

Capítulo 7

Anexos

7.1. Anexo I: Tensiones en el Contacto

En primer lugar, el objetivo principal de este anexo es el de ofrecer una visión general de *qué le ocurre a la probeta estudiada para diversas combinaciones de carga axial aplicada a la probeta, carga de fijación y coeficiente de fricción existente en la cara del contacto probeta-pletina*.

Sin embargo, se debe tener mucha prudencia a la hora de confiar en los valores numéricos (obtenidos mediante la simulación en Abaqus) de las tensiones en el contacto puesto que se necesitaría una malla muy fina para recoger fielmente dichos valores.

Por tanto, lo que sí puede establecerse es una *idea más cualitativa que cuantitativa* de cómo varían las tensiones en la probeta.

Además, se intentará apreciar en las simulaciones la coherencia de todo el análisis previo en el que se establecía que la zona de tensión más alta (aquella que favorece la iniciación de las grietas) está en el límite del área de contacto.

Como no se puede tener demasiada precisión en los resultados, lo que también se intentará es ofrecer tendencias relativas de aumento/disminución de los valores máximos de tensión axial en la probeta en función de los parámetros anteriormente comentados (carga de prueba, carga de fijación y coeficiente de rozamiento).

En base a lo referido en el libro [12], se plantean los siguientes rangos de valores en los que se moverán los parámetros:

$$P_{\text{axial}} = \{25, 50, 200\}_{\text{MPa}} ; N_{\text{fijación}} = \{50, 100, 200\}_{\text{MPa}} ; \mu = \{0.3, 0.6, 0.9\}$$

Todo esto se organiza en matrices de 3x3 para cada valor del coeficiente de rozamiento (μ); por lo que se tendrán 3x3x3 simulaciones, es decir, 27 combinaciones distintas según los valores decididos de P_{axial} , $N_{\text{fijación}}$ y μ .

GEOMETRÍA DE LA CONFIGURACIÓN ESTUDIADA.

Si se recuerda de nuevo la geometría de la máquina de ensayos para fatiga por fretting:

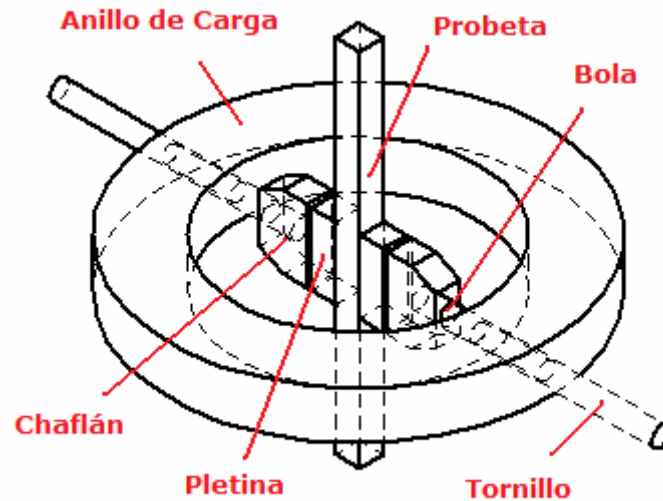


Figura 77: Representación esquemática de la máquina de ensayos para fretting con contacto plano

Consta de los siguientes elementos:

- Probeta.
- Pletina.
- Chaflán.
- Bola.
- Tornillo de fijación.
- Anillo de carga.

El modelo completo realizado en Abaqus es el siguiente:

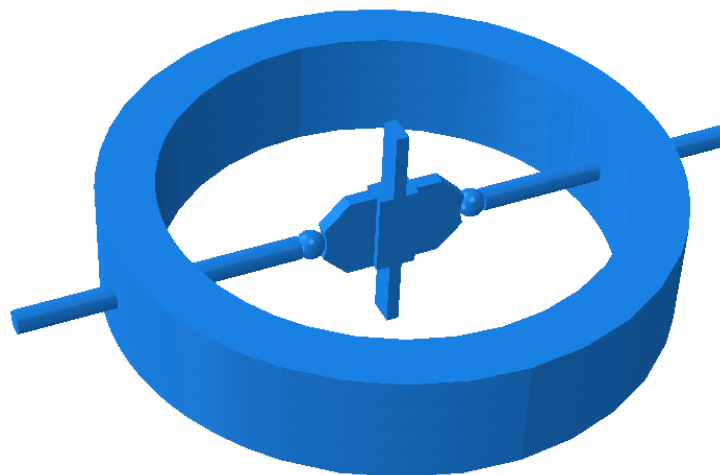


Figura 78: Modelo completo realizado en Abaqus

Como ya se comentó anteriormente, se aplican dos simetrías para reducir el número de elementos necesarios; con lo que se llega a un modelo de la forma:

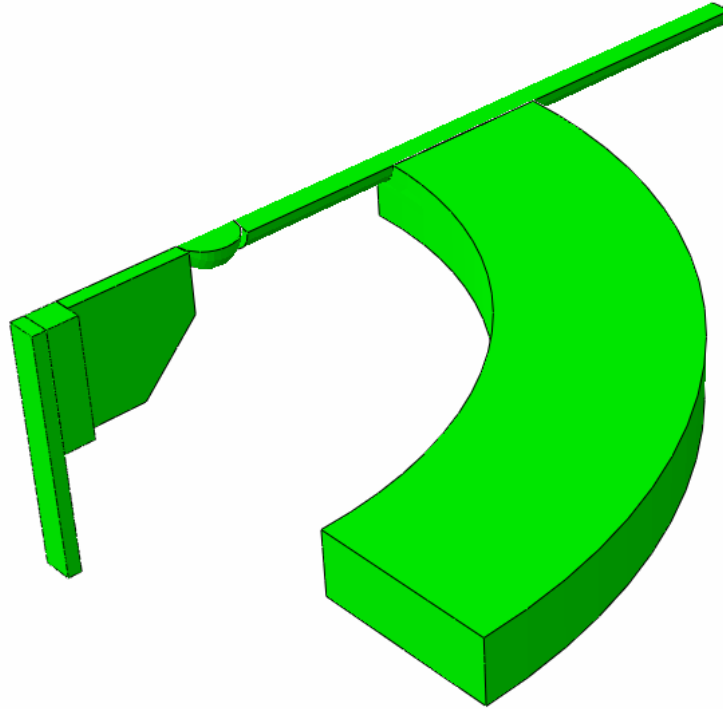


Figura 79: Modelo de la máquina para ensayos de Fatiga por Fretting para contacto plano tras las 2 simetrías

El número total de elementos que presenta la malla correspondiente al modelo global representado en la figura 79 es de 83360 elementos. Si se extrae de éste la malla del conjunto formado por probeta y pletina:

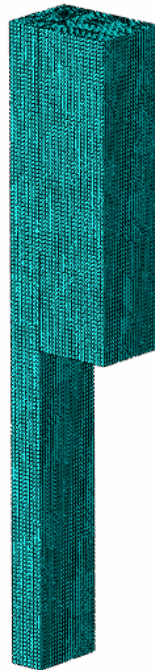


Figura 80: Modelo de malla empleado para probeta y pletina.

Para ofrecer más información acerca de la malla que presenta la probeta en este modelo 3D se debe comenzar indicando que ésta contiene 25600 elementos. Éstos son hexaédricos y lineales (tipo C3D8R).

Además, todos los elementos de la malla de la probeta son iguales. El tamaño característico del elemento de ésta representado (ver figura 81) y que pertenece a la cara de contacto se puede apreciar a continuación:

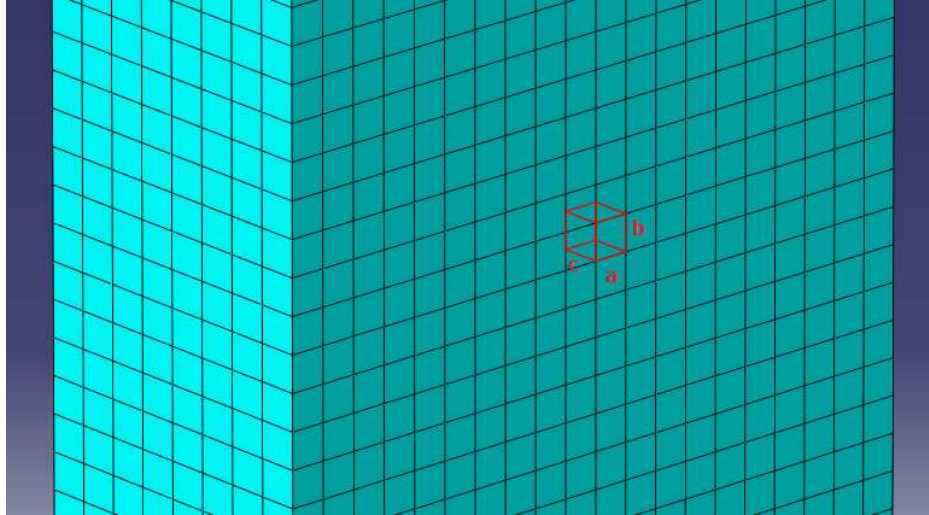


Figura 81: Detalle de la malla y tipo de elemento usado en la probeta. Sus dimensiones son: **$\{a=0.25 \text{ mm}; b=0.26 \text{ mm}; c=0.28125 \text{ mm}\}$** .

Por otra parte, un aspecto fundamental es que en todas las simulaciones se apreciará el hecho (anteriormente comentado...) de tener el rango de tensiones axiales máximas de la probeta en el límite de la zona de contacto entre la propia probeta y la pletina. Véase la siguiente figura:

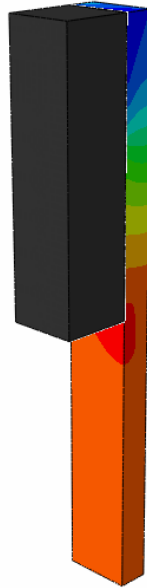


Figura 82: Esquema general probeta-pletina.

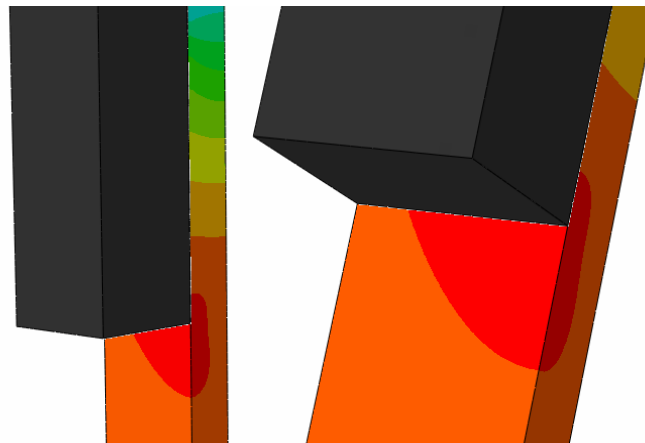


Figura 83: detalles de la zona de contacto probeta-pletina.

