

Instituto Politécnico Nacional

Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y
Eléctrica

Unidad Ticoman

SEMINARIO DE TITULACIÓN

“MODELADO, CALCULO Y SIMULACIÓN DE
ESTRUCTURAS DE AERONAVES”

“ANÁLISIS PARA DETERMINAR SI EL PARABRISAS
DERECHO DE UNA AERONAVE TIPO LEARJET MODELO
40XR FALLÓ DEBIDO AL EXCESO DE TORQUE DURANTE SU
INSTALACIÓN”

TESINA

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO EN AERONÁUTICA

PRESENTA

JORGE LUIS MEJÍA HERNÁNDEZ

Asesores

M. en C. Abel Hernández Gutiérrez
Ing. Mario A. Carpinteyro Montelongo



México D.F; Febrero del 2015



[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: SEMINARIO
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE

MEJÍA HERNÁNDEZ JORGE LUIS

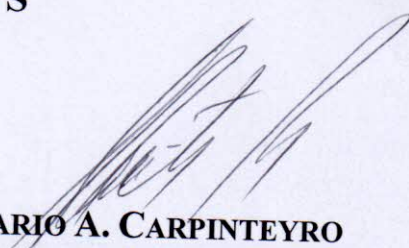
**“ANÁLISIS PARA DETERMINAR SI EL PARABRISAS DERECHO
DE UNA AERONAVE TIPO LEARJET MODELO 40XR FALLÓ
DEBIDO AL EXCESO DE TORQUE DURANTE SU INSTALACIÓN”**

	INTRODUCCIÓN
	OBJETIVO GENERAL
CAPÍTULO I	MARCO TEÓRICO
CAPÍTULO II	FENÓMENOS ESTRUCTURALES PRESENTES EN LAS AERONAVES
CAPÍTULO III	SOLUCIÓN A TRAVÉS DEL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS
CAPÍTULO IV	RESULTADOS
	CONCLUSIONES
	SUPLEMENTOS
	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

México, DF., a 25 de Febrero de 2015


A S E S O R E S


ING. ABEL HERNÁNDEZ GUTIÉRREZ


**ING. MARIO A. CARPINTEYRO
MONTELONGO**

Vo. Bo.




ING. JOSÉ JAVIER ROCH SOTO
DIRECTOR
ESCUELA SUPERIOR DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN
DIRECCIÓN

Ser excelente es comprender que la vida no es algo que se nos da hecho, sino que tenemos que aprovechar las oportunidades para alcanzar el éxito. Ser excelente es levantarse cada vez que se fracasa con un espíritu de aprendizaje y superación.

En primer lugar me gustaría agradecer a aquel pilar que me ha apoyado en tantas y muy diversas situaciones de mi vida, que me ha brindado su amor y que me ha impulsado a siempre seguir adelante, Gracias Mamá por estar siempre conmigo.

Del mismo modo quiero agradecer a mis hermanas, a mi papá, a toda mi familia y amigos que han estado apoyándome a lo largo de todos estos años, así como a JETPRO S.A. de C.V. por brindarme la oportunidad de crecer y de seguir superándome día con día.

En especial quiero darles las gracias a esos dos ángeles que no dejan de vigilarme, que aunque están en otro mundo, siguen muy cerca de mí, guiándome para tomar las mejores decisiones en mi vida, muchas gracias Abue Pachis y Kary.

Finalmente, pero no menos importante, deseo agradecerle a aquella persona mágica y especial que me ha apoyado en las diferentes etapas de mi vida, que más que una pareja es mi mejor amiga, mi compañera y mi apoyo, Gracias Mary por impulsarme a seguir mis deseos.

I have existed from the morning of the world and I shall exist until the last star falls from the night. Although I have taken the form of Gaius Caligula, I am all men as I am no man and therefore I am... a God. I shall wait for the unanimous decision of the senate.

Rise of the Tyrant

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

INTRODUCCIÓN

Los Taxis Aéreos son un medio que ha comenzado a ser utilizado con mayor frecuencia, brindando diferentes ventajas en comparación con la aviación comercial (aerolíneas), tales como el ahorro en los tiempos, ya que se puede llegar a la aeronave pocos minutos antes de partir, realizar vuelos directos sin escalas y al mismo tiempo evitar pernoctar en hoteles, esperando para tomar el siguiente vuelo, del mismo modo, una de las grandes ventajas es la facilidad para llevar artículos personales sin ningún tipo de problemas, esto debido a que en avión privado se puede viajar con líquidos, instrumentos musicales, equipo de cacería, y diferentes pertenencias que en vuelos comerciales resulta difícil y engorroso tramitar, siendo de gran importancia para esto, que las aeronaves se encuentren en excelente estado en todo momento.

Dentro del presente trabajo se hablará de un Jet Privado que pertenece a un Taxi Aéreo, el cual es una aeronave tipo Learjet Modelo 40 XR, fabricado y distribuido por la división aeronáutica de Bombardier, que adquirió la empresa Learjet a principios de la década de 1990, dicha aeronave alcanza velocidades de crucero de hasta 464 nudos (859 km/h), su altitud operativa máxima es de 51 mil pies (15,500 m), cuenta con un alcance máximo de 2032 millas náuticas (3763 km) y su peso máximo (con pasajeros, piloto, copiloto, combustible y cargamento) es de unas 17 toneladas

La aeronave en cuestión tenía pendientes varios servicios de mantenimiento programados, que estaban próximos a vencerse y por decisión del dueño, se envió a Estados Unidos, a un taller que es Representante Autorizado del Fabricante para efectuar dichos servicios dentro de los cuales estaba, un Boletín de Servicio recurrente, indicando que se tiene que hacer una prueba no destructiva a los rieles que soportan los windshield (parabrisas) marca Sierrasin, esto para determinar que no presentan corrosión, fisuras, fracturas o algún tipo de daño. Por lo que, de acuerdo a lo establecido en el Boletín de Servicio, para poder efectuar esta prueba se removieron los parabrisas de la aeronave, re-instalando estos mismos una vez terminada la prueba, siguiendo el procedimiento establecido dentro del Boletín y del mismo Manual de Mantenimiento del Fabricante.

Una vez que la aeronave fue liberada de los servicios de mantenimiento regresó, a sus operaciones normales, sin embargo durante el cuarto vuelo (posterior al servicio de Mantenimiento) a la mitad de este, se activó el sistema de Anti-hielo de los parabrisas, activados en modo Automático, es decir que a través de un limitador de temperatura se fijan los límites para que no tenga un exceso de calor y dañe algún componente de la aeronave. Sin embargo en este caso al parecer el sistema falló, ya que la temperatura continuó incrementándose al grado de provocar un corto en el sistema, dañando el Windshield derecho. La tripulación inmediatamente desactivo el sistema, aplicando lo establecido de acuerdo al protocolo, se redujo la velocidad, la altitud de la aeronave y se emprendió el retorno a la base de Operaciones.

JUSTIFICACIÓN

Esta investigación es meramente de carácter técnico que tiene como objetivo determinar si el exceso de torque aplicado a los tornillos que sujetan el parabrisas provocó la falla del parabrisas durante vuelo y con esto direccionar la información al departamento correspondiente, para poder hacer uso de las garantías aplicables y cubrir los daños causados por este suceso. Además de prevenir futuros incidentes.

ANTECEDENTES

El Learjet 45 presentó diferentes tipos de defectos de fabricación, desde fallas mecánicas convencionales, hasta otros que resultaron ser más graves e importantes; uno de estos incluso prácticamente lo volvió ilegal por un tiempo, sin embargo, con todo y esto, resultó ser muy popular y solicitado debido a que las prestaciones y especificaciones eran mejores que las de otros jets de su tamaño y más cercanas a jets más grandes y caros, entregándose más de 250 de estos aviones hasta 2003

La Administración Federal de Aviación de Estados Unidos emitió catorce directivas de seguridad aérea (airworthiness) sobre defectos de fábrica y fallas mecánicas potenciales, de las cuales cinco continúan vigentes, reportándose omisiones en el manual sobre la formación de hielo y defectos en el colector de hielo; desperfectos en las uniones de los trenes principales de aterrizaje, el reemplazo del tren de aterrizaje de la nariz, la presencia de cinta y pegamento en los tanques de combustible de las alas y una revisión de la vida útil de componentes estructurales principales.

A pesar de la cantidad y magnitud de los defectos de fábrica documentados, sólo se han reportado tres accidentes fatales involucrando Learjets 45, uno de los más significativos y controversiales sucedió en 1999, donde la aeronave perdió el control durante vuelo, teniendo como consecuencia la pérdida de seis vidas humanas. Cuando la aeronave fue interceptada por otros aviones antes de que se precipitara hacia el suelo, se observó que los parabrisas frontales parecían estar cubiertos de escarcha o condensación, además de que la cabina perdió presurización por "razones indeterminadas", lo que hizo que los miembros de la tripulación (y los demás) quedaran incapacitados por la falta de oxígeno

Adicionalmente a esto, y en base a la información recabada de incidentes se encontró que en cuatro aeronaves Learjet 45 analizadas, se produjeron 12 eventos de parabrisas con fisuras o delaminados, presentándose a continuación un caso suscitado en Argentina, el cual fue investigado por la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC).

Durante el despegue de una aeronave Learjet 45, se detectó la fisura (fragmentación) en uno de sus parabrisas en el momento que cruzaba el nivel de vuelo 280, la cual fue detectada por la tripulación de la aeronave, por lo que el piloto decidió declararse en emergencia y aterrizar en el aeropuerto previamente establecido como alternativa.

El informe del Representante Técnico recibido expresó que el mantenimiento se realizaba de acuerdo con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante, que los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada, mantenida de conformidad con la reglamentación y procedimientos vigentes aprobados. Además de que el sistema de calefacción del parabrisas operaba normalmente antes del suceso y que el parabrisas había tenido un tiempo relativamente corto de uso, para un elemento de esas características (ya que había sido reemplazado recientemente), el parabrisas dañado se envió a la empresa fabricante para su análisis, la cual no pudo determinar la razón del por qué se fisuró.

OBJETIVO GENERAL

Analizar a través de una simulación realizada en computadora, si el incidente de la aeronave tipo Learjet Modelo 40 XR, se presentó por exceso de presión, debido a una incorrecta aplicación de torque en los sujetadores del parabrisas.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Investigar antecedentes de fallas similares en aeronaves del mismo tipo.
- Crear un modelo en computadora para analizar el comportamiento del tornillo ante diferentes torques.
- Prevenir que la falla se vuelva a presentar en el parabrisas izquierdo.

HIPÓTESIS

El incidente que se suscitó en la aeronave tipo Learjet Modelo 40 XR, fue por exceso de presión debido a una incorrecta aplicación de torque sobre los sujetadores del parabrisas.

ALCANCE

Existen diferentes razones por las cuales el parabrisas de la aeronave en cuestión pudo haber fallado, así como también diferentes tipos de pruebas que nos sirven de apoyo, para determinar las posibles causas de dicha falla, sin embargo este trabajo se enfocará únicamente a comprobar y/o descartar que el fenómeno de exceso de presión en el parabrisas por parte de los sujetadores, fue el que provocó la falla.

METODOLOGÍA

Para poder realizar la comprobación de la hipótesis, apoyándonos en el programa ANSYS, se realizará un análisis de los esfuerzos que presentan los sujetadores del parabrisas de la aeronave, lo cual nos servirá para conocer el comportamiento de los mismos y determinar si ésta fue la razón del por qué falló el parabrisas.

Una vez obtenidos los resultados de dicho análisis se establecerán las tolerancias dentro de las que se debe de encontrar, para que en casos futuros no vuelva a fallar

INDICE

INTRODUCCIÓN	v
JUSTIFICACIÓN	vi
ANTECEDENTES.....	vii
OBJETIVO GENERAL	viii
OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	viii
HIPÓTESIS.....	viii
ALCANCE.....	viii
METODOLOGÍA	viii
LISTA DE TABLAS	xi
LISTA DE FIGURAS	x
CAPÍTULO 1._ MARCO TEÓRICO	13
1.1. Descripción general de la aeronave Learjet 40	17
1.2. Parabrisas.....	19
1.3. Desempeñado de parabrisas y protección anti-hielo.....	22
CAPÍTULO 2._ FENÓMENOS ESTRUCTURALES PRESENTES EN LAS AERONAVES.....	25
2.2. Cargas estructurales en las aeronaves.....	29
2.3. Materiales	31
2.4. Teoría de torsión pura	32
2.5. Antecedentes de fenómenos de torsión	37
CAPÍTULO 3._ SOLUCIÓN A TRAVÉS DEL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS.....	41
3.2. Análisis del elemento sujetador en Computadora	45
CAPÍTULO 4._ RESULTADOS	55
4.1. Propiedades Acero AISI-SAE 1018	58
4.2. Análisis de los resultados del elemento sujetador	59
CONCLUSIONES.....	65
SUPLEMENTOS.....	67
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	95

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1._	Dimensiones de la Aeronave	17
Figura 1.2._	Principales elementos estructurales de la aeronave	18
Figura 1.3._	Localización de parabrisas en la aeronave	19
Figura 1.4._	Capas internas del parabrisas.....	20
Figura 1.5._	Esquemático del sistema Anti-Hielo	23
Figura 2.1.	Esfuerzos estructurales	27
Figura 2.2.	Barra sujeta a las diferentes fuerzas	32
Figura 2.3.	Deformación de una barra circular en torsión pura.	33
Figura 2.4.	Deformación de un elemento largo dx extraído de una barra de torsión.	33
Figura 2.5.	Barra de sección circular.	35
Figura 2.6.	Momento torsor en la barra.....	35
Figura 2.7.	Círculo de la tensión de cortante pura.....	35
Figura 2.8.	Tensiones principales en la barra.	36
Figura 2.9.	Tensión en la barra.	36
Figura 3.1._	Vistas de la Geometría creada en el Software CATIA	45
Figura 3.2._	Vista lateral izquierda del tornillo mallado.	47
Figura 3.3._	Vista isométrica del Tornillo mallado.....	47
Figura 3.4._	Tornillo mallado que muestra la sección que se va seleccionar para el empotre.	49
Figura 3.5._	Cabeza del tornillo que muestra los puntos donde se aplicaron las fuerzas.....	49
Figura 3.6._	Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección inferior del elemento.	51
Figura 3.7._	Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección superior.	52
Figura 3.8._	Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección inferior del elemento.	53
Figura 3.9._	Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección superior.	54
Figura 4.1._	Valores de los esfuerzos aplicados expresado en MPa.....	59
Figura 4.2._	Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección inferior del elemento.	60
Figura 4.3._	Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección superior.	61
Figura 4.4._	Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección inferior del elemento.	62
Figura 4.5._	Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección superior.	63

LISTA DE TABLAS

Tabla 1.1._ Códigos del Sistema de Alertas para la tripulación..... 22
Tabla 3.1._ Propiedades del Acero 1018..... 48
Tabla 4.1._ Propiedades mecánicas del Acero 1018..... 58

LISTA DE ECUACIONES

Ec. (2.1)..... 34
Ec. (2.2)..... 34
Ec. (2.3)..... 34
Ec. (2.4)..... 36
Ec. (2.5)..... 36

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

CAPÍTULO 1._ MARCO TEÓRICO



En el presente capítulo se tratarán algunas generalidades de las aeronaves, así como una breve reseña unas de las pruebas a las que son sometidas las diferentes partes y componentes, debido a las condiciones de trabajo que sufren durante su operación, así como otras especificaciones que requiere la aeronave, para un adecuado funcionamiento durante las horas de vuelo.

Es de gran importancia el conocer las principales características de la aeronave LEARJET 40, en la cual se presentó el incidente motivo del análisis de este trabajo. También es fundamental el saber y describir de forma específica, las partes que estuvieron involucradas en la falla, en este caso específicamente a la composición y el correcto funcionamiento del parabrisas.

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

Los aviones han avanzado mucho desde que los primeros exploradores se lanzaron a los cielos equipados con sus chaquetas de cuero, sus gorras y sus gruesas gafas de protección. En ese entonces, hacía falta una buena cuota de fe y buena fortuna para subirse a sus máquinas voladoras.

Cien años más tarde, los pilotos llevan el mando de aparatos altamente sofisticados contruidos a partir de materiales especiales, como la fibra de carbón, y capaces de operar en buena medida gracias a computadoras. Los días de volar "sobre un ala y una oración" han quedado atrás.

En la actualidad, todas las aeronaves son sometidas a pruebas increíblemente complejas y rigurosas. Y tienen luz verde para volar únicamente después de haber pasado una larga lista de pruebas: desde aves que se lanzan contra los motores, hasta simulaciones de impacto sobre la cabina o el doblado de las alas a ángulos extremos para estudiar su resistencia.

En los últimos diez años, los métodos de prueba han sufrido cambios importantes, tanto para las simulaciones en tierra como para aquellas realizadas mediante ordenador. En ambos casos, el objetivo es minimizar el número de horas de prueba en vuelo de cada aeronave. Teniendo como finalidad validar el funcionamiento completo de motores, sistemas, materia y asegurar que los pasajeros, si alguna vez se encuentran en situaciones imprevistas, siempre estén en un ambiente controlado.

Algunas de las pruebas que todo avión debe superar para obtener su certificado de aeronavegabilidad, se presentan a continuación:

Prueba de torsión de alas

En este caso se doblan las alas a diferentes grados, para ver cómo se comportan éstas en conjunto con el fuselaje cuando la nave lleva tanto carga normal, así como una carga excepcional a lo largo de su vida útil, llegando incluso al punto de ruptura, esto para poder encontrar el punto máximo de peso que puede soportar la estructura antes del quiebre y asegurar que ese punto se encuentra más allá del nivel de carga normal previsto.

Pruebas de calor y frío

Para verificar que los motores, sistemas y materiales, funcionen correctamente a distintas temperaturas, los fabricantes lanzan su "campaña frío y caliente" para evaluar a la aeronave en condiciones de calor y frío extremos.

Para esto se transportan las aeronaves a lugares que tienen condiciones adversas, efectuando diferentes tipos de pruebas como: encendido y apagado de los motores tanto de manera casi inmediata como después de un periodo largo de espera entre cada uno. Pruebas de inversión de empuje con nieve, que es básicamente lo que ocurriría en una frenada sorpresiva durante un despegue abortado. Despegues con todos los motores en funcionamiento, así como simulacros de desperfectos en motores. La función de piloto automático durante aterrizajes (y aterrizajes abortados).

Pájaro de hierro virtual

Una de las maneras más vanguardistas de probar los aviones modernos, consiste en manufacturar el corazón de la aeronave y hacer pruebas de los sistemas de manera digital.

La simulación utiliza diseños de alta tecnología de los sistemas internos de la aeronave llamados Pájaros de Hierro. "Los Pájaros de Hierro" pueden simular todos los tramos de un vuelo como puede ser el despegue, la navegación de crucero, el aterrizaje y demás, por lo que la aeronave pasa pruebas virtuales de vuelos 'reales'.

Resistencia al agua en motores

Para probar qué ocurre cuando grandes cantidades de líquido entran al motor, como es el caso cuando hay una lluvia intensa, los aviones se desplazan por un canal de agua especialmente diseñado, permitiendo con esto, asegurar el funcionamiento correcto de los motores y sistemas de freno.

Otras pruebas consisten en forzar un flujo constante de agua o disparar fragmentos de hielo hacia los motores, para simular el paso por una nube de granizo.

