

**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
ESCUELA DE INGENIERÍAS
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
MEDELLÍN
2015**

**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**

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

**Asesor
EMIGDIO JOSÉ MENDOZA FANDIÑO**

**UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA
ESCUELA DE INGENIERÍAS
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
MEDELLÍN**

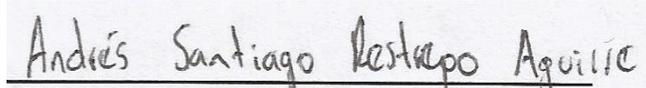
2015

Junio 29 de 2015

Andrés Santiago Restrepo Aguirre
Santiago Bedoya Velásquez

“Declaro que esta tesis (o trabajo de grado) no ha sido presentada para optar a un título, ya sea en igual forma o con variaciones, en esta o cualquier otra universidad” Art 82 Régimen Discente de Formación Avanzada.

Firman



Andrés Santiago Restrepo Aguirre



Santiago Bedoya Velásquez

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.

RESUMEN

Se estudia la posibilidad de usar aleaciones de magnesio para producir piezas de aviones modernos. Las aplicaciones son evaluadas buscando reducir el peso neto de la aeronave sin cambiar los requisitos estructurales, mejorar la eficiencia global y reducir la contaminación generada. La viabilidad para producir estas partes se determinará con software de análisis estructural, conservando los requisitos originales.

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

ABSTRACT

Application of magnesium alloys for production of parts for modern aircraft is analyzed. These are evaluated to see if production of said parts reduces the net weight of the aircraft maintaining its structural requirements, improving overall efficiency and reducing the pollution generated. Viability for producing selected parts will be determined with software for structural analysis to maintain the original requirements.

Key words: *Magnesium alloys, weight reduction, structural requirements.*

CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS.....	7
CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN.....	10
CAPÍTULO 2: OBJETIVOS.....	13
CAPÍTULO 3: MARCO TEÓRICO	14
3.1. Propiedades del magnesio	15
3.2. Criterios de carga y diseño.....	18
3.3. Procesos de manufactura del magnesio.....	20
3.4. Características del UH-60 “Black Hawk”	24
3.5. Modelo de análisis estructural	27
3.6. Estado del arte	30
CAPÍTULO 4: METODOLOGÍA	31
CAPÍTULO 5: RESULTADOS Y ANÁLISIS DE CARGAS SOBRE PIEZAS ESTUDIADAS	34
5.1: Validación de simulación	34
5.2. Análisis del pie de apoyo	42
5.3. Placa del ojo biónico	51
5.4. Soporte de caja de municiones.....	59
5.5. Tubos sistema de control.....	65
5.6. Soporte auxiliar de ametralladora.....	76
5.7. Riel guía de la puerta principal de cabina	81
CAPÍTULO 6: REDISEÑOS	85
6.1: Pie de apoyo rediseñado.....	85
6.2: Tubo de control rediseñado.....	91
CAPÍTULO 7: CONCLUSIONES	94
CAPÍTULO 8: TRABAJOS A FUTURO	95
CAPÍTULO 9: REFERENCIAS.....	96
ANEXO 1: ARTÍCULO PUBLICABLE.....	100

