

SIMULACIÓN DEL COMPORTAMIENTO EN TOLERANCIA AL DAÑO DE ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS

Mario Valle *, Fco Javier San Millán *, Roberto González *, Juan García *, Ángel Salamanca *, Sergio Ulargui *, Federico Martín de la Escalera †

* Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA). Departamento de Materiales y Estructuras
Carretera de Ajalvir km 4. 28850 Torrejón de Ardoz. Madrid, España
e-mail: sanmillan@inta.es, Teléfono: 34 91 520 1629

† Aernnova Engineering Solutions Ibérica (anteriormente Gamesa Desarrollos Aeronáuticos)
Departamento de Integridad Estructural
Avda de Manoteras 20 Ed B 4º planta, 28050 Madrid
e-mail Federico.martindelaescalera@aernnova.com, Teléfono 34 91 383 6264

RESUMEN

Este artículo se ha desarrollado en el seno del proyecto de I+D RIGPAN desarrollado conjuntamente por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) y la empresa aeronáutica Aernnova Engineering Solutions Ibérica (anteriormente Gamesa Desarrollos Aeronáuticos), el cual consiste en el desarrollo de una aplicación informática que, basándose en el criterio de fractura CTOA, y utilizando como código base MSC/NASTRAN, permita simular de forma automatizada la propagación estable de grietas y posterior predicción de resistencia residual de estructuras metálicas de pequeño espesor.

En anteriores trabajos expuestos en los respectivos congresos del GEF del 2006 y 2007, se expone de forma extensa y detallada información sobre conceptos relacionados con CTOA, metodología de simulación de crecimiento de grieta y obtención de curvas de resistencia residual de probetas compactas C(T) a partir de la mencionada aplicación informática. El presente artículo presenta los resultados obtenidos al realizar simulaciones de crecimiento de grieta y resistencia residual de paneles rigidizados utilizando la mencionada herramienta informática, para posteriormente correlar estos resultados con datos experimentales obtenidos a partir de diversas publicaciones.

PALABRAS CLAVE: Panel rigidizado, Mecánica de la Fractura, Tolerancia al Daño, CTOA (Crack Tip Opening Angle), simulación estructural.

1. INTRODUCCIÓN

La tolerancia al daño se define como la capacidad de una estructura aeronáutica para mantener su capacidad de transmisión de carga en presencia de daños producidos por fatiga, condiciones ambientales (corrosión por ejemplo), causas accidentales o debidos a las cargas estáticas y/o cíclicas derivadas de su vida en servicio.

La normativa actual exige que todo elemento estructural de una aeronave (a excepción de algunos componentes de los trenes de aterrizaje, a los que se les exige otro tipo de requisitos) debe ser diseñado de forma que sea seguro ante el fallo o “fail safe”. Esta filosofía de diseño exige que cualquier elemento que haya sufrido cualquier tipo de daño de los descritos previamente, debe mantener su capacidad de transmisión de carga asegurando además una lenta propagación del daño, de forma que éste pueda ser detectado mediante inspecciones antes de que ponga en peligro la integridad estructural de la aeronave. Por lo tanto, resulta indispensable conocer el comportamiento de cualquier

componente estructural dañado, concretamente su resistencia residual, para poder así asegurar un correcto diseño.

Tradicionalmente se ha utilizado la teoría de fractura elástico-lineal para el cálculo de resistencia residual, la cual es aplicable a estructuras con nula o reducida plastificación. Sin embargo, debido al pequeño espesor de las estructuras típicamente aeronáuticas (como el revestimiento de ala y fuselaje por ejemplo), los fenómenos de plasticidad que aparecen en ellas son muy importantes, y la teoría elástico-lineal aporta resultados poco precisos y en ocasiones muy conservativos.

Para solventar este problema, se han desarrollado diferentes criterios de fractura elastoplásticos como la integral J ó los criterios CTOD y CTOA. El criterio conocido como CTOA (ángulo de apertura del extremo de grieta), está siendo utilizado en los últimos años por la NASA, y se está empezando a implantar en importantes empresas aeronáuticas Americanas (Boeing, Lockheed Martin).