Como puede observarse en ambas figuras, la banda de mayores tensiones axiales en la probeta (asociadas al área de color rojo) se da como ya se había previsto en el límite de la zona de contacto entre probeta y pletina.

Este esquema se repite para todas las configuraciones simuladas cambiando únicamente la forma y el valor de dicha zona de máximas tensiones axiales pero no la localización de la misma.

Se marcará una línea denominada como "*Límite Zona de Contacto*" para indicar la línea por debajo de la cual ya no existe contacto entre la probeta y la pletina.

7.1.1. Geometría Ensayo. Comparación Misma Configuración & Distinto Coeficiente de Rozamiento. Tensión Axial.

En primer lugar, se debe aclarar que la denominación "Geometría Ensayo" simplemente pretende hacer hincapié en que las siguientes figuras son el resultado de simular el sistema representado en la *figura 79*; en el que cada pieza del modelo en Abaqus presenta las dimensiones reales medidas directamente sobre éstas en el laboratorio.

También se realizarán simulaciones con una pequeña diferencia en la geometría del chaflán. Éstas estarán englobadas bajo el título "Geometría Modificada" y el cambio se explicará en el apartado 7.1.2.

Por último, se recuerda que el resultado que se observa en las figuras (dentro de este apartado 7.1.1) es el mapa de tensión axial que ve la probeta en su cara de contacto cuando es sometida a una tensión axial (P_{axial}), una tensión de fijación en el tornillo ($N_{fijación}$) y bajo un cierto coeficiente de fricción (μ).

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=25\text{ MPa}$ & $N_{fijación}=50\text{ MPa}$

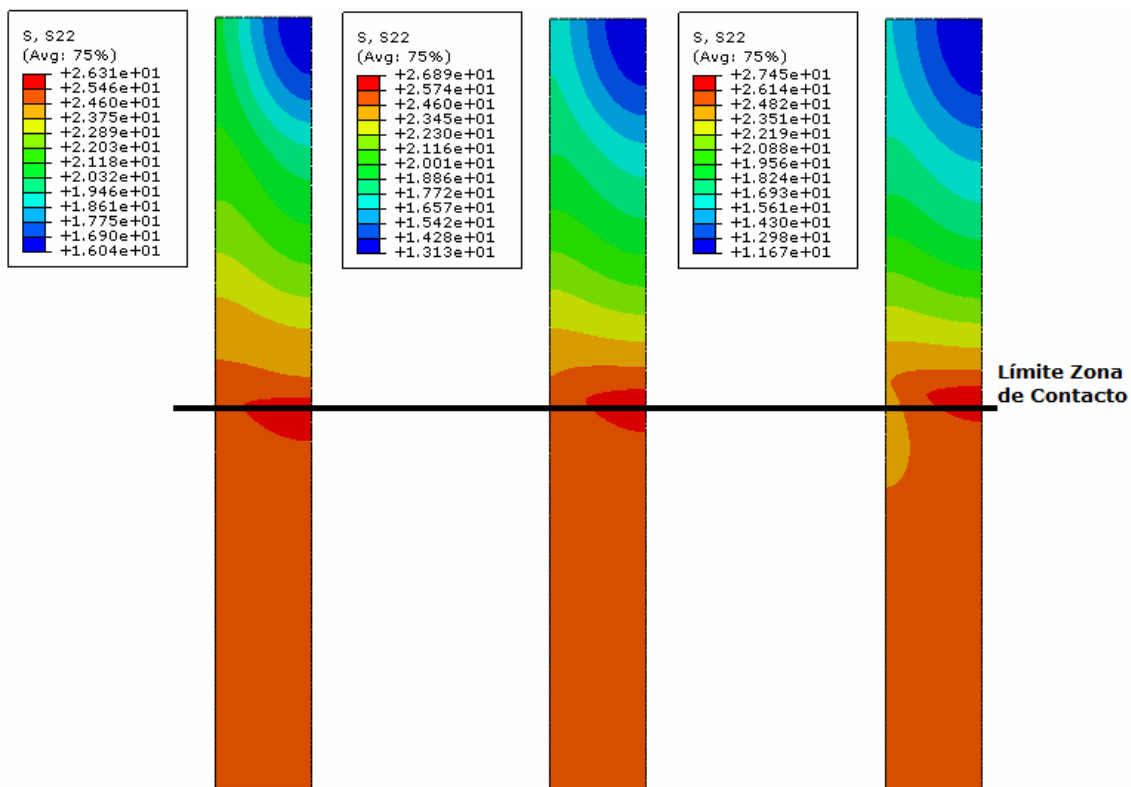


Figura 84: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=50 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=100 \text{ MPa}$

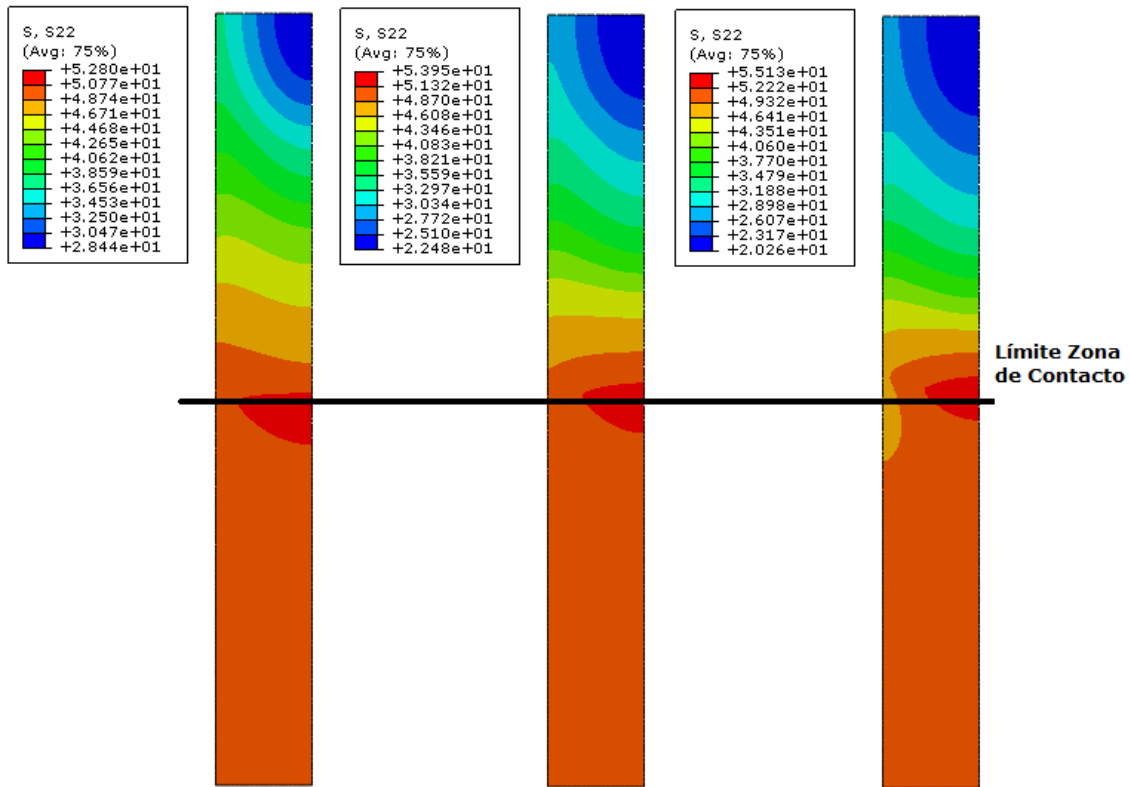


Figura 85: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=200 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=200 \text{ MPa}$

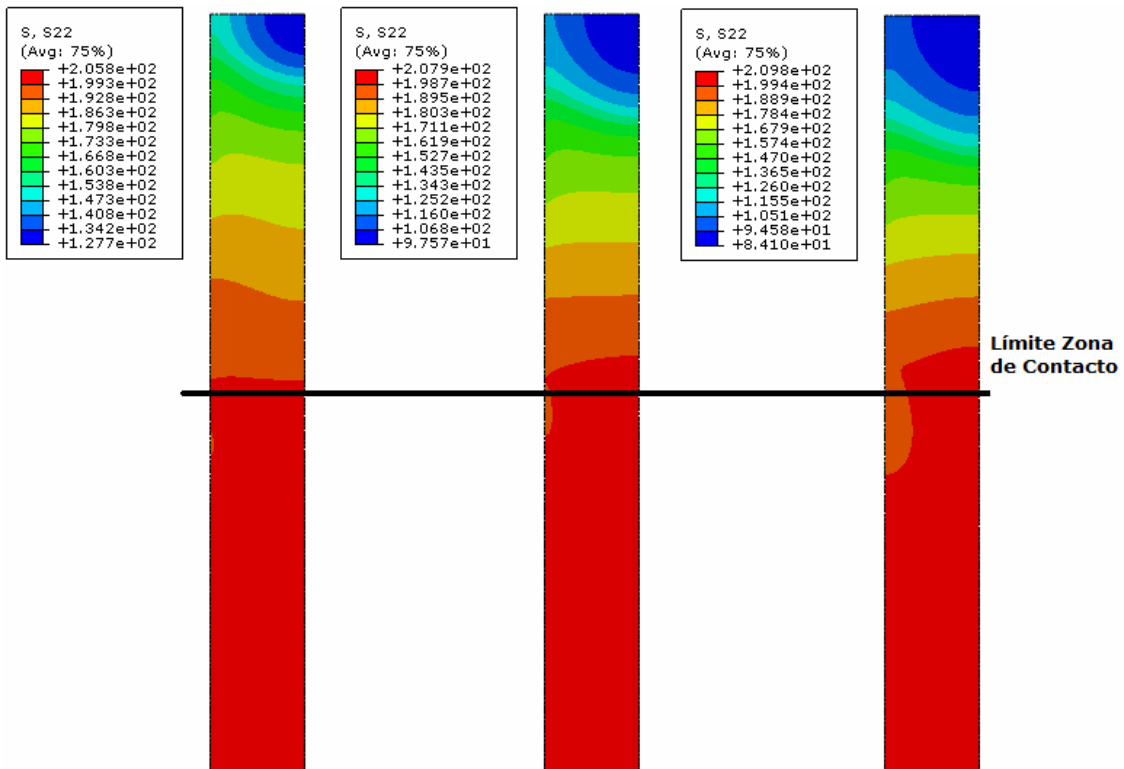


Figura 86: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Si se muestran las 3 configuraciones a la vez:

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=25 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=50 \text{ MPa}$

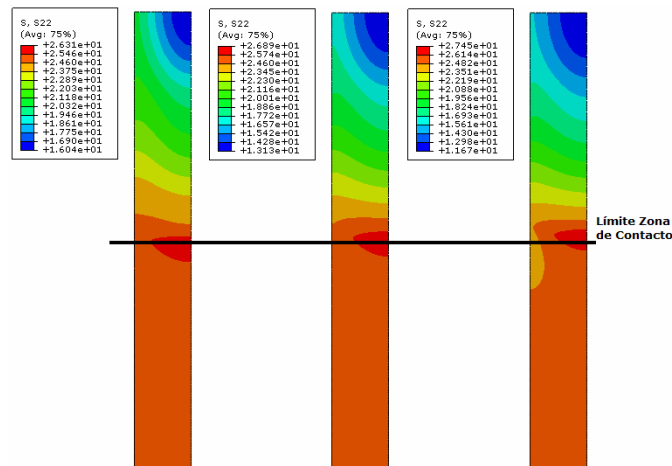


Figura 87: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=50 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=100 \text{ MPa}$

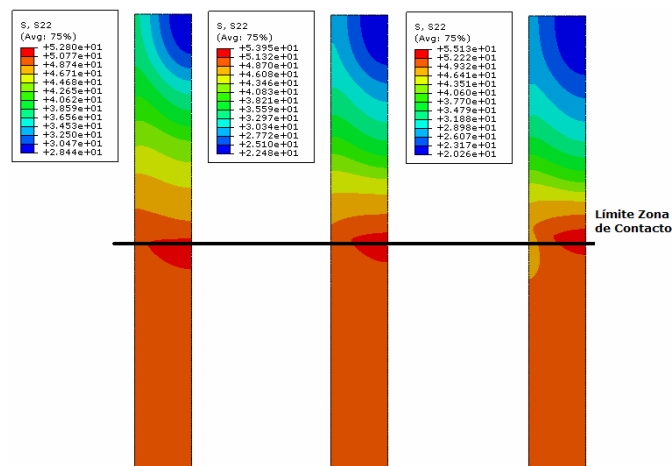


Figura 88: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=200 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=200 \text{ MPa}$

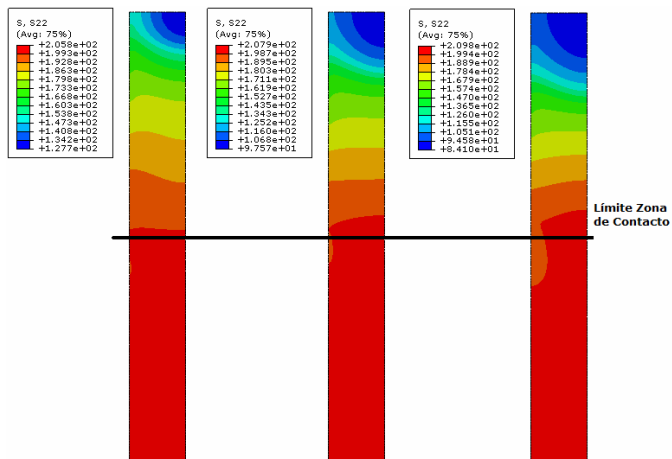


Figura 89: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

7.1.2. Geometría Modificada. Comparación Misma Configuración & Distinto Coeficiente de Rozamiento. Tensión Axial.

En este caso se ha realizado una pequeña modificación en la geometría del chaflán que está en contacto con la pletina de forma que el ancho de ambas piezas sea idéntico. Se trata por tanto del mismo modelo global mostrado en la figura 79 con el cambio mencionado anteriormente.

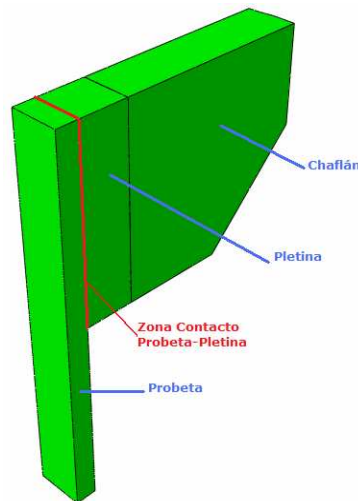


Figura 90: Cambio en la geometría del Chaflán

Esta variación se hace para observar cómo cambia la evolución cualitativa de las tensiones axiales en la superficie de la probeta en contacto con la pletina. Hay que destacar que las variaciones cuantitativas del valor máximo de dichas tensiones no son significativas (entre el 0.2-0.5%).

En este apartado se mostrará de nuevo la evolución de la tensión axial en la cara de contacto de la probeta cuando ésta es sometida a una tracción (P_{axial}), a una tensión de fijación en el tornillo ($N_{fijación}$) y bajo un determinado coeficiente de fricción (μ).

Las diferencias más significativas respecto al caso donde se tiene la geometría del ensayo sin modificar son:

- *Pequeño aumento de las tensiones.* El efecto sobre la tensión axial se puede ver haciendo una comparación entre los valores obtenidos en las figuras de este apartado y las del apartado anterior.
- *Expansión del área de máximas tensiones axiales* que se producen en el límite de la zona de contacto probeta-pletina. En este caso, dicha zona de máximos se amplía hasta el ancho total de la superficie de contacto. En las simulaciones de la geometría del ensayo sin modificar, los valores máximos se localizan también a la altura del límite de la zona de contacto pero en un ancho que corresponde prácticamente con el ancho que tiene en ese caso el chaflán (véase figuras 84,85 y 86).
- *Suavización en la transición de los valores de tensión axial* en el contacto pero a medida que se aleja del límite de esta zona.

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=25\text{ MPa}$ & $N_{fijación}=50\text{ MPa}$

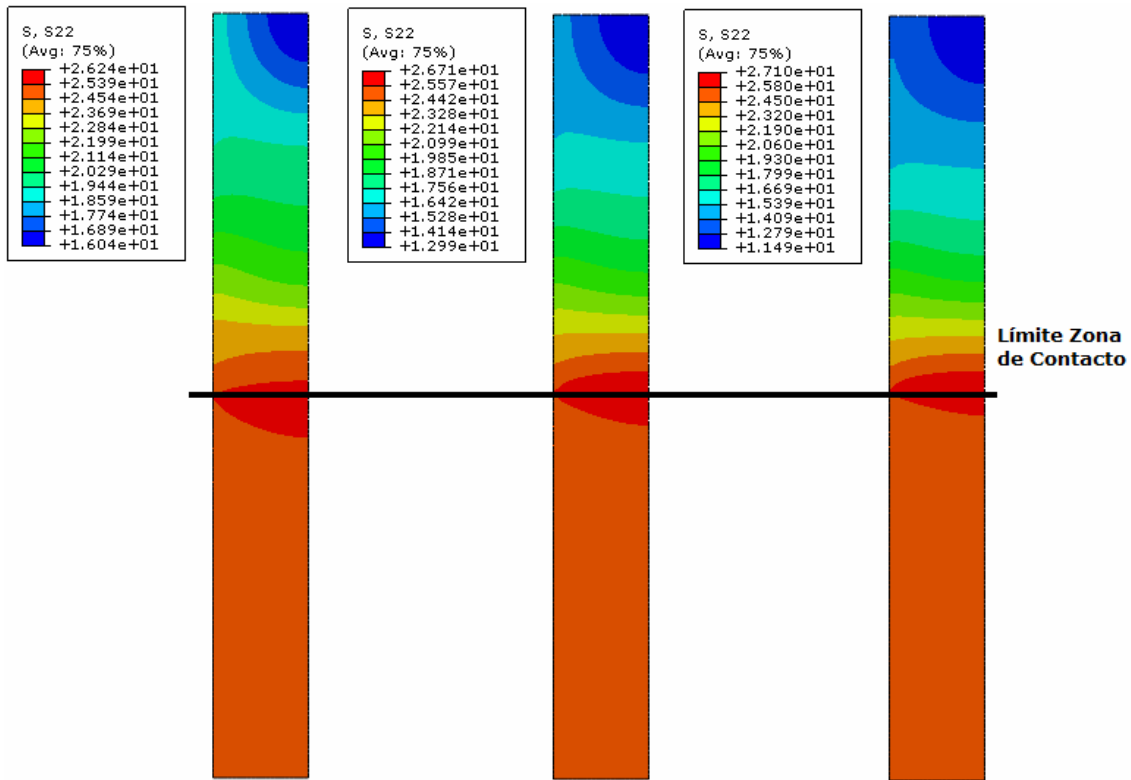


Figura 91: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=50\text{ MPa}$ & $N_{fijación}=100\text{ MPa}$

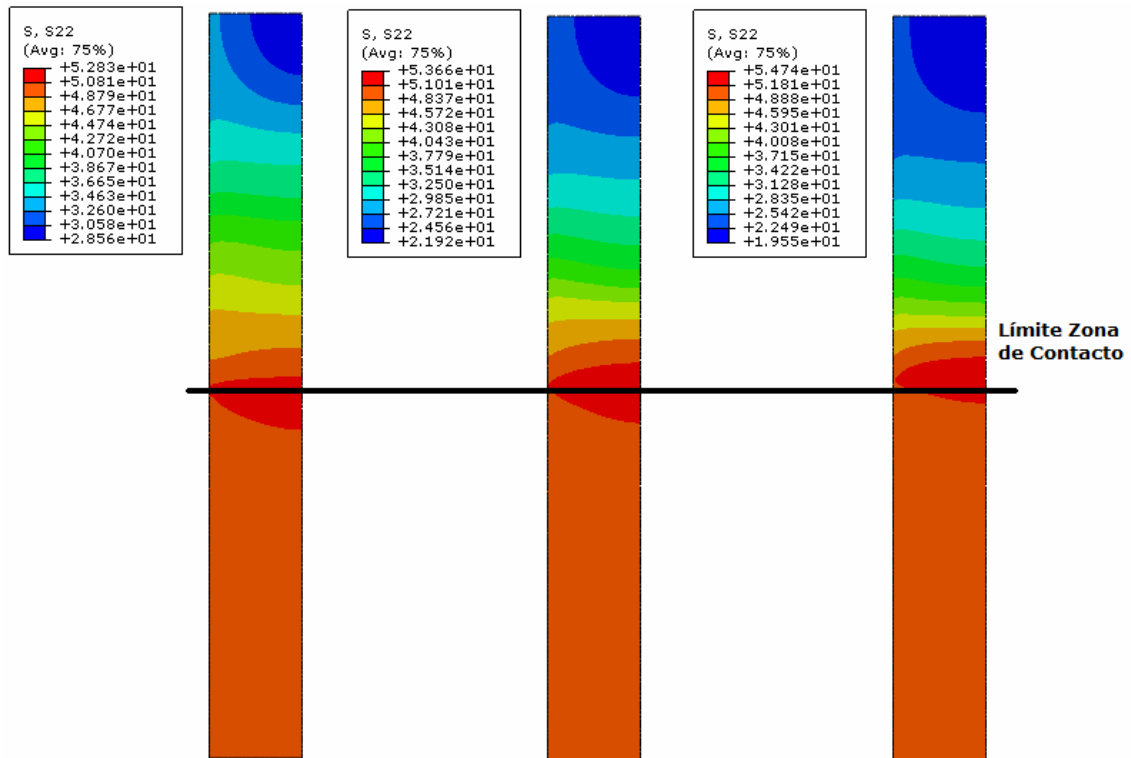


Figura 92: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=200\text{ MPa}$ & $N_{fijación}=200\text{ MPa}$