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Esquemas de extrusión directa (a), indirecta (b) e hidrostática (c).	21
Figura 2. Geometrías obtenidas mediante extrusión de magnesio [8].	23
Figura 3. Esquema de dimensiones del UH-60, vista frontal [32].	24
Figura 4. Esquema de dimensiones del UH-60, vista lateral [32].	25
Figura 5. Evolución del peso vacío del Black Hawk a lo largo de su vida de operación [33].	25
Figura 6. Modelo teórico de deflexión para una viga doblemente apoyada y con una carga central.	29
Figura 7. Modelo teórico de deflexión de una viga en voladizo con carga en su extremo libre.	29
Figura 8. Diagrama de flujo de la metodología seguida durante el proyecto.	31
Figura 9. Perfil de esfuerzos en todo el volumen de la sección de pruebas (vista transversal).	35
Figura 10. Curvas de esfuerzo vs deformación obtenidas empleando la ley de Hooke, las propiedades teóricas del aluminio y los datos obtenidos de la simulación.	36
Figura 11. Simulación en ANSYS de la viga en flexión a 3 puntos (exagerada 77 veces para hacer más claro y visible su comportamiento).	38
Figura 12. Curvas de deflexión utilizando los datos obtenidos de la Teoría de vigas apoyadas en 2 puntos y con los datos obtenidos de la simulación de ANSYS.	39
Figura 13. Simulación en ANSYS de la viga apoyada en Cantiléver o Voladizo (exagerada 24 veces para hacer más claro y visible su comportamiento).	40
Figura 14. Gráfica de deflexión para la viga en voladizo mediante el uso de datos obtenidos a través de la Teoría de vigas en Cantiléver o Voladizo.	41
Figura 15. Isométrico del pie de apoyo, vista inferior.	42
Figura 16. Isométrico del pie de apoyo, vista superior.	43
Figura 17. Vista Frontal del Pie de apoyo (medidas en mm).	43
Figura 18. Vista inferior del pie de apoyo (medidas en mm).	44
Figura 19. Vista Lateral del Pie de apoyo (medidas en mm).	44
Figura 20. Pie de apoyo instalado en la aeronave.	45
Figura 21. Condiciones de carga para simulación del pie de apoyo.	47
Figura 22. Concentración de esfuerzos en la zona cercana a la conexión pinada.	47
Figura 23. Concentración de esfuerzos en la parte inferior del pie de apoyo.	48
Figura 24. Factor de seguridad del pie de apoyo elaborado en aluminio 2024-T3.	49
Figura 25. Factor de seguridad del pie de apoyo elaborado en magnesio AZ31.	50
Figura 26. Placa de soporte del ojo biónico instalada en la aeronave.	51
Figura 27. Vista frontal del soporte del ojo biónico (medidas en mm).	52
Figura 28. Vista Inferior del soporte del ojo biónico (medidas en mm).	52
Figura 29. Vista isométrica superior del soporte del ojo biónico.	53

Figura 30. Condiciones generales para la simulación del soporte del ojo biónico.	54
Figura 31. Diagrama de Esfuerzo para la simulación de la placa de soporte del ojo biónico.	55
Figura 32. Detalle de las condiciones de Esfuerzo en los agujeros de soporte para la placa del ojo biónico.	55
Figura 33. Factor de seguridad para la placa de soporte del ojo biónico en aluminio 7075-T6, detalle de los agujeros donde se evidenció reducción de factor de seguridad.	56
Figura 34. Acercamiento de las zonas con el menor factor de seguridad para la placa del ojo biónico fabricada en magnesio AZ31.	57
Figura 35. Caja de munición y su correspondiente soporte instalados en la aeronave.	59
Figura 36. Vista superior del soporte de las cajas de la munición (medidas en mm).....	60
Figura 37. Vista frontal del soporte de las cajas de la munición (medidas en mm).....	60
Figura 38. Condiciones para la simulación del soporte de la caja de munición.	61
Figura 39. Diagrama de esfuerzo del soporte de la caja de municiones, sección transversal para $x=450$ mm.	62
Figura 40. Diagrama de esfuerzo en la placa superior del soporte.	62
Figura 41. Diagrama de esfuerzo en las placas laterales del soporte, sección en corte para $x=450$ mm.	63
Figura 42. Factor de seguridad en diversos sectores del soporte de la munición elaborado en Magnesio AZ31.	64
Figura 43. Esquema simplificado del sistema de control de la aeronave.	65
Figura 44. Esquema en corte de las dimensiones de los tubos críticos del sistema de control.	66
Figura 45. Esquema de carga general de los tubos sometidos a tensión.	68
Figura 46. Vista en corte, detalle de los extremos de los tubos de control.	70
Figura 47. Diagrama de esfuerzos del tubo 1.	71
Figura 48. Diagrama de esfuerzos para los tubos 2 y 3.	72
Figura 49. Diagrama de esfuerzos del tubo 4 de la izquierda.	73
Figura 50. Diagrama de esfuerzos del tubo 4 de la derecha.	73
Figura 51. Soporte auxiliar de la ametralladora instalado en la aeronave.	76
Figura 52. Dimensiones y vista isométrica de los anclajes del soporte auxiliar (medidas en mm).	76
Figura 53. Dimensiones y vista isométrica de la unión central del soporte auxiliar (medidas en mm)	77
Figura 54. Cargas aplicadas al anclaje extremos del soporte auxiliar.	78
Figura 55. Cargas aplicadas a la unión central del soporte auxiliar.	78
Figura 56. Diagrama de esfuerzos para los anclajes extremos del soporte auxiliar.	79
Figura 57. Diagrama de esfuerzos para la unión central del soporte auxiliar.	79
Figura 58. Fotografía del riel de la puerta de entrada.	81
Figura 59. Planos de dimensionamiento del riel de la puerta de entrada.	81
Figura 60. Condiciones de carga y apoyo del riel de la puerta.	82