Resistencia al impacto en motores y parabrisas

Para asegurarse de que los motores continuarán funcionando en caso de un impacto con animales, y del comportamiento de los diferentes parabrisas ante los diferentes impactos generados por algún objeto, los fabricantes empezaron a utilizar pollos recién sacrificados que eran empaquetados con una pistola de aire comprimido y disparados contra los vidrios y motores, en la actualidad se arrojan bultos de diversos materiales para poder representar este tipo de fenómenos en los parabrisas de las aeronaves.

1.1. Descripción general de la aeronave Learjet 40

Manufacturado por la empresa Learjet Inc., es una aeronave fabricada completamente de metal, presurizada, de ala corta, impulsada por motores turbofan. El fuselaje está construido con una estructura tipo Semimonocoque, utilizando en la parte superior del fuselaje una sección cruzada circular constante y en la parte inferior una sección cruzada alargada. La sección superior se extiende hasta el mamparo de presurización trasero donde se encuentra sujeto el Empenaje Vertical, mismo que cuenta con dos Empenajes Horizontales colocados en forma de "V" invertida, los cuales permiten que en condiciones de desplome se recupere, además de brindar mayor estabilidad, permitiendo con esto tener mayor control de la aeronave.

Esta propulsada por dos motores Turbofan TFE – 731 – 20 fabricados por la empresa Honeywell, los cuales cuentan con un sistema de alimentación independiente, que toman el combustible de los reservorios localizados en las alas y en el fuselaje.

Los motores controlan las bombas hidráulicas, que proveen la potencia necesaria al sistema hidráulico, para que la aeronave pueda frenar, extender y retraer los trenes de aterrizaje, los flaps, spoilers y las reversas.

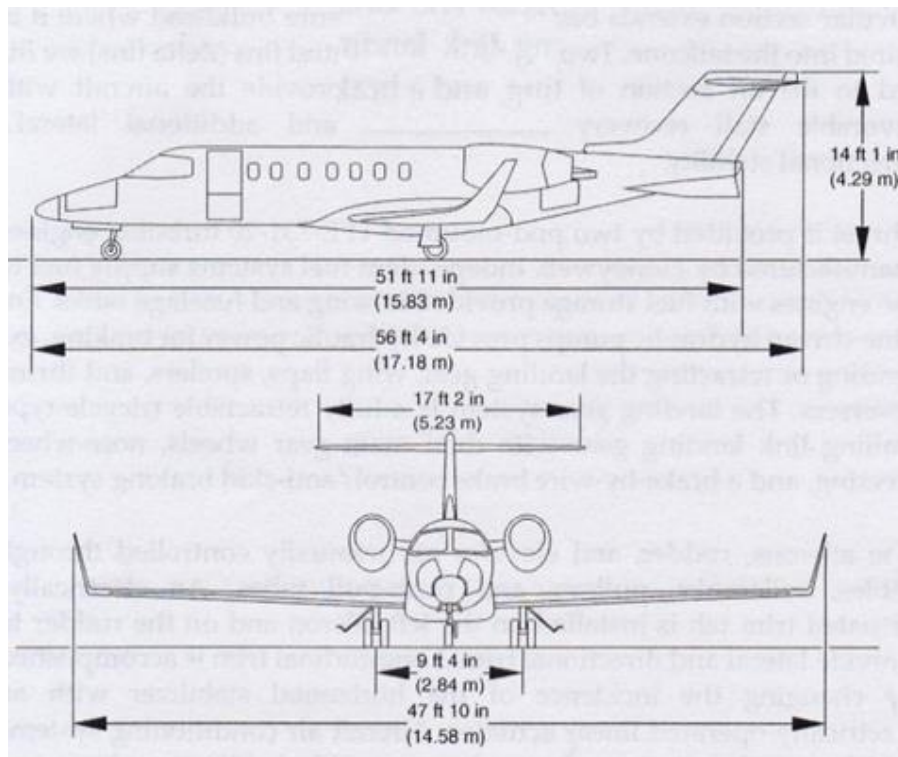


Figura 1.1._ Dimensiones de la Aeronave¹.

¹¹ Imagen extraída del Manual de Mantenimiento de Bombardier.

A continuación se muestra la localización de los principales elementos estructurales de la aeronave.

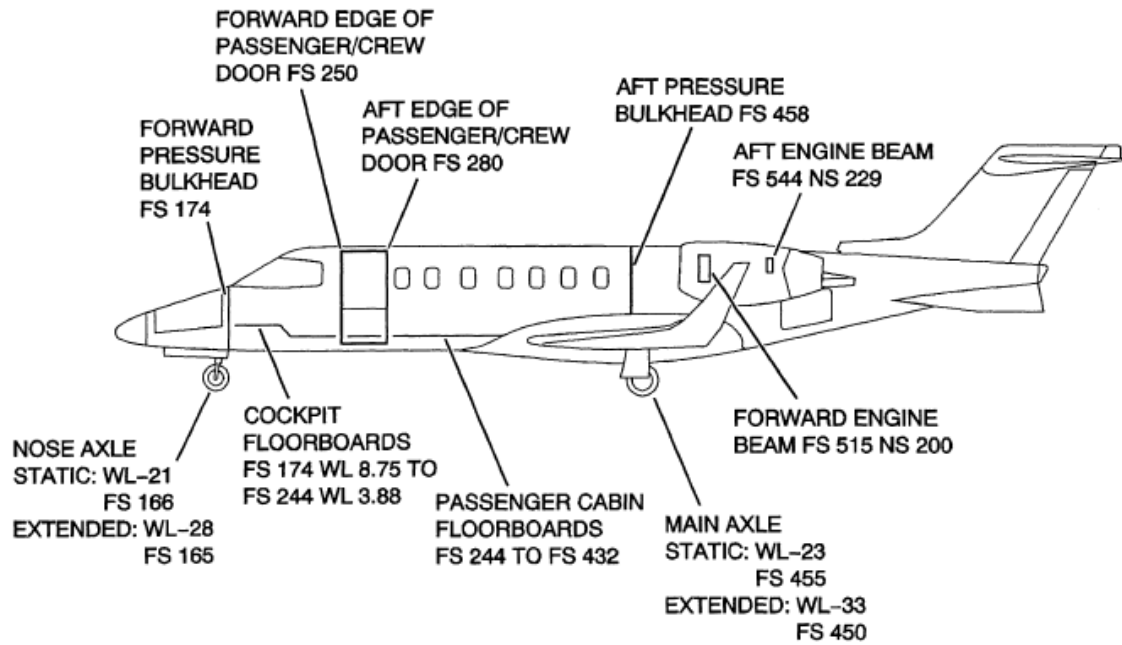


Figura 1.2._ Principales elementos estructurales de la aeronave².

² Imagen extraída del Manual de Mantenimiento de Bombardier.

1.2. Parabrisas

Antiguamente se usaba sólo una capa de algún acristalamiento, pero hoy en día los parabrisas se fabrican por diferentes capas de cristal y de polivinilo, las cuales sirven para soportar las cargas aerodinámicas y de presurización; y proporciona resistencia al impacto de las aves u otros objetos.

El cristal usado en los parabrisas, es un cristal especial, que cumple una serie de características de resistencia, por ello se llama cristal de seguridad. Existen dos tipos de cristales de seguridad a usar en un parabrisas: los laminados que consiste en una lámina de vidrio de alta resistencia mecánica, y los templados el cual está conformado por varias capas de vidrio templado y polivinilo (multicapa).

Estos cristales de seguridad se distinguen de los comunes por sus características de rotura, ya que un cristal común se rompe en muchos pedazos, mientras que en los cristales multicapa, muy pocos fragmentos son despedidos en caso de que estos fallen, dada la gran adhesión entre las capas.

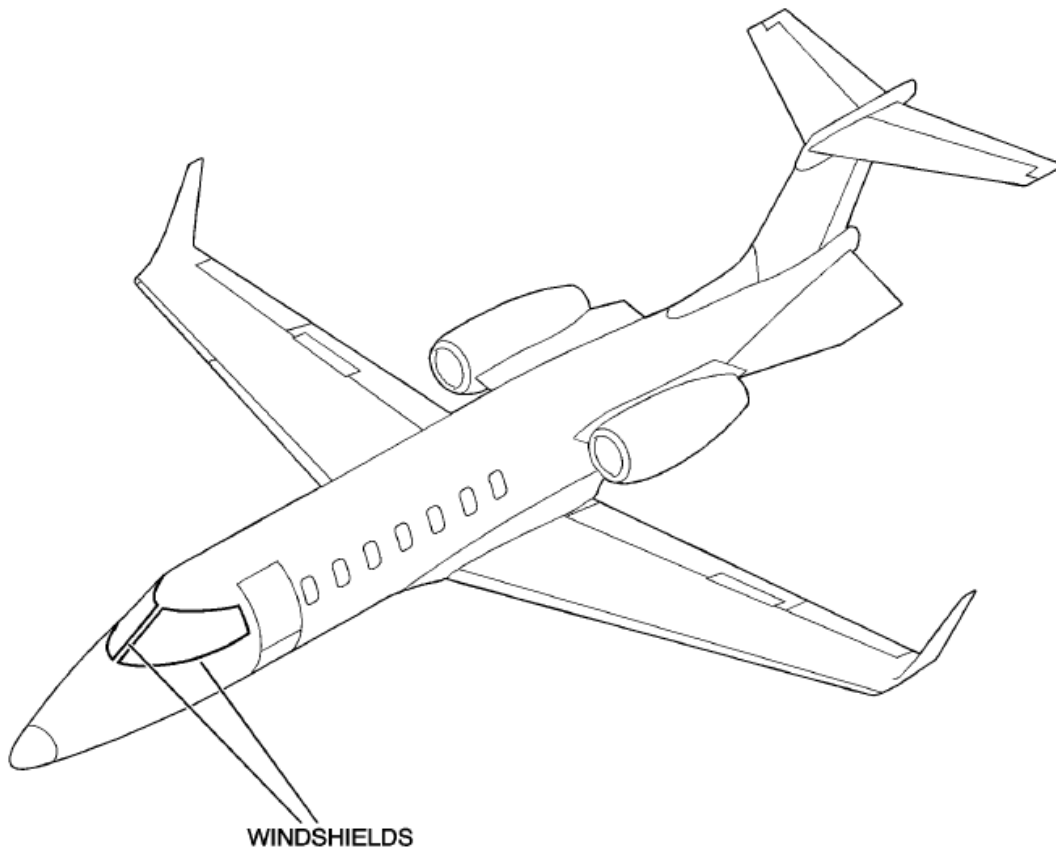


Figura 1.3._ Localización de parabrisas en la aeronave³.

³ Imagen extraída del Manual de Mantenimiento de Bombardier.

Requisitos que deben cumplir los parabrisas

Para el diseño y manufactura de los parabrisas, la Administración de Aviación Federal de los Estados Unidos (FAA por sus siglas en inglés), ha establecido algunos parámetros que deben de ser tomados en cuenta por los fabricantes para el diseño, fabricación e instalación de los parabrisas en las aeronaves, dentro de los cuales se encuentran:

- Se deben tener los medios necesarios para mantener una parte del parabrisas limpia en condiciones de lluvia.
- Tener en cuenta las condiciones de presurización en altitud, considerando los efectos de ciclos de presurización continuos, y los cambios de temperatura.
- Todos los parabrisas deben fabricarse con cristales de seguridad.
- El parabrisas debe resistir el impacto de un ave de 1.81 Kg. (4lb) a la velocidad de crucero calculada al nivel del mar, o a 0.85 por la velocidad de crucero a 8,000 pies.
- La probabilidad de desprendimiento de fragmentos debe ser muy pequeña, y si se produce el desprendimiento, los fragmentos no deben alcanzar a los pilotos dentro de un $\square 15^\circ$ del eje longitudinal del avión.
- Que la rotura de uno de los paneles del parabrisas, no afecte a la visibilidad de otro.

En algunos casos los parabrisas están formados por diferentes capas no vinílicas, que pueden ser del tipo vidrio reforzado o GLARE (Glass Reinforced), los cuales consisten en capas muy finas alternas de fibra de vidrio y metal (normalmente aluminio). Estas finas capas se alinean en diferentes direcciones para evitar la propagación de fracturas entre ellas.

En este caso la aeronave cuenta con dos parabrisas Modelo SIERRASIN, los cuales están fabricados con diferentes capas laminadas de acrílico, policarbonato, con capas intermedias de Uretano, y una capa exterior de cristal, montados en un marco de metal.

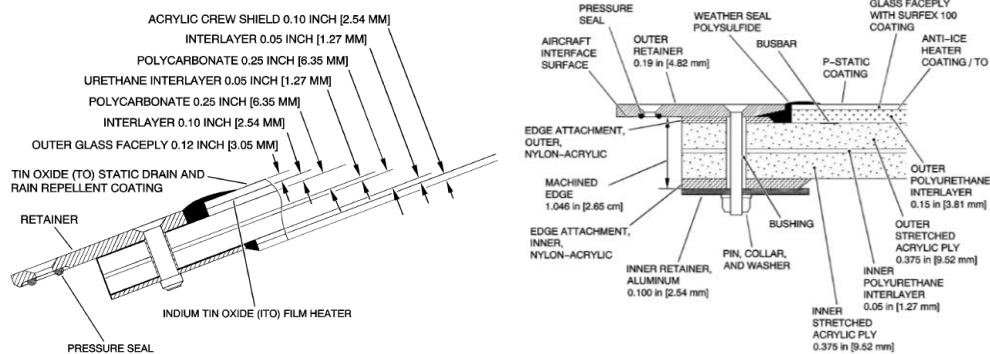


Figura 1.4._ Capas internas del parabrisas⁴.

⁴ Imagen extraída del Manual de Mantenimiento de Bombardier.

La capa exterior de cristal está cubierta con un recubrimiento repelente de agua y es asegurado a la estructura del fuselaje y al bastidor central con tornillos, siendo, posteriormente a su instalación, sellado con un material denominado PRC por la parte de la estructura del fuselaje a lo largo del borde exterior del marco.

El parabrisas es calentado eléctricamente de manera uniforme a través de unas resistencias y de una película de óxido de indio y estaño, la cual esta colocada entre la capa de cristal y la capa interna adyacente, esto con el fin de controlar tanto la formación de hielo en este mismo, así como el empañamiento. Para poder controlar la temperatura se apoya de un sistema de censado, el cual está localizado en la esquina izquierda superior del parabrisas.

El problema de rotura en vuelo más habitual es el de la capa interior, comenzando muchas de ellas por causa de un defecto en el sellado del vidrio, que permite un desgaste en el vidrio que comienza en esa zona de mal sellado.

1.3. Desempeñado de parabrisas y protección anti-hielo

Este sistema funciona por medio de paneles de calentamiento de parabrisas y está diseñado para que se inicie antes de despegar y permanezca encendido hasta que la aeronave se apague.

Dicho sistema está compuesto por dos paneles con calentadores integrados, una unidad de control de calentamiento de doble canal, un sistema de switches, y están conectados con los alternadores de los motores.

La unidad de control de Calentamiento, regula de manera automática la temperatura del parabrisas para evitar la formación de hielo en la parte exterior y la condensación en la superficie interna del parabrisas, mismos que están separados por medio de dos proveedores de energía y dos switches (Derecho e Izquierdo), esto con el fin de tener un sistema redundante.

Durante una operación normal, el controlador regula la salida de los alternadores para mantener la temperatura deseada de los parabrisas. Si por alguna razón existiera alguna falla en la circuitería durante una operación normal, el sistema puede continuar su operación en un modo degradado, el cual limita la salida del alternador, deshabilitando la posibilidad de modular estos mismos.

La aeronave cuenta con un sistema que avisa a la tripulación cuando existe algo anormal en el funcionamiento y operación de la aeronave, el cual es conocido, por sus siglas en Inglés, como CAS (Sistema de Alertas para la Tripulación). En el caso particular del sistema de Desempeñado y Protección Anti-Hielo los anuncios que se pueden presentar son:

Tabla 1.1._ Códigos del Sistema de Alertas para la tripulación⁵.

CAS	COLOR	DESCRIPCION
WSHLD HT FAIL	Ámbar	El sistema de calentamiento esta encendido, sin embargo la temperatura del parabrisas es muy bajo para que funcione correctamente el anti-hielo.
WSHLD OVHT	Ámbar	El parabrisas tiene un calentamiento excesivo.
WSHLD HT FAULT	Blanco	El sistema de calentamiento está operando en modo degradado.

⁵ Tabla extraída del Manual de Mantenimiento de Bombardier.

A continuación se presenta el dibujo esquemático del sistema Anti-Hielo de los parabrisas.