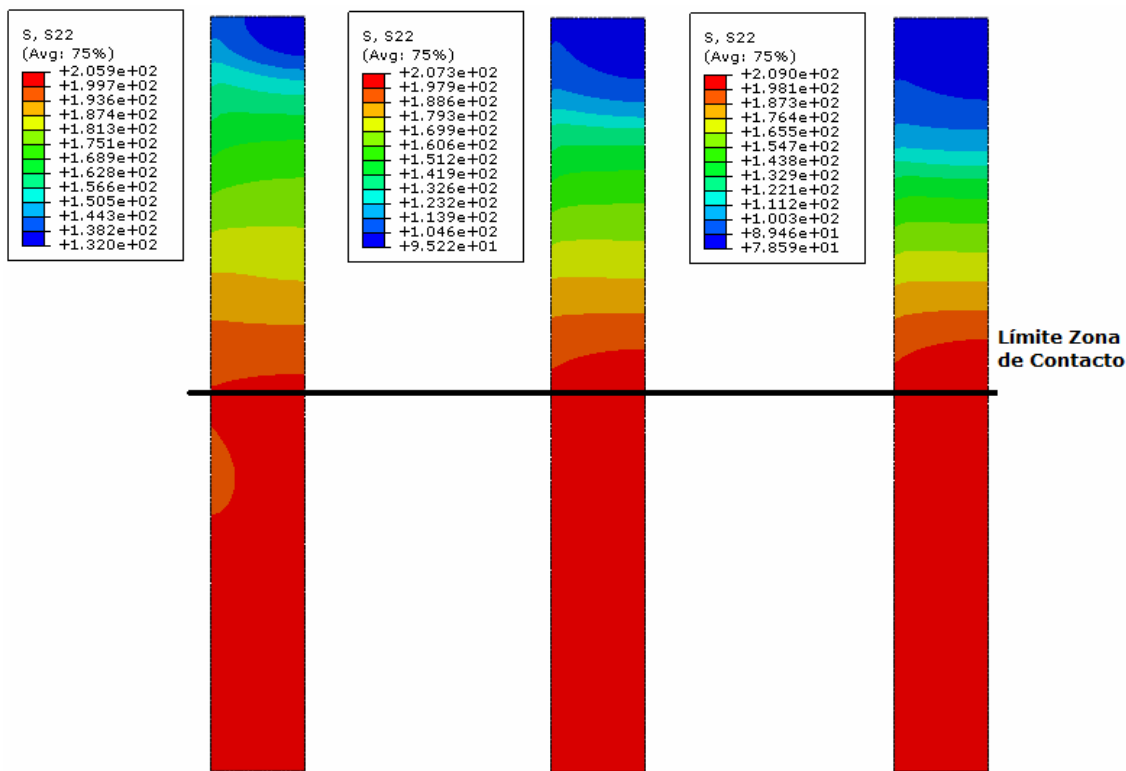


Figura 93: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Si se muestran las 3 configuraciones a la vez:

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=25 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=50 \text{ MPa}$

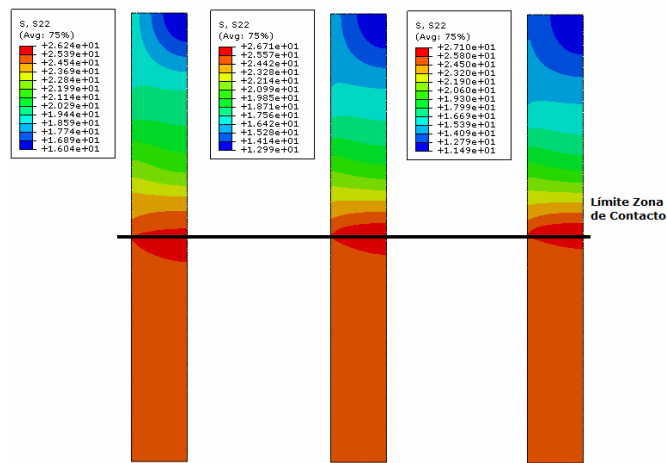


Figura 94: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=50 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=100 \text{ MPa}$

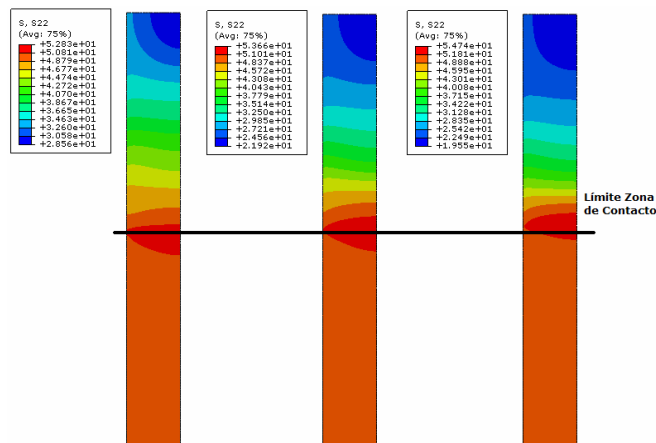


Figura 95: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión Axial en la probeta para $P_{axial}=200 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=200 \text{ MPa}$

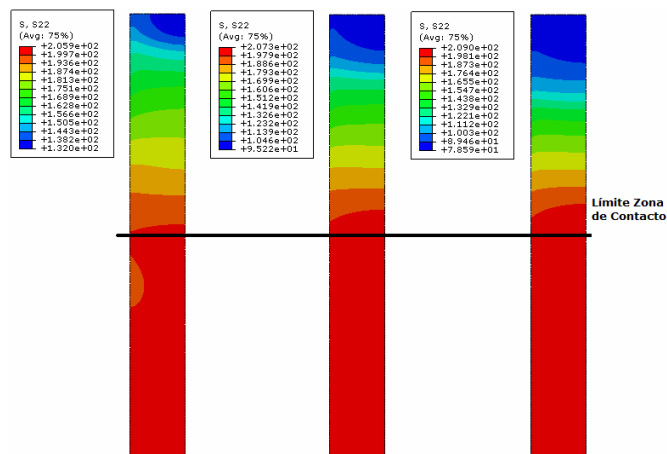


Figura 96: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

7.1.3. Geometría Ensayo. Comparación Misma Configuración & Distinto Coeficiente de Rozamiento. Tensión de Von Mises.

En este apartado se ofrecerá la evolución de tensión de Von Mises en la cara de contacto de la probeta en función de la tensión axial aplicada en ésta (P_{axial}), para una determinada tensión de fijación en el tornillo ($N_{fijación}$) y bajo un cierto coeficiente de fricción (μ).

La geometría del modelo cuyas simulaciones están recogidas en este apartado es la del ensayo sin modificar (ver figura 79).

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=25$ MPa & $N_{fijación}=50$ MPa

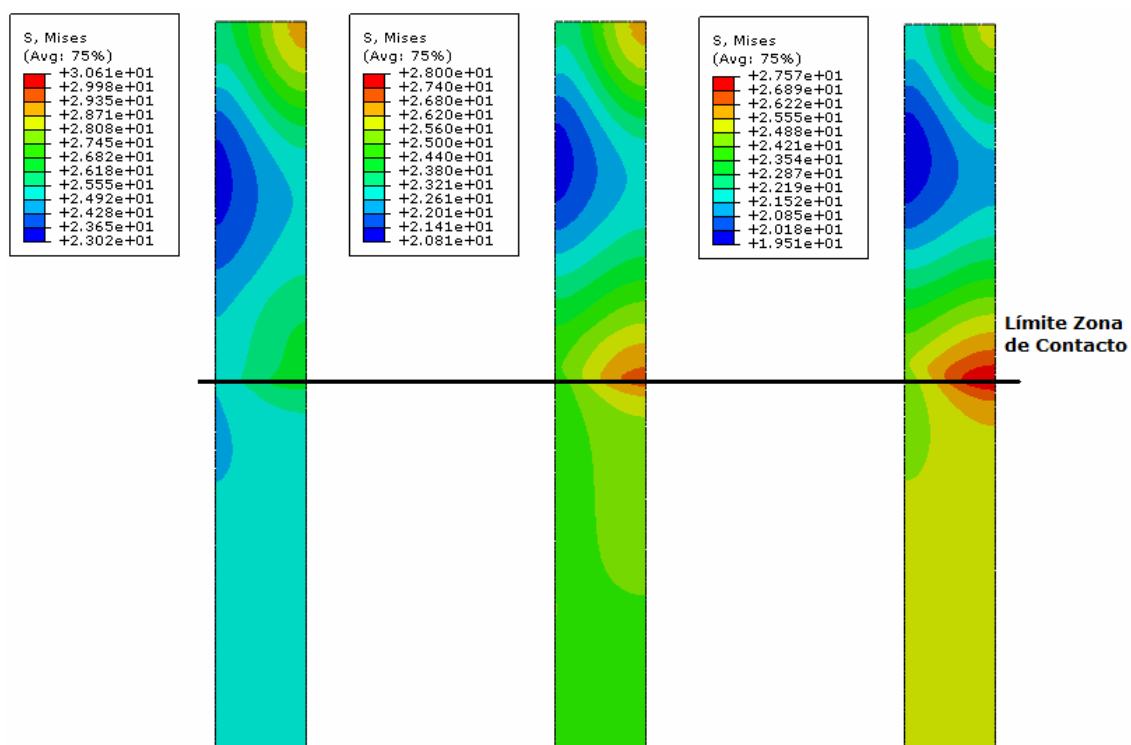


Figura 97: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=50 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=100 \text{ MPa}$

