



Artículo de investigación

Diseño de un sistema de absorción de energía para el aterrizaje de módulos de exploración espacial

Design of an energy absorption system for the landing of space exploration modules



Quirino Estrada-Barbosa¹ , Eladio Martínez-Rayón² , Elva Lilia Reynoso-Jardón¹ , Jesús Silva Aceves¹ , Manuel de Jesús Nandayapa-Alfaro¹ , Lara C. Wiebe¹ , Francisco Javier Enríquez-Aguilera¹ 

¹Instituto de Ingeniería y Tecnología, Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, Ciudad Juárez, Chihuahua, México

²Centro Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico CENIDET/TecNM, Interior Internado Palmira S/N, Col. Palmira, C.P. 62490, Cuernavaca, Morelos, México

Autor de correspondencia: Quirino Estrada, Instituto de Ingeniería y Tecnología, Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, Ciudad Juárez, Chihuahua, México. E-mail: quirino.estrada@uacj.mx. ORCID: 0000-0003-0623-3780.

Recibido: 01 de Febrero del 2023

Aceptado: 11 de Abril del 2024

Publicado: 15 de Abril del 2024

Resumen. – Actualmente la exploración espacial está convirtiéndose en una actividad cada vez más importante desde que permiten aumentar el conocimiento en cuanto a la formación de planetas, actividades económicas (minería espacial) así como un mejor entendimiento de fenómenos geológicos y biológicos que permitan en el futuro la creación de hábitats humanos fuera del planeta Tierra. En este sentido, uno de los principales problemas de la exploración espacial está asociado al aterrizaje seguro de las sondas espaciales. A partir de lo anterior el presente artículo propone el diseño de un sistema de absorción de energía del tipo pasivo basado en deformación plástica de perfiles estructurales de aluminio. Para tal propósito se diseñaron y evaluaron individualmente perfiles estructurales con diversas formas geométricas utilizando el software de elementos finitos Abaqus. La evaluación numérica se realizó a través de ensayos de compresión en conjunto con el cálculo de los principales parámetros de resistencia al impacto. Los resultados mostraron un mejor desempeño del perfil CH-C el cual obtuvo la mejor eficiencia de fuerza de aplastamiento (CFE) igual a 0.83. A partir de lo anterior se implementó en un modelo discreto de un módulo de aterrizaje.

Palabras clave: Estructura de pared delgada; Exploración espacial; Método de elemento finito; Sistema de absorción de energía.

Abstract. – Currently, space exploration is becoming an increasingly important activity since it allows increased knowledge regarding the formation of planets, economic activities (space mining) as well as a better understanding of geological and biological phenomena that allow the creation of space in the future of human habitats outside planet Earth. In this sense, one of the main problems of space exploration is associated with the safe landing of space probes. Based on the above, this article proposes the design of a passive type of energy absorption system based on plastic deformation of aluminum structural profiles. For this purpose, structural profiles with various geometric shapes were individually designed and evaluated using the Abaqus finite element software. The numerical evaluation was carried out through compression tests in conjunction with the calculation of the main impact resistance parameters. The results showed a better performance of the HSC-1 profile which obtained the best crushing force efficiency (CH-C) equal to 0.83. From the above, it was implemented in a discrete model of a generic space lander.

Keywords: Thin wall structure; Space exploration; Finite element method; Energy absorption system.



1. Introducción

Actualmente la exploración espacial es una actividad primordial dentro de la comunidad científica y gobiernos alrededor del mundo, especialmente por la explotación de recursos y para la obtención de conocimiento que ayude a una mejor conservación del planeta ante problemas climáticos y manejo sustentable de energía renovables [1-5]. Las agencias espaciales gubernamentales y privadas desde la década de los 60's han diseñado y puesto en órbita misiones tripuladas y no tripuladas (Misiones Apollo, Voyager, Vikings, Mars Pathfindert, Sputnik 24, Tianwen-1) con diferentes destinos en el sistema solar. Si bien ya existe complejidad durante el lanzamiento y puesta en órbita de una misión espacial, uno de los principales retos se encuentra durante el proceso de acercamiento, descenso y aterrizaje [6-10].

Este punto es crítico dado que, de no activarse los sistemas de desaceleración de las sondas durante la etapa de ingreso (descenso), la velocidad de entrada puede ser mayor, provocando el impacto de la misma y consecuentemente la pérdida de millones de dólares, así como de tiempo de planeación. Además, se han diseñado diferentes sistemas de seguridad y descenso para sondas espaciales tales como sistemas de bolsas de aire y paracaídas utilizados en la nave Mars Pathfinder, grúas aéreas como la utilizada para el descenso del robot Curiosity, y finalmente sistemas de propulsión a chorro los cuales fueron aplicados durante el descenso de la nave InSight [11-15]. En la mayor parte de los casos los sistemas han funcionado correctamente [11].

Sin embargo, ha habido excepciones tales como el caso de la sonda soviética Luna en la década de los 70's. Por lo que es necesario contar con mecanismo de absorción de energía del tipo pasivo los cuales no requieren suministro de energía alguno para su activación. A partir de lo anterior diversas investigaciones teóricas [16-

19], experimentales [20-23] y numéricas [27] han centrado su atención en el diseño estructural de los módulos de aterrizaje o sistemas de absorción de energía. De acuerdo con Dou et al. [28] diseñaron la almohadilla de la pata de aterrizaje para un módulo de aterrizaje de exploración del espacio profundo. El sistema se basó en una estructura tipo panal de abeja también denominada honeycomb fabricada con materiales con capacidad de memoria de forma. Por tanto, al ser deformados permiten su restitución. Al final del estudio determinaron una absorción de energía igual 362 J/kg y un valor de eficiencia a la fuerza de aplastamiento de 63%. Por su parte Li et al. [29] llevaron a cabo un estudio para optimizar el diseño a la resistencia al impacto de una estructura metálica tipo honeycomb utilizada en el módulo de aterrizaje lunar.

En el estudio se diseñaron paneles honeycomb de forma hexagonal con variación de tamaño y espesor. El proceso de optimización se realizó a través del método de superficie de respuesta (RSM) considerando la absorción de energía específica (SEA). Entre los principales hallazgos, determinaron que, al aumentar el espesor de los paneles, el valor de la fuerza pico (P_{max}) así como el valor de SEA incrementan. El mismo comportamiento fue observado a medida que la longitud de la celda del hexágono disminuía. En otro estudio, Zhou et al. [30] realizaron un análisis numérico y experimental para mejorar las capacidades de absorción de energía de un absorbedor de impacto utilizado en un módulo de aterrizaje móvil. Para tal objetivo desarrollaron una aproximación computacional de optimización basada en la absorción de energía y parámetros geométricos.

