

Representatividad del estado singular de tensiones en el fallo de uniones adhesivas metal-composite

A. Barroso, V. Mantic y F. París

Departamento de Mecánica de Medios Continuos, Teoría de Estructuras e Ingeniería del Terreno, Universidad de Sevilla, España.

RESUMEN

En uniones adhesivas a solape entre láminas de material metálico y material compuesto aparecen puntos críticos donde la geometría y las propiedades mecánicas cambian de forma abrupta. Estas "esquinas multimateriales", en las que la Teoría de la Elasticidad Lineal predice tensiones no acotadas, son puntos potencialmente críticos para el inicio del fallo catastrófico de la unión. En este trabajo se ha realizado una completa caracterización del estado tensional asintótico en dichas esquinas para posteriormente analizar, mediante un programa experimental de ensayos, la posible representatividad de los parámetros singulares que definen el estado singular de tensiones en el fallo de la unión. La puesta en común de los resultados experimentales y los de la representación asintótica de tensiones ha mostrado que existe una influencia inequívoca de los parámetros singulares (Factores de Intensificación de Tensiones Generalizados) del estado tensional en el mecanismo de fallo de la unión.

I. INTRODUCCIÓN

La incorporación masiva de los materiales compuestos (mayoritariamente de matriz polimérica y refuerzo unidireccional de fibra larga) en las estructuras aeronáuticas, plantea la necesidad del diseño de las uniones de dichos materiales a las partes primarias (típicamente metálicas) del avión. Eliminado, por motivos obvios, el procedimiento de unión mediante soldadura, básicamente existen dos alternativas para la unión metal composite de chapa fina: la unión remachada y la adhesiva. Es de sobra conocido el mejor comportamiento de las uniones adhesivas, frente a las remachadas, bajo sollicitaciones de fatiga, debido a las mayores superficies para la transferencia de carga y por tanto menores concentraciones de tensión. Aun así, es también de sobra conocido el recelo de los grandes fabricantes de aeronaves para el uso de las uniones adhesivas como método único en uniones de responsabilidad estructural.

Dicho recelo está justificado por un mayor desconocimiento del estado tensional que se genera en estas esquinas con presencia de materiales no isótropos y de los mecanismos de fallo asociados, respecto del que se tiene en las uniones remachadas. Existen multitud de propuestas de modelos de análisis y criterios de fallo para uniones adhesivas, que básicamente se pueden agrupar en tres grandes enfoques: un enfoque basado en tensiones nominales, con propuestas que emplean las fórmulas de Resistencia de Materiales, con referencias clásicas como la de Yolkersen (1938), Goland y Reissner (1944) o Hart-Smith (1974), un segundo enfoque basado en el uso de tensiones locales (singulares) que tienen en cuenta la presencia de las esquinas multimateriales, y proponen, entre otras alternativas, criterios de fallo controlados por valores críticos de

los Factores de Intensificación de Tensiones Generalizados que definen el estado tensional asintótico en estas esquinas, Williams (1952), Malyshev y Salganik (1965), Groth (1988) y Hattori (1991) y Leguillon (2002) entre otros. Por último un tercer grupo, con propuestas de una mayor complejidad que persiguen la caracterización de la progresión del fallo, empleando para ello modelos basados en la Mecánica del Daño (Laschet y Stas, 1992) o simplemente ecuaciones constitutivas para el adhesivo con leyes constitutivas de carácter cohesivo (Gómez y Elices, 2006).

La comprensión de los modelos de análisis, agrupados en el enfoque de tensiones nominales es, en cualquier caso, imprescindible, ya que ilustran, con mayor o menor grado de complejidad, el comportamiento mecánico de dichas uniones. En particular, en este trabajo se ha adoptado un enfoque basado en tensiones locales (singulares) dado que se está más interesado en la iniciación del fallo, que en la progresión del mismo, donde los modelos de daño progresivo, podrían tener un papel más relevante. La estructura del presente estudio presenta en primer lugar (Apartado 2) la caracterización detallada del estado singular de tensiones en el entorno de las esquinas, a continuación (Apartado 3) el ensayo experimental de las uniones, para finalizar (Apartado 4) con un análisis de las dos trayectorias de fallo mayoritariamente encontradas y su relación con el estado tensional predicho por la representación asintótica.