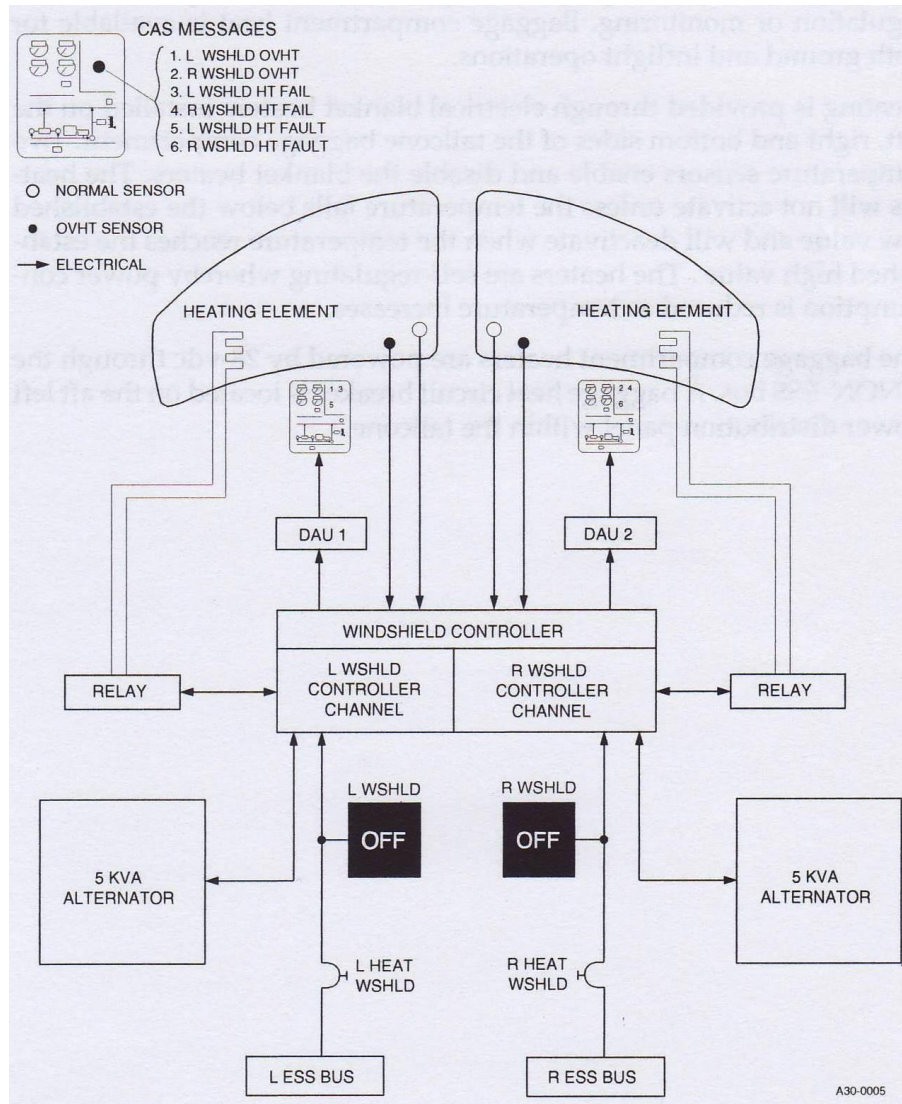
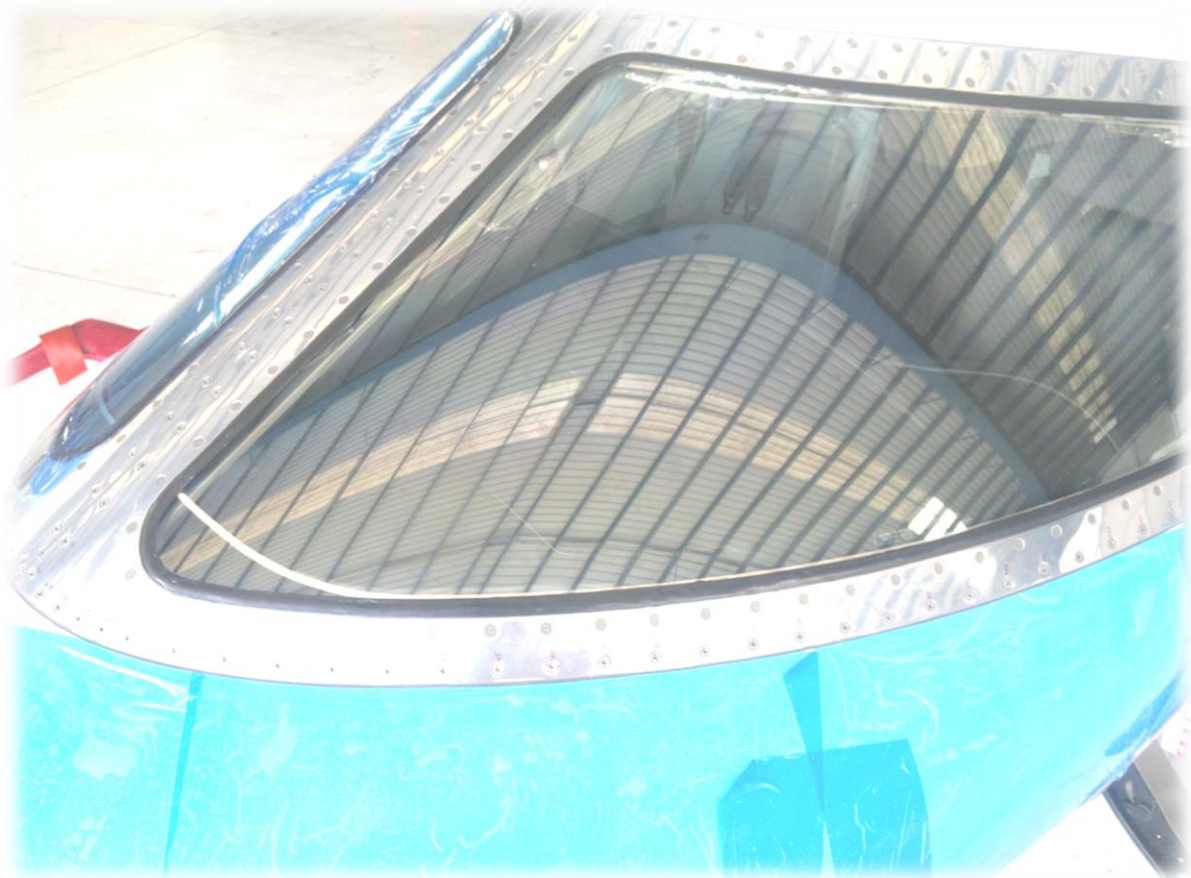


Figura 1.5._ Esquemático del sistema Anti-Hielo⁶.

⁶ Imagen extraída del Manual de Mantenimiento de Bombardier.

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

CAPÍTULO 2._ FENÓMENOS ESTRUCTURALES PRESENTES EN LAS AERONAVES



Previo a analizar el incidente del parabrisas de nuestra aeronave, debemos abordar algunos temas principalmente para entender los fenómenos o fuerzas que se presentan en los materiales de los componentes de las aeronaves. Presentando de forma general desde la reacción del fuselaje, hasta la composición y/o comportamiento del tornillo que sujeta el windshield.

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

Recordemos que a mayor altitud, la densidad del aire es menor y en el volumen de aire que podríamos respirar no habría suficiente oxígeno, por ello es necesario sellar el fuselaje, y contener en su interior, un aire comprimido y denso respecto del exterior, para mantener los niveles de oxígeno necesarios, sin embargo, el aire siempre tiende a igualar las presiones; por lo tanto, el aire de cabina empujará y ejercerá una presión en las paredes para poder “escapar”, expandirse, e igualarse al aire exterior a menor presión.

Para poder soportar estas cargas, las paredes del fuselaje están diseñadas de tal forma que permita aliviar la presión y disminuir la fuerza que ejerce el aire en toda la superficie, esto sin dejar de lado la resistencia aerodinámica y ciertas necesidades de volumen o capacidad para poder cumplir con sus objetivos, es decir que el fuselaje podrá ser construido de diferentes formas a fin de cumplir con las tareas para las cuales esta creado, mientras que un avión comercial buscará un promedio entre volumen para carga y pasajeros, un avión militar buscará un fuselaje completamente aerodinámico, que le permita realizar maniobras a altas velocidades sin sufrir deterioros estructurales.

Para que se dé una presurización correcta, es necesario que el fuselaje esté completamente sellado, para ello se emplean tres métodos de construcción:

- Sellado de todas las uniones con materiales blandos que además no permitan el paso de la humedad (corrosión)
- Empleo de arandelas de goma en todos los orificios de los tabiques presurizados
- Uso de juntas neumáticas inflables en los marcos de grandes aberturas como las puertas.

El fuselaje no solo debe soportar las cargas de presurización, sino también otros esfuerzos estructurales como son: la tracción que es la acción de dos fuerzas en sentido opuesto; la compresión, la cual también son fuerzas en sentido opuesto, pero en este caso presiona las partículas unas contra otras; y los esfuerzos cortantes que tienden a separar el material de forma tangencial.

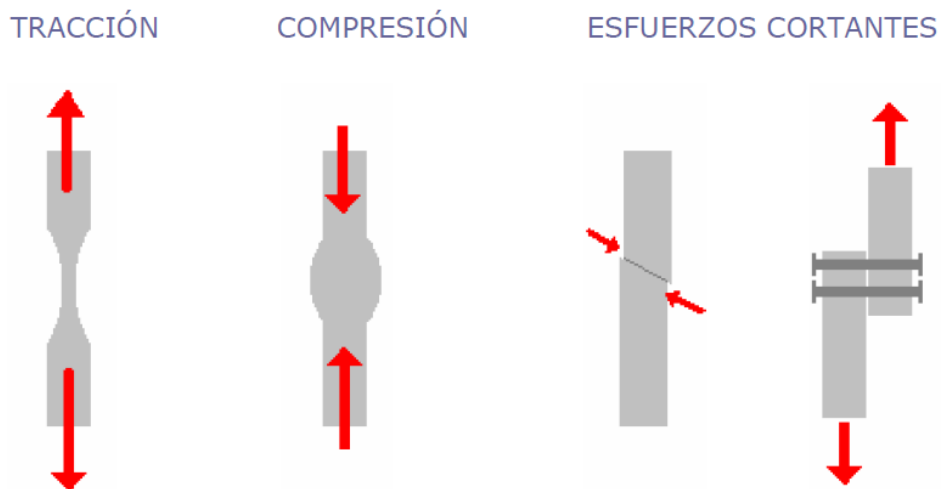


Figura 2.1. Esfuerzos estructurales.

Las combinaciones de estos tres generan otros fenómenos que se encuentran presentes en las estructuras de las aeronaves, lo cuales son:

La flexión

Una composición de la tracción y compresión, es quizás la carga más habitual, la cual consiste en una curvatura que adopta un componente estructural cuando se somete a fuerzas que tienden a arquear la estructura.

Esta situación se suele dar en la sección del ala más cercana al fuselaje debido a la acción de la sustentación, por esta razón se dice que está sometido a grandes momentos flectores.

La torsión

Se produce cuando la fuerza aplicada tiende a torcer el material, y por lo tanto existe tendencia al giro. Los esfuerzos de contacto son la transmisión de una carga de una pieza, a otra por medio de esfuerzos cortantes.

Un ejemplo de este fenómeno son las juntas, los tornillos y los remaches, que se encuentran a lo largo de toda la aeronave, siendo esta la razón por la cual este trabajo se enfocará más a estudiar este fenómeno, ya que los tornillos que sujetan el parabrisas de la aeronave en cuestión están sujetos al fenómeno de torsión, acción que genera fuerzas cortantes transversales a lo largo de todo el miembro, por efecto de la continua presurización y despresurización de la aeronave, teniendo por consecuencia la deformación continua del fuselaje y por ende del parabrisas.

2.2. Cargas estructurales en las aeronaves

Una estructura está diseñada para poder soportar un determinado número de ciclos, en caso de que se sobrepase ese número, se producirá un fallo estructural por fatiga, el cual es un deterioro interno del material debido a una presencia de esfuerzos excesivos.

Se pueden presentar dos tipos de fatiga:

La fatiga mecánica._ Se origina por las vibraciones de las piezas, y por los esfuerzos físicos que soportan los aviones en servicio.

La fatiga térmica._ Tiene su origen principalmente en las secciones cercanas a los motores, esto debido al cambio constante de la presión y de temperatura.

Algunas de las cargas que pueden provocar fatiga en una aeronave son:

Cargas aerodinámicas

Son las cargas a las que se ve sometido el avión por la acción del aire o el flujo, variando este último cuando se realizan las llamadas cargas de maniobra (descensos, ascensos, virajes, derrapes, resbales, etc.), así como cuando se presentan ráfagas de aire, vientos racheados, turbulencias, entre otras más.

Hay dos efectos típicos producidos por este desplazamiento de las superficies de control:

- La inversión de alerones._ Se produce en aviones comerciales a altas velocidades cuando se pretende inclinar el avión usando los alerones, el esfuerzo que tienen que hacer es tan alto al estar situados en el extremo del ala (momento máximo), que se genera un esfuerzo de torsión y el ala se retuerce, oponiéndose al movimiento del alerón, produciéndose un efecto contrario al deseado.
- El Flambeo._ Es el caso opuesto, produciéndose oscilaciones violentas al entrar en pérdida local los alerones.

Cargas de inercia

Las cargas de inercia se deben a la resistencia que opone todo cuerpo a la aceleración, presentándose por todo el avión.

Cargas causadas por el sistema de propulsión

En general los motores están unidos al fuselaje por bancadas o pylons por su nombre en inglés, siendo éstos los elementos estructurales que soportan la carga más elemental, la propia tracción la cual transmiten al resto del avión; además de la carga de inercia (el propio peso de los motores), así como cargas de inercia; cargas giroscópicas (originadas por el cambio de plano de rotación de los elementos giratorios del motor); cargas impuestas por el par motor y por paradas súbitas de éste.

Del mismo modo pueden provocar desgaste termodinámico, ésto debido a que al presentarse cambios de temperatura con los motores, las piezas presentan contracciones y dilataciones, pudiendo provocar fatiga en los diferentes componentes, generando con esto grietas en estos mismos.

Cargas en el tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es un elemento que sufre mucho y por ello debe ser bastante resistente, como por ejemplo al aterrizar, el tren tiene que aguantar todo el peso del avión, convertir la velocidad del avión en movimiento horizontal en el suelo y amortiguar el impacto con la pista.

Cargas de remolque y manejo en tierra

Las operaciones Push-back y de remolque del avión con tractor, producen cargas de arrastre en el tren de aterrizaje de nariz, a pesar de que estos son pequeños, pueden alcanzar valores altos en acelerones o desaceleraciones del tractor.

2.3. Materiales

Un punto muy importante para la fabricación de las diferentes estructuras de una aeronave son los materiales, debido a que muchas de éstas deben soportar numerosos esfuerzos y cargas.

Los cuatro grandes grupos principales de materiales de empleo aeronáutico se presentan a continuación:

Aleaciones férreas (con hierro)

La más usada en aviación es el acero (con un 2% de carbono), sirviendo para sustituir a la madera en la construcción de fuselajes reticulares o tubulares.

A pesar de que el acero es más barato que las aleaciones ligeras, tiene un peso mayor, y por ello su uso es muy limitado en la industria aeronáutica moderna, limitándose a partes que requieran de gran resistencia, como el tren de aterrizaje, herrajes de sujeción, elementos de fijación, entre otros.

Aleaciones ligeras (de Aluminio, Titanio o Magnesio)

Las aleaciones de Aluminio son el resultado de la combinación del aluminio con otros metales como el Manganeseo, cobre, cinc o magnesio, teniendo como principal característica que poseen un peso muy bajo, además de tener un alto grado de resistencia; dos cualidades muy apreciadas en aviación, el único inconveniente es, que a pesar que el aluminio es un material anticorrosivo, sus aleaciones no lo son.

Materiales compuestos (o “composites”)

Están constituidos por dos elementos estructurales:

- **Fibras.** Estas se encuentran entretrejidas en la matriz, siendo las que poseen una alta resistencia, por lo general se emplean materiales como el boro o el carbono.
- **Matriz.** Por lo general es plástica (resinas, poliésteres) aunque en ocasiones puede llegar a ser metálica, para soportar altas temperaturas (en turbo-reactores y naves espaciales).

Las propiedades mecánicas de estos materiales son notablemente superiores a las aleaciones ligeras, sin embargo, resultan ser más frágiles que éstos, su reparación resulta ser algo compleja, siendo ésta la razón por la cual no es aplicable por ley a las alas y al fuselaje, ya que son estructuras primarias y de gran importancia.

Además de los materiales, también es importante mencionar los efectos que las interacciones entre ellos generan, en el incidente a analizar es preponderante mencionar la torsión.

2.4. Teoría de torsión pura

La Torsión en sí, se refiere a la deformación helicoidal que sufre un cuerpo cuando se le aplica un par de fuerzas (sistema de fuerzas paralelas de igual magnitud y sentido contrario), pudiendo medir éstas al observar la deformación que produce en un objeto un par determinado.

Geoméricamente se caracteriza porque cualquier curva paralela al eje de la pieza, deja de estar contenida en el plano formado inicialmente por las dos curvas, sin embargo en lugar de eso una curva paralela al eje se retuerce alrededor de él.

El estudio general de la torsión es complicado, porque bajo ese tipo de sollicitación la sección transversal de una pieza en general se caracteriza por dos fenómenos:

- Tensiones tangenciales paralelas a la sección transversal.
- Alabeos seccionales que hacen que las secciones transversales deformadas no sean planas.

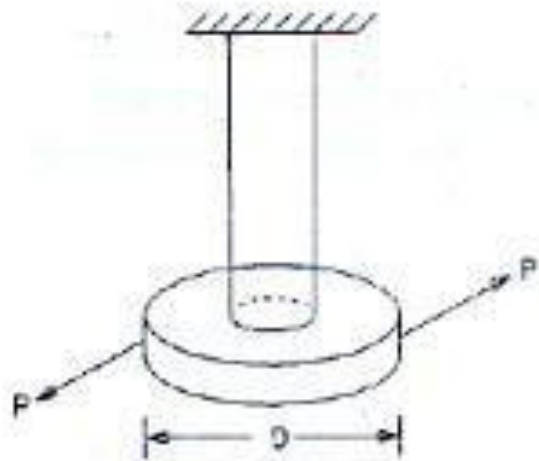


Figura 2.2. Barra sujeta a las diferentes fuerzas.

Deformación de torsión de una barra circular

Para el estudio de la torsión de un eje cilíndrico vamos a suponer las siguientes hipótesis:

- Hipótesis de secciones planas.
- Los diámetros se conservan así como la distancia entre ellos.
- Las secciones van a girar como si se tratara de cuerpos rígidos.

Planteadas estas hipótesis vamos a considerar una barra prismática de sección transversal circular girada por torques T actuando en las extremidades como en el *Figura 2.3*.

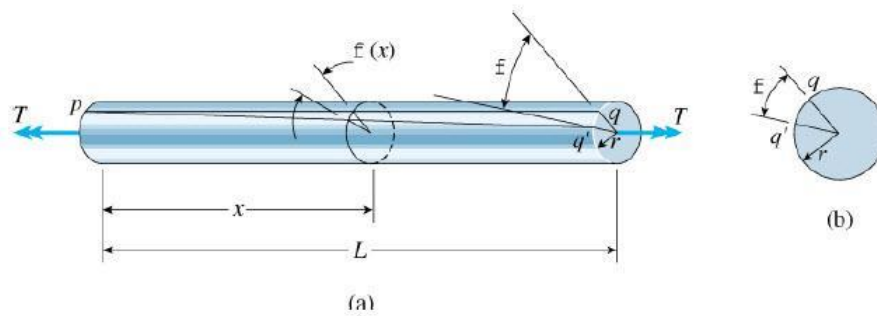


Figura 2.3. Deformación de una barra circular en torsión pura.

El ángulo de torsión varía a lo largo del eje de la barra: $0 \leq \varphi(x) \leq \varphi$, donde f, φ es el Ángulo de Torsión

Si toda la sección transversal de la barra tiene el mismo radio y está sometida al mismo torque (torsión pura), el ángulo $\varphi(x)$ variará linealmente.

Consideremos la *Figura 2.4*

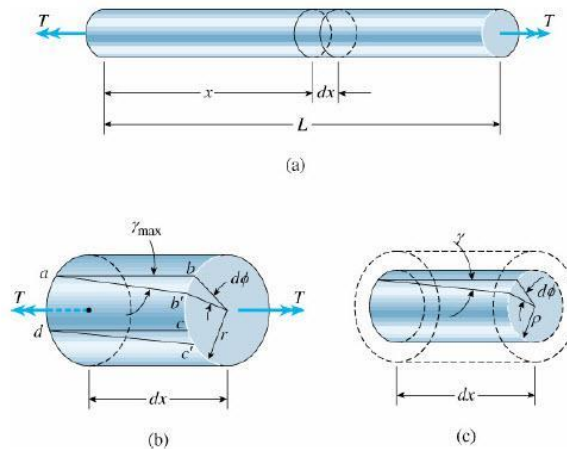


Figura 2.4. Deformación de un elemento largo dx extraído de una barra de torsión.

Los ángulos en la esquina del elemento en la figura 4b no son ya iguales a 90° , el elemento está en un estado de corte puro y la magnitud de la deformación de corte g_{max} es igual a la disminución en el ángulo en el punto a, esto es, la disminución en el ángulo bad .

De la figura vemos que la disminución de este ángulo es:

$$\gamma_{max} = \frac{bb'}{ab} \quad \text{Ec. (2.1)}$$

Dónde:

g_{max} se mide en radianes.

bb' es la distancia a través de la cual el punto b se mueve.

ab es el largo del elemento (igual a dx).

Con r denotando el radio de la barra, podemos expresar la distancia bb' como $rd\phi$, en que $d\phi$ también se mide en radianes. De esta forma la ecuación anterior quedará:

$$\gamma_{max} = \frac{rd\phi}{dx} \quad \text{Ec. (2.2)}$$

Esta ecuación relaciona la deformación de corte en la superficie externa de la barra con el ángulo de torsión.

La relación $d\phi/dx$ es la razón de la variación del ángulo de torsión ϕ en relación a la distancia x medida a lo largo del eje de la barra.