Los resultados obtenidos y su comparación experimental demostraron la efectividad de la aproximación numérica de optimización sentando las bases teóricas y metodológicas para



el estudio futuro del módulo de aterrizaje. Finalmente, tal y como se ha descrito en el estado del arte, el tópico de estudio del presente artículo es relevante y actual. De igual forma tal y como se puede observar existen áreas de oportunidad en el diseño de los sistemas de absorción de energía para módulos de aterrizaje. Por tanto, el presente artículo propone el diseño de cuatro estructuras tipo panal de abeja con diversos patrones geométricos fabricadas con aluminio AA6061. Las estructuras se evaluaron numéricamente utilizando el software de elementos finitos Abaqus a través de ensayos de compresión. El análisis se enfocó a determinar las capacidades de absorción de energía y resistencia al impacto. Finalmente, con los hallazgos encontrados se propone una aplicación como almohadilla de aterrizaje de un módulo de exploración espacial genérico.

2. Indicadores de resistencia al impacto

La resistencia al impacto, así como las características de absorción de energía de las estructuras de pared delgada se pueden obtener a través del estudio de la curva fuerza vs desplazamiento de un ensayo de compresión, en conjunto con el cálculo de parámetros dimensionales y adimensionales de resistencia al impacto (ver Figura 1). Los indicadores más trascendentales se describen a continuación, así como sus expresiones matemáticas [31-32]. Carga pico (P_{max}), se refiere a la máxima fuerza alcanzada al inicio del proceso de compresión y se obtiene directamente de la curva fuerza vs deformación.

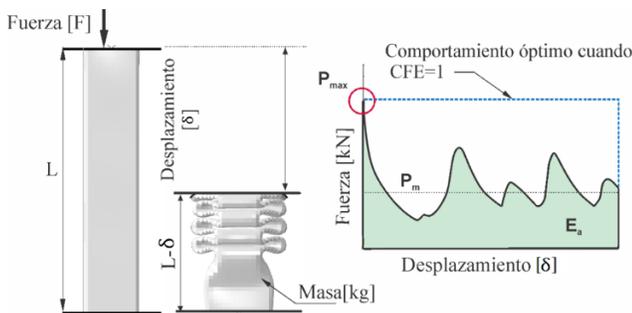


Figura 1. Indicadores de impacto y absorción de energía.

La fuerza de aplastamiento promedio (P_m) es la fuerza necesaria para la formación de los pliegues plásticos a lo largo del proceso de compresión.

$$P_m = \frac{E_a}{\delta} \quad \text{Ec. 1}$$

La absorción de energía por deformación plástica (E_a) es el trabajo realizado por la fuerza de aplastamiento (F) a lo largo del desplazamiento (δ) y se calcula mediante la integración del área bajo la curva.

$$E_a = \int_0^{\delta} F \cdot d\delta \quad \text{Ec. 2}$$

Otro parámetro importante es la absorción de energía específica (SEA, por sus siglas en inglés) la cual define la cantidad de E_a absorbida por unidad de masa (m).

$$SEA = \frac{E_a}{m} \quad \text{Ec. 3}$$

Un parámetro adimensional es la eficiencia de la fuerza de aplastamiento (CFE, por sus siglas en inglés). En este caso un valor cercano a 1 representa un comportamiento óptimo [33].

$$CFE = \frac{P_m}{P_{max}} \quad \text{Ec. 4}$$

Finalmente, en la Figura 1 se presenta la interpretación gráfica de cada uno de los parámetros descritos.

3. Métodos

3.1 Modelo numérico y validación experimental a través de un ensayo a compresión

El presente artículo se basa en un análisis numérico, siendo necesario una validación experimental para garantizar la confiabilidad de



los resultados computacionales. Por tanto, se desarrolló un modelo discreto utilizando el software de elementos finitos Abaqus de un perfil hexagonal fabricado con aluminio AA6061 sujeto a un ensayo de compresión cuasi-estático de 0.5 mm/min (Ver Figura 2). La utilización de este tipo de material encuentra sustento dada la excelente relación de resistencia y peso de las aleaciones de aluminio lo cual ha contribuido ampliamente a su empleo en el sector aeronáutico y espacial. El perfil se modeló con elementos deformables tipo Shell S4R con propiedades

elastoplásticas caracterizadas por un módulo de elasticidad de 68 GPa, un coeficiente de Poisson (ν) de 0.33, un esfuerzo de fluencia (S_y) de 71 MPa y una densidad de 2700 kg/m³ [34]. La compresión del perfil se realizó con placas rígidas (R3D4). La validación experimental se obtuvo con datos proporcionados de la literatura [34]. Finalmente, a partir de un análisis de convergencia de malla considerando la curva fuerza vs desplazamiento se determinó un tamaño de elemento de 2.5 mm.

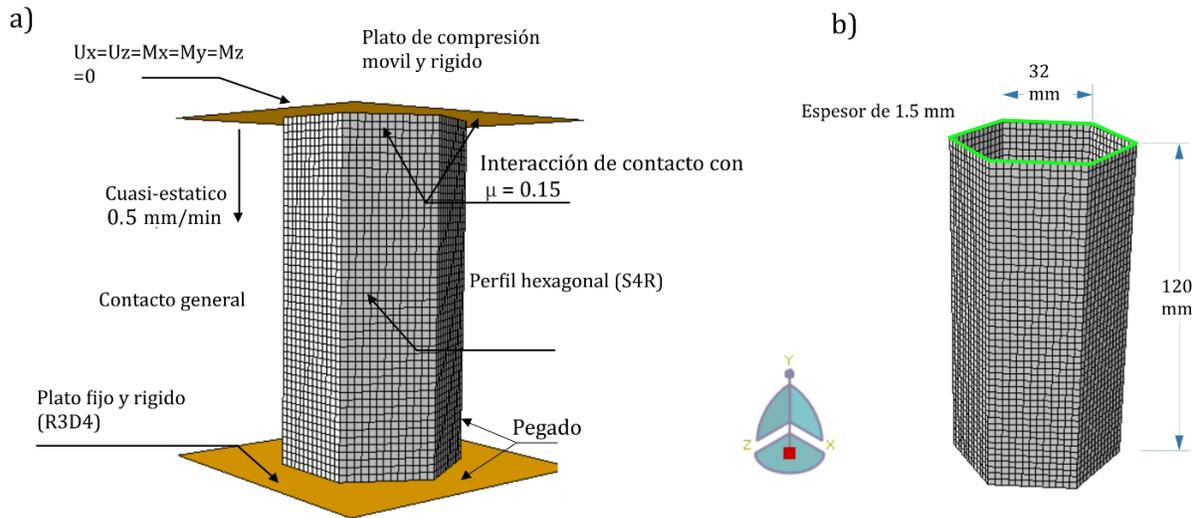


Figura 2. Modelo discreto de un ensayo a compresión de un perfil hexagonal de aluminio AA6061.