Figura 61. Condiciones de esfuerzos para la simulación del carril de la puerta.....	83
Figura 62. Vista frontal del pie de apoyo rediseñado (medidas en mm).	85
Figura 63. Vista Inferior del pie de apoyo rediseñado (medidas en mm).	86
Figura 64. Vista lateral del pie de apoyo rediseñado (medidas en mm).....	86
Figura 65. Comparación del pie de apoyo original (izq.) con el pie de apoyo rediseñado (der), isométricos en vista inferior.....	87
Figura 66. Comparación del pie de apoyo original (izq.) con el pie de apoyo rediseñado (der), isométricos en vista superior.....	87
Figura 67. Diagrama de esfuerzos del pie de apoyo rediseñado, vista superior de la parte trasera reforzada.	88
Figura 68. Diagrama de esfuerzos del pie de apoyo rediseñado, vista inferior del soporte redistribuido.	88
Figura 69. Factor de seguridad para la pieza rediseñada, vista superior trasera.....	89
Figura 70. Factor de seguridad para la pieza rediseñada, vista inferior.	90
Figura 71. Dimensiones del tubo 1 rediseñado, medidas en mm.....	91
Figura 72. Diagrama de esfuerzos para el tubo rediseñado.	92

CAPÍTULO 1: 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 la situación actual respecto al aporte de la industria aeronáutica a la contaminación global y sus consecuencias sobre el medio ambiente [1]. Con base en estos estudios se han desarrollado regulaciones internacionales que fomentan el desarrollo de tecnologías y normativas operacionales con el objetivo de reducir el impacto ambiental del sector aeronáutico a nivel mundial [2]. A partir de estas regulaciones se han publicado diferentes artículos y propuestas sobre cómo proceder para efectivamente reducir el impacto ambiental de las aeronaves haciendo uso de nuevas tecnologías y proponiendo la investigación en tecnologías de propulsión, estructuras aeronáuticas y materiales aeroespaciales para su posterior aplicación al sector aeronáutico [3]. Estos adelantos tecnológicos están principalmente enfocados en aumentar la eficiencia de las aeronaves actuales y de los combustibles que estas utilizan, para lo cual se valen del uso de nuevas tecnologías de combustión, de materiales aeronáuticos y de nuevos procesos de manufactura y diseño de las aeronaves.

Una de las principales formas de aumentar la eficiencia de una aeronave es reduciendo su peso neto [4], pues esto permite aumentar la carga paga de la aeronave y operar bajo los mismos parámetros de distancia y peso con un menor consumo de combustible, lo que se traduce en una menor cantidad de emisiones, pues se consume menos combustible durante el vuelo [5]. Para lograr esto se pueden utilizar materiales más resistentes para reducir las dimensiones de las piezas siempre y cuando el material utilizado no sea más pesado que el material original; de lo contrario puede resultar que la pieza fabricada con el material más resistente tenga una resistencia específica más baja¹.

Teniendo en cuenta que en la actualidad las aeronaves se fabrican principalmente en aleaciones de aluminio debido a su alta resistencia mecánica, ductilidad, formabilidad y baja densidad [6], continuamente se buscan materiales con una resistencia específica mayor que la del aluminio, para producir piezas livianas que cumplan con los mismos requisitos estructurales de la pieza fabricada en aluminio. Existen pocos materiales metálicos candidatos para reemplazar al aluminio que cumplan con dichos criterios debido a que no se tiene una buena combinación de propiedades en un solo material; se puede tener un material muy resistente pero poco dúctil como los cerámicos, un material con buena ductilidad pero con propiedades mecánicas bajas a altas temperaturas como polímeros o también se

¹ Resistencia específica: Resistencia / densidad

pueden encontrar otros metales estructurales utilizados actualmente en la industria aeronáutica pero que son más densos que el aluminio como el acero o el titanio [7]. Sin embargo, existe un metal estructural que tiene una densidad menor a la del aluminio y que en algunas aleaciones puede alcanzar propiedades mecánicas cercanas, como es el caso del magnesio.