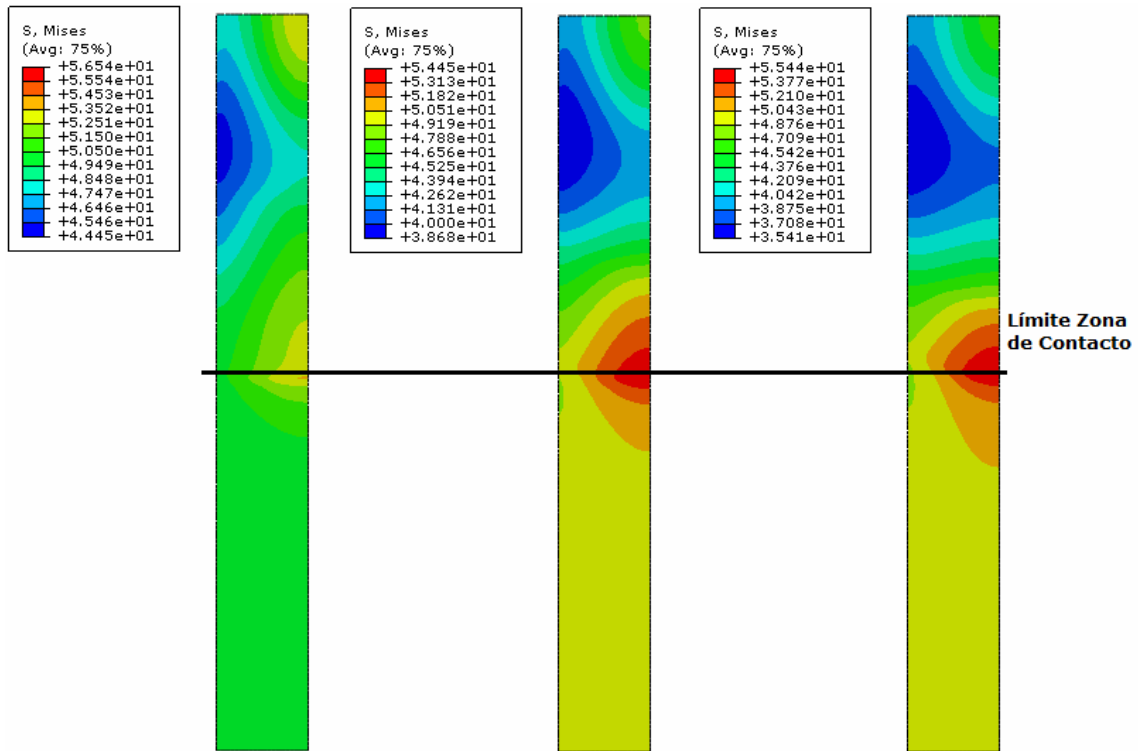


Figura 98: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=200 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=200 \text{ MPa}$

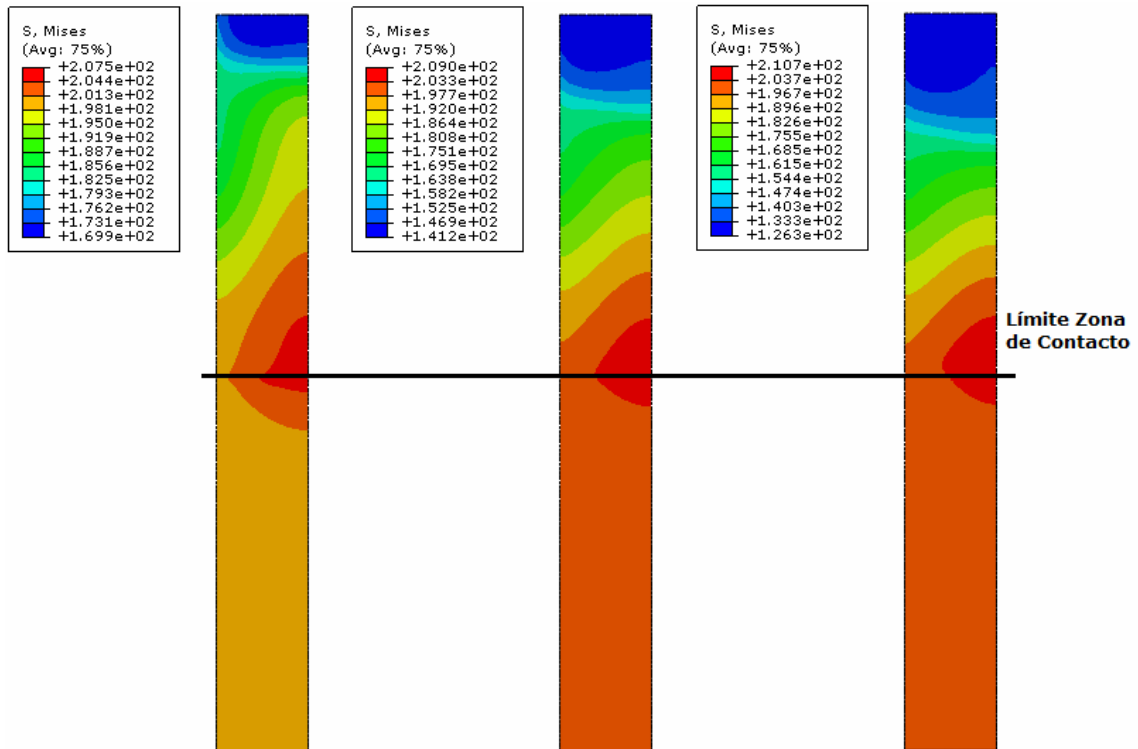


Figura 99: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

7.1.4. Geometría Modificada. Comparación Misma Configuración & Distinto Coeficiente de Rozamiento. Tensión Von Mises.

En este apartado se muestra el mapa de tensión de Von Mises en la cara de contacto de la probeta en función de la tensión axial aplicada en ésta (P_{axial}), para una determinada tensión de fijación en el tornillo ($N_{fijación}$) y bajo un cierto coeficiente de fricción (μ).

La geometría del modelo cuyas simulaciones están recogidas en este apartado es la del ensayo con la modificación en el chaflán (ver figura 90).

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=25$ MPa & $N_{fijación}=50$ MPa

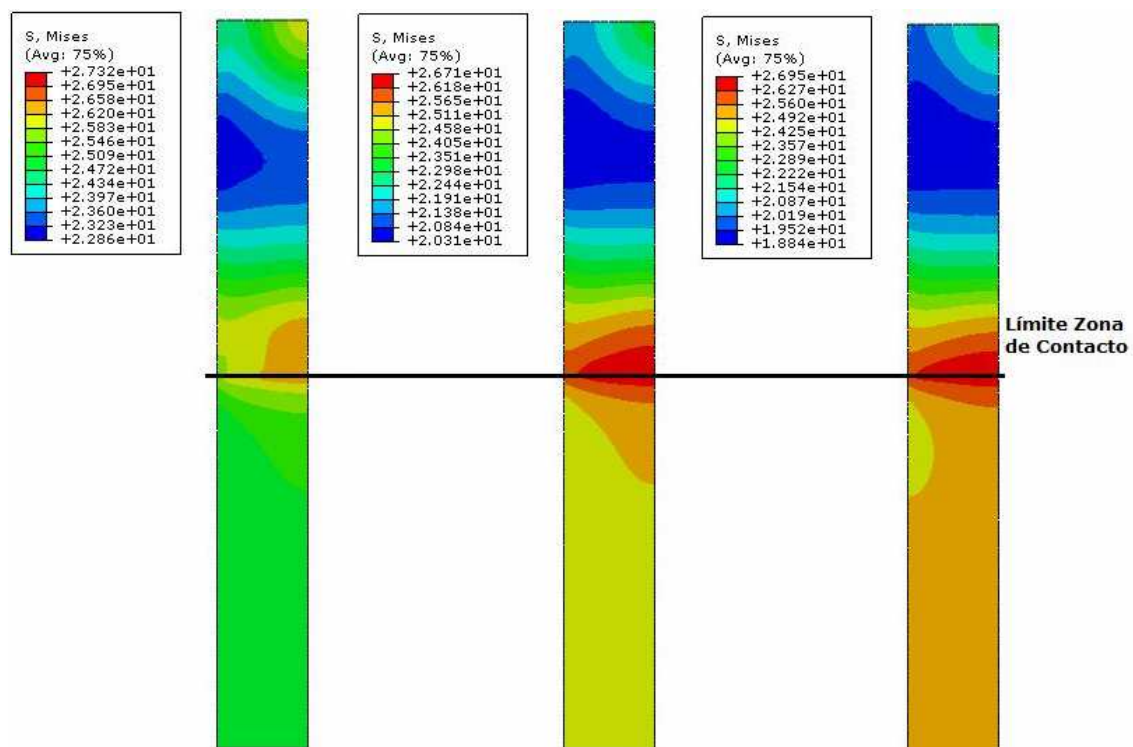


Figura 100: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=50 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=100 \text{ MPa}$