En la Figura 3 se presenta la comparación de resultados tanto numéricos como experimentales. La Figura 3a muestra el comportamiento mecánico de la estructura al ser comprimida, se puede apreciar una aceptable correlación entre ambos modelos desde que al cuantificar parámetros como P_{max} y E_a , se obtuvieron diferencias cercanas al 0.5% y 3% respectivamente. Al inicio del ensayo de compresión se alcanza un valor de P_{max} cercano a 21 kN, posteriormente se inicia la formación de pliegues plásticos lo cual genera la oscilación de

la fuerza de compresión. Por su parte el estado de deformación para ambos casos se muestra en la Figura 3b. A partir de los resultados y considerando que se obtuvieron diferencias menores al 5%, el modelo numérico se ha validado tanto cualitativamente como cuantitativamente. Por tanto, es posible continuar con el análisis numérico de las estructuras tipo honeycomb para su aplicación en sistemas de absorción de energía para un módulo de aterrizaje de exploración espacial.

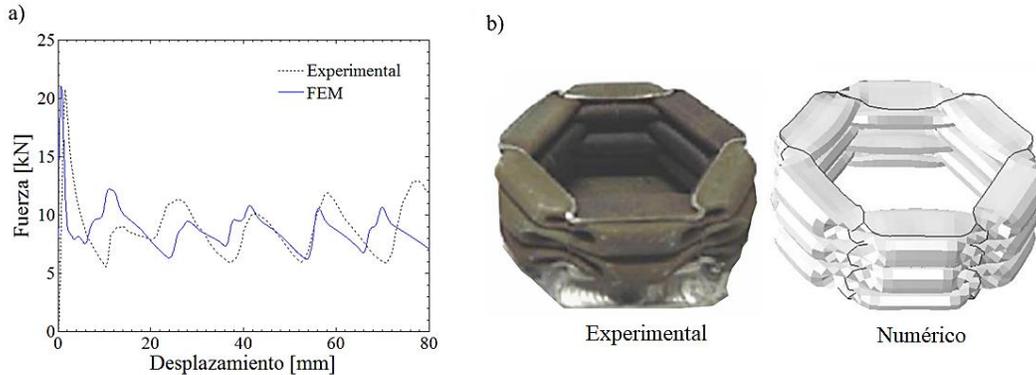


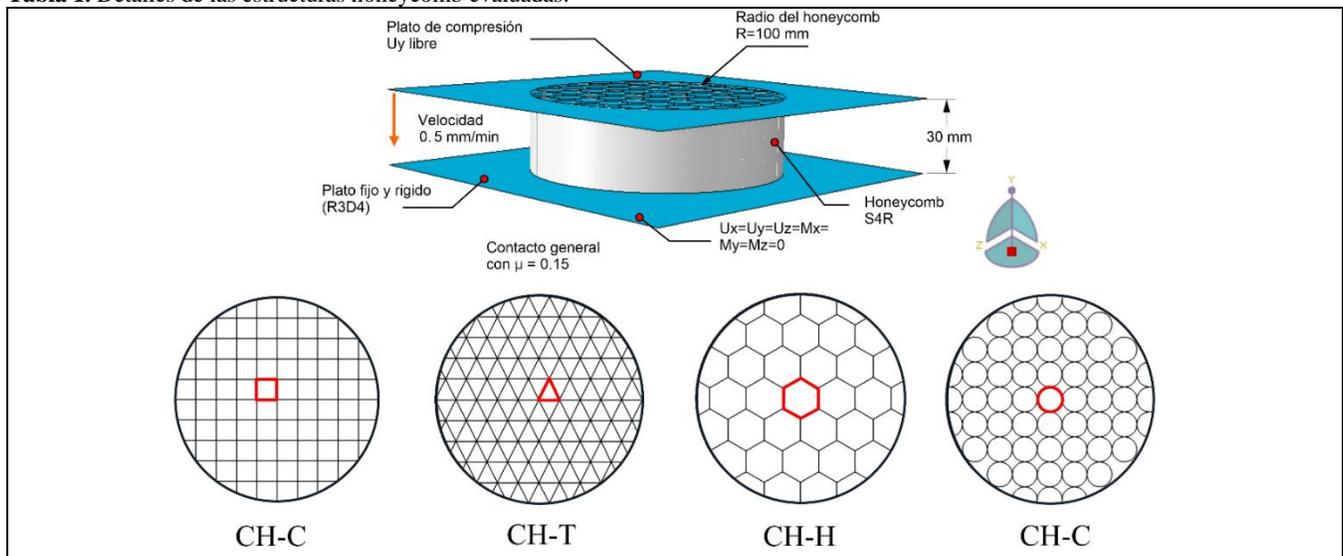
Figura 3. Comparación de resultados de la validación del modelo discreto, donde a) curva esfuerzo desplazamiento, b) estado de deformación, caso experimental [34].

3.2 Análisis numérico de estructuras honeycomb

El presente artículo explora el diseño y evaluación de perfiles estructurales tipo panel de abeja (honeycomb) para su implementación como sistemas de absorción de energía del tipo pasivo en una almohadilla de la pata o soporte de un módulo de aterrizaje. Por lo que se proponen cuatro diseños de estructuras honeycomb con

formas poligonales y circulares. En todos los casos las estructuras fueron modeladas con propiedades elastoplásticas del aluminio AA6061, así mismo se utilizaron las mismas técnicas numéricas descritas en la sección I. La evaluación se realizó a través de un análisis cuasi-estático de compresión con una velocidad de 0.5 mm/min. Detalles de las estructuras evaluadas se presentan a continuación (ver Tabla 1).