Utilizando adelantos tecnológicos en el proceso de fabricación de piezas hechas con magnesio, es posible alcanzar propiedades muy cercanas a las propiedades del aluminio con una densidad 30% menor [8]. Esto significa que existe la posibilidad de que el magnesio sea usado dentro del campo aeronáutico como material de fabricación de piezas semi estructurales para reemplazar al aluminio en aplicaciones de carga moderada, ya que el magnesio tiene limitaciones como son su tenacidad y resistencia al impacto. Sin embargo, las propiedades de las aleaciones de magnesio actuales han aumentado considerablemente la resistencia mecánica, la ductilidad y la resistencia a la corrosión, logrando que sea posible el uso de las aleaciones de magnesio para la fabricación de piezas y reducir el peso total de la aeronave, amentando su eficiencia y reduciendo sus niveles de contaminación.

Se seleccionaron piezas semi-estructurales² de aeronaves usadas actualmente en la industria aeronáutica del país para realizar un análisis comparativo entre piezas que actualmente se fabrican en aleaciones de aluminio con posibles piezas fabricadas en aleaciones de magnesio que cumplan la con los criterios y requerimientos exigidos por normas aeronáuticas para su desempeño. Para plantear si es posible la sustitución de piezas usando aleaciones de magnesio, desde el punto de vista mecánico, se evaluó el diseño actual de la pieza seleccionada y se planteó la posibilidad de reemplazar directamente el magnesio en la fabricación de esta. En los casos que los factores de seguridad de las geometrías originales fueron demasiado bajos, se estudió cuál sería el rediseño de dos de las piezas con mayor factibilidad de fabricación en aleaciones de magnesio con el fin de poder proponer su fabricación, buscando reducir el peso de las piezas y, en consecuencia, el de la aeronave.

Actualmente en la industria aeronáutica hay diferentes entidades regulatorias encargadas de velar por el cumplimiento de las normativas emitidas para garantizar que la aviación sea segura y económicamente viable para los operadores de servicios aéreos comerciales. Entre estas entidades se encuentran la FAA, EASA y la UAEAC, las cuales emiten estándares de seguridad que deben cumplir las aeronaves para ser certificadas como aeronavegables. Dentro de estas especificaciones para la certificación, se expresan los requisitos estructurales que

² Piezas semi-estructurales: todas aquellas piezas que no comprometen directamente la integridad estructural de la aeronave, sometidas a cargas moderadas en operación normal, como pueden ser estructuras empleadas durante labores de mantenimiento o elementos accesorios a la configuración original de la aeronave.

deben cumplir las aeronaves y las cargas mínimas que deben soportar sus sistemas durante su operación [9]. Dependiendo de la autoridad bajo la cual se realiza la certificación los requisitos estructurales pueden variar ligeramente, sin embargo siempre se definen límites específicos de cargas para los diferentes tipos de aeronaves. A partir de estos requisitos estructurales es posible determinar las cargas que deben soportar los componentes de la estructura para que la aeronave sea certificada y se le permita operar bajo la jurisdicción de la autoridad competente. Empleando la normativa bajo la cual se certifica la aeronave se estiman las cargas que deben soportar sus componentes estructurales, es decir que, si se demuestra que un componente soporta las cargas requeridas por las normativas, se puede certificar el componente para su implementación en la estructura de la aeronave. Esto permite definir los esfuerzos mínimos que debe cumplir un componente para su aplicación en la estructura de una aeronave.

CAPÍTULO 2: OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Estudiar la factibilidad de usar el magnesio y sus aleaciones en la fabricación de piezas aeronáuticas semi-estructurales, elaboradas originalmente en aluminio para el helicóptero UH-60, con el fin de reducir su peso neto.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Seleccionar diez piezas semi-estructurales del helicóptero UH-60 propuestas por el operador de la aeronave.
- Realizar el análisis de carga y esfuerzos de las piezas seleccionadas para determinar la factibilidad de su fabricación en aleaciones de magnesio.
- Proponer, con base en el análisis de cargas, un rediseño funcional de dos de las piezas con mayor factibilidad para su fabricación en aleaciones de magnesio.