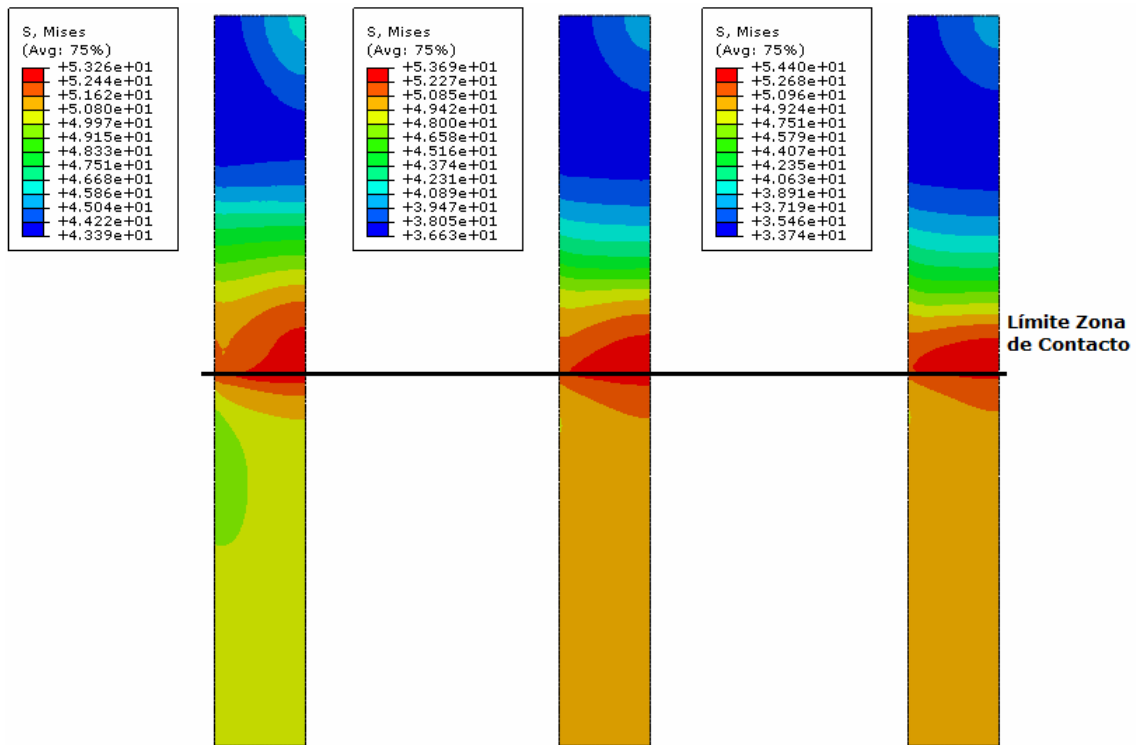


Figura 101: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=200 \text{ MPa}$ & $N_{fijación}=200 \text{ MPa}$

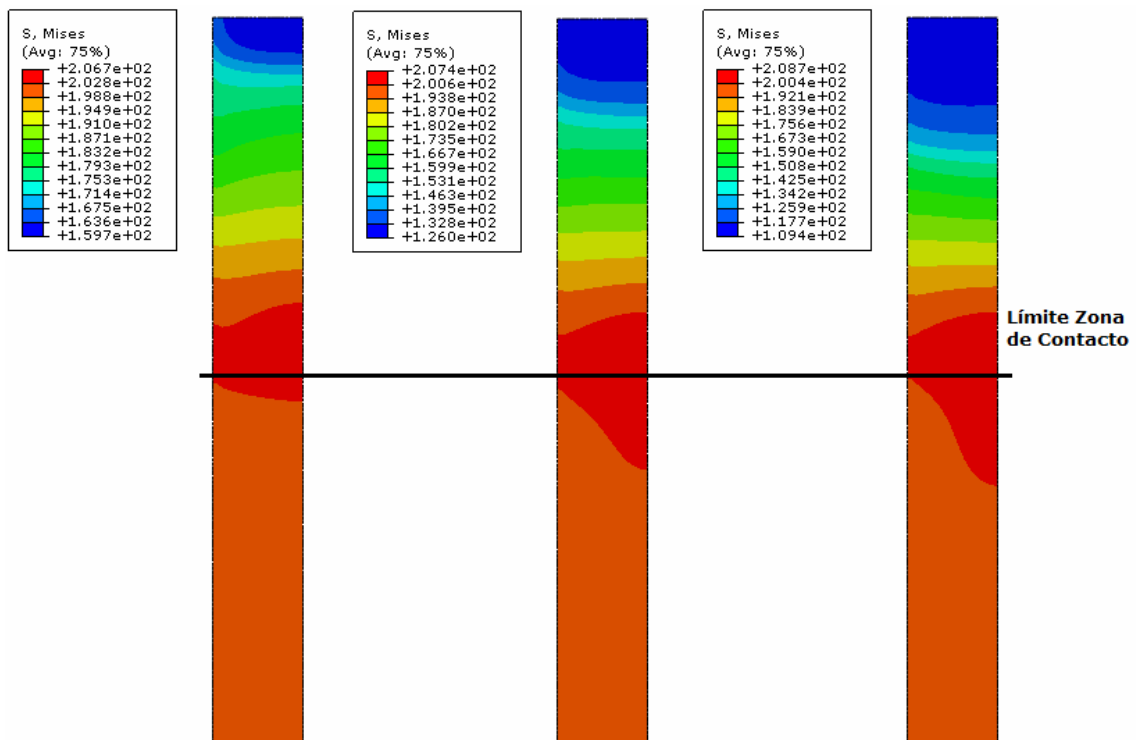


Figura 102: Izqda: $\mu=0.3$ Centro: $\mu=0.6$ Drcha: $\mu=0.9$

7.1.5. Tensión de Von Mises en el modelo completo

En este apartado se mostrará el mapa de tensión de Von Mises en el modelo completo tanto para el caso con la geometría del ensayo como para el de la geometría modificada.

Se acota el límite superior de tensión en 250 MPa para evitar los valores más altos que se dan en las singularidades y en la zona próxima a éstas.

Se ha elegido la configuración con una tensión axial aplicada en la probeta (P_{axial}) de 200 MPa, una tensión de fijación de 200 MPa y para diversos coeficientes de rozamiento (μ).

Evidentemente, que la diferencia entre los modelos está asociada únicamente a un pequeño cambio en el ancho del chaflán provoca que no existan variaciones significativas en la tensión de Von Mises.

Por tanto, se trata de ofrecer una idea global de la evolución de la tensión de Von Mises resultante de simular el modelo completo en cada caso; por un lado el denominado *Geometría Ensayo* (ver figura 79) y por otro *Geometría Modificada* (ver figura 90).

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=200MPa$ & $N_{fijación}=200MPa$ & $\mu=0.3$

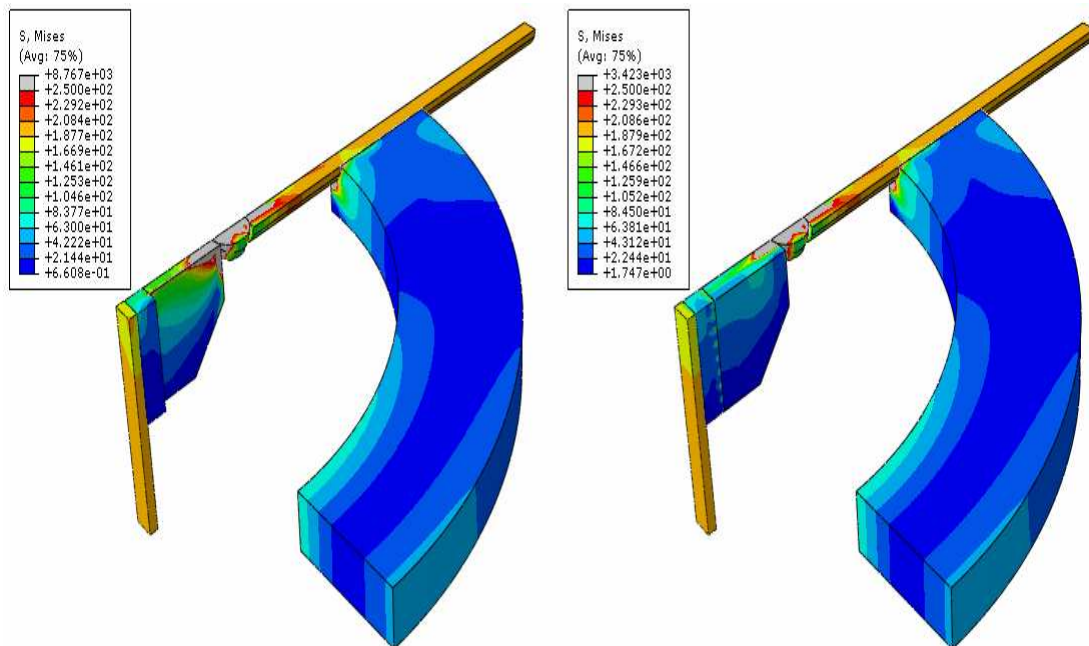


Figura 103: Izqda: Geometría ensayo Drcha: Geometría modificada

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=200MPa$ & $N_{fijación}=200MPa$ & $\mu=0.6$