En este artículo se describe brevemente la herramienta de simulación desarrollada conjuntamente por el INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial) y la empresa aeronáutica AERNNOVA Engineering Solutions Ibérica, que basada en el criterio de fractura CTOA y utilizando como código base MSC/NASTRAN, permite simular de forma automatizada la propagación o crecimiento de grieta para obtener la curva de resistencia residual de estructuras metálicas de pequeño espesor y efectos de plasticidad importantes.

En el artículo se explican los fundamentos del criterio CTOA, se explica el funcionamiento de la herramienta de simulación desarrollada y finalmente se muestran correlaciones entre resultados numéricos y experimentales obtenidos en el análisis de paneles rigidizados.

El trabajo descrito en el presente artículo ha sido realizado en el seno del proyecto de I+D RIGPAN mediante el cual el INTA y AES pretenden desarrollar nuevas técnicas de simulación que permitan abordar los problemas relacionados con el análisis de tolerancia al daño de estructuras aeronáuticas de una manera más eficiente.

1. FUNDAMENTOS DEL CRITERIO CTOA. OBTENCIÓN EXPERIMENTAL DEL CTOA_c

El criterio CTOA (Crack Tip Opening Angle en sus siglas en inglés) se basa en la hipótesis de que cuando un elemento metálico agrietado es sometido a carga estática, el crecimiento de la grieta se produce cuando los bordes de ésta alcanzan un ángulo determinado CTOA crítico (CTOA_c) (ver Figura 1).

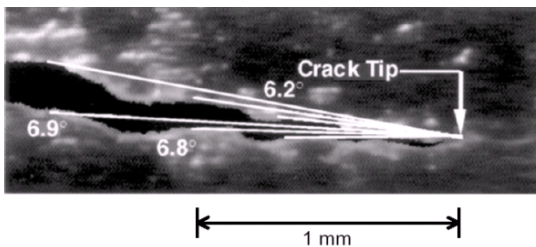


Figura 1: Medición experimental del CTOA [1]

Experimentalmente se ha demostrado [1] que el valor de este ángulo depende únicamente del material (incluyendo tratamientos térmicos) y del espesor. Esta es precisamente la principal ventaja del criterio, ya que su independencia con respecto a la geometría facilita enormemente su utilización.

Los resultados experimentales obtenidos a partir de ensayos de probetas C(T) y M(T), demuestran que el CTOA crítico es constante, a excepción de las fases iniciales del crecimiento de la grieta. Este fenómeno es achacado al estado de deformaciones inducido en el frente de grieta cuando la probeta es sometida a fatiga con el fin de generar la pregrieta [1]. Cuando la grieta

supera la región afectada por este estado de deformaciones, el CTOA crítico toma un valor constante tal y como se puede apreciar en la Figura 2.

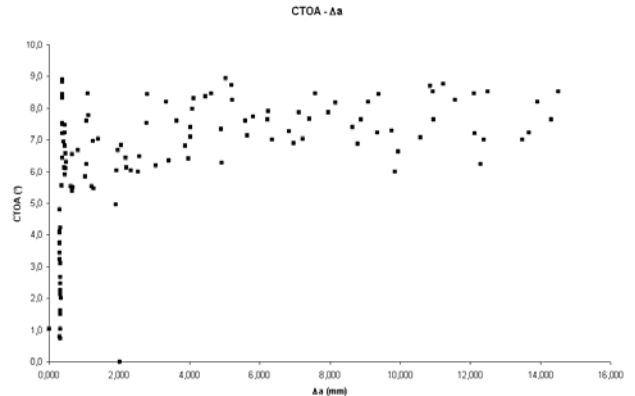


Figura 2: Valores experimentales del CTOA_c para probeta C(T) de 4mm de espesor de Al 7475-T7351 (INTA/AES)

2. DESCRIPCIÓN GENERAL DE LA HERRAMIENTA DE SIMULACIÓN

La herramienta de simulación desarrollada conjuntamente por el INTA y AES, utiliza como código base MSC/NASTRAN [2], el programa de Elementos Finitos de más amplia utilización en la industria aeronáutica. Este programa permite realizar predicciones de resistencia residual y crecimiento de daño en estructuras metálicas dentro del ámbito de la mecánica de fractura elástico lineal, que tal y como se ha justificado anteriormente no da buenos resultados en estructuras de pequeño espesor, lo cual obliga a implementar otro tipo de criterios para simular el crecimiento de grieta en este tipo de estructuras.

