

Estudio De Factibilidad De La Fabricación De Piezas Aeronáuticas Semi-Estructurales Con Aleaciones De Magnesio Para La Aeronave Uh-60 “Black Hawk”

Santiago Bedoya Velásquez & Andrés Santiago Restrepo Aguirre
Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín, Antioquia, Colombia

MSc. Emigdio José Mendoza Fandiño
Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín, Antioquia, Colombia

Se llevó a cabo un estudio para determinar la factibilidad de emplear una aleación de magnesio AZ31 para producir una pieza perteneciente a un helicóptero UH-60 operado por la Fuerza Aérea Colombiana (FAC). La pieza analizada, un pie de apoyo fabricado originalmente en aluminio 2024-T3, se evaluó buscando reducir su peso neto sin cambiar los requisitos estructurales. La factibilidad para producir esta parte utilizando magnesio AZ31 se determinó empleando software de análisis estructural y teniendo como criterio el factor de seguridad respecto a las cargas críticas de operación.

Palabras clave: aleaciones de magnesio, reducción de peso, requisitos estructurales.

I. Introducción

Hoy en día se le ha dado una gran importancia a la contaminación que genera la industria aeronáutica como subproducto de las operaciones cotidianas de aeronaves a nivel mundial. Debido a esto la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), en conjunto con diferentes organismos, han desarrollado estudios para determinar el impacto que genera la industria aeronáutica sobre la contaminación global [1]. Esto a ha incentivado el desarrollo de nuevas tecnologías en materia de eficiencia de las aeronaves modernas para reducir sus niveles de contaminación [2]. Una de las principales formas de aumentar la eficiencia de una aeronave es reduciendo su peso neto [3], ya que esto permite aumentar la carga paga de la aeronave u operar bajo los mismos parámetros de distancia y carga paga con un menor consumo de combustible.

Teniendo en cuenta que en la actualidad las aeronaves se fabrican principalmente en aleaciones de Al debido a su resistencia mecánica, ductilidad, formabilidad y baja densidad [4], continuamente se buscan materiales con una resistencia específica mayor que la del Al, para producir piezas livianas que cumplan con los mismos requisitos estructurales de las piezas fabricadas en aleaciones de Al. El Mg, siendo más ligero que el Al, cuenta con propiedades mecánicas relativamente altas, lo que lo convierte en un metal que potencialmente podría reemplazar las aleaciones de Al en aplicaciones estructurales de aeronaves. Durante la segunda guerra mundial, el Mg era ampliamente utilizado en la industria aeronáutica; sin embargo, su uso decayó drásticamente debido a la falta de conocimiento de sus propiedades mecánicas y otros factores referentes a sus procesos de fabricación [3]. En la actualidad, se han desarrollado nuevas tecnologías para la fabricación de aleaciones de Mg [5].

En la actualidad las aleaciones de magnesio que se han venido desarrollando logran alcanzar esfuerzos de cedencia en un rango entre 160 y 320 MPa empleando diferentes tratamientos térmicos diseñados para mejorar o modificar las propiedades mecánicas de las piezas o adicionando nuevos elementos de aleación que le confieren al material base un incremento de sus propiedades [7-10]. Las propiedades típicas de las aleaciones más empleadas en el campo aeronáutico, para tener un punto de comparación con las aleaciones de magnesio encontradas anteriormente, y se determinó que las aleaciones de magnesio pueden llegar a presentar esfuerzos de cedencia en un rango entre 240 y 570 MPa aproximadamente, nuevamente dependiendo de los tratamientos térmicos aplicados a los materiales y los elementos aleantes infundidos en función de la aplicación para la cual se desee emplear la aleación de aluminio [11].

Las nuevas aleaciones, procesos de manufactura y tratamientos térmicos plantean la posibilidad de emplear el Mg nuevamente en la industria aeronáutica. Para determinar esta posibilidad, se partió de piezas seleccionadas de una aeronave, las cuales están sometidas a bajas cargas en operación normal como son las piezas semi-estructurales, es decir, que no comprometen la seguridad en vuelo y que no están sometidas a altos esfuerzos mecánicos. El helicóptero UH-60 está cobijado por las normativas de certificación estadounidense llamadas Regulaciones Federales de Aviación (FAR por sus siglas en inglés), emitidas por la Administración Federal de Aviación (FAA por sus siglas en inglés). La parte de estas normativas que cubre directamente los estándares de seguridad de la aeronave

es conocida como la FAR 29 [14], la cual establece límites mínimos de carga y estándares de confiabilidad para los sistemas de la misma. Estos estándares permiten definir las cargas mínimas que deben soportar las piezas seleccionadas para ser aceptadas en operación, por lo que también permiten definir las cargas que deben soportar las piezas de Mg para su efectiva implementación en la industria aeronáutica. Como norma general de la FAA, el mínimo factor de seguridad que se impone a componentes sometidos a esfuerzos es de 1.5. Teniendo los conocimientos necesarios de la misión y los requisitos que deben cumplir las partes en operación, se emplearon las teorías de análisis de elementos estructurales contenidas en el módulo de análisis estructural de ANSYS para modelar las piezas seleccionadas bajo la acción de cargas de operación, sometiendo las piezas a esfuerzos de tensión, compresión y flexión.

