural Materials. American Society for Metals. Metals Park. Ohio 1999. 374 p.

**ASKELAND R. DONAL.** Ciencia e Ingeniería de los Materiales. 3ra ed. México, International Thomson Editores, 1998. pp 731-764.

**JONES W. J.** Análisis y prevención de fallas. Universidad de Michigan. pp 563-621.

## 2 PUBLICACIONES NO PERIODICAS

**MANUAL DE AERODINAMICA GENERAL. ESCUELA SUPERIOR MILITAR DE AVIACIÓN. SALINAS JUNIO 1995. 309 p.**

**BEEHCRAFT. T-34C-1, 34C. MAINTENANCE MANUAL. 27-10-00. p 201-227.**

**“Interfacial Effects and Novel Properties of Nanomaterials”, Ed. W. Lojkowski y J. Blizzard. Scitec Publications Ltd., Zürich, Suiza (2003).**



**“Nanomaterials, Synthesis, Properties and Applications”, Ed. A. S. Edelstein, R. C. Cammarata, Institute of physics Publishing, Bristol y Philadelphia, USA (1997).**

### **3 DIRECCIONES DE INTERNET**

**<http://www.geocities.com/raobpc/NDT.html>, Métodos de Ensayos No Destructivos, Español, 2003.**

**[http://www.controlcalidadend.com/ingles/f\\_ensayos.html](http://www.controlcalidadend.com/ingles/f_ensayos.html), Líquidos Penetrantes, Español, 2000. Segundo, tercer y cuarto párrafo. (Definitions).**

**<http://www.geocisa.es/laborato/industri/epagind.htm>, Partículas Magnéticas, Español, 2004.**

**<http://www.ndt.net/article/0698/hayes/hayes.htm>, Ultrasonido, Español, 2004.**

**<http://www.termografia.com/termografia/index2.htm>, Radiografía, Español, 2004**