Para implementar el criterio CTOA, la simulación del avance o crecimiento de la grieta se realiza mediante la técnica de Nodal Release [3]. Para ello se utilizan modelos de Elementos Finitos (FEM) con un camino de propagación de grieta predefinido. En dicho camino hay nodos duplicados pertenecientes a las mitades superior e inferior de la zona de propagación de grieta del modelo, estando ambos nodos unidos por ligaduras rígidas del tipo Multipunto (MPC). (Ver Figura 4)

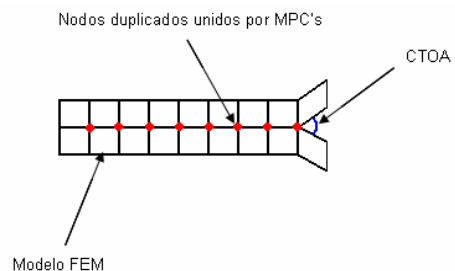


Figura 4: Obtención analítica del CTOA

Una vez lanzado el modelo en NASTRAN, un programa en C++ se encarga de calcular el CTOA en cada subcaso de carga, de forma que cuando se alcanza el CTOA crítico el programa reescribe el archivo de entrada (bdf) borrando la MPC que liga los nodos del frente de grieta, simulando así el avance de ésta. Finalmente, el programa relanza el nuevo archivo bdf, repitiendo el proceso. Conociendo los valores de la carga a los que se suelta cada MPC, podemos obtener la curva de resistencia residual del modelo. Para una descripción mas detallada de la herramienta de simulación existen publicaciones realizadas en el seno de este mismo proyecto de I+D en el que se detalla su funcionamiento [4, 5, 6].

3. HIPÓTESIS GENERALES DEL MODELO MATEMÁTICO

Diversos autores (Seshadri et al, J.C. Newman et al. ó Richard D. Young et al. entre otros [1,7,8]), han realizado trabajos similares al presente, en los que, utilizando diferentes códigos de simulación (STAGS y ZIP3D entre otros) y basándose en el criterio CTOA, obtienen las curvas de resistencia residual de diferentes elementos de pequeño espesor, ya sean probetas M(T) y C(T) o paneles rigidizados.

Como es sabido, cuando un elemento agrietado es sometido a un estado de cargas en modo I, se induce un estado triaxial de esfuerzos en una región próxima al borde de grieta. Este efecto es debido a que el esfuerzo normal al plano de fractura hace que el material del borde de grieta tienda a contraerse en dirección 'z' debido al efecto Von Mises, mientras que el material colindante trata de impedirlo, generándose el mencionado estado triaxial de esfuerzos en el borde de la fisura, el cual induce un estado de esfuerzos de deformación plana en las proximidades del borde de grieta

De acuerdo con esta hipótesis, los autores mencionados definen en los modelos de elementos finitos descritos en sus artículos, una región alrededor de la zona de propagación de la grieta de elementos con estado de deformación plana. Los resultados presentados en este artículo se han obtenido considerando que los elementos estudiados trabajan bajo un estado plano de esfuerzos. Esta consideración es debida a que el estado triaxial de esfuerzos, se desarrolla cuando el elemento agrietado posee un espesor considerable. La ASTM define un criterio para estimar el espesor mínimo necesario para que se desarrolle el mencionado estado de esfuerzos, siendo este:

$$t_{\min} > 2.5 \cdot \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{TY}} \right)^2 \quad (1)$$

Para aleaciones de aluminio, el valor de K_{IC} suele ser del orden de $1200 \text{MPa} \cdot \sqrt{\text{mm}}$, mientras que el límite elástico suele ser del orden de 300 MPa. Para estos valores se obtiene un espesor mínimo de 40mm, es decir, espesores mucho mayores que los utilizados en los elementos que son objeto de estudio en el presente artículo. Por lo tanto, se puede afirmar que el problema es puramente bidimensional lo cual simplifica considerablemente los modelos FEM con el consiguiente ahorro de tiempo de cálculo.