2. CARACTERIZACIÓN DEL ESTADO TENSIONAL EN LAS ESQUINAS

Las esquinas multimateriales que aparecen en una unión a solape doble entre una chapa metálica y un apilado de material compuesto son las que se muestran en la Fig. 1.

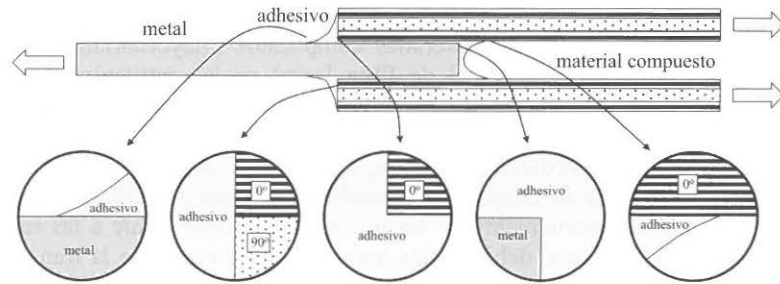


Fig. 1 - Esquinas multimateriales en una unión metal-composite.

El estado tensional en el entorno de estas esquinas, admite en la gran mayoría de los casos (suponiendo separación de variables y singularidades del tipo $O(r^{-\delta})$ siendo $\delta = \lambda - 1$ el orden de singularidad en tensiones) una representación en desarrollo en serie:

$$\sigma_{ij}(r, \theta) = \sum_{k=1}^n \frac{K_k}{(r/L)^{1-\lambda_k}} f_{ijk}(\theta) + \sigma_{ij0}(\theta) \tag{1}$$

$$u_i(r, \theta) = \sum_{k=1}^n K_k (r/L)^{\lambda_k} g_{ik}(\theta) + u_{i0}(r, \theta)$$

en la cual el origen del sistema de coordenadas polar se centra en la propia esquina y los términos con $\delta < 0$ generan tensiones singulares para $r \rightarrow 0+$. En (1), la dependencia de las coordenadas polares (r, θ) está claramente identificada. Las funciones características

$f_{ijk}(\theta)$ y $g_{ik}(\theta)$ junto con los exponentes característicos sólo dependen de la geometría local de la esquina, de las propiedades de los materiales y las condiciones de contorno locales. Los factores de Intensificación de Tensiones Generalizados (K_k) (FITGs en adelante) representan peso de cada término de la serie.

El cálculo de $\lambda_k, f_{ijk}(\theta)$ y $g_{ik}(\theta)$ se ha llevado a cabo utilizando una herramienta analítica desarrollada por lo propios autores (Barroso *et al*, 2003), tomando para las esquinas mostradas en la Fig. 1 los valores que se muestran en la Tabla 1. Las propiedades que da el fabricante para el compuesto carbono-epoxy (AS4/8552) utilizado, son las de un material ortótropo ($E_{11}=141.3$ GPa, $E_{22}=E_{33}=9.58$ GPa, $G_{12}=G_{13}=5.0$ GPa, $G_{23}=3.5$ GPa, $\nu_{12}=\nu_{13}=0.3$, $\nu_{23}=0.32$, $\alpha_1=-1 \cdot 10^{-6}$ °C⁻¹, $\alpha_2=\alpha_3=26 \cdot 10^{-6}$ °C⁻¹) mientras que el adhesivo (isótropo) tiene ($E=3.0$ GPa, $\nu=0.35$) y el aluminio (isótropo) ($E=68.67$ GPa, $\nu=0.33$).

$\lambda_1=0.986914$	$\lambda_1=0.901497$	$\lambda_1=0.763236$	$\lambda_1=0.686272$	$\lambda_1=0.905312$
$\lambda_a=0.994223$	$\lambda_2=1.01447$	$\lambda_a=0.813696$	$\lambda_2=0.696605$	$\lambda_a=0.971021$
$\lambda_2=1.926197$		$\lambda_2=0.889389$	$\lambda_3=0.791014$	$\lambda_2=1.700273$
		$\lambda_3=1.106980$	$\lambda_4=1.152813$	

Tabla 1. Exponentes característicos para las esquinas bajo estudio.