Las piezas seleccionadas para el análisis fueron modeladas y simuladas bajo la acción de las cargas críticas a las cuales pueden estar sometidas durante funcionamiento, a partir de los diagramas de esfuerzo y factor de seguridad obtenidos se determinó la factibilidad de fabricar la pieza conservando su geometría y utilizando una aleación de magnesio AZ31, debido a que es una de las aleaciones de magnesio más comerciales y disponibles en la actualidad [6]. Se requirió realizar un rediseño a la geometría de la pieza, buscando reducir los puntos o zonas de concentración de esfuerzos y mejorando la geometría de la pieza para reducir la cantidad de material requerido para su fabricación, manteniendo los requisitos estructurales iniciales. Todas las partes obtenidas fueron modeladas y evaluadas en la aleación de Al original correspondiente para determinar el estado de carga en operación normal y luego se analizaron en una aleación de Mg AZ31, a fin de verificar el cumplimiento de un factor de seguridad mínimo de 1.5 bajo las cargas típicas de operación. Se evaluó la reducción del peso neto manteniendo los requisitos estructurales.

II. Metodología de Simulación

Para el desarrollo del presente estudio se siguió la metodología de análisis preliminar planteada por el *Innmag Project* [15]. Dicho proyecto consideró diferentes aleaciones y procesos de manufactura realizables al magnesio para seleccionar posibles aplicaciones y piezas a fabricar, que pudieran ser parte de algún componente interno de una aeronave civil. El alcance del *Innmag Project* cubrió todas las etapas de producción sobre el material, desde la aleación, formados y recubrimientos, hasta la obtención final de una pieza totalmente usable. Para implementar dicha metodología se requirió realizar una validación del método de simulación a emplear para confirmar que los resultados obtenidos son aceptables y acordes con los modelos analíticos que se desarrollan en las teorías de la mecánica de materiales [12]. Para evaluar los esfuerzos de tensión se empleó de la ley de Hooke, mientras que para la validación de los fenómenos de flexión se emplearon las soluciones analíticas de las ecuaciones diferenciales que modelan los fenómenos de vigas sometidas a cargas puntuales con diferentes condiciones de apoyos. La comparación de los resultados de validación obtenidos arrojó porcentajes de error menores al 1%, lo que permite asegurar que las simulaciones posteriores de las piezas utilizando ANSYS son acordes y coherentes con las teorías que modelan la interacción del material con las cargas aplicadas y los esfuerzos que estas generan dentro del mismo. Adicionalmente los resultados obtenidos permiten afirmar que las simulaciones son un soporte válido para estudiar el comportamiento de las piezas reales en operación y la posterior aceptación o refutación de la idea de emplear el Mg para su fabricación. Se debe resaltar que ANSYS emplea un código de métodos numéricos basado en elementos finitos para aproximar las propiedades mecánicas, modeladas por ecuaciones diferenciales con derivadas parciales, al interior de la geometría a estudiar mediante el cálculo de la variación de estas propiedades, partiendo de condiciones de frontera conocidas y minimizando una función de error para converger en una solución estable.

Habiendo determinado la validez de los métodos de simulación a emplear, se modelaron las piezas obtenidas en CAD, para posteriormente ingresar estas geometrías en ANSYS e iniciar el proceso de montaje para la simulación. En primera instancia, se construyeron las mallas para cada una de las piezas. Se procuró que las mallas generadas se adaptaran de la mejor manera posible a las piezas, sin presentar elementos de malla demasiado deformados, con un tamaño apropiado al tamaño de la pieza en cuestión y principalmente teniendo en la cuenta el número de elementos generados por cada malla, dado que esto determinó la capacidad de computo que se requirió para llevar a cabo los cálculos. El proceso de mallado se redujo básicamente a la selección de un tamaño máximo de elementos de malla apropiado para cada pieza y a especificar características de transición suave entre elementos a lo largo de la malla. Finalmente se revisaron los parámetros de rendimiento de la malla para verificar que estuvieran dentro de los límites permitidos por ANSYS para el posterior desarrollo adecuado de las simulaciones.