Esta afirmación se ve confirmada al observar el modo de rotura de las probetas que están siendo ensayadas dentro del proyecto RIGPAN. En éstas se aprecia una superficie de rotura que forma un bisel a 45° con respecto al plano perpendicular al de aplicación de la carga (ver Figura 5), siendo este el modo de rotura típico de piezas que sufren una rotura dúctil a consecuencia del estado plano de esfuerzos. Por el contrario, una pieza sometida a un estado plano de deformaciones sufre una rotura frágil debido al estado triaxial de esfuerzos al que está sometido el material en las proximidades del frente de grieta, la cual presenta una superficie de fractura perpendicular a la dirección de aplicación de la carga.



Figura 5: Detalle de la superficie de rotura de probeta C(T) ensayada por INTA/AES

6. DESCRIPCIÓN DE LOS PANELES RIGIDIZADOS

Se han realizado dos modelos de elementos finitos a partir de dos paneles reforzados cuyo estudio, que ha sido realizado y publicado por la NASA, se detalla en la referencia [7]. Se trata de dos paneles integrales de aluminio a los cuales, tras realizarles una pregrieta, fueron sometidos a una carga de tracción cuasiestática obteniendo así las curvas de resistencia residual correspondientes.

El primer espécimen se trata de un panel integral con 5 larguerillos fabricado en aluminio 2024-T351 y ensayado por ALCOA. Tal y como se aprecia en la Figura 6, el panel presenta una pregrieta de 250mm que secciona completamente el larguerillo central. Según se describe en la referencia [7], la grieta progresó a través de los larguerillos adyacentes antes de que el panel fallara. Tal y como se describe más adelante, el gestor de grieta permite simular este fenómeno.

Los datos experimentales disponibles del ensayo de este panel son muy escasos, y únicamente es conocido el valor máximo de la carga residual, siendo ésta de 1200kN [7].

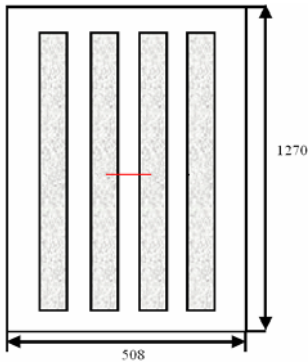


Figura 6: Vista superior del panel ensayado en ALCOA, en la que se detalla la posición de la pregrieta [7]

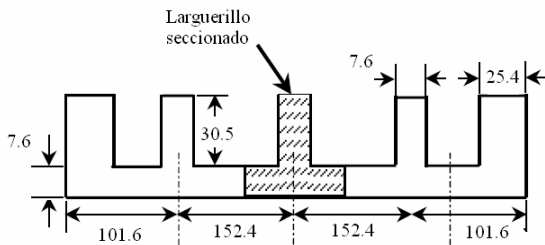


Figura 7: Corte transversal del panel, en el que se aprecia la localización de la grieta y el larguerillo seccionado [7].

El segundo panel estudiado se trata de un panel reforzado con 5 larguerillos en Z fabricado en aluminio 7475-T7351, al que se le realizó una grieta de 150mm en una de las bahías. (Figuras 8y 9)

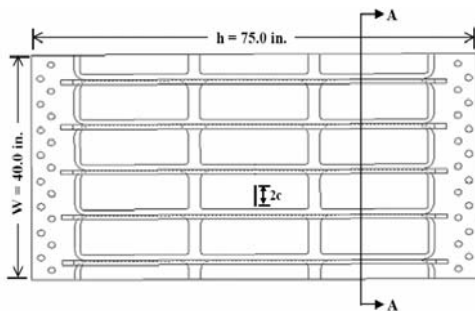


Figura 8: Vista superior del panel ensayado por la NASA, en la que se detalla la posición de la pregrieta [7]



Figura 9: Detalle de las dimensiones y la posición de la grieta [7]

7. MODELO FEM DE LOS PANELES RIGIDIZADOS

Ambos paneles se han modelizado con elementos placa tipo QUAD4, definiendo además una malla más fina en la zona de propagación de la grieta con el fin de obtener resultados mas precisos.