Se va a denotar $d\phi/dx$ por el ángulo θ y se va a hacer referencia como razón de torsión o ángulo de torsión por unidad de medida.

$$\theta = \frac{d\phi}{dx} \quad \text{Ec. (2.3)}$$

Diagrama momentos torsores.

Teniendo en consideración que la figura 2.5 se corta por el eje 1-1 y se considera únicamente la parte de inferior.



Figura 2.5. Barra de sección circular.

Se observa que para que este trozo de eje este en equilibrio, debe existir un momento torsor igual y de sentido contrario, por tanto en cualquier sección de este eje existe un momento torsor T , por lo que el diagrama de momentos torsores será:

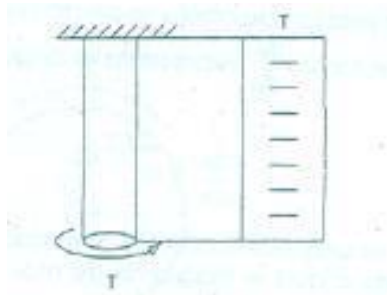


Figura 2.6. Momento torsor en la barra.

El círculo de Morh de este elemento es el círculo de la tensión cortante pura.

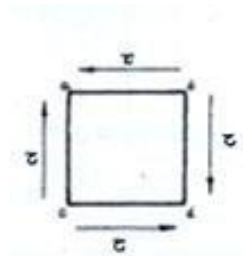


Figura 2.7. Círculo de la tensión de cortante pura.

Las tensiones principales de este elemento serán:

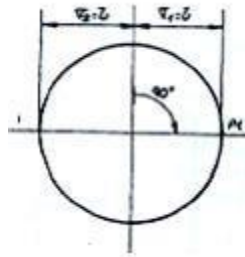


Figura 2.8. Tensiones principales en la barra.

Cálculo de $t_{máx}$ y del ángulo girado por el eje en función del momento torsor.

Supongamos que la figura representa la sección del eje y el momento torsor T que actúa

La tensión t en el punto B vale:

$$\tau_B = G \cdot \theta \cdot r \quad \text{Ec. (2.4)}$$

Si tomamos un diferencial de are dA alrededor del punto B las t de ese dA dan una resultante dF .

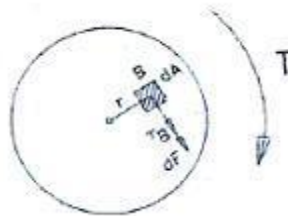


Figura 2.9. Tensión en la barra.

Esta F da un diferencial de momento torsor.

El momento torsor de la sección será:

$$T = \int_A dT = \int_A G \cdot \theta \cdot r^2 dA = G \cdot \theta \int_A r^2 dA = G \cdot \theta \cdot J_0 \quad \text{Ec. (2.5)}$$

Fórmula que permite calcular el ángulo girado por el eje por unidad de longitud, en función del momento torsor.

2.5. Antecedentes de fenómenos de torsión

Este fenómeno ha sido motivo de estudio a lo largo de la historia de la humanidad, teniendo como origen los diferentes análisis realizados por Arquímedes en palancas y en sus diferentes componentes como son el momento de inercia y la aceleración angular, influenciado de manera significativa en la solución de problemas de mayor grado de complejidad que acontecen en la vida cotidiana.

A continuación se presentaran algunos ejemplos de diferentes situaciones surgidas en la vida cotidiana, que han sido estudiadas y resueltas gracias a los principios de la torsión.

Diseño de un mecanismo de rotación pura para brindar movilidad a una cabeza artificial

Es un trabajo que se enfoca, como su nombre lo indica, al desarrollo de un mecanismo, que a través de la rotación de un eje y teniendo en cuenta la amplitud de movimiento, (perfiles de velocidad y aceleración del cuello humano) brinda la movilidad a la cabeza artificial de un dummy, el cual es utilizado para poder calibrar sistemas de audio en auditorios y salas de junta, ya que el diseño original, supone que el modelo debe estar estático sobre una plataforma, sin embargo para los propósitos para los que fue construido, el hecho de estar estático reduce de manera significativa su percepción acústica, siendo fundamental el hecho de que este mismo, pueda tener las tres diferentes rotaciones puras que tiene la cabeza humana.

Evaluación de criterios de distribución del cortante por torsión sísmica estática

Una de las principales causas de daño por sismo en estructuras asimétricas, son las producidas por la torsión, ésto debido a la asimetría de las masas, las rigideces y las resistencias de los elementos que deben de soportar las fuerzas laterales producidas por un sismo.

Dentro de este trabajo de investigación se evalúan diferentes métodos para distribuir las fuerzas cortantes por torsión sísmica en edificios de varios pisos. Se hace énfasis, muy particularmente, en métodos que han sido desarrollados para ser aplicados, utilizando programas comerciales de análisis estructural.

Dentro del mismo se estableció el procedimiento que sea capaz de determinar las fuerzas de diseño en los elementos estructurales de los edificios, debido a la torsión de manera práctica, y sin perder precisión en los cálculos.

Elementos de Fijación

Otro ejemplo donde se puede observar el fenómeno de la torsión, es en los diferentes elementos de fijación, los cuales permiten unirlos o vincularlos para la fabricación de componentes y partes, en este caso de una aeronave, así como para algún tipo de reparación estructural o de algún componente.

La adecuada elección de un elemento de fijación es indispensable para lograr una seguridad en la operación de una aeronave, es por ello que los elementos utilizados en el campo de la aeronáutica tienen características muy diferentes y específicos de aquellos usados en industrias más convencionales.

Los elementos de fijación roscados (threaded fasteners) son los más utilizados cuando se desea lograr una juntura de componentes segura y de gran rigidez, los de mayor uso dentro del medio de la aeronáutica pueden ser de dos tipos, los boltes (bolts y machine screws), que son utilizados en estructuras que demandan gran resistencia, y por otro lado están los tornillos (screw) que se aplican en condiciones donde los estados de carga son bajos y no requieren una demanda de seguridad alta.

Estos componentes tienen diferentes tipos de nomenclaturas, las cuales están dadas en algunos casos por medio de una especificación numérica, mientras que en otros llevan el nombre del fabricante, algunos ejemplos de las nomenclaturas presentadas en los tornillos, boltes (bolt) y los remaches (rivet) son identificados convencionalmente como AN (Air Force and Navy), NAS (National Aircraft Standard) o MS (Military Standard).

Partes de un elemento de fijación

El cuerpo o vástago de un elemento de fijación tiene forma de cilindro o cono, y puede ir roscado en su totalidad o solo en parte, pudiendo ser éstas exteriores o interiores, del mismo modo el diámetro del mismo y el material con el que está hecho, determina la resistencia de la unión.

Varias características que van a definir la función del elemento, se encuentran en uno de los extremos de éste, como puede ser la punta, pudiendo terminar en algunos casos en punta lenticular, en punta, y otros en pivote. Otra característica es el paso de rosca, que es la distancia que existe entre dos crestas consecutivas, si el elemento es de rosca sencilla, se corresponde con lo que avanza sobre la tuerca por cada vuelta completa, si es de rosca doble el avance será igual al doble del paso.

Por lo que respecta a la cabeza del elemento de fijación, ésta permite sujetarlo o imprimirle el movimiento giratorio con la ayuda de útiles adecuados, siendo las más habituales de forma hexagonal o cuadrada, aunque también las hay semiesféricas, cónicas o avellanadas, cilíndricas, etc.

Bolts aeronáuticos

Los bolts de uso aeronáutico se fabrican con diferentes materiales, aleaciones de acero, aleaciones de aluminio y de titanio, aplicándoseles a éstos diferentes tratamientos anticorrosivos como el cadmiado en el caso de aceros y anodizado en el caso de aleaciones de aluminio.

Los bolts de acero utilizan aleaciones bajo especificación AISI 4037 (acero aleado con, 0,2 a 0,25% Mo, principal aleante) y 8740 (triple aleado, 0,55% Ni, 0,5% Cr y 0,35% Mo, es el más utilizado), con alta resistencia tanto a la tracción, corte y fatiga. Tienen tensiones máximas (valores mínimos) de 830 MPa (120 kpsi) y son utilizados en las estructuras aeronáuticas por su alto compromiso de seguridad, es común utilizar bolts bajo la clasificación AN, MS y NAS. Debido a las consideraciones anteriores las especificaciones para bolts aeronáuticos que están expuestos a tensiones cíclicas y dinámicas durante el servicio, requieren la fabricación de filetes por medio de tratados térmicos y rolados en frío (MIL-B-7838C).

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

CAPÍTULO 3._ SOLUCIÓN A TRAVÉS DEL MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS



Dentro del mundo en el que nos desarrollamos es importante tener una educación multidisciplinaria, teniendo en cuenta los avances tecnológicos, ciencia e innovación, orientada al desarrollo de la industria aeronáutica y aeroespacial, en sus diferentes sectores (servicios, diseño y manufactura).

Uno de estos avances que ha ayudado al crecimiento de las diferentes actividades de la industria es la utilización de las computadoras, en nuestro caso hablando específicamente de los programas enfocados al Diseño, los cuales permiten crear soluciones, brindando novedosas y originales ideas que hacen el trabajo mucho más fácil, minimizando el tiempo invertido para diferentes procesos, recursos y costos de desarrollo.

Uno de los recursos de la computadora son los paquetes tipo CAD enfocados al diseño de detalle, particularmente en lo relacionado con el dibujo de piezas, ensamble de conjuntos, verificación dimensional, cálculo del volumen de materiales, entre otras funciones similares. Complementándose éstos con el concepto denominado genéricamente como “manufactura asistida por Computadora” (CAM por sus siglas en inglés), de manera que éstos se integran en una cadena dentro del proceso de diseño y producción de elementos.

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

El método de los elementos finitos (FEM por sus siglas en inglés), es un método numérico de resolución de ecuaciones diferenciales, que ha adquirido una gran importancia en la solución de problemas de ingeniería, permite resolver casos que hasta hace poco tiempo eran prácticamente imposible resolverlos por métodos matemáticos tradicionales, ya que al realizar los diferentes prototipos, efectuar los ensayos e ir realizando mejoras de forma iterativa, traía consigo un elevado costo económico así como de tiempo de desarrollo.

A pesar de que como formulación matemática este concepto es relativamente nuevo; su estructura básica es conocida desde hace bastante tiempo, siendo desarrollado en un principio por Richard Courant, quien utilizó el método de Ritz de análisis numérico y minimización de las variables de cálculo, para obtener soluciones aproximadas de un sistema de vibración, sin embargo no fue hasta 1956 cuando M. J. Turner, R. W. Clough, H. C. Martin, y L. J. Topp publicaron un documento donde se establecía una definición más amplia del análisis numérico, centrándose en “la rigidez y deformación de estructuras complejas”, teniendo como punto de partida la discretización de las estructuras en elementos, mismo que se divide mediante puntos (en el caso lineal), mediante líneas (en el caso bidimensional) o superficies (en el tridimensional) imaginarias, de forma que el dominio total en estudio se aproxime mediante el conjunto de porciones (elementos) en que se subdivide, planteando entonces un sistema de ecuaciones, que estaba definido en términos de ecuaciones diferenciales, para convertirlo en un problema con ecuaciones en forma matricial, proporcionando con esto un resultado correcto para un número finito de puntos llamados nodos, interpolando posteriormente la solución al resto de los puntos del dominio, resultando finalmente en una solución aproximada, donde su nivel de exactitud va a depender del número de particiones de elementos finitos que se hayan creado, entre más finos sean estos, la solución numérica calculada tendrá una mayor exactitud.

En los últimos años, gracias a los avances informáticos, se ha presentado un gran progreso en la solución de problemas relacionados con el elemento Finito, creándose una enorme cantidad de programas que permiten realizar los complejos cálculos empleados dentro de este método, permitiendo tener soluciones cada vez más exactas para los diferentes problemas presentados dentro de los múltiples campos. Que si bien facilitan en gran medida la solución de este tipo de problemas, es de gran importancia que el usuario tenga un amplio conocimiento tanto del material con el que se va a trabajar, así como de los principios del MEF, ya que la parte importante de estos análisis consiste en una correcta interpretación de los resultados obtenidos por los programas de cómputo.

En la actualidad uno de los software más utilizados para el análisis y solución de problemas de este tipo, fue desarrollado por Swanson Analysis Systems, Inc. que lleva por nombre ANSYS, el cual permite simular cada uno de los aspectos estructurales de un componente (Análisis Lineal estático, Análisis Modal para características de vibración y Fenómenos no lineales avanzados), permitiéndonos conocer el funcionamiento y/o reacción de los componentes, bajo diferentes tipos de entornos, condiciones y/o limitaciones, siendo ésta una de las razones por la cual es utilizado tanto por grandes empresas, así como por universidades y centros de investigación en todo el mundo,

Análisis para determinar si el parabrisas derecho de una aeronave tipo Learjet modelo 40xr falló debido al exceso de torque durante su instalación

Al ser un software muy completo, que posee una amplia base de datos de materiales, y al tener una gran capacidad para la solución de algoritmos complejos, utilizaremos esta herramienta para poder hacer el análisis del modelo generado en computadora y de este modo ver el comportamiento del mismo.

3.2. Análisis del elemento sujetador en Computadora

En nuestro caso en particular para generar la geometría en computadora, se hizo uso de las herramientas de CATIA (Computer-Aided Three Dimensional Interactive Application por sus siglas en Inglés), el cual es un programa de diseño que cuenta con una interface que es bastante amigable con el usuario, lo cual permite que el desarrollo de las geometrías sea algo más fácil de realizar.

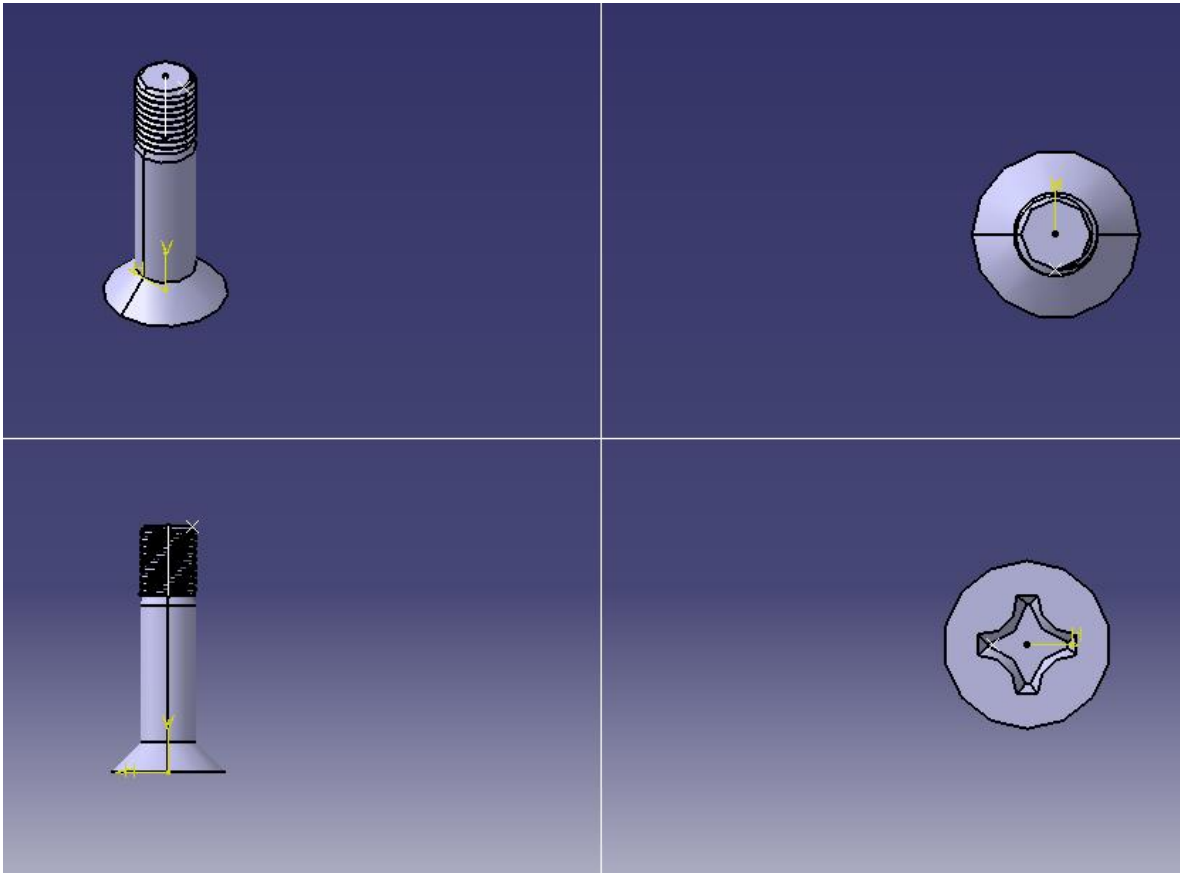


Figura 3.1._ Vistas de la Geometría creada en el Software CATIA

Una vez que se generó el elemento en computadora, se exportó en un documento compatible con el programa ANSYS para poder trabajar con el análisis estructural del sujetador.

Para poder hacer el análisis del tornillo, se trabajó con tres módulos, el pre-procesador (creación de geometría y mallado), procesador, y post-procesador, siendo el primero y el último provistos de una interfaz gráfica.

Pre proceso

En este punto se va a definir la geometría que se va a analizar, para posteriormente crear la malla de esta misma geometría, la cual consta de miles de puntos, mismos que a su vez van a contener las propiedades del material, las fuerzas que van a tener aplicadas, así como las condiciones de contorno.

Las tareas asignadas al pre proceso son:

- El componente se divide mediante líneas o superficies imaginarias, en un número de elementos finitos.
- Ya que los elementos están conectados entre sí mediante un número discreto de puntos o “nodos”, los desplazamientos de estos nodos serán las incógnitas fundamentales del problema.
- Se toma un conjunto de funciones que definan de manera única el campo de desplazamientos dentro de cada “elemento finito” en función de los desplazamientos nodales de dicho elemento.
- Estas deformaciones, junto con las propiedades constitutivas del material, definirán a su vez el estado de tensiones en todo el elemento, y por consiguiente en sus contornos.
- Se determina un sistema de fuerzas concentradas en los nodos, tal que equilibre las tensiones en el contorno y cualesquiera cargas repartidas, resultando así una relación entre fuerzas y desplazamientos de la forma $F = K \cdot u$.

Para poder hacer el mallado del componente, se tienen que establecer las características que tendrán los elementos finitos, pudiendo éstos ser definidos en base al tamaño del mismo elemento, o en base al número de elementos que se desea tener en el componente.

En el modelo presentado dentro del presente trabajo, el mallado va a estar acotado por el tamaño del elemento, el cual se obtendrá en función del valor del área mas pequeña dividida entre dos, siendo en este caso el área más pequeña de .7 cm, quedando nuestro Elemento Finito con una dimensión de 0.35 cm. Proporcionándonos una malla como la que puede observar en las *Figuras 3.2 y 3.3*.