Luego de definir los parámetros apropiados para la creación de las mallas, se estimaron las cargas más críticas en operación con base en los requisitos de norma aplicables a la aeronave, los tipos de misiones que desempeña la misma y las funciones propias que debe desempeñar cada pieza dentro de la estructura o sistema al cual pertenece. Se llevaron a cabo las simulaciones teniendo en cuenta las condiciones definidas con anterioridad y utilizando como materiales de fabricación una aleación de aluminio (que es el material originalmente usado para su fabricación y la

aleación de magnesio AZ31. Con base en los diagramas de esfuerzo que se obtuvieron bajo la acción de las cargas estimadas, se llevaron a cabo los análisis de las zonas de concentración de esfuerzos y se definió la necesidad de realizar un estudio de fatiga posterior en función de los niveles de esfuerzos máximos que presentaba la pieza. Seguidamente, se analizaron los diagramas de factor de seguridad para evaluar si las piezas soportarían las cargas críticas de operación si se fabricaran directamente en la aleación de magnesio propuesta. Cuando el factor de seguridad no superaba un valor mínimo de 1.5 en algún punto de la geometría, se consideró que la pieza no era apta para su fabricación directa en aleaciones de magnesio sin antes rediseñarla para reducir los niveles de esfuerzo y mitigar las zonas de concentración de esfuerzos, pudiendo así reemplazar el material de fabricación y reducir el peso final de la pieza. Finalmente se repitió el proceso de simulación para la geometría rediseñada y se evaluaron nuevamente los diagramas obtenidos y el cambio de peso de la parte cuando se comprobaba que la utilización de la aleación de magnesio AZ31 como material de fabricación era factible.

III. Caso de estudio: pie de apoyo

El pie de apoyo es un elemento semi-estructural que hace parte del fuselaje de la aeronave y está ubicado a sus costados como una ayuda para la realización de inspecciones y mantenimientos sobre esta, especialmente a la planta motriz y el rotor. Este elemento esta acoplado al fuselaje mediante un pin que le permite desplegarlo girando sobre este en los momentos en que sea necesario luego de ser desasegurado. La pieza en sí es un conjunto de láminas de aluminio 2024-T3 unidas para dar forma al conjunto, lo que lo hace hueca y le otorga ligereza, pero con la suficiente resistencia para garantizar el soporte de las cargas relacionadas al operario y sus herramientas. Adicionalmente la forma de su sección superior o apoyo es rectangular garantizando una superficie lo suficientemente grande para apoyar un pie de tamaño promedio. Las mediciones del pie de apoyo se realizaron sobre la pieza instalada en la aeronave (Fig. 1) mientras a esta se le hacía un mantenimiento, no fue posible desmontar la pieza para medición o inspección completa; sin embargo, si ubicación permitió tomar mediciones y fotos para la construcción del modelo en CAD, el cual se hizo lo más aproximado posible a la pieza original.



Figura 1. Pie de apoyo instalado en la aeronave.

Se aplicó una condición de carga central en la superficie plana superior con un valor de 1500N equivalente al peso de una persona promedio con su respectivo equipo de mantenimiento y correspondiente con la condición A de carga mostrada en la siguiente figura. Se adicionan cargas pertenecientes al propio peso de la pieza, las cuales están relacionadas con la fuerza de gravedad que experimentan y correspondientes a la condición E. Por último, la pieza esta soportada en sus puntos de anclaje los cuales corresponden a los orificios donde existe la conexión pinada (condiciones B y C) y la base de apoyo donde hace contacto sin fricción con la aeronave anulando la rotación existente y correspondiente a la condición D.

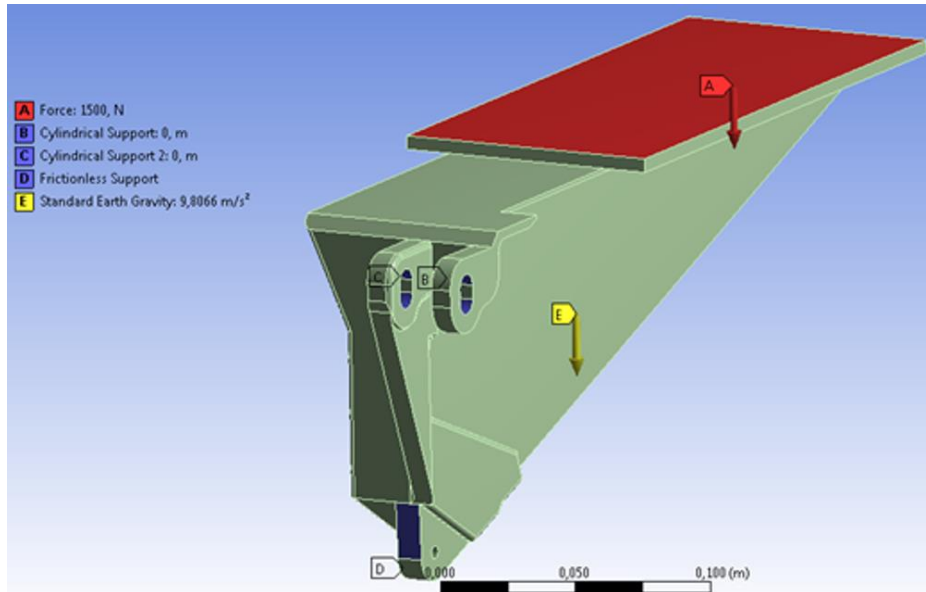


Figura 2. Condiciones de carga del pie de apoyo.