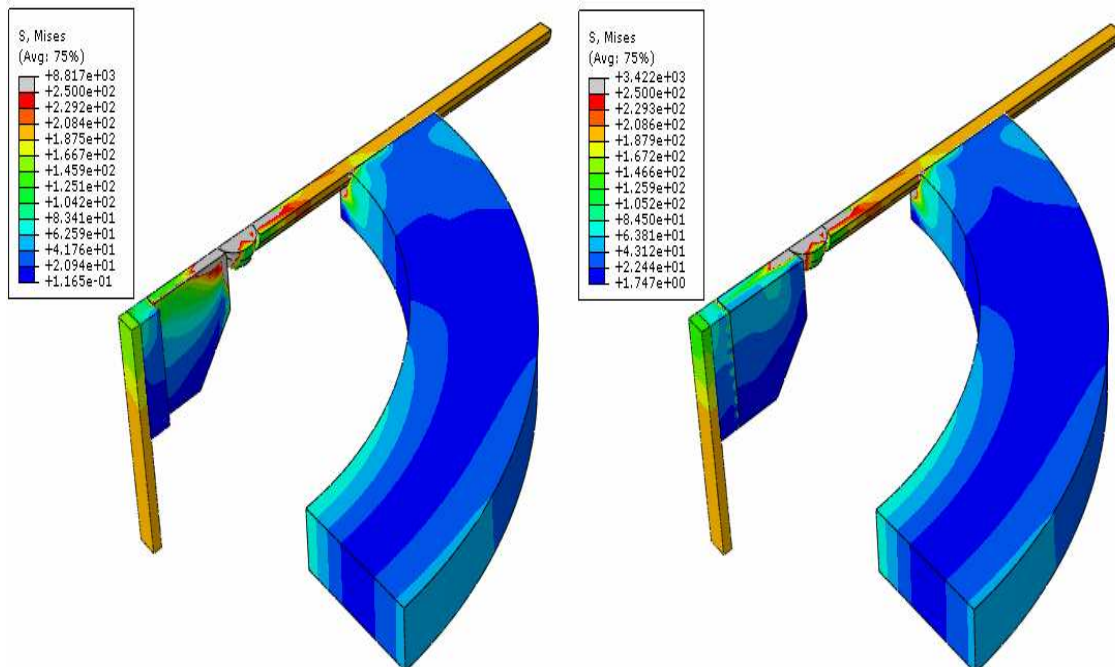


Figura 104: Izqda: Geometría ensayo Drcha: Geometría modificada

Tensión de Von Mises para $P_{axial}=200MPa$ & $N_{fijación}=200MPa$ & $\mu=0.9$

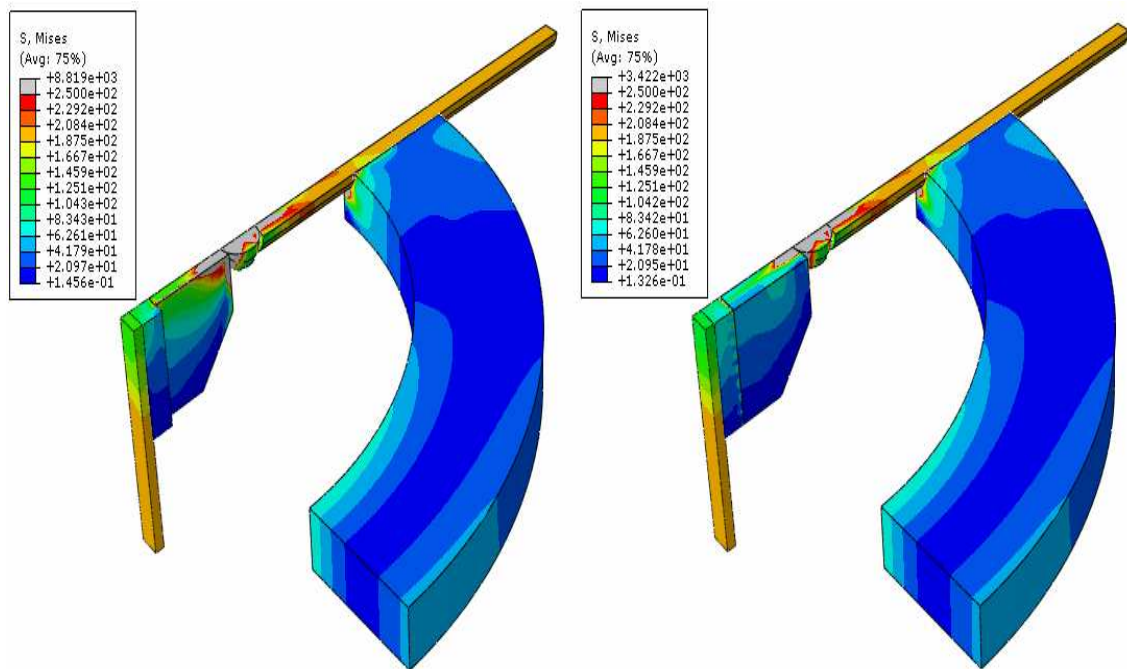


Figura 105: Izqda: Geometría ensayo *Drcha*: Geometría modificada

7.2. Anexo II: La Fatiga en el Sector Aeronáutico

Como ya se ha comentado en anteriores apartados, la fatiga está presente en numerosos fallos existentes en todo tipo de aplicaciones industriales.

El sector aeronáutico no iba a ser una excepción. El nivel técnico y tecnológico de este mundo provoca que se desarrollen continuamente estudios y análisis a fatiga muy exhaustivos con el fin de evitar cualquier fallo con resultados trágicos. Sin embargo, ni siquiera este sector tan sofisticado está al margen de errores derivados de procesos de fatiga.

Como consecuencia de estos fallos, la industria aeronáutica responde incesablemente con una política de revisiones cada vez más estricta que permita tener controlado cualquier posible defecto que se pudiera traducir a con el tiempo en un elemento desencadenante de consecuencias trágicas [13].

Vuelo 611 de la Aerolínea China Airlines.



Figura 106: Boeing 747 de China Airlines siniestrado

La fatiga del metal es un fenómeno muy peligroso y a pesar de que en los aviones se usan metales con grandes propiedades también se empiezan a debilitar y en gran medida con las constantes variaciones de presurización a la que se ve sometido.

A medida que aumenta la altitud, la densidad del aire va disminuyendo y en el volumen de aire que se podría respirar no habría suficiente oxígeno. Por ello es necesario sellar el fuselaje y mantener en su interior mediante el ECS (Environmental Control System) un aire comprimido y denso respecto al del exterior para mantener los niveles de oxígeno necesarios.

Por tanto, **el gradiente de presiones existente entre el interior y el exterior del fuselaje tiene que ser soportado por éste, por lo que empujará y ejercerá una presión en las paredes para intentar escapar, expandirse e igualarse al aire exterior [14].**

Por ello, las paredes del fuselaje deben aguantar ese esfuerzo que está ejerciendo el aire (cargas de presurización). La forma circular alivia ese esfuerzo porque reparte esa presión por toda la superficie, disminuyendo la fuerza que ejerce el aire.

También es importante que para que exista una correcta presurización todo el fuselaje tenga la misma presión interna. El problema es complejo puesto que a su vez hay que tratar de igualar las presiones de cabina y bodega en aviones grandes.

A pesar del gran conocimiento que se tiene de este y otros problemas que pueden surgir durante la vida de los aviones, los incidentes en los que cualquier avión se ve involucrado son inevitables. Por tanto, un aspecto muy importante es el alto grado de responsabilidad que deben tener los trabajadores de mantenimiento al hacer los exámenes a los aviones cuando toca su ciclo de mantenimiento preventivo.

Pero cuando ese mantenimiento no es adecuado se pasan por alto daños menores que con el paso del tiempo y de los vuelos se hacen cada vez más grandes y que en última instancia hacen que un avión falle catastróficamente.

Un ejemplo puede ser el vuelo 611 de la aerolínea taiwanesa *China Airlines*. Este vuelo tiene una historia interesante, pues la ruta que cubre (de Taiwan a Hong Kong) es tan rentable que es la más transitada del mundo y se le ha llegado a conocer como *La Ruta de Oro*.

El Boeing 747-209B siniestrado el 25 de Mayo de 2002 llevaba a bordo a 206 pasajeros para este vuelo relativamente corto (de aproximadamente 1 hora con 40 minutos de duración). También estaban 16 sobrecargos para atender a los pasajeros y en la cabina de mandos un capitán, un primer oficial y un ingeniero de vuelo.

Las maniobras propias del despegue y elevación son las habituales, lo mismo que las comunicaciones al control aéreo de Taiwán, el cual autoriza al capitán que alcance altura de crucero (unos 35000 pies).

En el instante en el que el avión debiera estar alcanzando los 35000 pies definitivos el aparato se desvanece misteriosamente de las pantallas de radar de Taiwán.

Los controladores taiwaneses estaban estupefactos, no hubo llamadas de alerta, no se sabía que hubieran mencionado nada que pudiera ser un problema.



Figura 107: Camino seguido por el avión hasta el accidente

Según los últimos datos transmitidos por el *transponder* el avión estaría acercándose a las Islas Penghu, en el Estrecho de Taiwán, así pues se alerta a todo aquello que pudiera colaborar en la localización del vuelo perdido.

En tanto los pilotos de dos aviones de la Cathay Pacific que sobrevolaban la zona donde desapareció el vuelo 611 informaron que recibieron señales de las balizas localizadoras de ese avión, claro indicativo que el vuelo 611 sí se había estrellado, y que esas balizas estaban dando la indicación exacta de dónde había que buscar.

Horas más tarde, un avión Hércules C-130 fue destacado a buscar en el área y los pilotos informaron haber visto restos en el agua. Se da la orden a los rescatistas navales a que vayan a la zona para investigar.

No se halló gran cosa del avión perdido pero de algo estaban seguros; ninguna de las 225 personas sobrevivió, y durante los siguientes días se dedicaron a buscar cadáveres y restos identificables del avión. Entre ellos las vitales grabadoras de voz de cabina y la de datos de vuelo, que tenían que saber qué fue lo que había pasado.

Las grabadoras son localizadas y son estudiadas, pero no hay datos que digan qué le pasó al vuelo 611, y en la de voz se hallaron que las cosas a bordo eran de lo más normales que uno se pueda imaginar.

Eso al menos arrojaba algo de luz puesto que los pilotos no tenían idea de que algo malo estuviera desarrollándose, y la grabadora de datos de vuelo dio más luz al mostrar que el avión estaba alcanzando los 35000 pies de altitud y que no había evidencias de que algo los hubiese alcanzado en pleno vuelo como un misil o algo.

Las autoridades taiwanesas contaron con la colaboración de la Republica Popular de China, su inmenso y poderoso vecino para la búsqueda y recuperación de los restos del aparato dado a que las aguas del estrecho de Taiwán están divididas territorialmente y parte de los restos del 747 habían ido a parar a aguas territoriales chinas. Al mismo tiempo algunos de los restos del aparato caerían en tierra firme en territorio taiwanés, concretamente en la población de Changhua.



Figura 108: Investigadores analizando los restos recogidos

Las autoridades taiwanesas pidieron a los familiares de las víctimas que donaran muestras de ADN para poder identificar con certeza los restos humanos que iban apareciendo poco a poco y que por la naturaleza del accidente estaban totalmente irreconocibles.

Los investigadores no lo tenían nada fácil para hallar los restos del 747 siniestrado. Al final sólo se pudo rescatar un 15% de los restos y tras estudiarlos con detenimiento no hallaron nada que pudiera explicar una explosión con alguna bomba como se llegó decir en un principio.



Figura 109: Parte de la cabina de mandos recuperada

Otros investigadores *estudiaron el historial del 747 tratando de hallar algo, y encontraron con que el 7 de Febrero de 1980 ese mismo avión tuvo un incidente al aterrizar en Hong Kong.* La cola estaba mucho más baja de lo normal y **al aterrizar ésta arrastró dañando el cono presurizador de cola**, que es en donde va soportado el timón vertical de cola.

Aquello era escalofriantemente similar a otro accidente ocurrido en 1985 cuando el vuelo 123 de Japan Airlines se había quedado sin el estabilizador vertical de cola tras la desaparición del cono presurizador trasero. En ese accidente murieron 520 personas y sólo 3 sobrevivieron y todo porque se le hizo una reparación defectuosa años atrás a la sección de cola que se dañó tras un despegue muy violento.

Con este antecedente los investigadores buscaron qué tipo de reparación se le hizo al avión del vuelo 611. Se pudo observar que hicieron regresar al aparato a Taiwán el mismo día en que se dañó y al día siguiente se le hizo una *reparación temporal mientras se consultaba a ingenieros de la Boeing para saber cómo se haría la reparación definitiva.*

El procedimiento implicaba quitar los paneles dañados y sustituirlos con otros nuevos, para asegurarlos con dos filas de remaches y pegamento epóxico de larga duración; **pero el parche que se le puso de manera temporal lo pegaron justo encima de la sección dañada por el arrastre de la cola.** Los trabajadores de mantenimiento pulieron esa sección para dejarla pareja y se le puso encima un panel que taparía esa parte dañada.