Tabla 1. Detalles de las estructuras honeycomb evaluadas.



Condigo del espécimen	Base geométrica	Espesor (t) mm	Lado de la celda/radio mm	Masa (m) kg
CH-S	Cuadrada	1	10	0.148
CH-T	Triangular	0.645	8	0.148
CH-H	Hexagonal	1.550	10	0.148
CH-C	Circular	0.815	10	0.148



4. Resultados y discusión

Una vez completadas las simulaciones computacionales de los ensayos de las estructuras honeycomb se obtuvieron las curvas fuerza vs desplazamiento (ver Figura 4). Las curvas presentadas en la Figura 4, son congruentes en términos cualitativos con curvas presentadas en la literatura [35-36], desde que presentan las fases características del colapso de las estructuras celulares tales como, deformación elástica al inicio del ensayo, fase de colapso progresivo (denominada también zona plateau o de meseta) donde las paredes celulares se deforman absorbiendo en esta forma energía, y la fase de densificación en donde las paredes

celulares se encuentran una a otra, sin espacio para deformarse por lo cual se tiene un incremento de la fuerza de aplastamiento. Para las curvas de la Figura 4 en todos los casos se obtuvo un incremento de la fuerza de aplastamiento en los primeros instantes del ensayo cercano a 150 kN. Posteriormente se inicia la deformación plástica de las estructuras lo que generó la estabilización (Plateau) de la fuerza de aplastamiento. Posteriormente se observa un incremento de la fuerza de aplastamiento en un 20% en la parte final del ensayo (14 mm) lo cual indica un comportamiento de densificación de las estructuras.

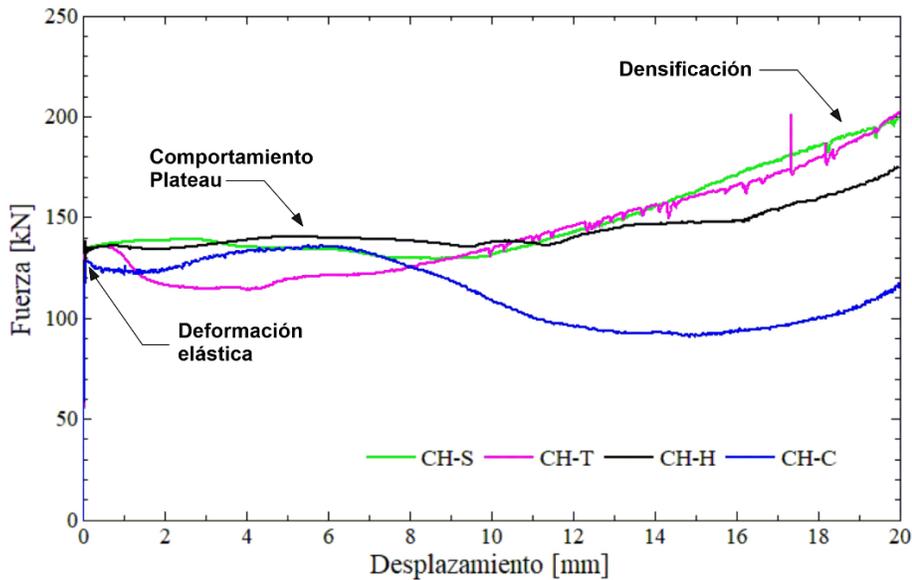


Figura 4. Curvas fuerza de aplastamiento vs desplazamiento para las estructuras honeycomb.

Respecto a la energía absorbida (E_a) se obtiene a través del proceso de deformación plástica de las mismas. Al utilizar un método de integración como la regla del trapecio se calculó el área bajo la curva de la Figura 4, el resultado obtenido se presenta en la Figura 5 en donde la máxima E_a

igual a 2.97 kJ se obtuvo para la estructura con patrón cuadrangular (CH-S) mientras que el valor mínimo fue para la estructura circular con 2.25 kJ. Valores intermedios de 2.84 y 2.87 kJ se obtuvieron para las estructuras CH-T y CH-H respectivamente.

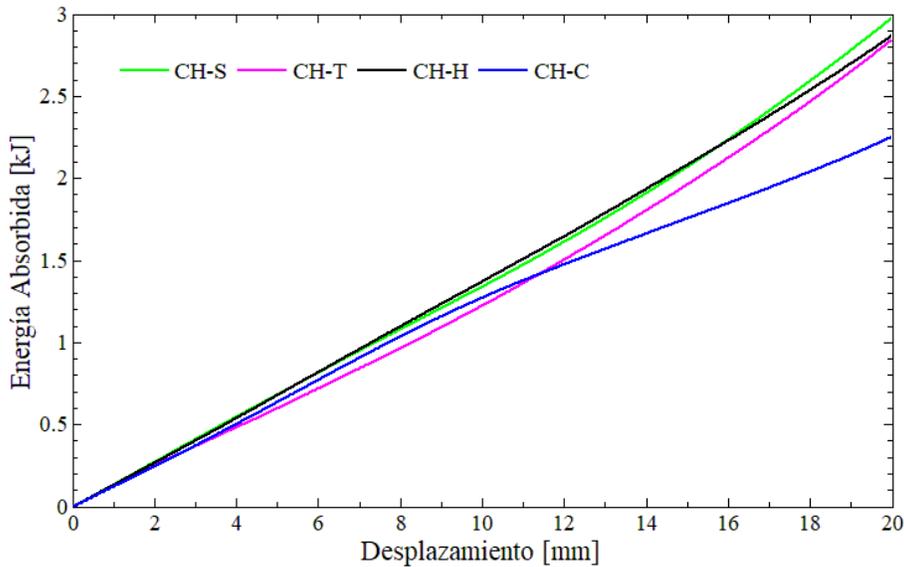


Figura 5. Energía absorbida (E_a) por las estructuras evaluadas.

La cantidad de E_a depende del modo de deformación de las estructuras. Por tanto, a mayor deformación se obtiene un incremento en la energía absorbida. Como se muestra en la Figura 6 dependiendo del patrón geométrico, la deformación ocurrió en mayor o menor medida. En algunos casos por ejemplo la estructura CH-C se observó un fenómeno de pandeo, en el cual

algunos puntos de las paredes celulares presentaron menor capacidad de carga a la esperada por lo cual colapsaron súbitamente sin tener deformación plástica progresiva. Se confirma que la estructura CH-S presentó una mayor resistencia a la formación de los pliegues plásticos lo que contribuyó al cálculo de la mayor E_a de las estructuras evaluadas.