Para cada esquina se han calculado todos los exponentes característicos que originan términos singulares en la representación tensional ($\lambda_k < 1 \Rightarrow \delta < 0$) y el primer término no singular. Se muestran también los modos antiplanos (λ_a) que no serán de utilidad en este estudio, dada la geometría y disposición de cargas actuantes. Los FITGs se han evaluado mediante un Modelo de Elementos de Contorno (MEC) y utilizando un procedimiento de ajuste por mínimos cuadrados desarrollado por los propios autores (Barroso *et al*, 2004). Por simetría, sólo se modela la mitad de la unión a doble solape, estando el extremo derecho empotrado y el extremo izquierdo con una tracción uniforme de 125 MPa. Se han analizado dos configuraciones con distinta secuencia de laminado en el adherente de material compuesto: una unión con un laminado unidireccional $[0]_8$ y otra con un laminado *cross-ply* $[0_2/90_2]_s$ (ver Fig. 2).

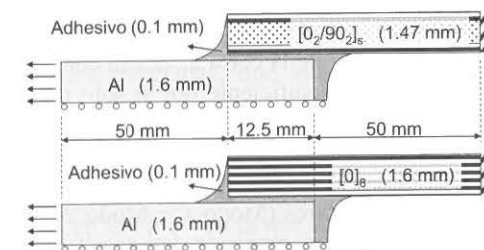


Fig. 2 - Esquinas multimateriales en una unión metal-composite.

De la herramienta de ajuste (Barroso *et al*, 2004) se obtienen los valores para los FITGs que se muestran en la Tabla 2. Las dimensiones de los FITGs han sido normalizadas según Pageau *et al* (1996) y dependen del valor del exponente característico (λ_k) asociado, siendo dichas unidades (MPa·mm ^{δ}).


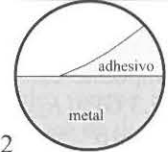

	1 	2 	3 
Al / [0] _s	$K_1 = -0.00275036$ $K_2 = 0.0273839$ $K_3 = -0.0114328$	$K_1 = 0.000723935$ $K_2 = 0.000313232$	
Al / [0 ₂ /90 ₂] _s	$K_1 = -0.00253126$ $K_2 = 0.0225756$ $K_3 = -0.0100326$	$K_1 = 0.00088457$ $K_2 = 0.00017434$	$K_1 = 0.00357711$ $K_2 = 0.00188352$

Tabla 2. Factores de Intensificación de Tensiones para las esquinas bajo estudio.

La representación asintótica de tensiones considerada (con los dos términos singulares y el primer término no singular) ha demostrado ser lo suficientemente preciso, tal y como se muestra en la Fig. 3, donde se comparan (para la esquina 1 y a una distancia del vértice de $r=0.0017$ mm) las tensiones circunferenciales entre los resultados numéricos (los círculos) y la representación asintótica con 1, 2 y 3 términos del desarrollo.

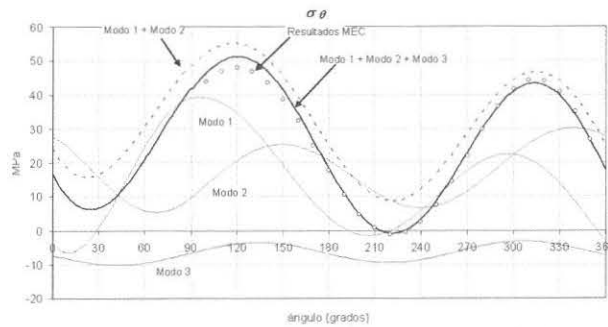


Fig. 3 - Comparación de $\sigma_{\theta\theta}$ entre la representación asintótica y numérica.

De la Fig. 3 se observa que, a pesar de la corta distancia considerada ($r=0.0017$ mm) el modo más singular (Modo 1) no es suficiente por sí solo para representar de manera fiable la solución numérica obtenida en los puntos internos del MEC. Se han realizado comparaciones a distancias mayores (que 0.0017 mm) donde los resultados obtenidos son representativos de la heterogeneidad del material compuesto. La contribución conjunta de los dos términos singulares (Modo 1 + Modo 2) tampoco demuestra tener capacidad suficiente para ajustar con precisión los resultados del modelo numérico. Sólo cuando se incorpora en la representación asintótica el primer modo no singular (Modo 1 + Modo 2 + Modo 3), se obtiene un ajuste razonable a la solución numérica.

Aunque no se muestra, por razones de espacio y brevedad, el ajuste de la representación asintótica a la numérica en el resto de las esquinas es también excelente cuando además de los modos singulares, se incorpora el primer término no singular.