CAPÍTULO 3: MARCO TEÓRICO

El magnesio como material aeronáutico fue ampliamente usado en la década de los 50's y 60's para la fabricación de partes de diversas aeronaves, entre las cuales se encuentran helicópteros como los Sikorsky S-55 y S-56 (según designación de fábrica) [10] [11], en los cuales este material era usado para fabricar la mayoría de los paneles que conformaban la piel de la aeronave. Las altas vibraciones inherentes de aeronaves de ala rotatoria, anexo a una falta de investigación sobre aleaciones de magnesio y su rendimiento para aplicaciones aeronáuticas, llevaron a la desaparición paulatina del magnesio en aeronaves posteriores a estas. Aun así, es posible evidenciar grandes precursores en el uso del magnesio y destacar algunas de las aplicaciones en las que fue principalmente utilizado. En la actualidad se han dado grandes avances en el desarrollo de nuevas aleaciones que han permitido obtener mejores propiedades mecánicas, de corrosión y manufactura para diversas aplicaciones.

Estos avances han permitido plantear la posibilidad de volver a emplear el magnesio en aplicaciones aeronáuticas modernas e incluso pensar que se pueden reemplazar las actuales aleaciones de aluminio con aleaciones de magnesio. Sin embargo, se deben tener en cuenta los criterios de diseño y cargas establecidos por la categoría de certificación para los diferentes sistemas de la aeronave y sus componentes; así como también se debe contar con un conocimiento adecuado en los procesos de manufactura y propiedades de las aleaciones de magnesio para asegurar que la pieza a fabricar cumple con los requisitos de seguridad requeridos. Finalmente, también se debe conocer la metodología bajo la cual se va a realizar el análisis estructural para entender los resultados a obtener y como utilizar estos resultados para el correcto diseño de piezas de magnesio. A continuación se presentan los conocimientos básicos necesarios para realizar el análisis de sustitución teniendo en cuenta los aspectos mencionados anteriormente.

3.1. Propiedades del magnesio

El magnesio es un elemento metálico con una densidad de 1.74 g/cm^3 , considerado el elemento metálico estructural más ligero de la tierra y el octavo material más abundante en la naturaleza. Naturalmente se encuentra como componente de minerales como: la dolomita, magnesita o carnalita; a partir de los cuales se obtiene mediante electrólisis. Funde a 650°C , se suele usar como elemento aleante para otros metales y tiene un módulo de elasticidad de 40 a 45 GPa [12].

En estado puro, el magnesio tiene poca resistencia mecánica y plasticidad debido principalmente a su estructura cristalina hexagonal (HCP) que posee pocos planos de deslizamiento. Sin embargo, el magnesio puede ser fabricado de diversas formas, controlando su composición y tratamientos térmicos, para obtener aleaciones con propiedades considerables. La combinación de su baja densidad y relativamente alta resistencia mecánica logra que la resistencia específica del magnesio sea similar e incluso mayor a muchos de los metales estructurales actuales. El magnesio también cuenta con buenas propiedades de amortiguamiento y alta resistencia al rayado. En algunas de sus aleaciones, presenta un buen comportamiento a fatiga en aplicaciones de alto ciclaje bajo tensiones relativamente bajas. A pesar de esto, el magnesio es sensible a la concentración de cargas, por lo que se debe procurar evitar aristas pronunciadas o cambios de sección abruptos en sus aplicaciones [13].

El magnesio como material estructural en la industria aeronáutica actual no es muy utilizado debido a la falta de propiedades mecánicas adecuadas, especialmente su ductilidad [14]. Hoy en día se están desarrollando nuevos estudios que apuntan al aumento de estas propiedades mecánicas en cuanto a resistencia y ductilidad para permitir su uso en aplicaciones industriales y aeronáuticas [15]; como en la fabricación de carenajes aerodinámicos, paneles de distribución de cargas y ductos de admisión de tomas de aire para compresores [4]. Estos estudios se están enfocando en aplicaciones del magnesio para la industria automotriz con el objetivo de aumentar la resistencia a altas temperaturas, mejorar la resistencia a la corrosión, disminuir porosidad y mejorar su colabilidad; para aplicarse a carcasas, partes de cajas de transmisión y bloques de motor. Para esto han desarrollado aleaciones de magnesio con diferentes aleantes como tierras raras [16], logrando aumentar sustancialmente la resistencia a altas temperaturas a pesar de brindar menores cualidades de colado.