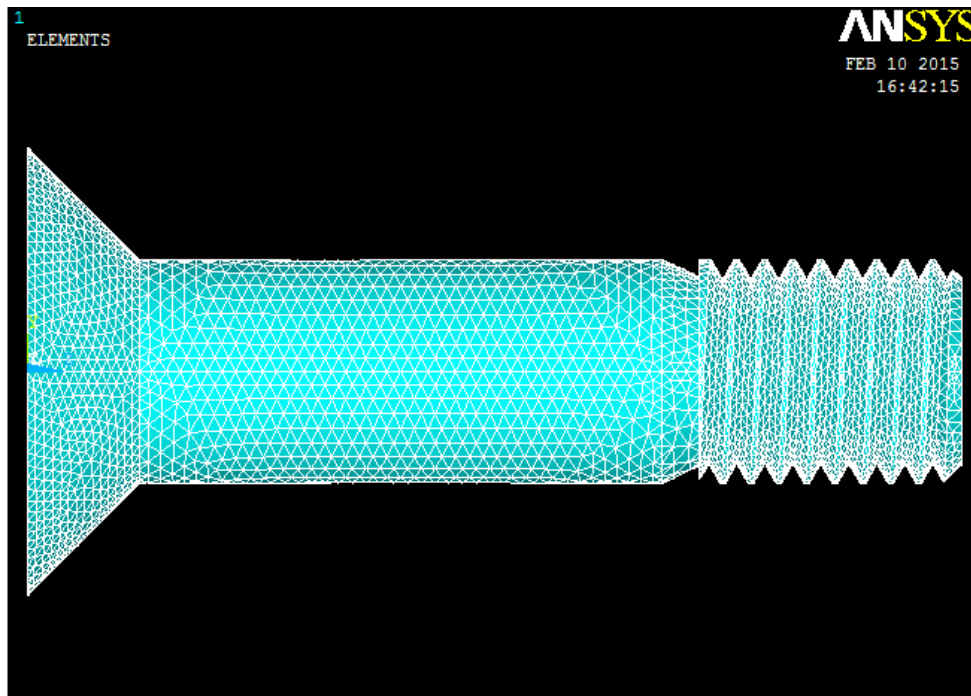


Figura 3.2._ Vista lateral izquierda del tornillo mallado.

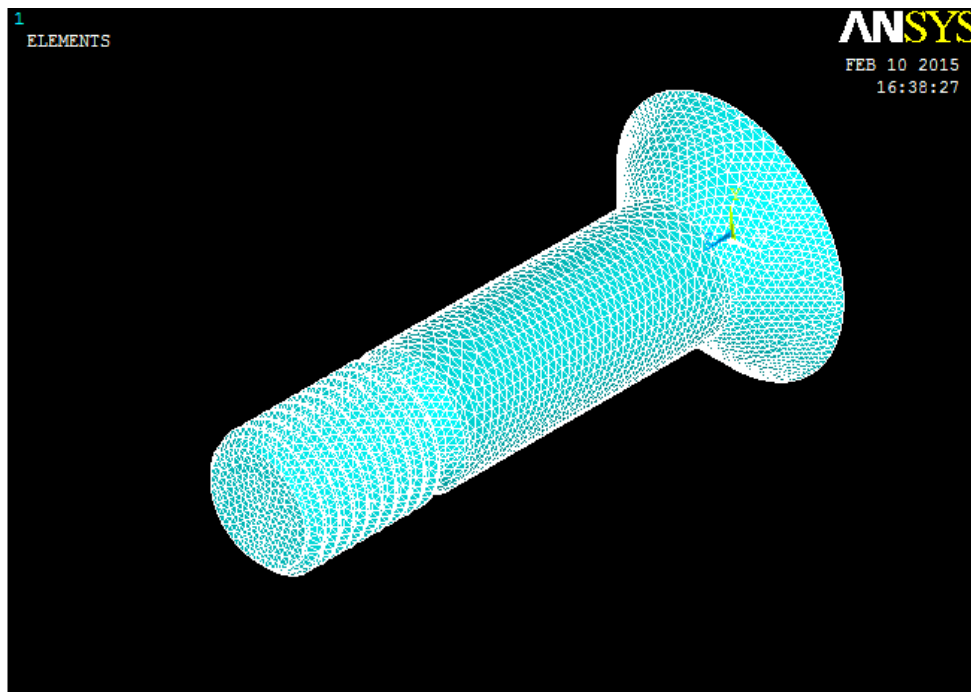


Figura 3.3._ Vista isométrica del Tornillo mallado.

Una vez que se tiene el mallado del tornillo en el programa, para continuar con la etapa del Pre proceso, se ingresan las propiedades mecánicas del material del modelo que se está analizando, el cual, en base a lo establecido por el fabricante, encontramos que es Acero 1018, muy utilizado para este tipo de componentes, ya que gracias a alto contenido de manganeso, siendo este uno de los aceros con mejores propiedades mecánicas.

Las propiedades mecánicas que nos solicita el programa es el Módulo de Elasticidad y la Relación de Poisson, los cuales en base a la Tabla 3.1, encontramos que tienen un valor de 207 GPa y de .285 respectivamente.⁷

Tabla 3.1._ Propiedades del Acero 1018.

Propiedades	Métrico	Inglés
Esfuerzo de tensión	440 MPa	63800 psi
Esfuerzo de cedencia	370 MPa	53700 psi
Modulo de Elasticidad	207 GPa	29700 ksi
Modulo de Corte	80 GPa	11600 ksi
Relación de Poisson	0.285	0.285
Elongación a la rotura	15%	15%
Dureza Brinell	126	126
Dureza Knoop (convertida de la Dureza Brinell)	145	145
Dureza Rockwell(convertida de la Dureza Brinell)	71	71
Dureza Vickers(convertida de la Dureza Brinell)	131	131

Las condiciones de frontera son las restricciones que se le van a colocar a la geometría a fin de asemejar las características presentes en el software con las de la realidad.

Para nuestra geometría se aplicará una restricción de movimiento en el extremo donde se encuentra la cuerda del elemento, colocando una condición de empotre para simular la sujeción al fuselaje.

⁷ La información contenida en la tabla se obtiene por medio de diferentes ensayos de torsión, los cuales consisten en aplicar un par torsor a varias probetas del mismo material, y medir el ángulo de torsión resultante en el extremo de la probeta.

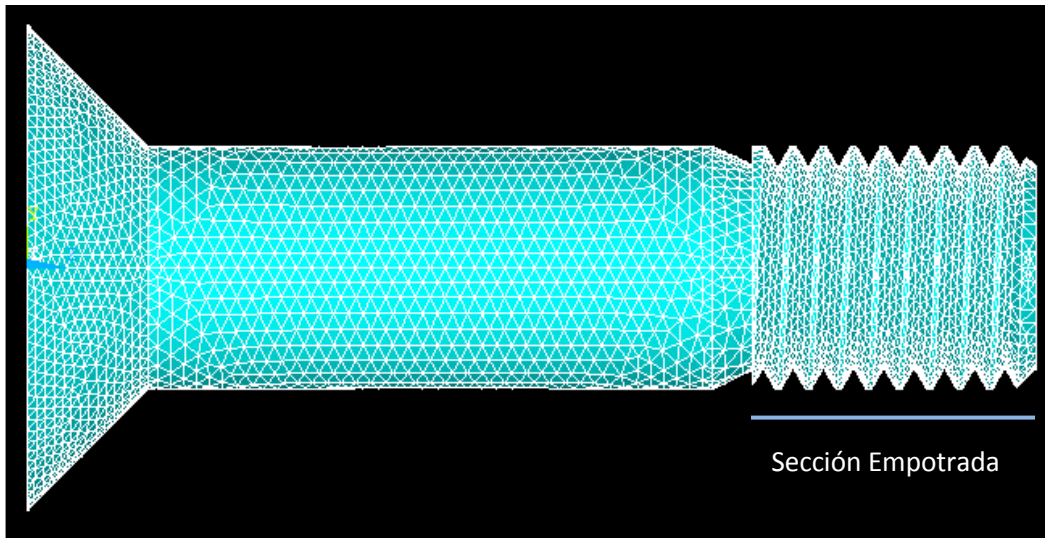


Figura 3.4._ Tornillo mallado que muestra la sección que se va seleccionar para el empotre.

Por otro lado para observar el comportamiento del tornillo cuando presenta un esfuerzo de torsión, se aplicarán fuerzas en la cabeza, como se puede observar en la imagen, a fin de generar un giro.

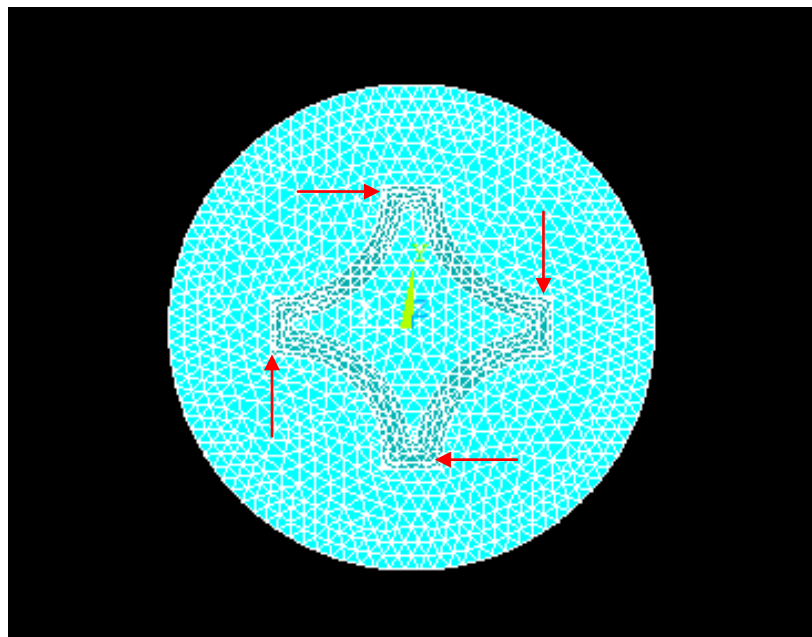


Figura 3.5._ Cabeza del tornillo que muestra los puntos donde se aplicaron las fuerzas.

Cálculo

En este caso el software aplicará los diferentes algoritmos para proporcionar los resultados de los nodos en la malla que definen la discretización.

En un problema mecánico lineal no-dependientes del tiempo, como un problema de análisis estructural estático o un problema elástico, el cálculo generalmente se reduce a obtener los desplazamientos en los nodos y con ellos definir de manera aproximada el campo de desplazamientos en el elemento finito.

Cuando el problema es no lineal, en general requiere la aplicación incremental de las fuerzas y considerar incrementos numéricos, y calcular en cada incremento algunas magnitudes referidas a los nodos, siendo similar cuando se resuelven problemas dependientes del tiempo, para los que se considera una sucesión de intervalos, en general bastante cercanos en el tiempo, y se considera el equilibrio instantáneo en cada momento.

Post proceso

En este punto se calculan magnitudes derivadas de los valores obtenidos para los nodos, y en ocasiones se aplican operaciones de suavizado, interpolación e incluso determinación de errores de aproximación, brindando una solución gráfica de la información que se ingreso en el Pre proceso.

Para nuestro análisis se estableció que las fuerzas se aplicarían en la cabeza del tornillo, provocando un giro, sin embargo no definimos en que dirección se aplicarían esas fuerzas, por lo que el programa nos da la opción en esta etapa de ver la solución que se obtendría si se aplican sobre el Eje X,Y o Z de acuerdo a lo que nosotros buscamos, que en nuestro caso en particular nos interesa tener fijo el Eje Z, el cual corresponde a la sección longitudinal del tornillo y que tenga un desplazamiento sobre los ejes XY.

En este caso se van a hacer dos pruebas, una simulando el comportamiento del Tornillo con una fuerza de 40 lb/in, el cual es el límite superior establecido por el fabricante para la instalación del elemento, y el segundo tendrá una fuerza de 75 lb/in para observar el comportamiento que tiene en una situación mas extrema, teniendo como resultado lo presentado a continuación.

Elemento fijo en Eje Z y con movimiento XZ, teniendo un torque de 40 lb/in

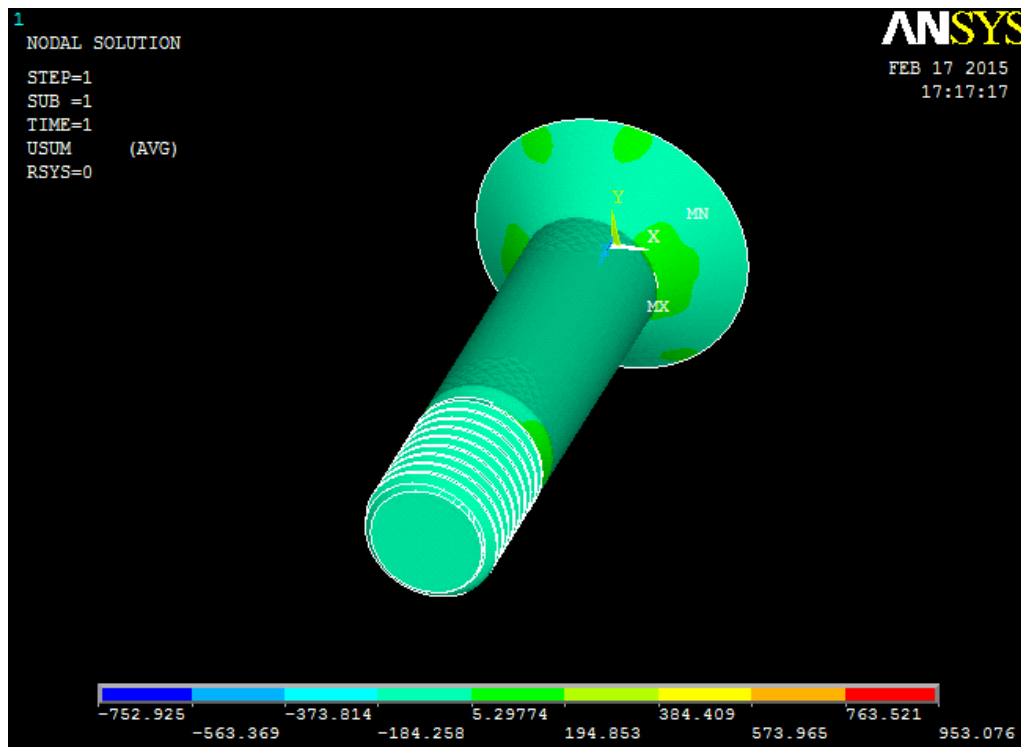


Figura 3.6._ Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección inferior del elemento.

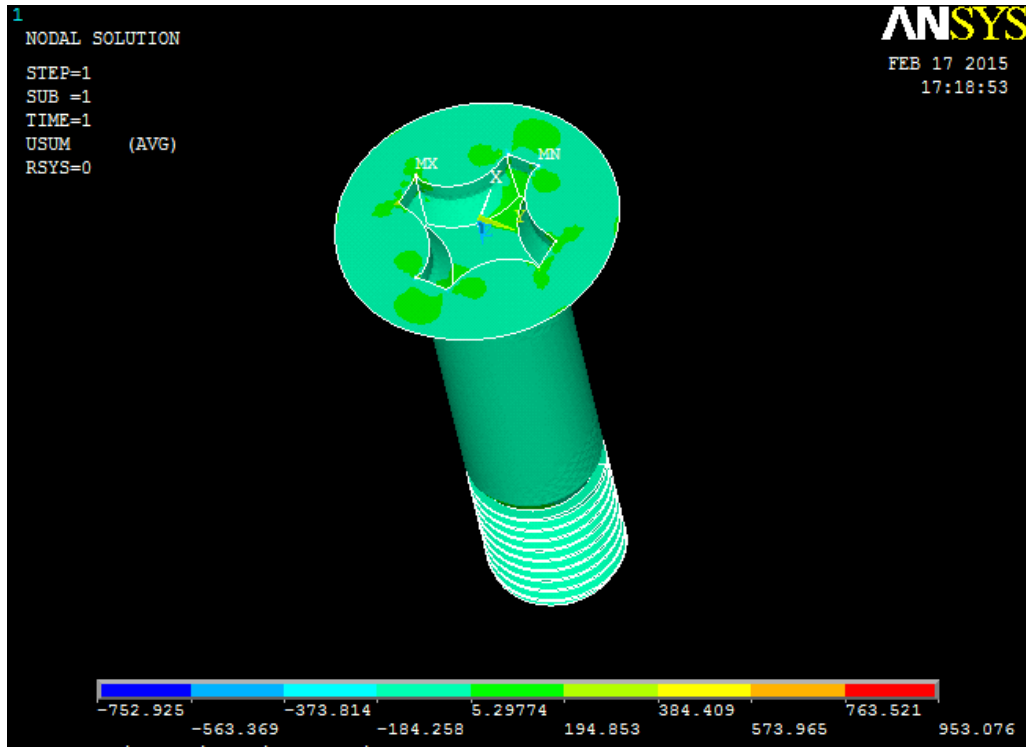


Figura 3.7._ Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección superior.

Elemento fijo en Eje Z y con movimiento XZ, teniendo un torque de 75 lb/in

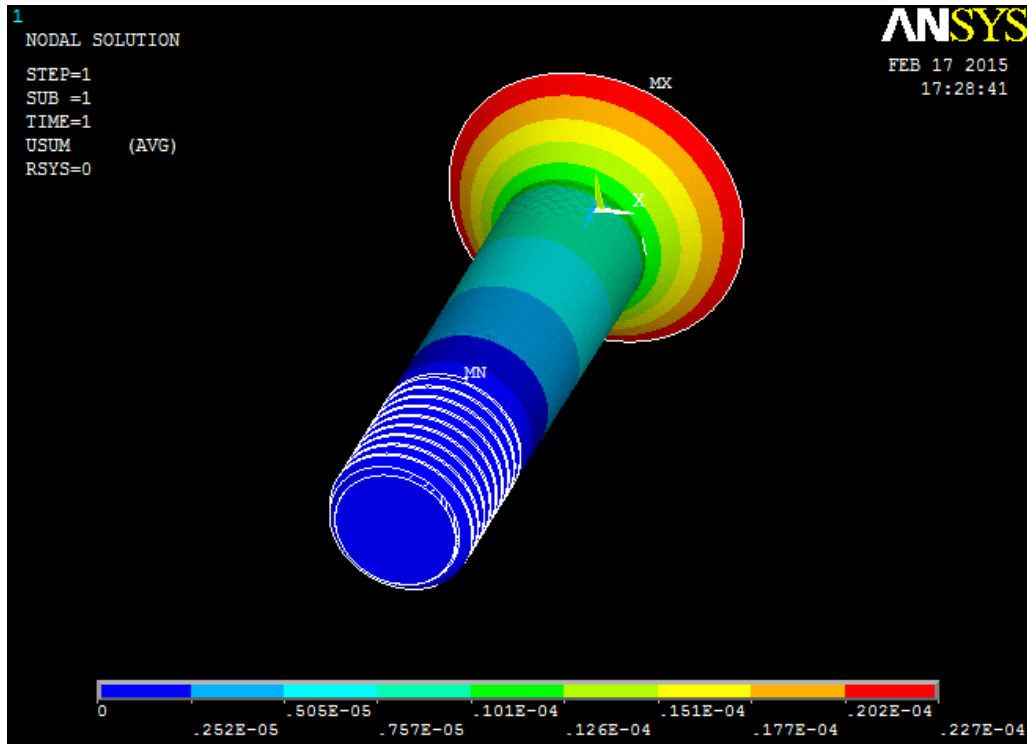


Figura 3.8. Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección inferior del elemento.