La reparación definitiva de esa área nunca tuvo lugar y durante los 22 años siguientes el avión estuvo volando con una reparación que, en teoría, solo sería temporal. El parche estaba tan bien hecho que incluso cuando los ingenieros de la Boeing hacían las revisiones de rutina al avión taiwanés nunca notaron que esa sección en especial tenía un parche en lugar de la sustitución total de las partes dañadas.

Y eso fue lo que hallaron los investigadores al revisar los restos del aparato. Hallaron ese parche y determinaron que **a lo largo de los años a causa de las habituales expansiones y contracciones de la presurización esa parte dañada y mal reparada se fue agrietando poco a poco**; por lo que era sólo cuestión de tiempo para que la catástrofe se diera. Según los investigadores al avión se le desprendió por completo la cola y posteriormente se despedazó en el aire, de ahí el hecho de por qué se hallaron pocos restos y a mucha distancia unos de otros.

Algo muy significativo es una serie de fotografías de la zona dañada que fueron tomadas varias veces antes de que ese avión se accidentara. En ese parche se ve con claridad unas manchas de color marrón que en principio se creía que eran marcas de corrosión normal dada la edad de ese avión, pero tras examinarlas mejor se concluyó que en realidad eran manchas de nicotina. Esto se debe a que años atrás en los vuelos de China Airlines se permitía fumar a bordo, así es que esas manchas aparecieron; pero nunca sirvieron para indicar a los trabajadores de mantenimiento que justo allí había algo que necesitaba ser reparado de manera completa.

El descubrimiento de esas manchas de nicotina fue muy alentador para determinar la causa de la tragedia, así se llegó a la conclusión de que durante varios años atrás ese avión estaba dando señales de que tenía que ser reparado de manera completa y urgente... y por desgracia nadie supo interpretar esas señales. Tampoco hubo quien diera seguimiento a esa reparación temporal que se le hizo 22 años atrás, que se traduce en incompetencia tanto por parte de la aerolínea como de su personal de mantenimiento.

China Airlines trató de defender a sus trabajadores y en todo momento puso en tela de duda la actuación de los investigadores tras darse a conocer los resultados finales de la investigación, aunque no se sabe si llegaron a algún arreglo con los familiares de las víctimas.

Tras la tragedia el vuelo 611 desapareció para dar paso al vuelo 619 que cubre la misma ruta.

Vuelo 243 de Aloha Airlines



Figura 110: Estado del avión 737 de Aloha Airlines tras el aterrizaje

El 28 de Abril de 1988, el techo del 737 se desprendió dejando al descubierto las cinco primeras filas detrás de la cabina de mandos. La despresurización a casi 7000 metros fue brutal y en cabina no sabían que había pasado; pero sí sabían que si no bajaban pronto acabarían por padecer de hipoxia, mal que se manifiesta por falta de oxígeno.

El capitán hizo bajar el tren de aterrizaje y el panel de control mostró dos luces verdes que indicaban que los trenes traseros del avión estaban abajo, pero el tren delantero parecía no haber bajado puesto que la luz que lo señalaba no estaba encendida.

Se le hizo saber al control de Maui que posiblemente no tenían tren de proa, así que uno de los bomberos y un controlador aéreo tomaron unos binoculares para tratar de ver si el tren de proa del 737 estaba abajo.

El capitán disminuyó la velocidad para aterrizar pero el avión vibraba de manera terrible, así que volvió a acelerar para evitar la vibración, pero eso implicaba que aterrizaría más rápido de lo indicado.

La investigación del accidente descubrió que el avión ya era un modelo muy viejo, con algo así como 90000 vuelos en su record, algo inaudito para un avión así. **Además influía el hecho de que por operar en un medio cercano al mar tenía signos de corrosión, lo cual influyó en el fenómeno de *fatiga de metal*.**

El avión hacía vuelos cortos, por lo que en los *constantemente despegues y aterrizajes el fuselaje se expandía y se contraía debido a los ciclos de presurización y eso fue creando microfisuras en los paneles del 737*. Los remaches de los paneles del fuselaje se fueron agrietando poco a poco hasta provocar el accidente.

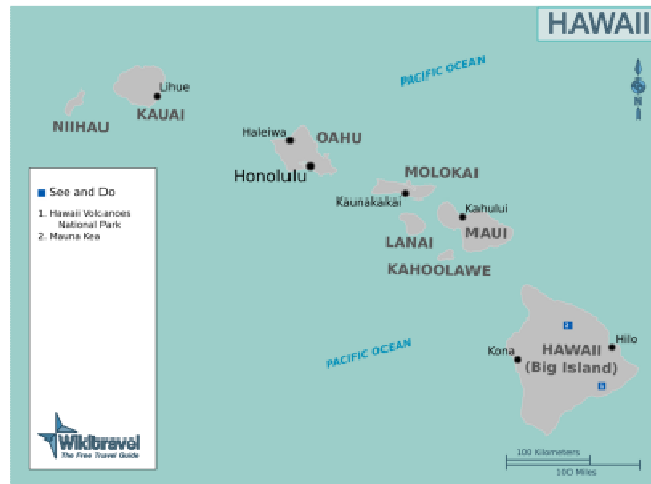


Figura 111: Mapa de la zona de vuelo

La Junta Nacional de Seguridad del Transporte (NTSB) determinó que fue culpa de una combinación de corrosión y el daño extenso por un proceso de fatiga como resultado de los ciclos repetitivos de la presurización durante los más de 90000 vuelos del avión.

En respuesta, el FAA comenzó el programa de investigación nacional de los aviones en 1991, para el cual la inspección y los requisitos de mantenimiento en los aviones de altas frecuencias.

7.4. ANEXO III: AIRBUS FATIGUE

La forma gráfica en la que el manual de Airbus [15] establece todo el procedimiento de ensayos a realizar para prevenir fallos por fatiga es la siguiente:

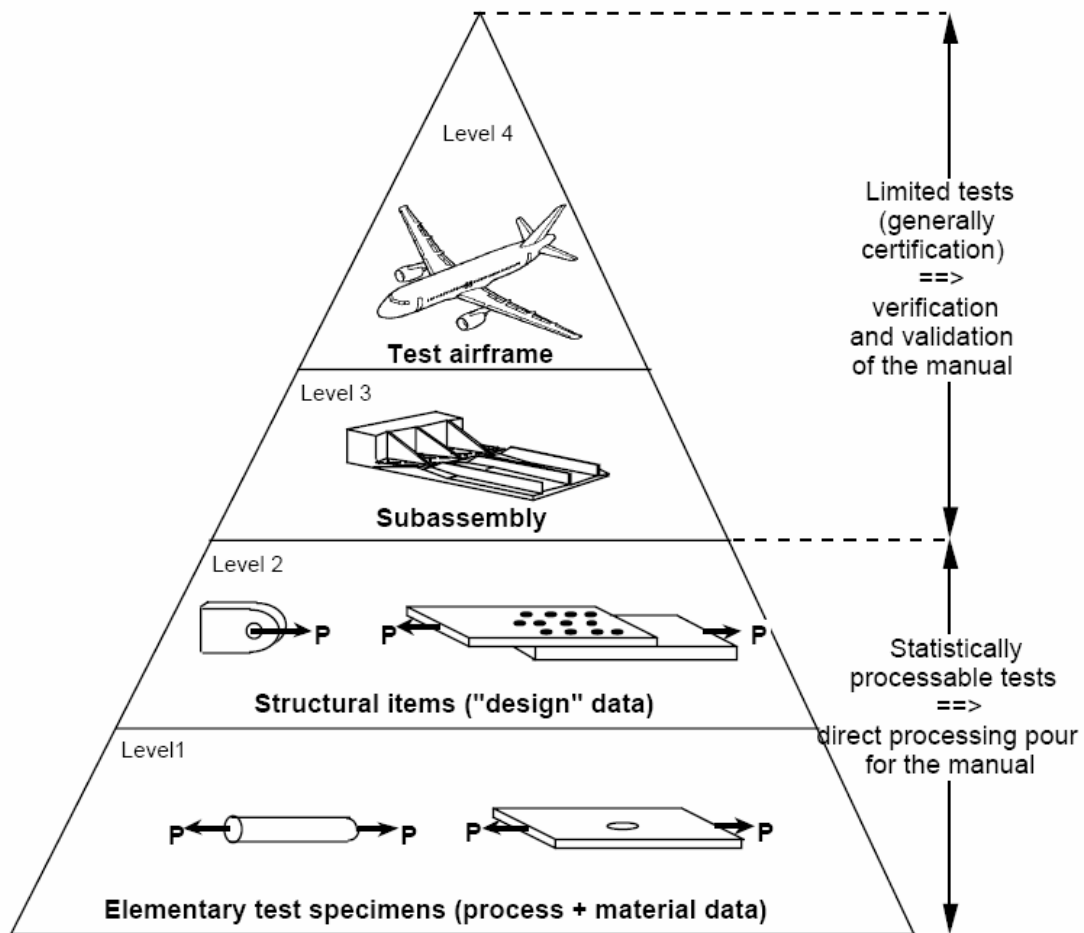


Figura 112: Esquema de los niveles de ensayos para fatiga del manual de Airbus

A la luz de lo observado en esta memoria, el objetivo fundamental del proyecto se centra sobre todo en el segundo paso de esta pirámide, es decir, en ofrecer toda la información posible tanto cuantitativa como cualitativamente en "Level 2".

El primer nivel recoge todo el conjunto de ensayos que permitan la caracterización tanto de las propiedades mecánicas de un cierto espécimen como del proceso al que es éste.

Sin embargo, el segundo nivel permite la determinación del comportamiento de elementos estructurales que interaccionan entre sí (bajo un determinado estado de cargas y de condiciones de contorno) y que serán parte de un conjunto o subsistema mayor.

Análisis Global

La *principal dificultad* consiste en encontrar el *compromiso justo* entre un *método simple y fiable*. Los siguientes elementos se pueden considerar como puntos clave:

1. Identificar los parámetros esenciales, preparando tests y análisis teóricos, en particular los métodos numéricos mostrando comportamientos mecánicos que gobiernan la iniciación de grietas en estructuras mecánicas.
2. Hacer los parámetros independientes entre sí en la medida de lo posible.
3. Cuantificar el efecto de los parámetros de la mejor manera posible.
 - Fórmulas analíticas.
 - Tablas y gráficos.