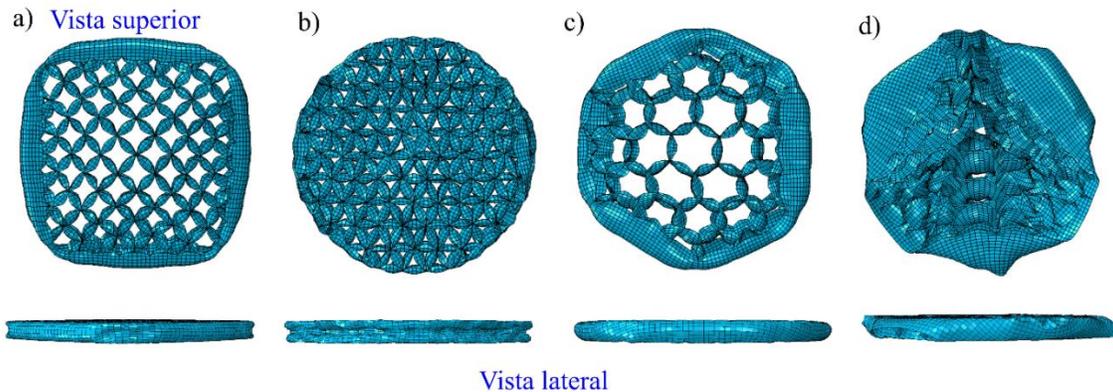


Figura 6. Modos de deformación final para las estructuras honeycomb, donde, a) CH-S, b) CH-T, c) CH-H y d) CH-C

Finalmente, en la Tabla 2 se cuantifican los principales resultados para los indicadores de resistencia al impacto y absorción de energía de las estructuras tipo panal de abeja (Honey-comb). La mejor capacidad de carga se presentó para el perfil con patrón triangular (CH-T), la cual

obtuvo un valor de P_{max} de 202.6 kN. Sin embargo, considerando la absorción de energía (E_a) el perfil CH-S presentó el mejor desempeño con un valor cercano a 2.97 kJ, lo cual representó una mejora del 24% respecto al valor más bajo (CH-C). Lo anterior se confirmó al calcular la



absorción de energía específica (SEA). Si bien los parámetros presentados anteriormente son importantes, dentro del diseño estructural considerando la resistencia al impacto del indicador definido como eficiencia de la fuerza de aplastamiento (CFE), es el más trascendental desde que considera un aplastamiento suave (valor de P_{max} bajo) con una aceptable absorción de energía. Un valor de CFE igual a la unidad se

considera óptimo. Conocido lo anterior, el mejor desempeño de CFE se calculó para el perfil CH-C (patrón circular) con un valor igual a 0.830 lo cual representa un incremento de este parámetro en un 18.57% respecto al valor más bajo (CH-T). Por tanto, el uso del perfil (CH-C) es altamente recomendado para aplicaciones relacionadas al diseño de sistemas de absorción de energía.

Tabla 2. Resumen de los principales indicadores de resistencia al impacto obtenidos para las estructuras honeycomb.

Espécimen	Fuerza Pico P_{max} [kN]	Fuerza promedio P_m (kN)	Energía absorbida E_a (kJ)	Absorción de energía específica SEA (J/g)	Eficiencia de la fuerza de aplastamiento CFE
CH-S	199.5	148.840	2.9768	20.113	0.746
CH-T	202.6	142.315	2.8463	19.231	0.702
CH-H	175.4	143.505	2.8701	19.392	0.818
CH-C	135.9	112.670	2.2535	15.226	0.830

5. Aplicación: diseño de una almohadilla de la pata de aterrizaje de un módulo de exploración espacial genérico

Actualmente el uso de sistemas pasivos basados en deformación plástica como mecanismos de absorción de energía está en incremento, especialmente por su efectividad y por qué no requieren ningún tipo de energía para su activación [37]. A partir de lo anterior referidos sistemas han sido utilizados en el desarrollo de los sistemas de aterrizaje o de exploración espacial para garantizar un aterrizaje controlado y seguro tal y como se observa en la Figura 7.

En la Figura 7 se ejemplifica la fase de aterrizaje de un módulo espacial genérico en dos momentos del descenso final hasta alcanzar el suelo, así mismo se da cuenta los principales componentes que interactúan en el aterrizaje, tales como las estructuras de soporte primarios/secundarios y pata de aterrizaje con almohadilla. A partir de lo anterior y considerando los principales hallazgos del presente artículo, se presenta el diseño de un sistema de absorción de energía para la

almohadilla de aterrizaje de un módulo de exploración espacial. El sistema se diseña como un mecanismo denominado fusible mecánico es decir que se activa en caso de que sobrepase el límite de fuerza de aterrizaje contribuyendo a salvaguardar los componentes críticos del módulo de aterrizaje. Para tal propósito se utilizó la estructura honeycomb (CH-C) la cual obtuvo el mejor desempeño de CFE (0.83) durante el análisis. Considerando que el punto crítico a estudiar es la respuesta mecánica del sistema de absorción de energía propuesto, el modelo discreto solo contempla esta sección tal y como se presenta en la Figura 7.

La estructura honeycomb tiene un diámetro de 50 cm, una altura de 10 cm con un espesor de 1.32 mm y se modeló con propiedades elastoplásticas del aluminio AA6061 con elementos S4R. Mientras que el suelo, así como parte de la pata de aterrizaje se modelaron como cuerpos rígidos con elementos 3RD4. Respecto a la condición de aterrizaje se consideró un aterrizaje vertical. Finalmente, para garantizar el contacto entre todos los componentes involucrados se utilizó



una condición de contacto general con un coeficiente de fricción de 0.15 [31].