Para definir el material, se han tenido en cuenta los fenómenos de plastificación dominantes en la proximidad del borde de grieta, con lo que con el fin obtener resultados realistas se ha definido un modelo de material elastoplástico y se ha utilizado análisis no lineal. En todos los modelos FEM del presente trabajo, se ha introducido un modelo de material elastoplástico obtenido a partir de las expresiones de Ramberg-Osgood [9] correspondientes a cada aleación.

Cabe destacar, que la situación de la grieta en el panel ensayado por ALCOA hace que el problema sea doblemente simétrico. Esta condición permite simplificar considerablemente el modelo ya que bastará con modelizar únicamente un cuarto del panel (ver Figura 10), lo cual implica un considerable ahorro de tiempo de cálculo

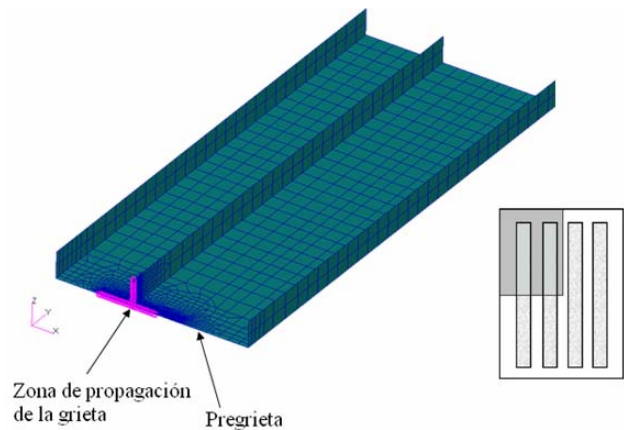


Figura 10: Modelo FEM del panel de ALCOA

Tal y como se ha adelantado, los resultados experimentales demuestran que la grieta se propaga a través de los larguerillos adyacentes antes de que el panel falle. Suponiendo, dada la naturaleza del problema, que la propagación de la grieta es simétrica respecto del plano YZ, nos encontramos que cuando la grieta llega a los larguerillos habrá cuatro frentes de propagación de grieta. Como se ha considerado el problema simétrico respecto a los planos XZ y YZ, en el modelo únicamente habrá dos frentes de propagación, un frente en la chapa y otro en el larguerillo. Para simular este efecto en el modelo de elementos finitos, una vez la grieta ha alcanzado el larguerillo, el programa en C++ calcula independientemente el valor del CTOA en el frente del larguerillo y en el de la chapa, de forma que la grieta avanzará en el frente que alcance antes el CTOA crítico.

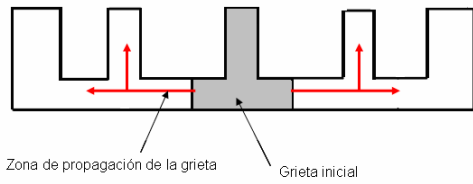


Figura 11: Frentes de propagación de la grieta en el panel de ALCOA

Por el contrario, los datos experimentales del panel ensayado en la NASA demuestran que el panel falla antes de que la grieta llegue a alguno de los dos larguerillos adyacentes, sin embargo, dado que en este caso el problema es simétrico únicamente respecto del plano XZ, se debe simular el avance de la grieta en ambos extremos, para lo cual se ha utilizado el procedimiento descrito anteriormente.

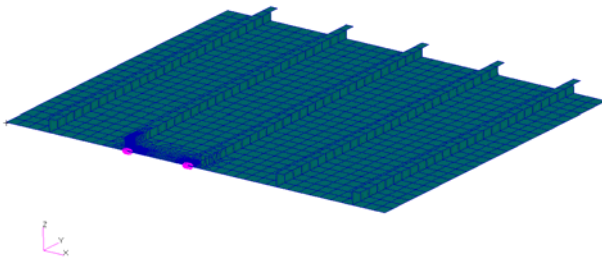


Figura 12: Modelo FEM del panel ensayado por la NASA

Los valores de $CTOAc$ utilizados en cada caso, han sido obtenidos de la referencia [7]. Dado que en ambos paneles la grieta progresa por regiones de espesor constante, el valor del CTOA crítico utilizado en cada uno de los modelos también lo será siendo de $5,1^\circ$ para el panel ensayado por ALCOA y de $6,5^\circ$ para el panel de la NASA.