Estudios recientes exponen la posibilidad de alear el magnesio con calcio, estroncio y silicio [17]. Dicho estudio fue realizado por el Instituto de Investigación de Magnesio (MRI por sus siglas en inglés) y concluyó que las aleaciones obtenidas experimentalmente, que reciben la denominación de “MRI alloys”;

cuentan con una velocidad de *creep*³ menor y una resistencia a la tensión mayor que la aleación AZ91⁴ (particularmente aleaciones MRI-153M Y MRI-230D), con una colabilidad comparable a la misma AZ91 junto con un buen manejo en estado líquido otorgado por el calcio aleado que genera una capa protectora en la superficie de la aleación fundida que previene una penetración excesiva del oxígeno durante la fundición y el vaciado del material. También se han desarrollado estudios para usar métodos de protección contra la corrosión y el desgaste del magnesio mediante la aplicación de recubrimientos por medio de diferentes técnicas, puesto que el magnesio es altamente susceptible a la corrosión galvánica, que genera oxidación por picadura y reduce las propiedades del material. Estos nuevos recubrimientos permitirían que el magnesio se empleara en aplicaciones industriales donde el material se vea sometido a un ambiente corrosivo o expuesto a fricción con otros componentes [18].

Tabla 1. Aleaciones de magnesio con propiedades mecánicas cercanas a aleaciones de aluminio utilizadas en la industria aeronáutica.

Aleación	Fabricación	Tratamiento térmico	UTS [MPa]	YS [MPa]	Referencia
Mg-7Gd-5Y-1.3Nd-0.5Zr	Extrusión	T5 (250°C, 16h)	411	322	[8]
Mg-10Gd-3Y-0.5Zr	Extrusión	T5 (200°C, 100h)	341	228	
Mg-10Gd-3Y-0.5Zr	Extrusión	T5 (250°C, 10h)	397	228	
Mg-10Gd-3Y-0.5Zr	Extrusión	T5 (200°C, 72h)	351	274	
Mg-9Gd-4Y-0.6Zr	Extrusión	T5 (225°C, 24h)	360	320	
Mg-9Gd-4Y-0.6Zr	Extrusión	T6 (480°C, 2h, 150°C, 100h)	336	310	
AZ31	Extrusión	ECAP (Trabajo en Caliente 200 a 115 °C)	N/A	372	
AZ80	Extrusión	T5	380	275	
ZK60	Extrusión	Fábrica	325	240	
ZK61	Extrusión	T5, envejecido artificial	330	268	
AZ91	<i>Strip Cast</i>	T4	264	167	[19]
Mg-3Zn-3.7Al	Extrusión	Fábrica	345	275	[20]
Mg-3Zn-3.7Al	Extrusión	Tratamiento térmico a 325°C, 48 h	372	318	
Mg97-Y2-Zn1	Extrusión	LPSO	N/A	600	[15]

En la Tabla 1 se presentan las aleaciones encontradas durante la búsqueda con propiedades mecánicas más cercanas a los valores típicos de las aleaciones de aluminio. Para efectos del objetivo del presente proyecto, solo se tienen en cuenta

³ *Creep*: tendencia de un material a deformarse plásticamente bajo la acción de cargas prolongadas relativamente altas pero por debajo del esfuerzo de cedencia del material.

⁴ Las aleaciones AZ91 y AZ31 sirven como punto de referencia y comparación al ser unas de las aleaciones más utilizadas actualmente en las industrias que emplean el magnesio para fabricación de partes [42].

el esfuerzo de cedencia y esfuerzo último, pues solo se busca analizar si las piezas en aleaciones de magnesio pueden soportar adecuadamente las cargas críticas de operación. Contextualizado con la industria aeronáutica, se presentan en la Tabla 2 las aleaciones más utilizadas en el sector con sus propiedades mecánicas de resistencia última y punto de fluencia.

Tabla 2. Aleaciones de aluminio utilizadas en el medio aeronautico y sus propiedades mecanicas.