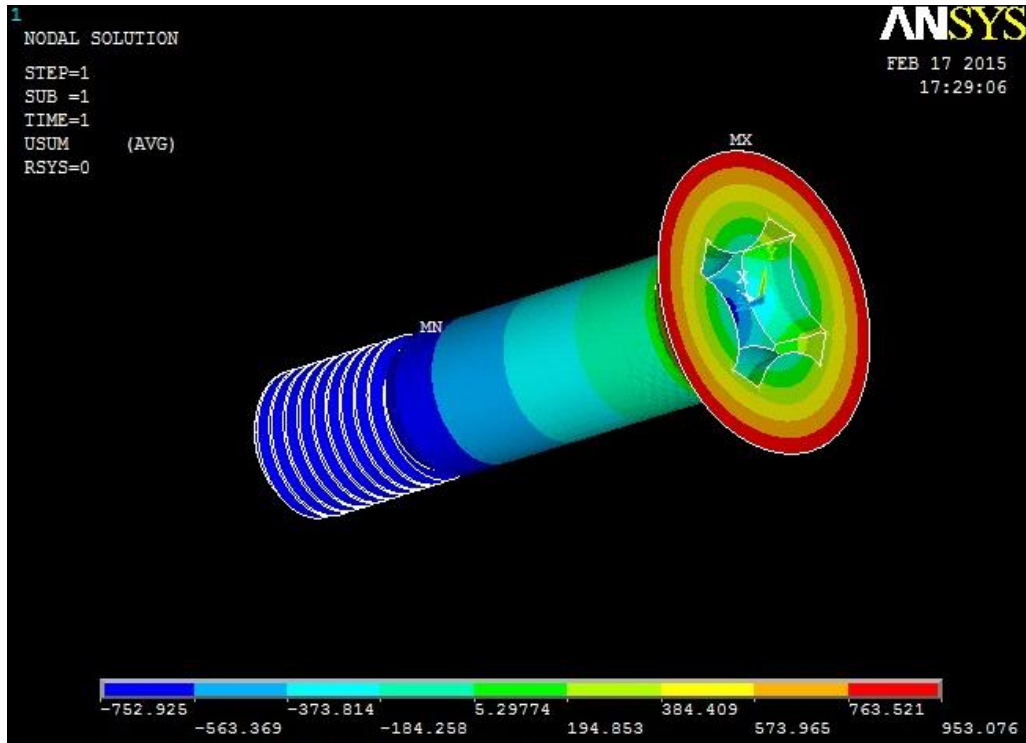
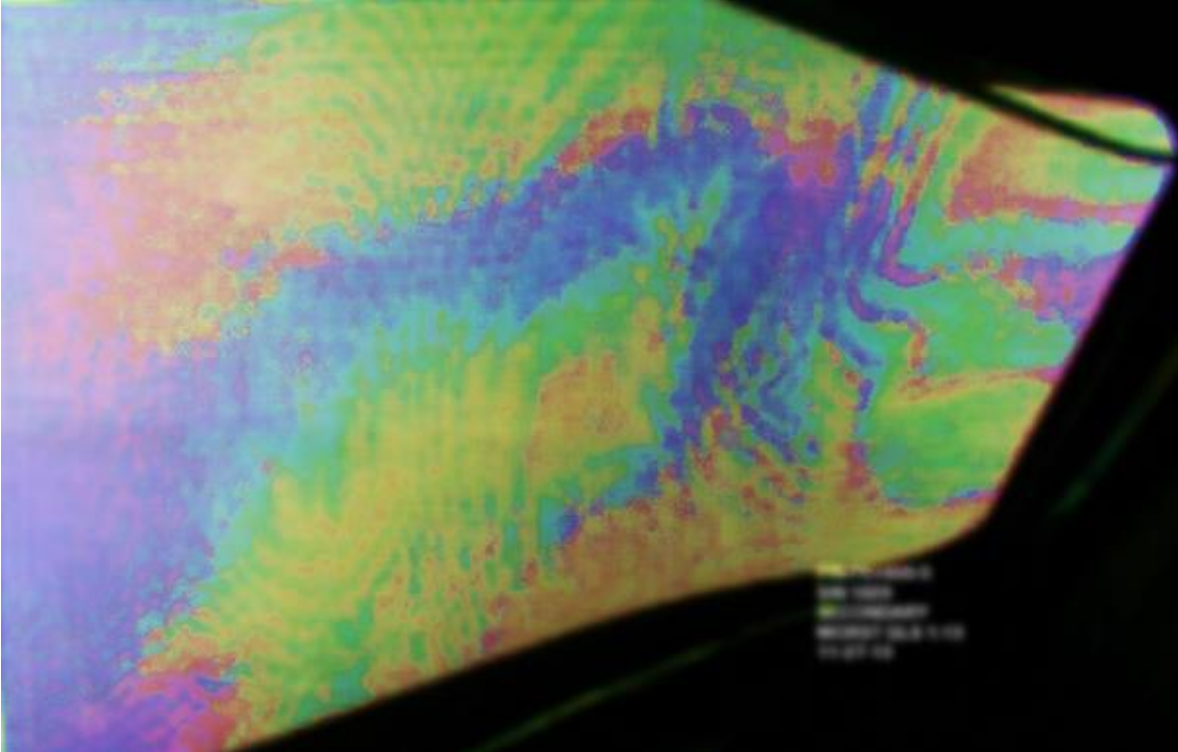


Figura 3.9._ Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección superior.

CAPÍTULO 4._ RESULTADOS



En este capítulo se van a presentar los resultados obtenidos con ayuda del programa de computadora, observando donde se localizan los esfuerzos que están aplicados al tornillo, y comparando estos mismos con las propiedades mecánicas del material del cual están hechos.

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

Se denomina esfuerzo al comportamiento de un material durante la aplicación de una carga o fuerza, lo cual permite conocer la forma en que se distribuyen las fuerzas tangenciales y normales en una sección cualquiera, ya que no basta conocer la fuerza total, para saber la zona donde hay mayor intensidad.

El esfuerzo normal es aquel que tiene una dirección perpendicular a la cara sobre la cual actúa, y que tiende a empujar o separar ambas partes del componente dando lugar a esfuerzos de compresión o tracción. Mientras que el esfuerzo tangente o esfuerzo cortante tiende a cortar o cizallar el elemento en una dirección tangente a la cara sobre la cual actúa, como si se tratase de deslizar la sección respecto a una muy próxima, separándola o cortándola.

Los tipos de esfuerzos que para fines de este trabajo son de mayor importancia son:

Esfuerzo de cedencia

El cual se define como el punto en el cual, el material sufre una deformación plástica, es decir que pasa la zona de deformación elástica y queda deformado permanentemente.

Este esfuerzo es muy importante para el diseño, ya que al exceder este valor, la probabilidad de que falle el material es muy grande.

Esfuerzo a tensión

Es la relación de la máxima carga soportada durante la prueba de tensión entre el área de la sección transversal original.

Durante una prueba de probeta se observa que al llegar a la carga de cedencia, la probeta comienza a sufrir una reducción de área en su sección transversal, ocasionando un fenómeno llamado cuello de botella, y por consiguiente, la carga que la probeta resiste comienza a decrecer hasta llegar a la ruptura de ésta.

Módulo elástico

El módulo elástico o módulo de Young determina la rigidez de un material, es decir la capacidad de resistencia a la deformación, indicándonos la medida que tiene el material a ser deformado elásticamente.

4.1. Propiedades Acero AISI-SAE 1018

Existen diferentes categorías de acero, una de éstas es el acero que contiene carbón en una cantidad que va desde .12 hasta el 2%, ganando con esto dureza, mientras que al aplicarle a éste mismo, un tratamiento térmico se le proporciona fuerza y se reduce su ductilidad.

Como se mencionó con anterioridad, el material del cual está hecho el elemento sujetador del presente trabajo, es Acero 1018, el cual es un material de carbono bajo – medio, que tiene buena soldabilidad y ligeramente mejor maquinabilidad que los aceros con grados menores de carbono.

Debido a sus características, es un material muy versátil, utilizado tanto para operaciones de deformación plástica como remachado y extrusión, así como para componentes de maquinaria.

Las propiedades mecánicas del material se presentan en la Tabla 4.1

Tabla 4.1._ Propiedades mecánicas del Acero 1018

Propiedades	Métrico	Inglés
Esfuerzo de tensión	440 MPa	63800 psi
Esfuerzo de cedencia	370 MPa	53700 psi
Módulo de Elasticidad	207 GPa	29700 ksi
Módulo de Corte	80 GPa	11600 ksi
Relación de Poisson	0.285	0.285
Elongación a la rotura	15%	15%
Dureza Brinell	126	126
Dureza Knoop (convertida de la Dureza Brinell)	145	145
Dureza Rockwell(convertida de la Dureza Brinell)	71	71
Dureza Vickers(convertida de la Dureza Brinell)	131	131

4.2. Análisis de los resultados del elemento sujetador

Como se mencionó con anterioridad, se efectuaron dos pruebas, una simulando el comportamiento del Tornillo con una fuerza de 40 lb/in, el cual es el límite superior establecido por el fabricante para la instalación del elemento, y la segunda tendrá una fuerza de 75 lb/in para observar el comportamiento que tiene en una situación más extrema, presentándose más adelante los resultados de estos análisis.

Para poder entender mejor los resultados, en la parte inferior de la pantalla de la solución, se encuentra una gráfica que a través de una tabla de colores, muestra los valores de los esfuerzos que se pueden presentar durante el análisis, teniendo en color azul los valores más pequeños de esfuerzos con un valor de -752.925 MPa, y de color rojo con un valor de 763.521 MPa los esfuerzos de mayor magnitud.

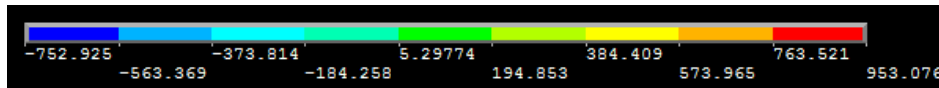


Figura 4.1._ Valores de los esfuerzos aplicados expresado en MPa.

Elemento fijo en Eje Z y con movimiento XZ, teniendo un torque de 40 lb/in

Para el caso en donde se le aplicó una fuerza de 40 Lb/in podemos observar que el elemento sujetador está en su mayoría de color verde aguamarina, lo cual indica que en el cuerpo casi no presentó esfuerzos, sin embargo observando la parte inferior de la cabeza del elemento, así como en la sección donde inicia la cuerda y en la parte superior de la cabeza, se puede observar que sufrió un esfuerzo con un valor de 194.853 MPa.

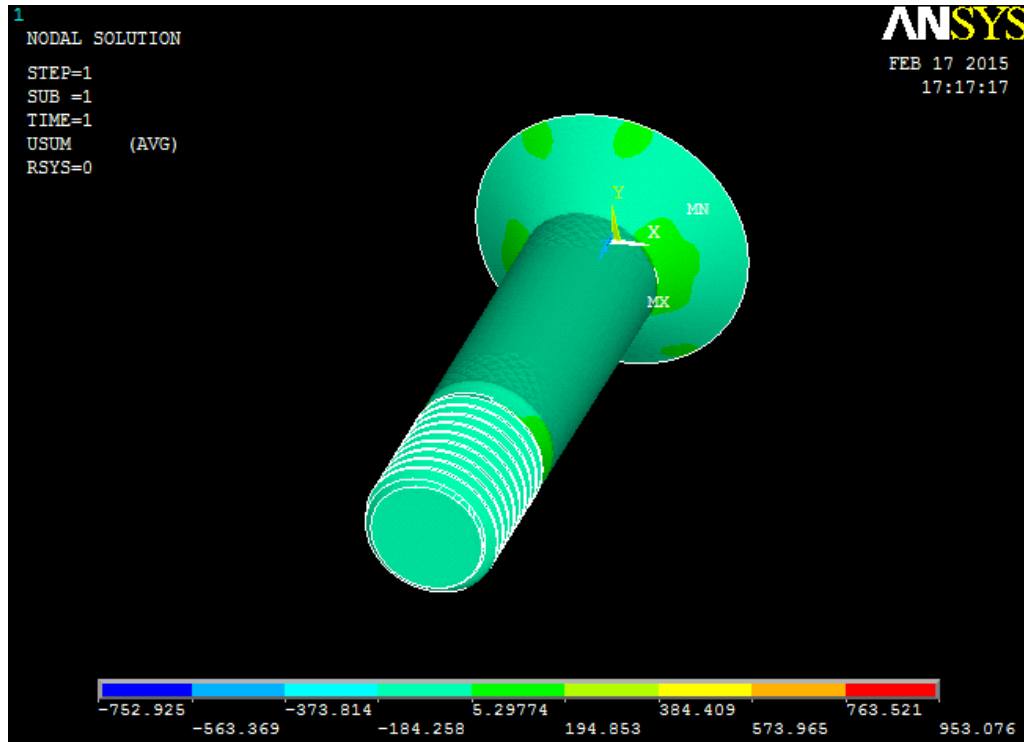


Figura 4.2._ Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección inferior del elemento.

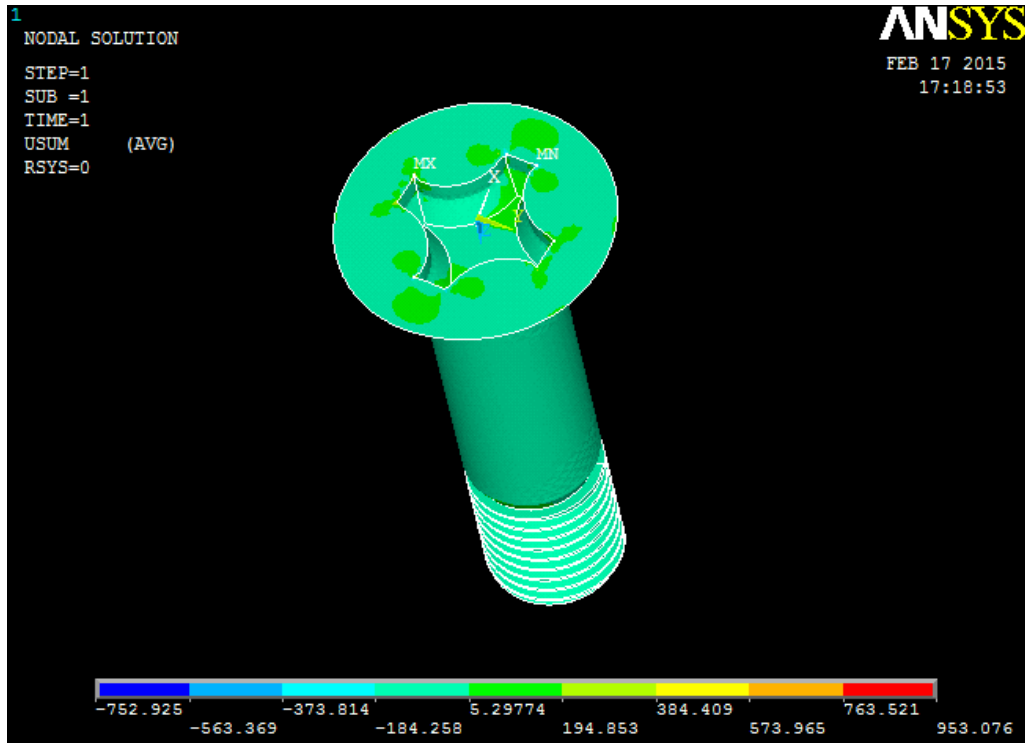


Figura 4.3._ Resultados del tornillo con Torque de 40 lb/in vista sección superior.

Elemento fijo en Eje Z y con movimiento XZ, teniendo un torque de 75 lb/in

Por otro lado, como se puede observar en la imagen, al aplicarle al elemento sujetador una fuerza de 75 lb/in, los esfuerzos aumentan, comenzando en la sección donde está empotrando se puede observar que los valores son muy bajos, sin embargo con forme se va acercando al extremo de la cabeza, los esfuerzos van incrementando, llegando al límite superior de color rojo, indicándonos que los valores van desde 763. 521 MPa hasta los 953.076 MPa.

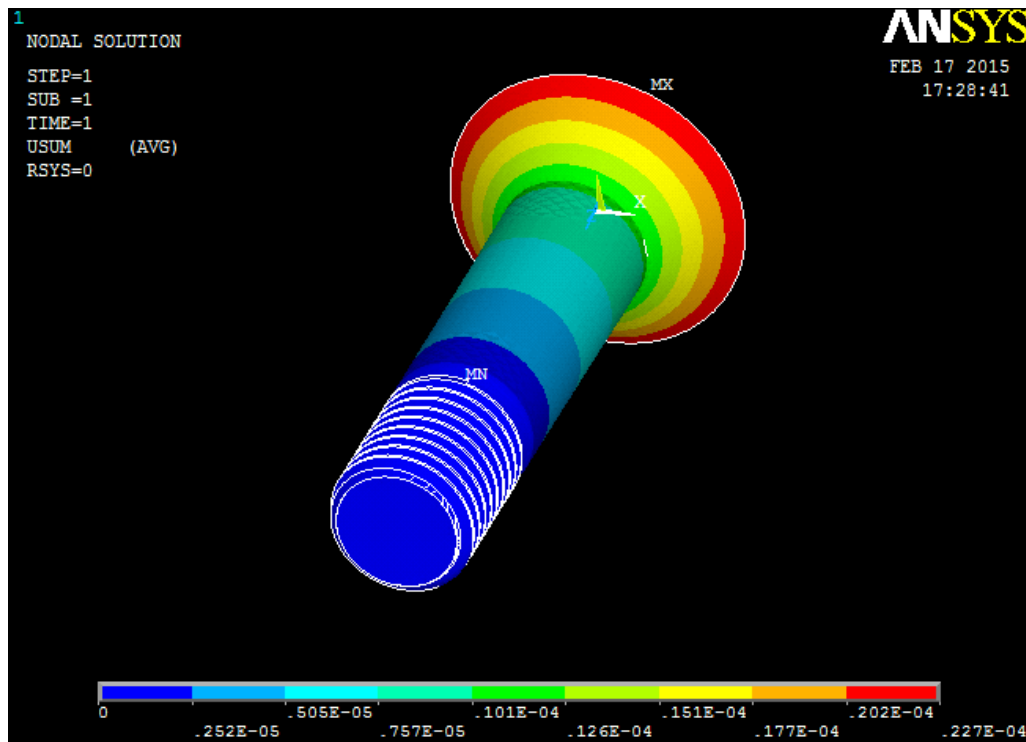


Figura 4.4._ Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección inferior del elemento.

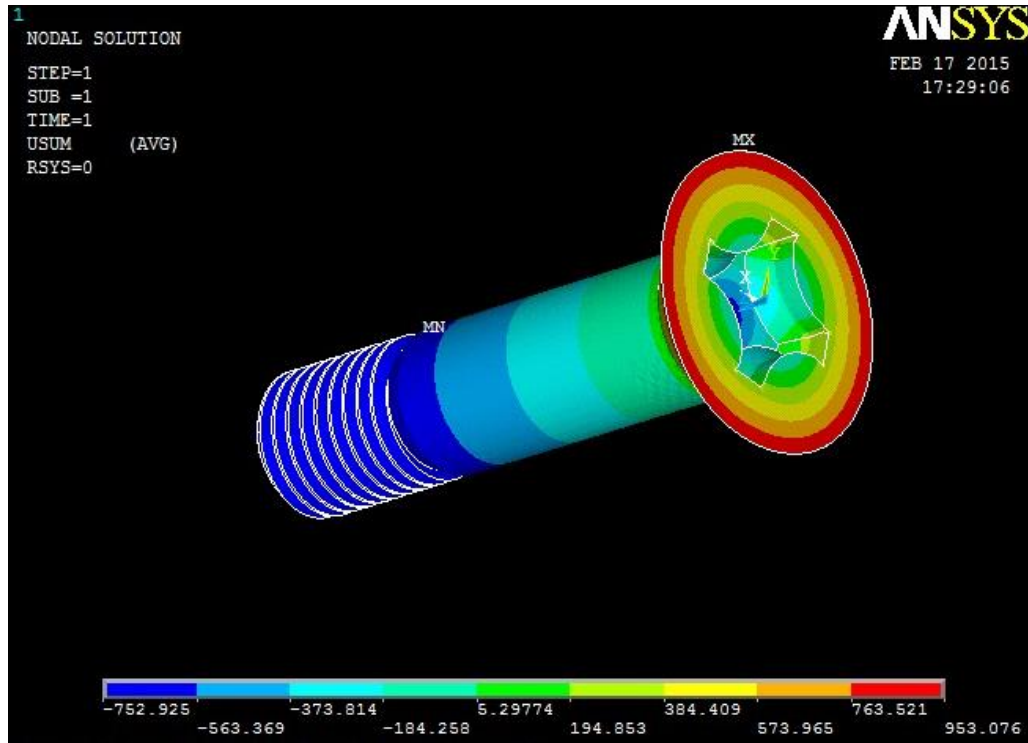


Figura 4.5._ Resultados del tornillo con Torque de 75 lb/in vista sección superior.