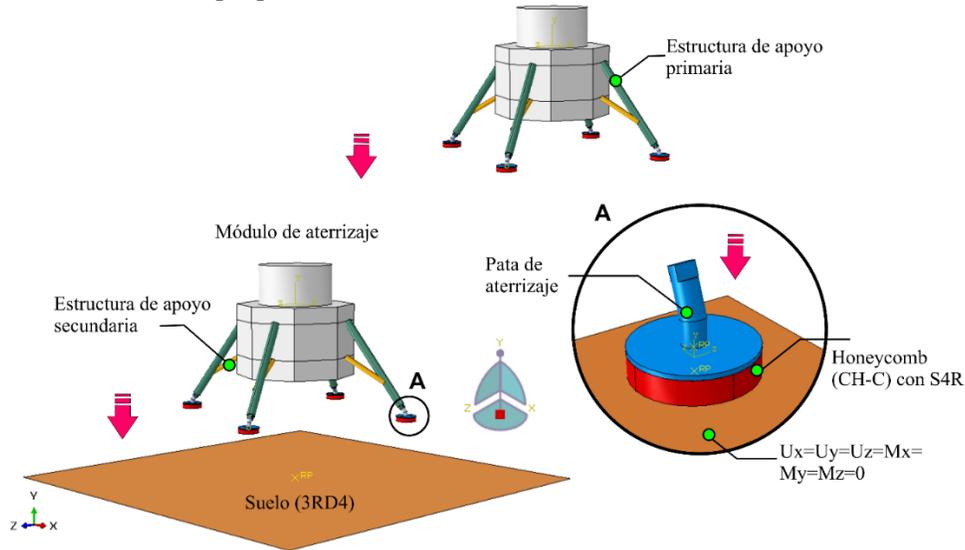


Figura 7. Generalidades del modelo discreto del sistema de absorción de energía aplicado al sistema de aterrizaje de un módulo genérico.

Los resultados obtenidos se muestran en las Figuras 8 y 9. La Figura 8 muestra la curva fuerza de compresión vs desplazamiento, al inicio del contacto con el suelo se alcanzó un valor inicial de P_{max} cercano a 900 kN, es la fuerza requerida para romper la rigidez inicial del sistema y empezar la deformación plástica. Posteriormente se inicia la fase del comportamiento plateau o de meseta con lo cual

la deformación progresiva da comienzo. Se observa un proceso de fluctuación de la fuerza con un valor promedio de 1000 kN, lo cual es atribuido al continuo proceso de formación de los pliegues plásticos de las celdas. Al final de la carrera ~ 65 mm se observa la densificación de la estructura honeycomb lo cual provoca un aumento exponencial de la fuerza registrada.

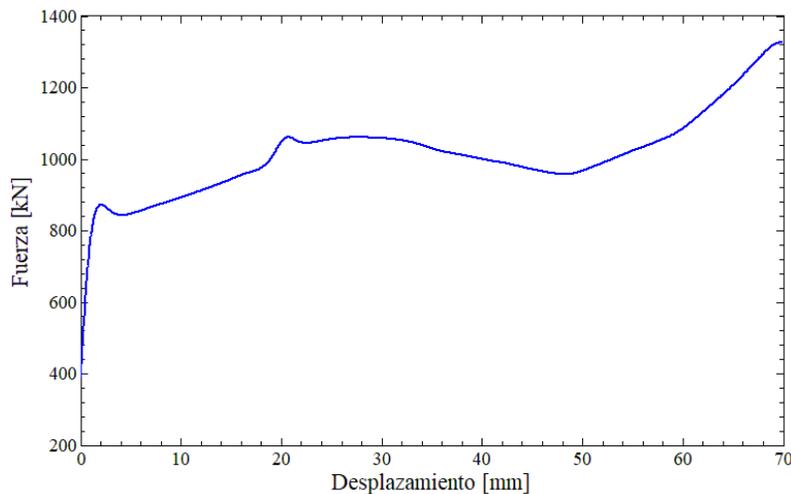


Figura 8. Curva fuerza de aplastamiento vs desplazamiento del sistema de absorción de energía para un módulo de aterrizaje en la exploración espacial.



Por otra parte, la Figura 9 presenta el modo de deformación del sistema de absorción de energía, en donde se puede observar una deformación

controlada para la formación de pliegues plásticos estáticos y dinámicos.

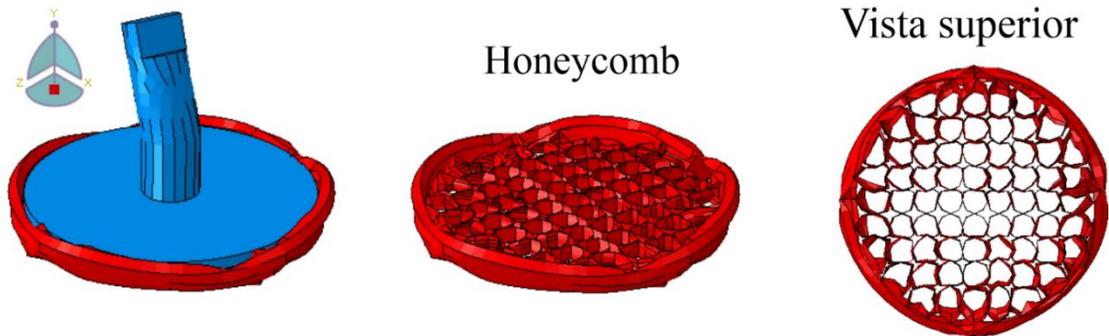


Figura 9. Modo de deformación del sistema de absorción de energía aplicado a un sistema de aterrizaje.

A partir de lo anterior se corrobora la viabilidad de la estructura honeycomb con patrón circular (CH-C) para absorber energía de forma plástica, así como su aplicación en el diseño de un sistema de absorción de energía implementado en la pata de aterrizaje de un módulo de exploración espacial genérico

6. Conclusiones

Se desarrolló un análisis numérico para evaluar la respuesta mecánica de estructuras tipo panal de abeja (honeycomb) para su aplicación en el diseño de sistemas de absorción de energía para el aterrizaje suave de módulos de exploración espacial. A partir del análisis numérico se obtuvieron las siguientes conclusiones.

1. Las capacidades de absorción de energía y resistencia al impacto de las estructuras honeycomb está determinada por el patrón geométrico de la estructura.

2. Considerando las estructuras analizadas, la mejor capacidad de carga se obtuvo con el perfil con patrón triangular (CH-T), la cual obtuvo un valor de P_{max} de 202.6 kN. Este valor representa un incremento de 33.33% respecto al valor más bajo.

3. La mayor absorción de energía se obtuvo para la estructura con patrón cuadrangular igual a 2.97 kJ, lo cual representó una mejora del 24% respecto al valor más bajo (CH-C).

4. Desde que el parámetro de eficiencia en la fuerza de aplastamiento (CFE) es el más importante, la estructura con mejor desempeño a la resistencia al impacto fue la estructura honeycomb CH-C (patrón circular) con un valor de CFE de 0.83. Por tanto, este perfil se recomienda ampliamente para el diseño de sistemas de absorción de energía.