Aleación	Fabricación	Tratamiento térmico	UTS [MPa]	YS [MPa]	Referencia
2014	Placa	T651	462	413	[6]
2014	Forja en dado	T6	455	398	
2024	Laminado	T3	450	325	
2024	Extrusión	T3	500	370	
2024	Placa	T3	450	345	
6061	Forja en dado	T652	262	241	
6061	Extrusión	T6511	269	255	
7075	Extrusión	T6	585	530	
7075	Placa	T6	525	470	
7075	Extrusión	T73	510	435	
7150	Placa	T7751	572	530	
7150	Extrusión	T61511	613	579	

De la Tabla 1 cabe destacar la aleación Mg97-Y2-Zn1 y su estructura LPSO (Long Period Stacking Order) debido a sus altas propiedades mecánicas, las cuales pueden llegar a ser incluso mayores que muchas de las aleaciones de aluminio empleadas normalmente en la industria aeronáutica. Un gran número de estudios se han desarrollado sobre la estructura LPSO, sus propiedades, características y métodos de obtención [21]; todos concuerdan en que las elevadas propiedades mecánicas se deben al fino tamaño de grano que poseen estas aleaciones cuando se les realizan los tratamientos térmicos adecuados, llegando a controlar aun la cantidad porcentual de la aleación que exhibe esta microestructura.

Esta nueva aleación con estructura LPSO, puede ser el paso fundamental para que las aleaciones de magnesio regresen a la industria aeronáutica. Por el momento, se están profundizando sus estudios para determinar en detalle sus capacidades antes de implementarla en aplicaciones industriales a gran escala. Sin embargo, el presente trabajo consideró tener en la cuenta estas propiedades dentro del banco de aleaciones disponibles para implementar en el rediseño de las piezas estudiadas, debido a que su método de fabricación consiste básicamente en controlar muy precisamente los parámetros de extrusión y metalurgia de polvos durante su manufactura, controlando también hasta cierto punto las propiedades mecánicas de la pieza obtenida y aumentando la probabilidad de su implementación en un futuro cercano.

3.2. Criterios de carga y diseño

En el mundo existen muchas entidades regulatorias de aviación encargadas de velar por la seguridad del medio aeronáutico en sus respectivos países, estas entidades también se encargan de mantener un control sobre las aeronaves que se operan y diseñan en su territorio. Una de las entidades regulatorias más influyentes es la Administración Federal de Aviación (*FAA Federal Aviation Administration*) de estados unidos. La FAA cuenta con un código regulatorio conocido como las Regulaciones Federales de Aviación (*FAR Federal Aviation Regulations*) en las cuales se expresan los requisitos de aeronavegabilidad que debe cumplir una aeronave para ser certificada bajo la categoría en la cual se realizó su diseño.

Todas las aeronaves que se diseñan y certifican para volar cuentan con un certificado de tipo⁵ que se otorga como constancia que la aeronave cumple con los estándares mínimos de seguridad que exige la regulación aplicable; dentro de los requisitos de certificación también se encuentran requisitos estructurales y especificaciones de las cargas que debe soportar la aeronave y sus componentes según su categoría y tipo de operación. Teniendo en cuenta lo anterior y conociendo la categoría a la cual pertenece una aeronave, es posible determinar las cargas que deben soportar esta y sus componentes para ser considerados aeronavegables. Estas cargas permiten dimensionar los componentes y sistemas de la aeronave para cumplir el factor de seguridad impuesto por la norma. Para el caso del presente trabajo se consideraron los requisitos de aeronavegabilidad impuestos por la FAR 29 para el helicóptero UH-60 Black Hawk⁶, debido a que esta aeronave cumple con las características de clasificación de la categoría de aeronaves de transporte de ala rotatoria [22].

Pueden existir casos en los que se realicen modificaciones o solicitudes de fabricación, por parte de empresas diferentes al fabricante original, para algunas partes de una aeronave en particular; para ello la normativa requiere que el solicitante demuestre su capacidad de producir la pieza cumpliendo con todos los estándares de fabricación y de seguridad. El solicitante debe demostrar que la pieza fabricada o reemplazada cumple, como mínimo, con los estándares de la pieza original, ya sea mediante ensayos destructivos, estudios o simulaciones según corresponda el caso [22]. Lo anterior permite al solicitante replicar o modificar la pieza a discreción propia, siempre y cuando se mantengan los

⁵ Certificado de tipo: también llamado *Type certificate*, es un documento emitido por una autoridad aeronáutica que certifica a una aeronave, motor o hélice cuando estos cumplen con los lineamiento mínimos de seguridad y aeronavegabilidad establecidos por la autoridad para la categoría bajo la cual se realiza la certificación. Especifica las características de la misma, sus limitaciones de operación y las regulaciones que la aplican; entre otras cosas. **Fuente especificada no válida.**

⁶ Estos requisitos de aeronavegabilidad se expondrán en el capítulo 5 para las piezas aplicables.

estándares originales de seguridad y desempeño, permitiendo así que los fabricantes propongan mejoras al diseño de las aeronaves actuales y mantengan la aviación en constante evolución y mejoramiento.