De acuerdo a lo que se tiene en la tabla 4.1, el esfuerzo de cedencia del material es de 370 MPa, el cual, comparándolo con el valor de los esfuerzos presentados en nuestras dos situaciones analizadas nos muestran que con la fuerza aplicada de 40 Lb/in no sobrepasa el esfuerzo de cedencia, sin embargo al aplicarle la fuerza de 75 Lb/in el esfuerzo que se genera es casi el doble del valor de cedencia del elemento.

Para poder conocer el valor de la fuerza que se necesita aplicar para llegar al esfuerzo de cedencia del material (370 MPa), se hace una interpolación con los valores obtenidos de las 40 Lb/in y 75 Lb/in, lo cual nos brinda como resultado que el torque límite para no sobrepasar el esfuerzo es de 50.7897164 Lb/in.

Del mismo modo, revisando la información que viene en el manual de Mantenimiento Capítulo 56-10-01, que habla sobre la instalación y remoción del parabrisas, establece que durante la instalación del parabrisas no se debe de exceder el torque máximo establecido (40 lb/in), ya que de lo contrario las capas que conforman el Windshield pueden presentar delaminaciones, lo cual significa que estas capas empezaran a despegarse unas de otras.

En base a toda la información presentada, se puede determinar que para que el parabrisas haya fallado por exceso de torque, este debió de haberse encontrado entre los límites de las 40 lb/in, que es el límite máximo establecido por el fabricante, y las 50 lb/in, que es el límite superior máximo que se encontró para que los tornillos que sujetan el Windshield no superaran su esfuerzo de cedencia y que fueran degollados por los esfuerzos cortantes.

CONCLUSIONES

- En base a los resultados obtenidos se recomienda que con ayuda de un torquímetro se mida el valor del torque aplicado a cada uno de los tornillos que sujetan el parabrisas.
- Del mismo modo, independientemente de los resultados obtenidos en esta comprobación, se recomienda tener una mayor vigilancia de los procesos al momento de hacer la instalación y/o remoción de un parabrisas, teniendo mayor énfasis en el torque aplicado a los sujetadores.
- Se recomienda seguir los procedimientos establecidos dentro del Manual de Mantenimiento del fabricante de la aeronave, además de contar con la herramienta necesaria para poder efectuar los diferentes Servicios de Mantenimiento.
- Se considera importante llevar esta información a los talleres y operadores que trabajan con este tipo de aeronaves, a efectos de contribuir con la Seguridad Operacional, ya que como se pudo encontrar en la investigación de los antecedentes, este no es el primer incidente suscitado de este tipo.

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

SUPLEMENTOS

[Página dejada
intencionalmente
en blanco.]

SUPLEMENTO A



ANAC

Administración Nacional
de Aviación Civil

ADVERTENCIA 140/DAT

La presente ADVERTENCIA tiene por objeto dar a conocer una situación que puede resultar de interés para Talleres Aeronáuticos de Reparación, operadores y/o propietarios de aeronaves, por tal motivo la misma se emite a los efectos de informar, y las recomendaciones en ella contenidas no tienen carácter mandatorio.

Ciudad Autónoma de Buenos Aires, 17 de octubre de 2013.

APLICABLE A: Aeronaves marca Learjet.

MOTIVO: Fisura de parabrisas.

ANTECEDENTES: de acuerdo al informe de la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC).

1. Durante el despegue de una aeronave Learjet 45 se detectó la fisura (fragmentación) en uno de sus parabrisas, en el momento que cruzaba el nivel de vuelo 280. La detección de la fisura fue efectuada por la tripulación de la aeronave, como consecuencia de lo ocurrido, el piloto decidió declararse en emergencia y se aterrizó en el aeropuerto declarado como alternativa.
2. El mantenimiento de la mencionada aeronave se realizaba de acuerdo con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante. Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con la reglamentación y procedimientos vigentes aprobados.
3. El informe del Representante Técnico recibido por la JIAAC expresó que el sistema de calefacción del parabrisas operaba normalmente antes del suceso. Asimismo agregó que era un componente de reemplazo por condición, que el parabrisas había tenido un tiempo relativamente corto de uso para un elemento de esas características (había sido reemplazado recientemente), y que por ese motivo la empresa envió el parabrisas dañado a Bombardier (empresa fabricante de la aeronave) para su análisis.
4. La JIAAC informó al organismo de investigación de accidentes de los Estados Unidos (NTSB) de dicho suceso, por ser estado de diseño y fabricación y se remitieron los antecedentes de incidentes de similares características ocurridos en nuestro país.
5. La JIAAC controló la documentación de la aeronave, determinándose que se encontraba aeronavegable.
6. En base a la información recabada por la JIAAC de incidentes acaecidos en nuestro país, se pudo verificar que en cuatro aeronaves Learjet 45 analizadas se produjeron 12 eventos de parabrisas con fisuras o delaminados.

RECOMENDACIONES:

En base a los eventos descriptos y lo recomendado por la JIAAC, se lleva a conocimiento de los talleres y operadores de aeronaves Learjet, a los efectos de contribuir con la Seguridad Operacional, para su difusión entre el personal técnico y operativo.

Al respecto, se enfatiza la necesidad de cumplimiento de las instrucciones de aeronavegabilidad continuada de los fabricantes y notificación de eventos de acuerdo con la Regulación vigente.

Ing. Aer. Luis Pariani
Jefe Departamento Aviación Transporte
Dirección de Aeronavegabilidad

SUPLEMENTO B

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el incidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros incidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el incidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME DE INCIDENTE

INCIDENTE OCURRIDO EN: La fase de ascenso, entre Aeródromo 25 de Mayo, Pcia. de La Pampa y Aeródromo Aeroparque Jorge Newbery, Ciudad Autónoma de Buenos Aires.

FECHA: 06 de septiembre de 2010

HORA: 19:30 UTC

AERONAVE: AVION

MARCA: Learjet

MODELO: LJ-45

MATRÍCULA: LV-CAR

PILOTO: Licencia de Piloto Transporte Línea Aérea de Avión

PROPIETARIO: Privado.

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 6 de septiembre de 2010 el piloto despegó del Aeródromo (AD) 25 Mayo (MAO), ubicado en la provincia de La Pampa, con la aeronave matrícula LV-CAR para

realizar un vuelo de Aviación Comercial, con destino al Aeropuerto (AP) Aeroparque Jorge Newbery (SABE) en la Ciudad Autónoma de Buenos Aires.

1.1.2 Durante la fase de ascenso, la tripulación detectó la fisura (fragmentación) en el parabrisas izquierdo de la aeronave, en el momento que cruzaba el nivel de vuelo 280. Como consecuencia de lo ocurrido, el piloto decidió declararse en emergencia y se dirigió al AD Neuquén (SAZN), declarado en el Plan de Vuelo como alternativa.

1.1.3 El descenso, aterrizaje, rodaje y estacionamiento en el AD SAZN se realizó sin ningún inconveniente para la aeronave tripulación y pasajeros.

1.1.5 El incidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	2	4	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: fragmentación del parabrisas izquierdo.

1.3.2 Daños en general: Leves.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto al mando de 52 años de edad, era titular de la licencia Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión con habilitaciones para: vuelo nocturno; vuelo por instrumento; monotores terrestre hasta 5700 Kg; multimotores terrestre hasta 5700 Kg; B732, C 525, F 28, IA 50, WW 24, LJ 24, LJ 25, LJ 45, LJ 31, Aeronaves propulsadas por turbohélices menor de 5.700 Kg.

1.5.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica se encontraba en vigencia hasta el 30 de diciembre 2010.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

Aeronave fabricada por Bombardier Learjet, modelo 45, número de serie 248. Poseía estructura semimonocasco presurizada de construcción metálica, ala baja, empenaje tipo en "T", tren triciclo retráctil con ruedas, con dos motores a reacción.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 El mantenimiento se realizaba de acuerdo con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante. Al momento del incidente contaba con un total general (TG) de 2.678 h y 1.971 ciclos.

1.6.2.2 El Certificado de matrícula estaba registrado a nombre de una empresa aérea, con fecha de inscripción el 3 de enero de 2010.

1.6.2.3 El Certificado de aeronavegabilidad se encontraba emitido por la DA el 17 de marzo de 2010, sin fecha de vencimiento, clasificación estándar y categoría transporte.

1.6.2.4 El Formulario DA 337 fue emitido por TAR AMJ-A-017 el 16 de marzo de 2010, siendo su vencimiento marzo de 2011.

1.6.2.5 Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con la reglamentación y procedimientos vigentes aprobados.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 Fabricados por Honeywell modelo TFE 731-20BR-1B, el N° 1 con número de serie P-116526 y el N° 2 P-116527. El mantenimiento se realizaba de acuerdo con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante. Al momento del accidente, ambos motores, contaban con un TG de 2.678 h y 1.970 ciclos.

1.6.3.2 El combustible utilizado era Jet A-1.

1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.4.1 El cálculo de los pesos de la aeronave al momento del despegue fueron los siguientes:

Vacío operativo seco:	6441,00 kg
Tripulación:	158,75 kg
Pasajeros (4):	317,50 kg
Combustible:	1678,00 kg
Máximo de Despegue (PMD) Permitido:	9752,25 kg
Máximo de Aterrizaje (PMA) Permitido:	8709,00 kg
Total al Despegue:	8595,25 kg
Diferencia:	1157,00 kg en menos respecto al PMD.

1.6.4.2 El centro de gravedad de la aeronave al momento del despegue se encontraba dentro de los límites permitidos en la Planilla de Masa y Balanceo del Manual de Vuelo del avión.

1.7 Información Meteorológica

No aplicable.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable

1.9 Comunicaciones

Las comunicaciones entre los operadores de Tránsito Aéreo de los centros de control, FIR EZE SUR y TMA-TWR NEU, y el piloto de la aeronave, se realizaron sin inconveniente en ambos sentidos.

1.10 Información sobre el lugar del incidente

No aplicable.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

No aplicable.

1.13 Información médica y patológica

No aplicable.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

El aterrizaje se realizó de modo normal, la tripulación y los pasajeros descendieron de la aeronave en forma normal por sus propios medios y sin lesiones.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Luego de la verificación de los daños en el parabrisas de la aeronave, se solicitó al representante técnico de la Empresa que operaba la aeronave un informe sobre la operatividad del sistema de calefacción del parabrisas, antes de producido el incidente, como así también los antecedentes del parabrisas. Dicho requerimiento fue realizado para complementar las tareas de investigación, realizar las pruebas operativas del sistema de calefacción del parabrisas y analizar los antecedentes del mismo.

1.16.2 El informe del representante técnico recibido en la JIAAC expresó que el sistema de calefacción del parabrisas operaba normalmente antes del suceso. Asimismo, informó que los antecedentes del parabrisas eran los siguientes:

- 1) Es un elemento de reemplazo por condición.

- 2) El último remplazo fue efectuado el 3 de marzo de 2008 cuando la aeronave tenía 1.819.8 h y 1.325 ciclos de nueva.
- 3) Al ocurrir las fisuras en el parabrisas, la aeronave tenía con 2.673.8 h y 1.971 ciclos. Por lo tanto estuvo en servicio 28 meses, 854.0 h y 646 ciclos que es un tiempo relativamente corto para un elemento de esas características y que por ese motivo la Empresa operadora envió el parabrisas dañado a Bombardier (Empresa fabricante de la aeronave) para su análisis.

1.16.3 Se informó al organismo de investigación de accidentes de los Estados Unidos de Norteamérica (NTSB) de dicho suceso, por ser Estado de diseño y fabricación y se remitieron los antecedentes de incidentes de similares características ocurridos en nuestro país.

1.16.4 Se controló la documentación de la aeronave, determinándose que se encontraba aeronavegable.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es propiedad privada.

1.18 Información adicional

1.18.1 La Lista de Control de Procedimientos (LCP) de la aeronave, Inciso 3, Página A-13, expresa:

Fisura o resquebrajado de la capa exterior del parabrisas.

La irregularidad estructural del parabrisas se mantiene (la capa exterior no es estructural).

- 1- Respectivamente WSHLD (der. e izq.) OFF.
- 2- Respectivamente L o R ING. ON, si esta en condiciones de engelamiento.
- 3- Volar fuera de condiciones de engelamiento tan pronto como fuera posible.
- 4- Mantenga 25.000 ft, o menos, o menor a la altitud de seguridad.
- 5- Presión manual OFF.
- 6- Rango control manual..... UP reducir menor o igual 6,5.
- 7- Coloque la temperatura de cabina caliente para evitar empañamiento.
- 8- Aterrice tan pronto como sea posible.

1.18.2 En base a la información recabada de incidentes acaecidos en nuestro país. En cuatro aeronaves Lear-Jet 45 analizadas se produjeron 12 eventos de parabrisas con fisuras o delaminados, con una tasa promedio de reemplazos para cada uno de ellos de:

- 1) Parabrisas izquierdo: 1.393 h/ 1.571 ciclos, relación h/ciclos: 0,887
- 2) Parabrisas derecho: 1.524 h/ 1.650 ciclos, relación h/ciclos: 0,924

1.19 Técnicas útiles y eficaces

Se emplearon las técnicas de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

La tripulación de la aeronave procedió de acuerdo con lo especificado en la LCP, al producirse la emergencia. Aterrizó en el AD de alternativa sin inconvenientes.

2.2 Aspectos técnicos

Los factores que dieron origen a este incidente son de carácter técnico. De lo investigado surge que el sistema de calefacción del parabrisas funcionaba dentro de lo especificado en el manual de mantenimiento antes del suceso. Se pudo determinar que la vida útil del mismo es por condición, (28 meses, 854.0 h y 646 ciclos); éste fue un tiempo relativamente corto para un elemento de esas características.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 La tripulación y la aeronave se encontraban habilitadas para realizar el vuelo.

3.1.2 Se produjo la fragmentación del parabrisas izquierdo en fase de ascenso.

3.1.3 La tripulación realizó un aterrizaje de emergencia en el aeródromo de alternativa, sin novedad.

3.1.4 La meteorología no influyó en el incidente.

3.2 Causa

En un vuelo de Aviación Comercial no Regular, en la fase de ascenso fisura del parabrisas izquierdo, debido a causas que no pudieron ser fehacientemente determinadas.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección Nacional de Seguridad Operacional, Dirección de Aeronavegabilidad

Considerar la necesidad y conveniencia de llevar a conocimiento de los talleres con alcances en este tipo de avión y operadores de aeronaves Lear Jet, sobre las reiteradas fallas encontradas, a efectos de contribuir con la Seguridad Operacional.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Departamento Administración de Aeródromos de la ANAC
Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email: "info@anac.gov.ar"

BUENOS AIRES, de de 2013.

Sr Bertaco Pedro
Investigador Técnico

Sr Rocchi Alberto
Investigador Operativo

Director de Investigaciones

SUPLEMENTO C

LEARJET 40 MAINTENANCE MANUAL

FLIGHT COMPARTMENT WINDOWS - DESCRIPTION AND OPERATION

1. Description (See Figure 1 and Figure 2.)

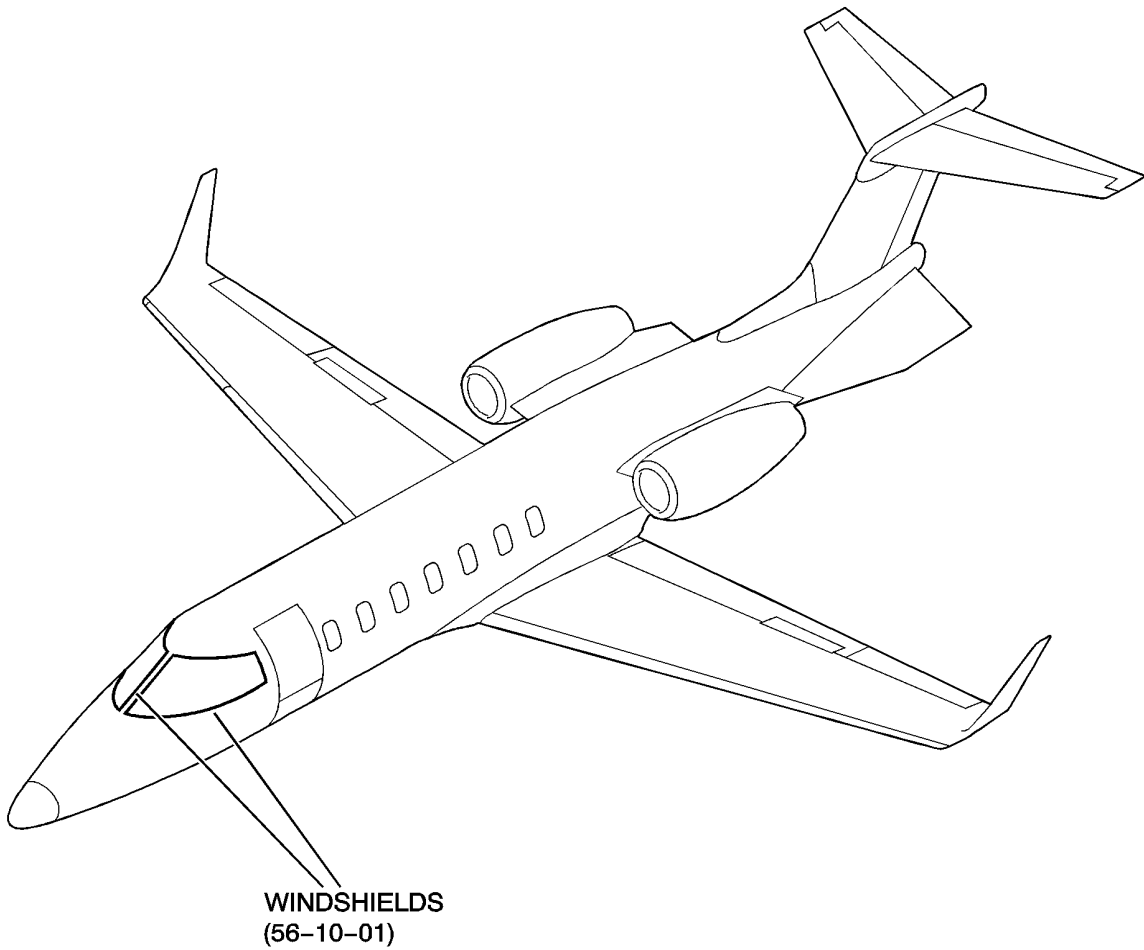
- A. The impact resistant windshield is located between FS 150 and 213.
- B. The windshield consists of the pilot's and copilot's windshield halves.
- C. The Sierracin windshield is made up of laminated layers of acrylic plastic, polycarbonate plastic, urethane interlayers, outer glass faceply, and a metal retainer for mounting windshield to aircraft structure.
 - (1) The outer glass faceply is coated with a water repellent coating.
 - (2) The windshield is secured to the fuselage structure and center post structural members with bolts.
 - (3) The windshield is fillet sealed after installation to fuselage structure along outer edge of retainer.
- D. The GKN windshield is made up of laminated layers of acrylic plastic, polyurethane interlayers, outer glass faceply, and a metal retainer for mounting windshield to aircraft structure.
 - (1) The outer glass faceply is coated with a water repellent coating.
 - (2) The windshield is secured to the fuselage structure and center post structural members with bolts.
 - (3) The windshield is fillet sealed after installation to fuselage structure along outer edge of retainer.
- E. The windshield is heated electrically to control anti-icing and fogging.
 - (1) The indium tin oxide film heater layer is located between outer glass faceply and adjacent interlayer.
 - (2) The temperature sensing zone is in the upper inboard corner of the windshield halves.
 - (3) The electrical connections for windshield heating layer is near the inboard aft edge of each windshield half.
 - (4) Refer to Chapter 30 for additional information on controlling windshield anti-icing and fogging.
- F. A placard, if installed, supplies maintenance personnel with the windshield part number, references to the approved windshield cleaners, and the windshield water repellent coating application information. The placard is readable from outside the windshield and located on lower inner windshield surface at the 22nd fastener aft of windshield lowest center post fastener.