5. Finalmente se demostró la efectividad del análisis propuesto desde que se diseñó de forma satisfactoria un sistema de absorción de energía aplicado en la pata de aterrizaje de un módulo de exploración espacial genérico.

7. Reconocimiento de autoría

Quirino Estrada: Conceptualización; Escritura-Borrador Original; Análisis formal. *Eladio Martínez Rayón:* Ideas; Investigación. *Elva Reynoso Jardón:* Metodología; Análisis formal. *Jesús Silva Aceves:* Recursos; visualización. *Manuel de Jesús Nandayapa Alfaro:* Análisis formal; Ideas. *Lara Wiebe:* Escritura; revisión y edición. *Francisco Javier Enríquez Aguilera:* Visualización.



Referencias

- [1] J. S. J. Schwartz, *The value of science in space exploration*. New York, Ny, United States of America: Oxford University Press, 2020.
doi: 10.1093/oso/9780190069063.001.0001.
- [2] G. Reibaldi y M. Grimard, “Non-Governmental Organizations importance and future role in Space Exploration”, *Acta Astronaut.*, vol. 114, pp. 130–137, 2015. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.04.023>
- [3] E. Afshinnekoo, R. T. Scott, M. J. MacKay, E. Pariset y E. Cekanaviciute, “Fundamental Biological Features of Spaceflight: Advancing the Field to Enable Deep-Space Exploration”, *NASA Public Access*, vol. 183, no. 5, pp. 1162–1184, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.cell.2020.10.050>
- [4] J. P. Vandenbrink and J. Z. Kiss, “Space, the final frontier: A critical review of recent experiments performed in microgravity,” *Plant Science*, vol. 243, pp. 115–119, Feb. 2016.
<https://doi.org/10.1016/j.plantsci.2015.11.004>.
- [5] P. Arm et al., “Scientific exploration of challenging planetary analog environments with a team of legged robots”, *Sci. Robot.*, vol. 8, no. 80, julio de 2023. Accedido el 13 de abril de 2024. <https://doi.org/10.1126/scirobotics.ade9548>
- [6] R. Fisackerly, A. Pradier, B. Houdou y B. Gardini, “The ESA Lunar Lander Mission”, *AIAA SPACE 2011 Conf. & Expo.*, pp. 2011–2029, 2011. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2011-7217>
- [7] A. D. Steltzner, D. Kipp, T. P. Rivellini, A. Chen y A. Miguel San Martin, “Mars science laboratory entry, descent, and landing system development challenges”, *J. Spacecraft Rockets*, vol. 51, no. 4, pp. 994–1003, 2014.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20090007730/downloads/20090007730.pdf>
- [8] J. A. Grant, M. P. Golombek, S. A. Wilson, K. A. Farley, K. H. Williford y A. Chen, “The science process for selecting the landing site for the 2020 Mars rover”, *Planet. Space Sci.*, vol. 164, pp. 106–126, diciembre de 2018.
<https://doi.org/10.1016/j.pss.2018.07.001>:
- [9] H. Boehnhardt et al., “The Philae lander mission and science overview”, *Philos. Trans. Roy. Soc. A: Math., Physical Eng. Sci.*, vol. 375, no. 2097, p. 20160248, mayo de 2017.
<https://doi.org/10.1098/rsta.2016.0248>
- [10] R. W. Maddock, A. M. D. Cianciolo, C. D. Karlgaard, A. M. Korzun, D. K. Litton y C. H. Zumwalt, “Insight Entry, Descent, and Landing Post-Flight Performance Assessment”, *J. Spacecraft Rockets*, vol. 58, no. 5, pp. 1530–1537, 2021. [En línea]. Disponible: <https://doi.org/10.2514/6.2020-1270>
- [11] K. A. Farley et al., “Mars 2020 Mission Overview”, *Space Sci. Rev.*, vol. 216, no.8, diciembre de 2020. Accedido el 13 de abril de 2024. [En línea]. Disponible: <https://doi.org/10.1007/s11214-020-00762-y>
- [12] G. M. Martínez et al., “The Modern Near-Surface Martian Climate: A Review of In-situ Meteorological Data from Viking to Curiosity”, *Space Sci. Rev.*, vol. 212, no. 1-2, pp. 295–338, abril de 2017. Accedido el 13 de abril de 2024. [En línea]. Disponible: <https://doi.org/10.1007/s11214-017-0360-x>
- [13] M. Nazari-Sharabian, M. Aghababaei, M. Karakouzian y M. Karami, “Water on Mars—A Literature Review”, *Galaxies*, vol. 8, no. 2, p. 40, mayo de 2020.
<https://doi.org/10.3390/galaxies8020040>
- [14] J. A. Crisp, M. Adler, J. R. Matijevic, S. W. Squyres, R. E. Arvidson y D. M. Kass, “Mars Exploration Rover mission”, *J. Geophysical Res.: Planets*, vol. 108, E12, octubre de 2003.
<https://doi.org/10.1029/2002je002038>
- [15] J. N. Maki et al., “The Mars 2020 Engineering Cameras and Microphone on the Perseverance Rover: A Next-Generation Imaging System for Mars Exploration”, *Space Sci. Rev.*, vol. 216, no. 8, pp. 1-48, noviembre de 2020.
<https://doi.org/10.1007/s11214-020-00765-9>
- [16] Q. Yuan, H. Chen, H. Nie, G. Zheng, C. Wang, y L. Hao, “Soft-Landing Dynamic Analysis of a Manned Lunar Lander Em-Ploying Energy



Absorption Materials of Carbon Nanotube Buckypaper”. *Materials*, vol.14, no. 20 6202,2021. <https://doi.org/10.3390/ma14206202>

[17] Z.Wang, C. Chen, J. Chen, y G. Zheng, “3D Soft-Landing Dynamic Theoretical Model of Legged Lander: Modeling and Analysis”. *Aerospace*, vol. 10, no. 9, pp. 811,2023. <https://doi.org/10.3390/aerospace10090811>

[18] N. Saeki, S. Hara, M. Otsuki, y Y. Yamada, “Analytical and experimental investigation of base–extension separation mechanism for spacecraft landing”, *J. Spacecr. Rockets*, vol. 52, núm. 3, pp. 896–916, 2015. <https://doi.org/10.2514/1.A32956>