Para realizar la simulación se empleó una aleación de aluminio 2024-T3 para la pieza sometida a las condiciones de carga anteriormente descritas, con el fin de obtener las condiciones de esfuerzos, deformaciones, desplazamientos y factores de seguridad de la pieza original en operación. Se observaron puntos críticos de esfuerzo en el pie de apoyo, los cuales correspondían a las zonas donde se une el soporte de la conexión pinada a la estructura principal de la pieza (ver Fig. 3) y en la parte inferior de la pieza justo en el borde del refuerzo de la base de la misma (ver Figura 4). En dichos puntos los valores de esfuerzo se concentran, llegando incluso a 130 MPa.

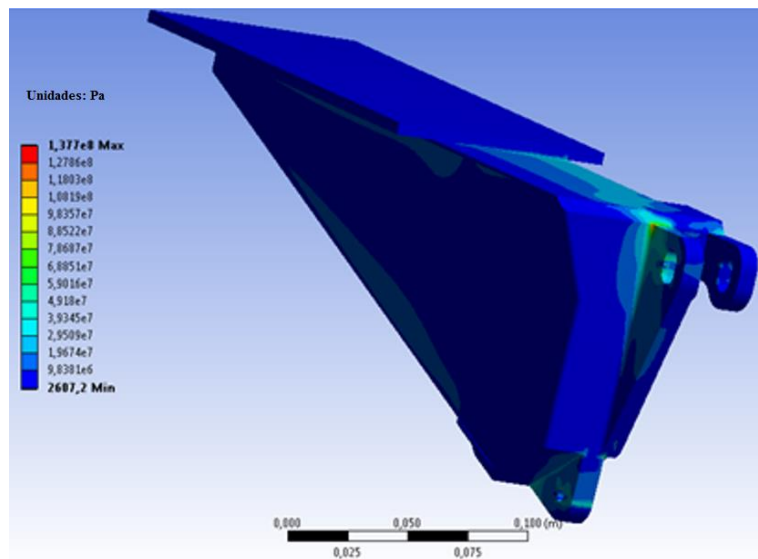


Figura 3. Diagrama de esfuerzo del pie de apoyo, sección trasera.

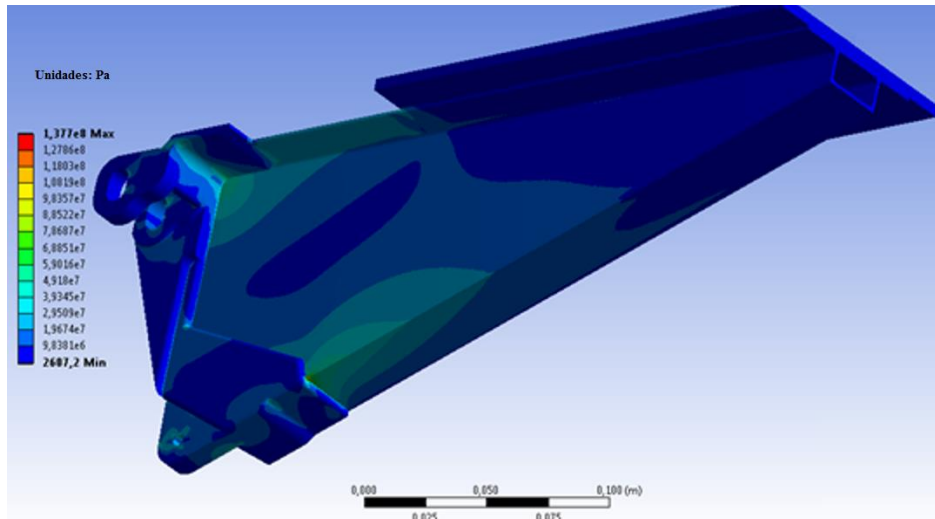


Figura 4. Diagrama de esfuerzo del pie de apoyo, sección inferior.

La simulación del pie de apoyo fabricado en aluminio 2024-T3 se usó como punto de partida para la comparación de las propiedades analizadas; debido a que la pieza es fabricada originalmente con dicho material. La pieza original presenta un factor de seguridad apropiado (mayor a 1.5, ver Fig. 5) garantizando que esta puede soportar las cargas encontradas en operación.

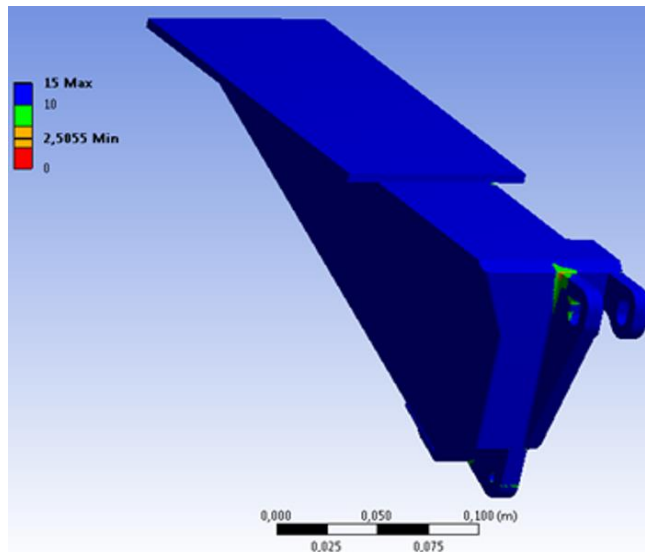


Figura 5. Diagrama de factor de seguridad del pie de apoyo simulado con Al 2024-T3, sección trasera.