3. ENSAYOS SOBRE LAS UNIONES ADHESIVAS

Las dos configuraciones esquematizadas en la Fig. 2 se encolaron en una prensa de platos calientes con un adhesivo en lámina (FM-73M.06 de CYTEC) siguiendo el ciclo de curado recomendado por el fabricante. Las planchas metálicas y de material compuesto encoladas, se mecanizaron utilizando una sierra de cinta vertical para el aluminio y un disco de diamante refrigerado por agua para el carbono, realizando por último un pulido de las caras laterales para obtener las dimensiones finales y eliminar por tracción en una máquina universal de ensayos (Fig. 4), siguiendo las indicaciones de la norma de referencia ASTM D2538 de cortadura doble.



Fig. 4 - Ensayo de las muestras mediante cortadura a tracción.

De los ensayos de carga estática se obtuvieron los valores de la tensión tangencial aparente a cortadura obtenida dividiendo la carga en el instante del fallo por el área de solape de la muestra: $\tau(\text{MPa}) = F(N) / A_{\text{solape}}(\text{mm}^2)$. Se realizaron también ensayos a carga parcial sobre muestras que fueron posteriormente pulidas metalográficamente e inspeccionadas al microscopio para ver si, en el entorno de la esquina, se identificaba una evidencia de daño previo al fallo catastrófico.

4. ANÁLISIS DEL FALLO EN LAS ESQUINAS MULTIMATERIALES

De los múltiples ensayos realizados se han identificado, básicamente, dos topologías en la trayectoria de fallo de la unión, cada una de ellas asociada mayoritariamente a cada una de las configuraciones ensayadas, que van a ser analizadas en detalle en los subapartados siguientes.

4.1 Fallo en la configuración Al-[0]_s

La trayectoria de fallo más comúnmente observada en las probetas de esta configuración se muestra en la Fig. 5 en la que se aprecia como el fallo discurre desde la esquina hacia el interior del rebose de adhesivo con un ángulo aproximado de 32° desde la intercara vertical con el extremo del laminado de carbono. De la inspección de

la trayectoria de fallo, y sin entrar por el momento en un análisis más detallado de los mecanismos de fallo que se pueden activar en la esquina multimaterial, por la presencia de tres modos de deformación distintos, parece razonable analizar (ver Fig. 5) el fallo mediante el criterio de la máxima tensión circunferencial.

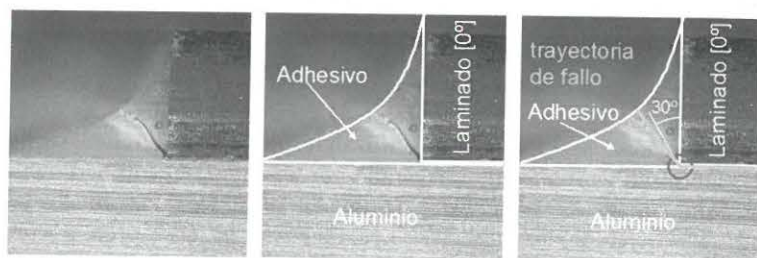


Fig. 5 - Trayectoria de fallo típica encontrada en la configuración Al-[0]8.

A la vista de la Fig. 3, la consideración exclusiva del primer modo singular conduciría a una predicción de la trayectoria de fallo alrededor de los 97° (7° medidos desde la vertical), la consideración conjunta de los dos primeros modos singulares llevaría a estimar el ángulo de fallo sobre los 118° y sólo la incorporación del primer modo no singular, que “caza” la solución numérica con mayor precisión, predice un ángulo de fallo en el entorno de los 120° (30° medidos desde la vertical), que presenta un excelente ajuste con la evidencia experimental.

4.2 Fallo en la configuración Al-[02/902]s

La configuración Al-[02/902]s tras su ensayo e inspección muestra, además de la trayectoria de fallo observada en el caso anterior, algunos casos con trayectorias de fallo como la mostrada en la Fig. 6, en la cual la grieta discurre por el extremo de las láminas de 0° inferiores, para desviarse, con un ángulo de 45° medidos desde la vertical, al interior del rebose del adhesivo una vez alcanzada la esquina de trimaterial que definen las dos láminas de distinta orientación en contacto con el rebose de adhesivo.