EFFECTIVITY: ALL

MM-105

56-10-00 Page 1
Aug 27/07

**LEARJET 40
MAINTENANCE MANUAL**



M40-561000-001-01

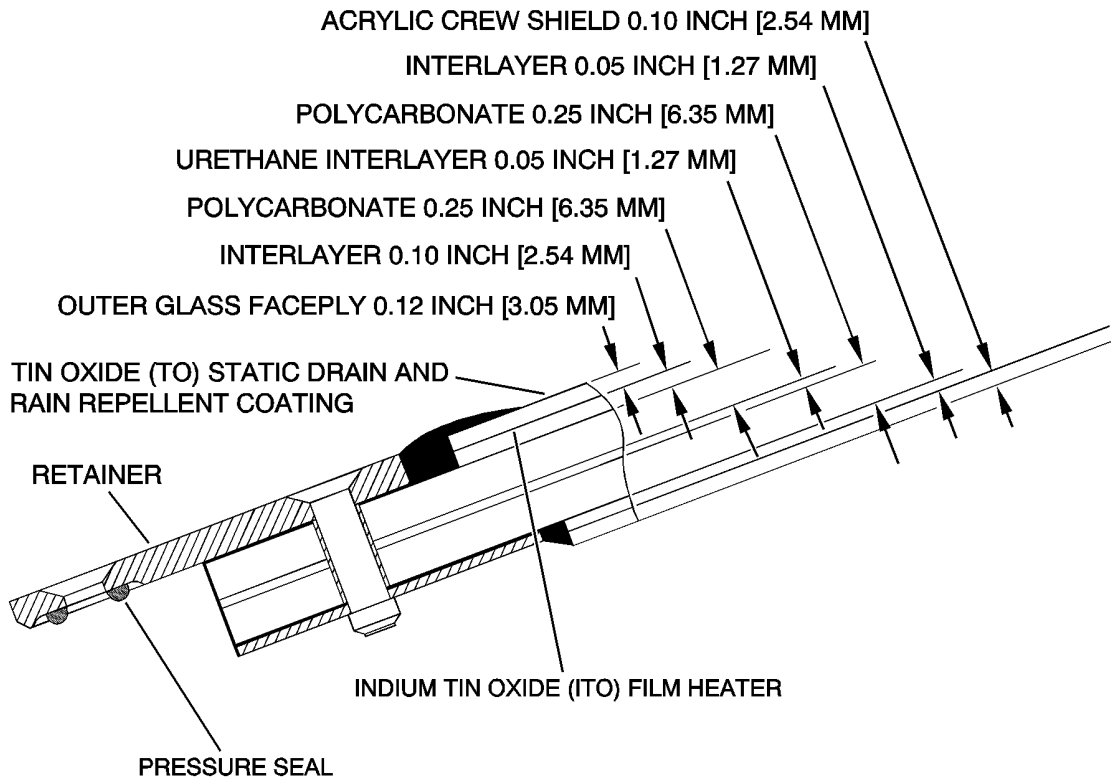
Flight Compartment Windows Locator
Figure 1

EFFECTIVITY: ALL

MM-105

56-10-00 Page 2
Aug 27/07

**LEARJET 40
MAINTENANCE MANUAL**



M40-561000-002-01

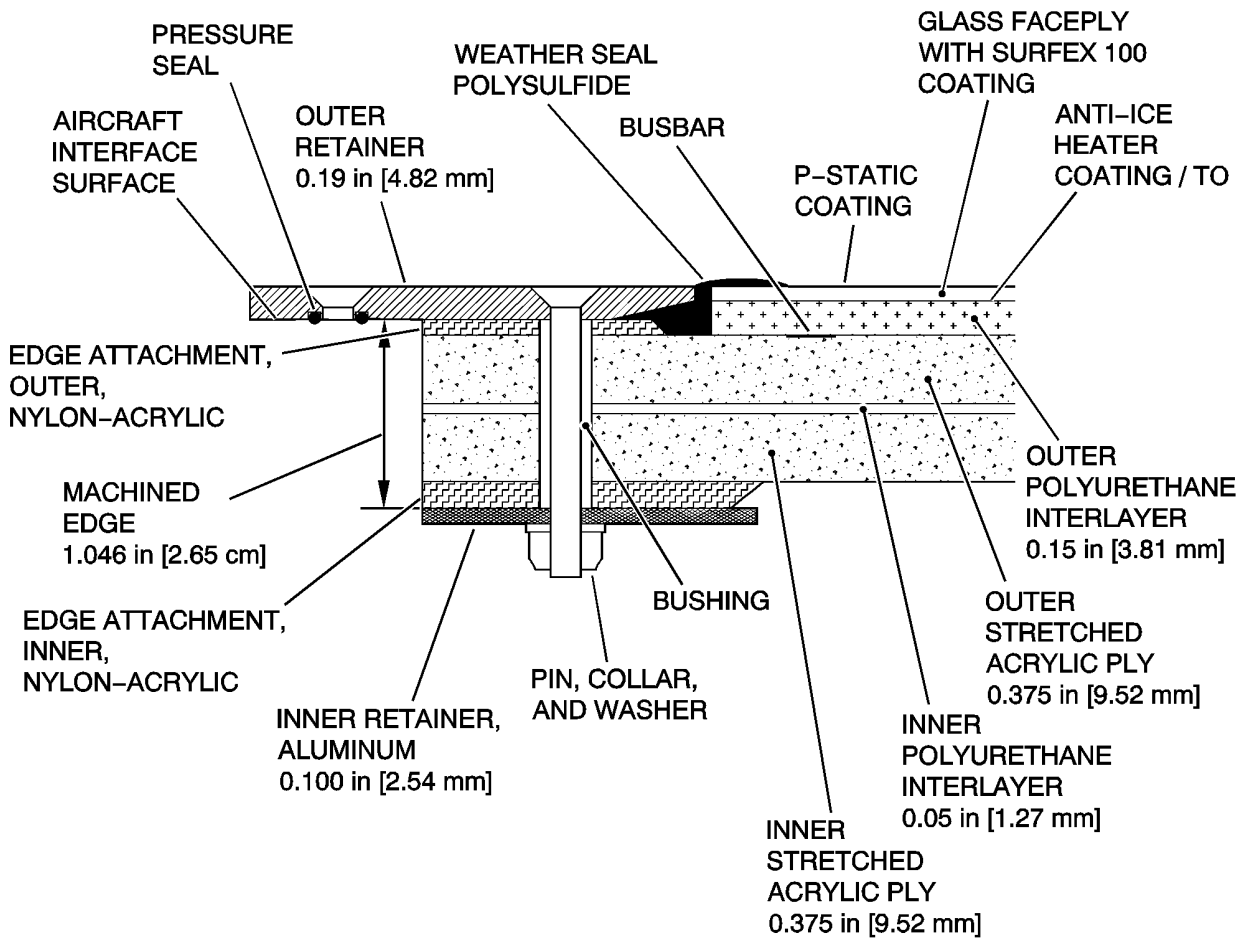
Sierracin Windshield Construction
 Figure 2 (Sheet 1 Of 2)

EFFECTIVITY: ALL

56-10-00 Page 3
 Aug 27/07

MM-105

**LEARJET 40
MAINTENANCE MANUAL**



GKN Windshield Construction
Figure 2 (Sheet 2 Of 2)

M40-561000-002-02

EFFECTIVITY: ALL

56-10-00 Page 4
Aug 27/07

MM-105

SUPLEMENTO D

TECHNICAL DATA

WINDSHIELDS

Bombardier* Learjet* 40*, Learjet 45*, Learjet 40 XR* and Learjet 45 XR*



PPG Aerospace – Transparencies is a leading and experienced manufacturer of replacement windshields for *Bombardier Learjet 40, Learjet 45, Learjet 40 XR* and *Learjet 45 XR* aircraft.

Following a history as the original manufacturer of OEM windshields for these aircraft, PPG Aerospace has qualified its lightweight windshield for direct aftermarket sale to the benefit of operators. The unique composite windshield is the same PPG supplies to Bombardier for spares. As a Bombardier supplier, PPG is able to offer replacement transparencies that are upgraded to the latest design configuration.

The windshield is a glass-faced polycarbonate-acrylic laminate, combining the toughness and chemical resistance properties of glass with the weight-saving benefits of plastic. Two polycarbonate main plies have a high strength-to-weight ratio and provide high impact resistance, while an acrylic inboard ply affords scratch resistance. Replacement windshields produced by PPG provide operators with outstanding optical properties and cost-effective performance.

Operators of *Learjet 40, Learjet 45, Learjet 40 XR* and *Learjet 45 XR* aircraft know they can count on PPG Aerospace for transparencies that provide significant value because of their reduced life-cycle cost as a result of their lightweight design.

Windshield

Features

Composite Windshield Technology

Polycarbonate Main Plies

Bombardier Supplier

Glass Face Ply

Acrylic Inboard Ply

Urethane Interlayer

Anti-ice Heating System

Surface Seal® Coating

PR-1425CF Moisture Seal

Bird-Impact Resistant

Benefits

- Advantages of polycarbonate combined with advantages of glass and acrylic
- Superior optics
- Lightweight

- High strength-to-weight ratio
- High bird-impact resistance

- Same PPG part that is available through Bombardier
- Meets fit requirements
- Flight-tested for optics

- Chemical and abrasion resistance

- Abrasion resistance to protect polycarbonate

- Highly resistant to moisture damage through UV-stabilization for increased service life
- Low-temperature elasticity with reduced potential for delamination and cold-chipping
- Maximum adhesion to polycarbonate, glass and acrylic for resistance to delamination

- Excellent heating uniformity
- Excellent powered optics

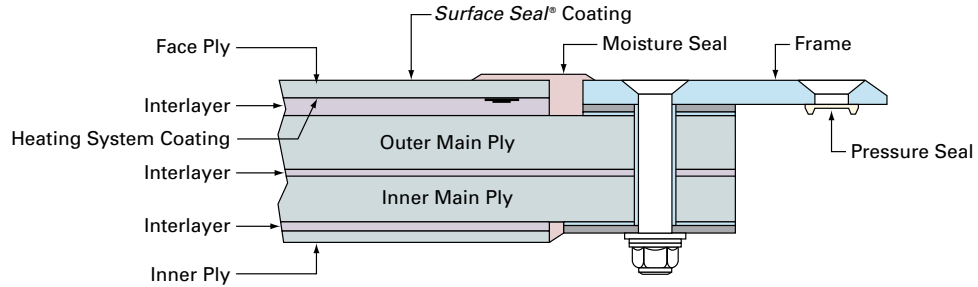
- Hydrophobic coating improves water shedding for better visibility in rain conditions

- Chromate-free “green” formulation
- Fast curing to get aircraft flying sooner after maintenance
- Low moisture vapor transmission for better resistance to moisture ingress

- Design tested to withstand impact of 4-pound bird at 330 knots

BOMBARDIER LEARJET 40, LEARJET 45, LEARJET 40 XR AND LEARJET 45 XR

Windshield



Part Numbers

Pilot Windshield	173600-23
Copilot Windshield	173600-24
Pressure Seal, Pilot Windshield	173630-01
Pressure Seal, Copilot Windshield	173630-02
Hump Seal Repair KitHSKLEAR45

SURFACE SEAL® Coating by PPG

Surface Seal coating by PPG is applied to all replacement windshields for *Learjet 40*, *Learjet 45*, *Learjet 40 XR* and *Learjet 45 XR* aircraft. Hydrophobic *Surface Seal* coating dramatically improves the ability of the windshields to shed water, providing the ultimate in visibility for pilots during wet conditions. *Surface Seal* coating kits are available for field application.

Hump Seal Repair Kits

A windshield's outboard moisture seal, or hump seal, is subjected to wind and rain erosion and UV exposure, causing it to degrade over time. A well-maintained seal protects against moisture ingress, a leading cause of premature service life failure. Seals can be repaired to OEM specification using PPG hump seal repair kits. Designed for specific aircraft, the kits contain everything needed to perform on-wing repair of outboard moisture seals and extend windshield service life. Ask your PPG representative for details.

Ordering Information

Orders may be placed through PPG Aerospace's worldwide network of application support centers (ASCs) and sales offices. For the ASC or sales office nearest you, visit www.ppgaerospace.com.

In North America, call toll-free +1 (800) AEROMIX.

Pricing, warranty and delivery details are available from your PPG Aerospace – Transparencies sales representative.



PPG Aerospace
Transparencies

PPG Industries, Inc.
1719 US Highway 72 East
Huntsville, Alabama 35811 USA
Telephone +1 (256) 851-7001

Sierracin/Sylmar Corp.
12780 San Fernando Road
Sylmar, California 91342 USA
Telephone +1 (818) 362-6711

Ampaspace S.r.L.
Via Delle Tre Venezie, 10
26010 Casaleto Vaprio (CR), Italy
Telephone +39 0373 272 011



SUPLEMENTO E

Element	Content (%)
Manganese, Mn	0.60-0.90
Carbon, C	0.15-0.20
Sulfur, S	0.05 (max)
Phosphorous, P	0.04 (max)
Iron, Fe	Balance

Properties	Metric	Imperial
Density	7.87 g/cm ³	0.284 lb/in ³

Properties	Metric	Imperial
Tensile strength	440 MPa	63800 psi
Yield strength	370 MPa	53700 psi
Modulus of elasticity	207 GPa	29700 ksi
Shear modulus (typical for steel)	80 GPa	11600 ksi
Poisson's ratio	0.285	0.285
Elongation at break (in 50 mm)	15%	15%
Hardness, Brinell	126	126
Hardness, Knoop (converted from Brinell hardness)	145	145
Hardness, Rockwell B (converted from Brinell hardness)	71	71
Hardness, Vickers (converted from Brinell hardness)	131	131
Machinability (based on AISI 1212 steel. as 100 machinability)	70	70

Properties	Metric	Imperial
Thermal conductivity	51.9 W/mK	360 BTU in/hr.ft ² .°F
AMS 5069	ASTM A29	ASTM A512
		ASTM A611 (D-1)
		ASTM A635
AMS 5069A	ASTM A510	ASTM A794
		ASTM A519
		ASTM A544
ASTM A108	ASTM A513	ASTM A830
		ASTM A545
		ASTM A548
ASTM A549	ASTM A659	SAE J412
		SAE J1397
		MIL S-11310 (CS 1018)
ASTM A576	SAE J403	SAE J414
		MIL J-1397
		MIL J-403

MIL J-412

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] TURNER, M., R. W. CLOUGH, H. C. MARTIN Y L. J. TOPP, "STIFFNESS AND DEFLECTION ANALYSIS OF COMPLEX STRUCTURES", J. AERONAUTICAL SCIENCE 23 (9), PP. 805-823, SEPTIEMBRE DE 1956.
- [2] K. J. BATHE (1995): "FINITE ELEMENT PROCEDURES", PRENTICE HALL, 2ND EDITION.
- [3] P. G. CIARLET (1978): THE FINITE ELEMENT METHOD FOR ELLIPTIC PROBLEMS, NORTH-HOLLAND, ÁMSTERDAM, 1978.
- [4] P. G. CIARLET (1991): "BASIC ERROR ESTIMATES FOR ELLIPTIC PROBLEMS" EN HANDBOOK OF NUMERICAL ANALYSIS (VOL II) J.L. LIONS Y P. G. CIARLET (ED.), NORTH-HOLLAND, ÁMSTERDAM, 1991, P. 17-351.
- [5] FLORES R.; VAZQUEZ C., 2007, Diseño y Manufactura de la Base, el Reductor y el Calibrador para el ensamble de una maquina educativa para pruebas de torsión, TESINA, Ing. Aeronáutico, IPN, Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, IPN, 180 p.
- [6] CRNICERO A., 2011, Introducción al método de elementos finitos, 25 p., http://www.iit.upcomillas.es/~carnicero/Resistencia/Introduccion_al_MEF.pdf.
- [7] GALLEGOS R.; PARRA N., 2007, Diseño y Manufactura de la Base, el Reductor y el Calibrador para el ensamble de una maquina educativa para pruebas de torsión, TESINA, Ing. Aeronáutico, IPN, Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, IPN, 163 p.
- [8] VALENCIA R., 2007, Diseño de un mecanismo de rotación pura para brindar movilidad a una cabeza artificial, POSGRADO, Maestro en Ciencias, IPN, Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, IPN, 148 p.
- [9] BOMBARDIER, 2014, Manual de Mantenimiento de Learjet 45, Windshield Chapt. 56-10-00, USA, 1563 p.
- [10] PPG AEROSPACE, 2013, Technical Data Sierrasin Windshield, USA, 2p.
- [11] Administración Nacional de Aviación Civil, 2013, Advertencia 140/DAT, 1p.
- [12] International Virtual Aviation Organisation, 2009, Estructuras Principales del Aviación, 41 p.
- [13] RAYGOZA, M., 2013, Representaciones Industriales, Propiedades Mecánicas de Acero 1018, 2 p.

- [14] JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACION CIVIL, 2010, CE No. 2.365.139, 7P.
- [15] INTRODUCCION AL MODELAMIENTO POR ELEMENTOS FINITOS, UESTRUCTURAS,
<http://www.uestructuras.unal.edu.co/Pagina%20ANSYS/fernandomejia/1modelam.pdf>.
- [16] INTRODUCCION AL METODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS.
- [17] DAVIS, Harmer E. Y TROXELL, George E. Ensaye de los materiales en ingeniería: 7 ED. México: C.E.C.S.A. 1979. 477 p.
- [18] NORMA TÉCNICA COLOMBIANA NTC 4525. Terminología de ensayos mecánicos. Instituto Colombiano de Normas Técnicas y Certificación. ICONTEC. 1998-10-28.
- [19] BEER, Ferdinand P. y JOHNSTON, E. Russell. Mecánica de materiales. 2 ed. México: McGraw Hill, 1999. 742 p. ISBN 958-600-127-X.