Para la pieza simulada en AZ31, se obtuvo un valor de factor de seguridad de 1.4466, lo que no cumple con el estándar mínimo de 1.5 (ver Fig. 6) requerido por las regulaciones aeronáuticas. Esto es debido a las menores propiedades mecánicas de la aleación mencionada en comparación con el aluminio 2024-T3, lo que hace que esta pieza no sea factible, desde el punto de vista técnico, fabricarse en magnesio sin antes modificar la geometría de la pieza.

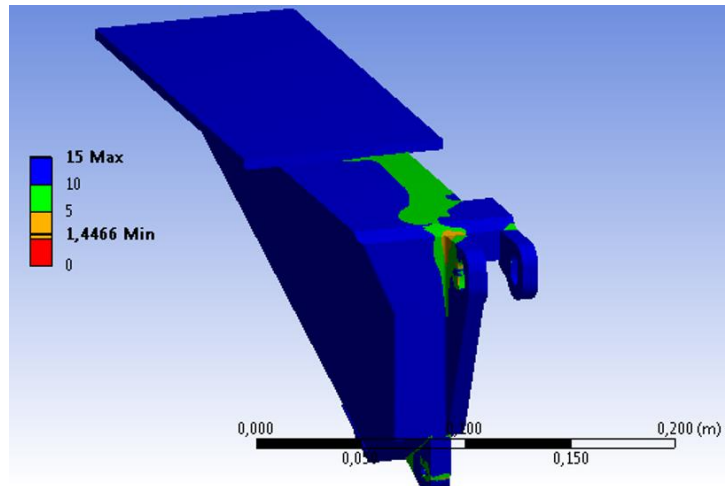


Figura 6. Diagrama de factor de seguridad del pie de apoyo simulado con Mg AZ31, sección trasera.

Se alteraron las características geométricas del pie de apoyo con el fin de mejorar sus propiedades mecánicas. El enfoque original durante el proceso de rediseño fue mejorar la distribución de la masa a lo largo del volumen de la pieza, reforzar los puntos críticos de concentración de esfuerzos y eliminar refuerzos adicionales innecesarios para reducir la masa de la pieza. Las nuevas características geométricas pueden observarse en la siguiente figura, donde se presentan las comparaciones más relevantes entre la pieza original y la rediseñada en las vistas isométricas donde mejor se pueden apreciar los cambios realizados durante el proceso de rediseño.

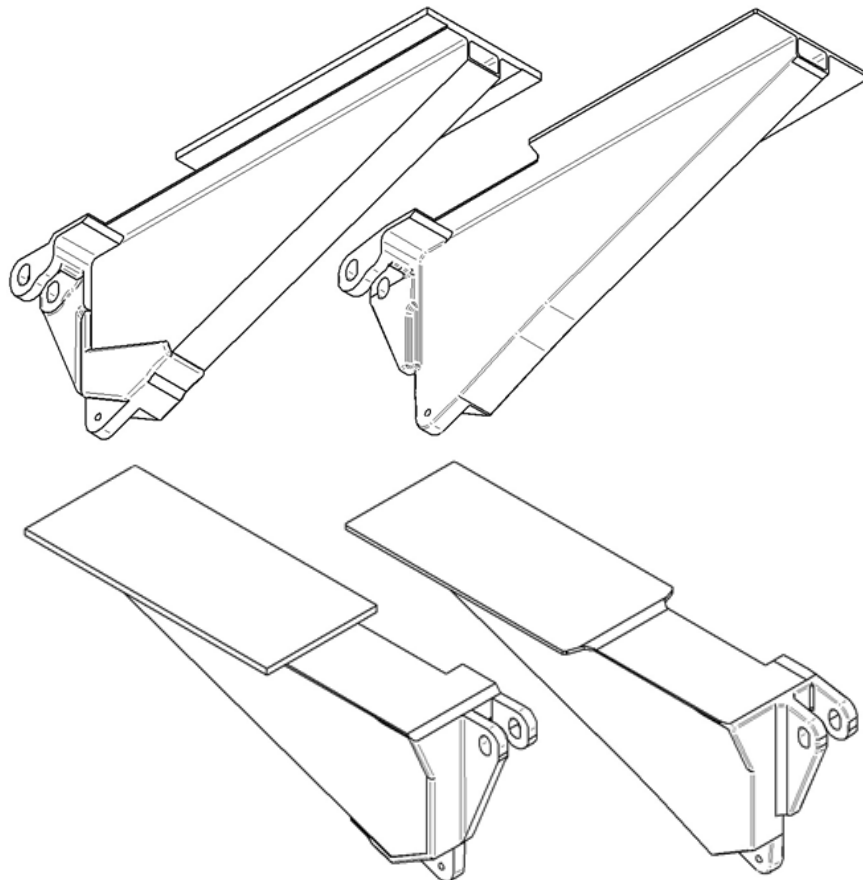


Figura 7. Esquemas isométricos del pie de apoyo original (izq.) y el pie de apoyo rediseñado (der).