8. ANÁLISIS Y CORRELACIÓN DE LOS RESULTADOS ANALÍTICOS

Los análisis se han realizado mediante la sol 106 de NASTRAN (análisis no lineal) presentándose diversos problemas de convergencia, lo que ha obligado a realizar un gran número de iteraciones (en todos los modelos se han definido 5 subcasos de carga y se ha fijado un máximo de 80 iteraciones en cada uno de ellos).

Para modelizar la carga introducida por las máquinas de ensayo, se ha aplicado un desplazamiento forzado en uno de los extremos de cada panel. Se ha observado que la solución obtenida depende de la magnitud de este desplazamiento forzado, obteniendo curvas de resistencia residual más altas cuanto mayor es la carga aplicada.

Con el fin de estudiar el efecto del tamaño de la malla en los resultados, se han definido diferentes mallados en

la zona de propagación de la grieta de cada uno de los modelos, comprobando que para elementos menores de 1mm de lado, los problemas de convergencia se acentúan notablemente.

Así mismo se ha observado que, al igual que lo que ocurre con la magnitud de la carga aplicada, el tamaño de la malla también tiene influencia sobre los resultados finales, obteniendo curvas de resistencia residual más altas al utilizar elementos de mayor tamaño.

A continuación se presentan los resultados obtenidos y su comparación con resultados experimentales, así como el tamaño de malla y el valor del desplazamiento forzado aplicado en cada caso.

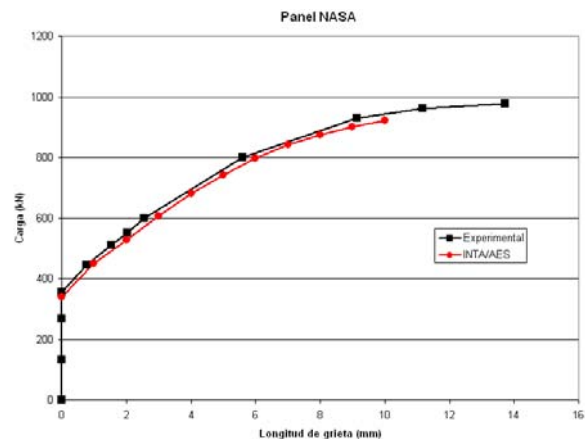


Figura 13: Correlación de resultados obtenidos con el panel de la NASA (0.25mm de desplazamiento aplicado y malla de 1mm de lado)

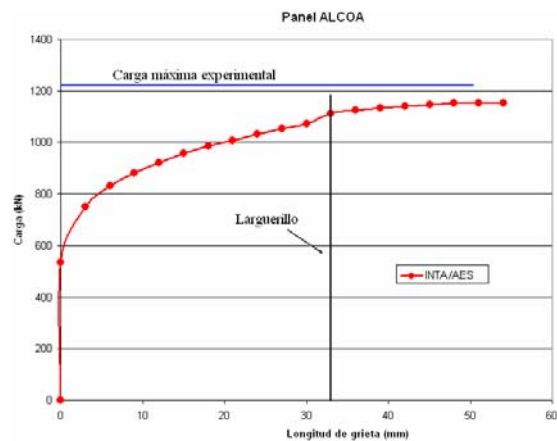


Figura 14: Correlación de resultados obtenidos con el panel de ALCOA (1mm de desplazamiento y malla de 3mm de lado)

Como puede verse en las figuras 13 y 14 se ha obtenido una buena correlación entre los resultados experimentales y analíticos. En el caso del panel de la NASA, se observa que la curva obtenida es prácticamente idéntica a la experimental, mientras que en el caso del panel de ALCOA, se obtiene una curva con un comportamiento coherente, al presentar un aumento de la resistencia residual del mismo al acercarse la grieta al larguerillo.