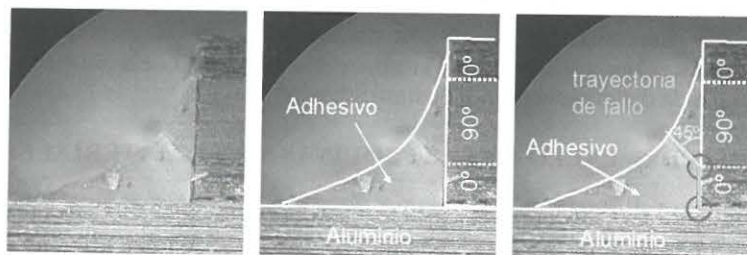


Fig. 6 - Trayectoria de fallo típica encontrada en la configuración Al-[02/902]s.

Esta unión presenta, en relación con la configuración anteriormente analizada, la presencia adicional de la esquina trimaterial. El estado tensional en el entorno de la esquina bimaterial carbono-adhesivo (Esquina 1, Tabla 3), es muy similar al analizado en la Fig. 3 dado que sólo cambian ligeramente los valores de los FITGs por la presencia de la lámina de 90° (ver valores en la Tabla 3). Los valores tensionales para

$\sigma_{\theta\theta}$ en el entorno de la esquina trimaterial (Fig. 7) son bastante inferiores a los encontrados en el caso anterior, lo cual justifica que el origen del fallo no se encuentre en esta esquina.

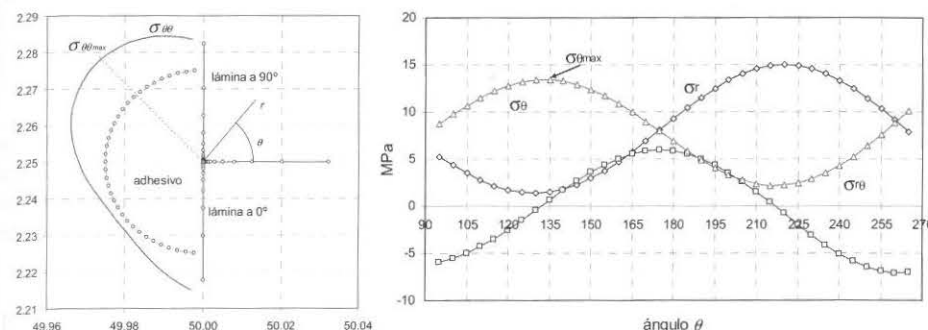


Fig. 7 - Estado tensional en el entorno de la esquina trimaterial.

Si bien, según la evolución de las tensiones circunferenciales alrededor de esta esquina muestra un valor máximo en el entorno de los 30°, los valores tensionales en la intercara vertical ($\sigma_{\theta\theta}$ a 90° en la Fig. 3) no son muy inferiores. La trayectoria del fallo por el interior del adhesivo o por la intercara vertical, vendrá pues definida por los valores relativos de las resistencias para uno u otra trayectoria.

Dado que se han observado trayectorias de ambas características (discurriendo por la intercara y por el interior del adhesivo) y ya se ha analizado la trayectoria de fallo por el interior del adhesivo, se ha analizado la posible progresión del fallo con una trayectoria inicial por la intercara. Una vez que el fallo discurre inicialmente por esta intercara, cuando la grieta llega a la esquina trimaterial, el estado tensional varía respecto del mostrado en la Fig. 7, por la presencia de la grieta, siendo el estado tensional el que se muestra en la Fig. 8.

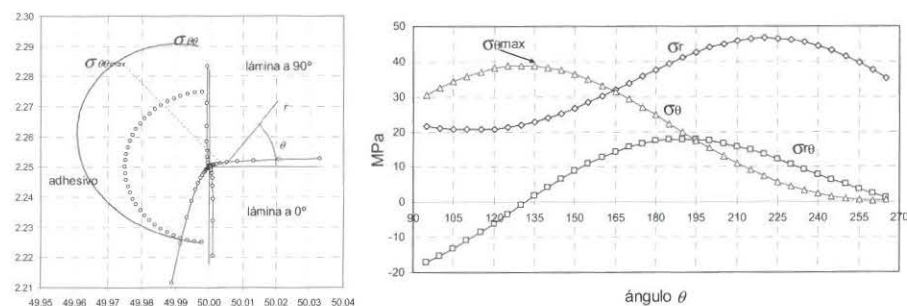


Fig. 8 - Estado tensional en el entorno de la esquina trimaterial fisurada.