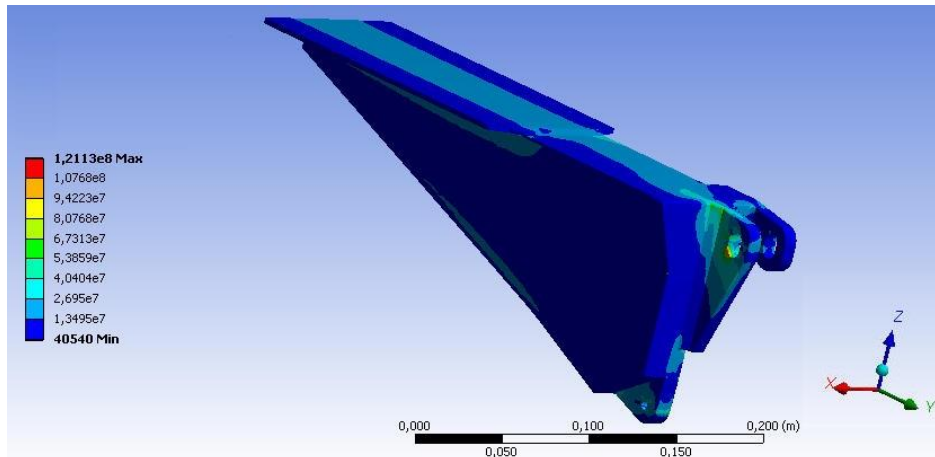


Figura 8. Diagrama de esfuerzo para el pie de apoyo rediseñado, sección trasera.

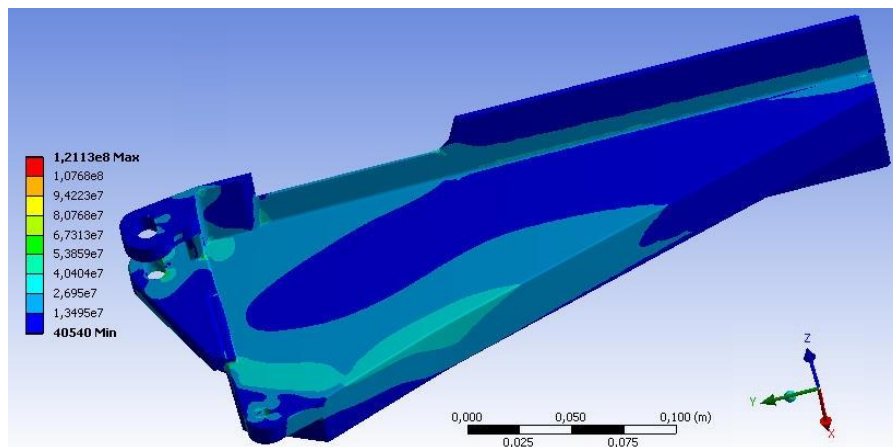


Figura 9. Diagrama de esfuerzo para el pie de apoyo rediseñado, sección inferior.

Se aplican las mismas condiciones de carga que se determinaron para el pie de apoyo original para obtener los estados de esfuerzos presentados en las figuras 8 y 9. Para el rediseño del pie de apoyo fueron reforzadas las zonas críticas donde se evidenciaba concentración de esfuerzos, es decir, la zona superior trasera cercana a la conexión pinada (ver Fig. 8) y la zona inferior cercana al apoyo (ver Fig. 9), para permitir que la aleación de magnesio AZ31 soportara las cargas en estas secciones cumpliendo con un factor de seguridad mínimo de 1.5, como lo requiere la normativa. A pesar de haber logrado elevar el factor de seguridad, se observa que los esfuerzos máximos que soportan las piezas alcanzan valores superiores a 120 MPa, lo cual sugiere que la pieza requiere un análisis de fatiga exhaustivo para evitar que falle durante operación debido al rango de esfuerzos para el cual el magnesio empieza a presentar fenómenos de fatiga después de 10^5 ciclos [16]. Al comparar la geometría rediseñada fabricada en magnesio con la pieza original fabricada también en AZ31, el factor de seguridad mejoró desde un valor de 1,44 a 1,65 (ver Fig. 10), lo cual es suficiente para soportar las cargas de operación para la que fue diseñada la pieza y cumplir con los requisitos de la regulación aeronáutica aplicable, validando la posibilidad de reemplazar el material de la pieza original.