9. CONCLUSIONES

1. Se ha demostrado que se pueden obtener resultados precisos de cálculo de resistencia residual y de simulación de propagación de grieta empleando el criterio CTOA y utilizando MSC/NASTRAN como código base.
2. La calidad de los resultados obtenidos demuestran que la hipótesis realizada al considerar un estado plano de esfuerzos en la zona de propagación de la grieta es válida, lo cual permite la utilización de modelos bidimensionales en este tipo de análisis, con el considerable ahorro de tiempo de cálculo que esto conlleva.
3. Con el fin de evitar problemas de convergencia, es conveniente que el programa realice un gran número de iteraciones en el proceso de cálculo (en todos los modelos analizados se ha fijado un máximo de 80 iteraciones por cada subcaso de carga).
4. Se ha observado que modelos con una malla excesivamente fina en la zona de propagación de la grieta presentan mayores problemas de convergencia.
5. Así mismo, se ha comprobado que los resultados obtenidos dependen del tamaño de la malla utilizada en la zona de propagación de la grieta y de la magnitud del desplazamiento forzado aplicado.

Para un mismo valor de desplazamiento forzado, se obtienen valores más altos de resistencia residual cuanto más gruesa es la malla en la zona de propagación de la grieta. Del mismo modo, para un mismo tamaño de malla se obtienen valores de resistencia residual mayores cuanto más alto es el desplazamiento forzado aplicado.

Actualmente se está estudiando esta dependencia con el fin de hallar una expresión que permita obtener el desplazamiento forzado a aplicar en función del tamaño de malla definido en el modelo.

10. TRABAJOS FUTUROS

Debido a la escasa o nula documentación existente relativa a los valores del $CTOA_c$ de diferentes aleaciones muy utilizadas en la industria aeronáutica, el INTA, en colaboración con AES Ibérica, está llevando a cabo una campaña de ensayos de probetas C(T) en aleaciones Al 2024-T3 Sheet, Al 7475-T761 Clad Sheet y Al 7475-T7351 Plate.

Además de estos ensayos a nivel probeta, se han fabricado dos paneles reforzados integrales fabricados en Aluminio 7475 para ser ensayados con el fin de

obtener sus curvas de resistencia residual, para posteriormente correlacionarlas con resultados analíticos obtenidos con el gestor de grieta descrito en el presente artículo.

Así mismo, se está estudiando la dependencia de los resultados con respecto al tamaño de malla y el desplazamiento forzado aplicado, con el fin de obtener una expresión que ligue estas dos variables y permita obtener el desplazamiento forzado a aplicar para cada tamaño de malla.

En un futuro también se tiene previsto realizar este tipo de simulaciones a nivel de componente completo y aeronave completa (Full Scale).

REFERENCIAS

- [1] J.C. Newman Jr, M.A. James, U. Zerbst. "A review of the CTOA/CTOD fracture criterion"
- [2] MSC Software Corporation, "MSC NASTRAN 2004 Reference Manual"
- [3] Anderson, T.L. "Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications", CRC Press, 1995.
- [4] F. Martín de la Escalera, E. Mirón, S. Santos, J. Fernández Sáez "Métodos Computacionales Aplicados a la Resistencia Residual de Paneles de Ala o Fuselaje", Anales de Mecánica de Fractura Vol. I (2006), pp 293-303.
- [5] F. Martín de la Escalera, S. Santos, "Obtención de curvas de resistencia residual en probetas $M(T)$ y $C(T)$ mediante criterio de CTOA", Revista Internacional de Métodos Numéricos para el Cálculo y diseño en Ingeniería" Centro Internacional de Métodos Numéricos en Ingeniería, CIMNE" Vol. 23 n°1 (2007).
- [6] Martín de la Escalera, J. García Martínez, F. Longo Gregorio, Á. Salamanca García. "Ensayos de progreso de grieta en probetas de aluminio de espesor delgado, correlación con modelo matemático", XXIV encuentro del Grupo Español de Fractura GEF 2007.
- [7] B. R Seshadri, M. A. James, W. M. Johnston, Jr. , R. D. Young , J.C. Newman, Jr. "Recent developments in the analysis of monolithic structures at NASA Langley"
- [8] D.S Dawicke and J.C. Newman, Jr. "Residual strength predictions for multiple site damage using a three dimensional finite element analysis and CTOA criterion"
- [9] Department of Defence, United States of America. "Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures MIL-HDBK-5H"