En la Fig. 8 se observa un aumento del nivel tensional, que se acerca a los valores típicos encontrados en la Fig. 3 para que la grieta progrese por el interior del adhesivo. Además al alcanzar la grieta este punto, la resistencia/tenacidad para la progresión del fallo varía al variar la orientación de las láminas del compuesto (de 0° a 90°), de manera

que en el caso de que los valores relativos de resistencia para progresar por el interior del adhesivo ahora sean más favorables que para que la grieta progrese por la intercara, y siguiendo el criterio de la máxima tensión circunferencial, la trayectoria de fallo discurriría aproximadamente a 45° medidos desde la vertical (ver Fig. 8) lo cual coincide de forma más que precisa con las observaciones experimentales.

5. CONCLUSIONES

En el presente trabajo se ha realizado una caracterización de los estados tensionales asintóticos en el entorno de las esquinas multimateriales que típicamente aparecen en las uniones adhesiva entre metales y composites mediante una representación multimodal en un desarrollo en serie que queda dependiente de los Factores de Intensificación de Tensiones Generalizados.

Para analizar la posible representatividad que dicho estado tensional singular tiene en el fallo de la unión se han ensayado varias configuraciones de uniones a doble solape y se ha realizado un análisis de las trayectorias de fallo observadas con las predichas por la representación tensional realizada. Empleando el criterio de la máxima tensión circunferencial se ha observado con claridad en las dos configuraciones analizadas, como dicho estado tensional influye de manera significativa en el mecanismo de fallo de la unión.

AGRADECIMIENTOS

Este trabajo ha sido financiado por los proyectos TRA2005-06764 y TRA2006 08077 del Ministerio de Educación y Ciencia y los proyectos de excelencia TEP-1207 y TEP-02045 de la Junta de Andalucía.

REFERENCIAS

- BARROSO, A., MANTIČ, V. y PARÍS, F. (2003) Singularity analysis of anisotropic multimaterial corners, *International Journal of Fracture* 119, pp: 1-23.
- BARROSO, A., MANTIČ, V. y PARÍS, F. (2004) Evaluation of generalized stress intensity factors in anisotropic elastic multimaterial corners, *ECCM-11*, CD (N° A032)
- GOLAND, M. y REISSNER, E. (1944) The stresses in cemented joints, *Journal of Applied Mechanics* 11, A17-A27.
- GÓMEZ, F. J. y ELICES, M. (2006) Fracture loads for ceramic samples with rounded notches, *Engineering Fracture Mechanics* 73, pp: 880-894.
- GROTH, H. L. (1988) Stress singularities and fracture at interface corners in bonded joints, *International Journal of Adhesion and Adhesives* 8, No. 2, pp: 107-113.
- HART-SMITH, L. J., (1974) Analysis and design of advanced composite bonded joints, *NASA CR-2218*.
- HATTORI, T. (1991) A stress-singularity-parameter approach for evaluating the adhesive strength of single lap joints, *JSME Int. J. Series I, Vol. 34, No. 3*, pp: 326-331.
- LASCHET, G. y STAS, A. (1992) Finite element failure prediction of adhesive joints using a simple damage model, *Report SA-158, University de Liege, Belgique*.
- LEGUILLON, D. (2002) Strength or toughness? A criterion for crack onset at a notch, *European Journal of Mechanics A/Solids* 21, pp: 61-72.
- MALYSHEV, B. M. y SALGANIK, R. L. (1965) The strength of adhesive joints using the theory of cracks, *International Journal of Fracture* 1, pp: 114-128.
- PAGEAU, S. P., GADI, K. S., BIGGERS, Jr., S. B. y JOSEPH, P. F. (1996) Standardized complex and logarithmic eigensolutions for n-material wedges and junctions, *International Journal of Fracture* 77, pp: 51-76.
- VOLKERSEN, O. (1938). Die Niekraftverteilung in Zugbeanspruchten mit Konstanten Laschenquersritten, *Luftfahrtforschung* 15, pp: 41-47.
- WILLIAMS, M. L. (1952) Stress singularities resulting from various boundary conditions in angular corners of plates in extension, *J. Appl. Mech.* 19, pp: 526-528.