Como meta adicional para este rediseño se buscaba disminuir el peso de la pieza al alterar su geometría, logrando reducir la masa de 0.83053 kg de la geometría original a 0,62685 kg para la geometría rediseñada, manteniendo el aluminio para su fabricación. Al realizar el cambio de material de la geometría rediseñada, se logra obtener un peso final de 0.39911 kg. Se propone que el pie de apoyo rediseñado se puede fabricar en magnesio utilizando un proceso de fundición por inyección, debido a las buenas propiedades de fundición del magnesio [17], lo cual permitiría obtener la geometría principal y reduciría la necesidad de realizar trabajos de maquinado posteriores sobre la pieza. Los cambios en el peso de la pieza y el porcentaje de reducción total se pueden apreciar en la tabla 1.

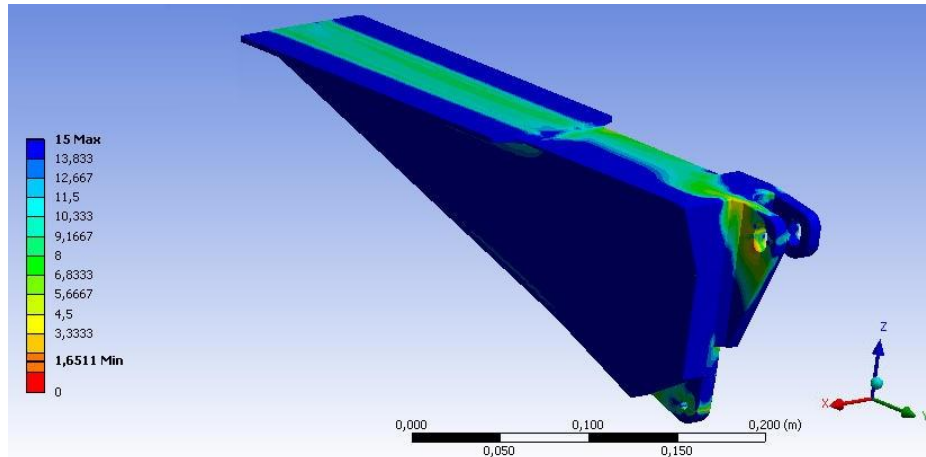


Figura 10. Factor de seguridad para la pieza rediseñada y simulada con Mg AZ31, vista superior trasera.

Etapa de proceso	Peso [kg]
Pieza original en aluminio	0,83053
Pieza rediseñada aluminio	0,62685
Pieza rediseñada magnesio	0,39911
% Reducción total de peso	51.92%

Tabla 1. Resumen de los pesos del pie de apoyo a lo largo de las etapas de rediseño.

IV. Trabajos a futuro

Teniendo en cuenta los análisis realizados, se sugiere analizar un mayor número de piezas para evaluar la factibilidad y viabilidad de reemplazar el material de fabricación de las mismas por aleaciones de magnesio, con el fin de generar mayor impacto en los pesos de las aeronaves modernas y antiguas, debido a que la continua evolución de las aleaciones de magnesio ha mejorado el desempeño de estas para aplicaciones semi estructurales. Se recomienda que futuros estudios pioneros de reemplazo de piezas fabricadas con aleaciones de magnesio se hagan inicialmente en piezas protegidas por cubiertas o no expuestas al manejo directo en operación, con el objetivo de reducir las posibilidades de falla del magnesio por daño de su integridad estructural debido a impactos imprevistos o indebidos.

Adicionalmente se recomienda realizar mediciones de cargas en operación para futuros estudios de reemplazo de piezas. Esto permitiría obtener, de manera más precisa, los tipos de cargas, vibraciones y fallas que experimentan las piezas y que se deben tener en cuenta para el diseño, simulación y fabricación de las mismas, dando información necesaria para validar análisis teóricos y estudios de simulación.

Finalmente, se propone realizar, sobre las piezas analizadas en este trabajo, estudios de simulación del desempeño, empleando como criterio de falla el comportamiento a fatiga y teniendo en cuenta fenómenos no lineales de distribución de carga sobre las piezas a reemplazar, para garantizar desde diferentes puntos de vista la factibilidad de sustitución.

V. Conclusiones

Las aleaciones de magnesio pueden reemplazar, incluso directamente, a las aleaciones de aluminio en aplicaciones semi estructurales de bajos requerimientos mecánicos, debido al sobredimensionamiento de algunos de estos elementos, logrando reducir efectivamente el peso de las piezas fabricadas originalmente en aleaciones de aluminio y mejorado la eficiencia global de las aeronaves en que se utilicen, más aún cuando se aplica el cambio de material en múltiples piezas. Lo anterior permite proponer a las aleaciones de magnesio comerciales actuales como una alternativa a los materiales para piezas semi estructurales utilizados hoy en día en la industria aeronáutica, para mejorar la eficiencia y reducir el peso neto de las aeronaves, pues lograrían soportar cargas relativamente altas, empleando geometrías que minimicen puntos o zonas de concentración de esfuerzos.

Los análisis de carga y esfuerzo de las piezas seleccionadas sugieren que estudios para reemplazar el material de fabricación o mejorar la geometría de piezas de aeronaves actuales, empleando la metodología y las herramientas

utilizadas para el desarrollo de este trabajo, pueden revelar diversas oportunidades para el desarrollo de la industria aeronáutica en los campos de producción, rediseño y sustitución de importaciones.