[19] C. Wang, H. Nie, J. Chen, y H. P. Lee, “Damping force analysis and optimization of a lunar lander with MRF”, *J. Aerosp. Eng.*, vol. 33, núm. 3, 2020. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001115](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001115)

[20] S. Schröder, B. Reinhardt, C. Brauner, I. Gebauer, y R. Buchwald, “Development of a Marslander with crushable shock absorber by virtual and experimental testing”, *Acta Astronaut.*, vol. 134, pp. 65–74, 2017. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.01.023>

[21] Y. Liu, S. Song, M. Li, y C. Wang, “Landing stability analysis for lunar landers using computer simulation experiments”, *Int. J. Adv. Robot. Syst.*, vol. 14, no. 6, p. 172988141774844, 2017. <https://doi.org/10.1177/1729881417748441>

[22] G. Aravind et al., “Design, analysis and stability testing of lunar lander for soft-landing”, *Mater. Today*, vol. 24, pp. 1235–1243, 2020. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.04.438>

[23] W. Wei et al., “Research on aluminum honeycomb buffer device for soft landing on the lunar surface”, *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2021, pp. 1–20, 2021. <https://doi.org/10.1155/2021/7686460>

[24] S. Ji y S. Liang, “DEM-FEM-MBD coupling analysis of landing process of lunar lander considering landing mode and buffering mechanism”, *Adv. Space Res.*, vol. 68, no. 3, pp. 1627–1643, 2021. DOI:10.1016/j.asr.2021.03.034

[25] S. Liang y S. Ji, “DEM-FEM coupling analysis of safe landing of reentry capsule considering landing attitude and rebound response”, *J. Aerosp. Eng.*, vol. 34, no. 4, 2021. DOI:10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001267

[26] P. Jiang, S. Zhang, H. Yang, and Y. Li, “Suture interface inspired self-recovery architected structures for reusable energy absorption,” *ACS Appl. Mater. Interfaces*, vol. 15, no. 36, pp. 43102–43110, 2023. DOI: 10.1021/acsami.3c06463

[27] X. Hou, P. Xue, Y. Wang, P. Cao, and T. Tang, “Theoretical and discrete element simulation studies of aircraft landing impact,” *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, vol. 40, no. 3, 2018. DOI:10.1007/s40430-018-0983-1

[28] W. Dou, X. Qiu, Z. Xiong, Y. Guo, and L. Zhang, “A footpad structure with reusable energy absorption capability for deep space exploration lander: Design and analysis,” *Chin. J. Mech. Eng.*, vol. 36, no. 1, 2023. DOI:10.1186/s10033-023-00918-1

[29] M. Li, Z. Deng, R. Liu, and H. Guo, “Crashworthiness design optimisation of metal honeycomb energy absorber used in lunar lander,” *Int. J. Crashworthiness*, vol. 16, no. 4, pp. 411–419, 2011. DOI:10.1080/13588265.2011.596677

[30] J. Zhou, S. Jia, J. Qian, M. Chen, and J. Chen, “Improving the buffer energy absorption characteristics of movable lander-numerical and experimental studies,” *Materials (Basel)*, vol. 13, no. 15, p. 3340, 2020. <https://doi.org/10.3390/ma13153340>

[31] Q. Estrada, D. Szwedowicz, A. Rodriguez-Mendez, O. A. Gómez-Vargas, M. Elias-Espinosa, and J. Silva-Aceves, “Energy absorption performance of concentric and multi-cell profiles involving damage evolution criteria,” *Thin-Walled Struct.*, vol. 124, pp. 218–234, 2018. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2017.12.013>

[32] Y. Chen, G. Zhu, and Z. Wang, “Crashworthiness optimization of tapered UD-CFRP tube accounting for multiple loading pangles,” *Int. J.*



Automot. Technol., vol. 24, no. 4, pp. 1075–1088, 2023 DOI:[10.1016/j.compstruct.2019.110920](https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.110920)

[33] Q. Estrada et al., “Effect of radial clearance and holes as crush initiators on the crashworthiness performance of bi-tubular profiles,” Thin-Walled Struct., vol. 140, pp. 43–59, 2019.

DOI:[10.1016/j.tws.2019.02.039](https://doi.org/10.1016/j.tws.2019.02.039)

[34] N. Qiu, Y. Gao, J. Fang, Z. Feng, G. Sun, and Q. Li, “Crashworthiness analysis and design of multi-cell hexagonal columns under multiple loading cases,” Finite Elem. Anal. Des., vol. 104, pp. 89–101, 2015.

<https://doi.org/10.1016/j.finel.2015.06.004>

[35] S. Zhang, W. Chen, D. Gao, L. Xiao, and L. Han, “Experimental study on dynamic compression

mechanical properties of aluminum honeycomb structures,” Appl. Sci. (Basel), vol. 10, no. 3, p. 1188, 2020. <https://doi.org/10.3390/app10031188>

[36] J. Wang and Y. Cao, “Influence of the geometric parameters on the densification onset strain of double-walled honeycomb aluminum under out-of-plane compression,” Adv. Mater. Sci. Eng., vol. 2020, pp. 1–7, 2020.

<https://doi.org/10.1155/2020/6012067>

[37] M. Rogala, J. Gajewski, and M. Ferdynus, “The effect of geometrical non-linearity on the crashworthiness of thin-walled conical energy-absorbers,” Materials (Basel), vol. 13, no. 21, p. 4857, 2020.

<https://doi.org/10.3390/ma13214857>

Derechos de Autor (c) 2024 Quirino Estrada-Barbosa, Eladio Martínez-Rayón, Elva Lilia Reynoso-Jardón, Jesús Silva Aceves, Manuel de Jesús Nandayapa-Alfaro, Lara C. Wiebe, Francisco Javier Enríquez-Aguilera



Este texto está protegido por una licencia [Creative Commons 4.0](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

Usted es libre para compartir —copiar y redistribuir el material en cualquier medio o formato— y adaptar el documento —remezclar, transformar y crear a partir del material— para cualquier propósito, incluso para fines comerciales, siempre que cumpla la condición de:

Atribución: Usted debe dar crédito a la obra original de manera adecuada, proporcionar un enlace a la licencia, e indicar si se han realizado cambios. Puede hacerlo en cualquier forma razonable, pero no de forma tal que sugiera que tiene el apoyo del licenciante o lo recibe por el uso que hace de la obra.

[Resumen de licencia](#) - [Texto completo de la licencia](#)