Respecto al proceso de rediseño, se pudo apreciar que dar prioridad a la remoción de características agudas o discontinuidades de la geometría suele ser la clave para reducir la cantidad de material necesario para fabricar una pieza con prestaciones iguales a la pieza original. Adicionalmente, se observó que reforzar las zonas de concentración de esfuerzos no garantiza que el factor de seguridad de la pieza en general se aumente, dado que los esfuerzos pueden pasar a concentrarse en las zonas aledañas al refuerzo aplicado, generando incluso más puntos de concentración de esfuerzos en lugar de disminuirlos. Un rediseño efectivo debe integrarse a la pieza de la forma más suave y menos invasiva posible, de forma que se optimice la distribución de material donde se concentran los esfuerzos dentro de la geometría.

Agradecimientos

Al proyecto “Desarrollo de aleaciones de magnesio con comportamiento superplástico para aplicaciones aeronáuticas y automotrices”, Rad. 111B-04/13-18 financiado por Colciencias-UPB-UNAL
A la base militar CACOM 5 por facilitar el acceso a la aeronave y las piezas estudiadas.

Referencias

- [1] (IPCC), The Intergovernmental Panel on Climate Change, «Special Report on Aviation and the Global Atmosphere,» The Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC), Geneva, Switzerland, 1999.
- [2] Air Transport Action Group (ATAG), «The right flightpath to reduce aviation emissions,» November 2010. [En línea]. Available: http://www.enviro.aero/Content/Upload/File/AviationPositionPaper_COP16_normalprinter.pdf. [Último acceso: 20 November 2013].
- [3] O. Pashkova, I. Ostrovsky y Y. Henn, «PRESENT STATE AND FUTURE OF MAGNESIUM APPLICATION IN AEROSPACE INDUSTRY,» de *New Challenges in Aeronautics*, Moscú, 2007.
- [4] Office of Aviation Research, «Metallic Materials Properties Development and Standardization,» Federal Aviation Administration, Washington, D.C., 2003.
- [5] M. Kettner, N. Ulf, H. Kilian, R. Gradinger, W. Kühlein, A. Drevenstedt, F. Stadler, E. Ladstaetter y A. Lutz, «The InnMag Project – Processing Mg for Civil Aircraft Applications,» *Advanced engineering Materials*, vol. 9, n° 9, pp. 813 - 819, 2007.
- [6] EngineersHandbook.com, «Engineer's Handbook,» EngineersHandbook.com, 2006. [En línea]. Available: <http://www.engineershandbook.com/Tables/magnesiumalloys.htm>. [Último acceso: 1 July 2015].
- [7] M. Barnett y C. Bettles, *Advances in wrought magnesium alloys, fundamentals of processing, properties and applications*, Philadelphia, US: Woodhead Publishing Limited, 2012, pp. 3-38, 186-219, 346-368, 393-421.
- [8] S. S. Park, Y. S. Park y N. J. Kim, «Microstructure and Properties of Strip Cast AZ91 Mg Alloy,» *METALS AND MATERIALS International*, vol. 8, n° 6, pp. 551-554, 2002.
- [9] H. Somekawa, Y. Osawa, A. Singh y T. Mukai, «Rare-earth free wrought-processed magnesium alloy with dispersion of quasicrystal phase,» *Elsevier*, pp. 1-4, 2009.
- [10] E. Abe, Y. Kawamura, K. Hayashi y A. Inoue, «Long-period ordered structure in a high-strength nanocrystalline Mg-1 at% Zn-2 at% Y alloy studied by atomic-resolution Z-contrast STEM,» *Acta Materialia*, pp. 1-12, 2002.
- [11] Office of Aviation Research, «Metallic Materials Properties Development and Standardization,» Federal Aviation Administration, Washington, D.C., 2003.
- [12] R. C. Hibbeler, *Mecánica de materiales*, México: Pearson Prentice Hall, 2006, pp. 85-111, 587-640, 798-823.
- [13] ASTM International, «Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials,» ASTM International, West Conshohocken, Pennsylvania, USA, 2009.
- [14] Federal Aviation Administration, «Federal Aviation Regulations - Code of Federal Regulations,» Federal Aviation Administration, Oklahoma city, Oklahoma, US, 2014.
- [15] M. Kettner, N. Ulf, H. Kilian, R. Gradinger, W. Kühlein, A. Drevenstedt, F. Stadler, E. Ladstaetter y A. Lutz, «The InnMag Project – Processing Mg for Civil Aircraft Applications,» *Advanced engineering Materials*, vol.

9, n° 9, pp. 813 - 819, 2007.

[16] M. Kuffova, «Fatigue Endurance of Magnesium Alloys,» de *Magnesium Alloys - Design, Processing and Properties*, F. Czerwinski, Ed., InTech, 2011, pp. 129-162.

[17] L. Alan A., «Magnesium casting technology for structural applications,» *Journal of Magnesium and Alloys*, vol. 1, pp. 2-22, 2013.