Con base en la regulación actual y sabiendo que siempre existen posibilidades de realizar actualizaciones de piezas aeronáuticas para su mejoramiento, se entiende que la responsabilidad del proceso se delega enteramente al solicitante, es él quien debe proponer y justificar el rediseño de la pieza que se disponga a reemplazar. Sin embargo, el criterio para realizar cambios en las características de la pieza a rediseñar se deja enteramente a juicio del solicitante. Una vez se ha propuesto el rediseño de algún componente aeronáutico y se ha demostrado que este cumple con los estándares de seguridad originales, se acepta al solicitante la fabricación y distribución del componente; mas, cabe aclarar que la autoridad aeronáutica puede realizar inspecciones adicionales al proceso de manufactura e imponer también ciertos estándares de fabricación para asegurar que el fabricante cumpla con los niveles de calidad y seguridad de la industria aeronáutica.

Además de los requisitos establecidos por la autoridad para las cargas que debe soportar la estructura de la aeronave también se especifican estándares técnicos de fabricación que se deben cumplir para obtener la certificación de aeronavegabilidad. Generalmente estos estándares de fabricación están definidos por otras entidades diferentes a las autoridades regulatorias. No obstante a ello, son referenciadas dentro de los requisitos establecidos por estas últimas. Esto significa que un componente aeronáutico debe cumplir no solo con las cargas mínimas de operación, adicionalmente debe garantizarse que el componente es fabricado cumpliendo con los estándares de calidad definidos para los diferentes procesos de manufactura por las entidades reconocidas por las autoridades. Para estas especificaciones de procesos y estándares de calidad de materiales se suele recurrir a entidades como la ASTM y la AMS que definen y estandarizan los procesos de fabricación e inspección que se deben cumplir para poder asegurar que un componente es apto para su uso en la estructura de la aeronave.

Para el propósito de este trabajo, se hizo el rediseño de las piezas buscando mantener el factor de seguridad original de las mismas, de tal forma que, si la pieza rediseñada en magnesio no cumple con el estándar mínimo de seguridad definido por la normativa aplicable, se considera que no es factible emplear magnesio para la manufactura de la pieza sin previa modificación a la geometría original. Debido a que el enfoque de este trabajo fue evaluar la posibilidad de reemplazo del material o la necesidad de rediseño para el potencial uso semi estructural de las aleaciones de magnesio en las piezas obtenidas, se dio mayor importancia a mantener el factor de seguridad dentro de límites aceptables sobre la complejidad del proceso de manufactura de la pieza, lo anterior implica que una vez determinado el rediseño funcional del componente, se prosiguió a describir brevemente el proceso de manufactura de la pieza y de obtención de la aleación seleccionada para soportar los esfuerzos de la pieza en operación.

3.3. Procesos de manufactura del magnesio

Para poder controlar los parámetros importantes de las aleaciones del magnesio, es necesario definir un proceso de manufactura que garantice la obtención de partes manteniendo propiedades tanto mecánicas como geométricas adecuadas según su aplicación y requiriendo la menor cantidad de energía con el fin de reducir costos. Entre los más comunes están la extrusión, forjado, fundición y laminado, que se emplean dependiendo del propósito o ubicación de la parte a fabricar. Las investigaciones realizadas sobre el magnesio no solo apuntan a la formulación de nuevas aleaciones que cumplan los requerimientos mecánicos impuestos sobre estas, sino también el desarrollo de los procesos de manufactura necesarios para elaborar piezas y elementos usando dichas aleaciones; el magnesio y sus aleaciones requieren de un cuidado especial a la hora de su manufactura, principalmente utilizando atmosferas controladas durante los procesos de fundición, no solo por el hecho de resultar inflamable en ciertas condiciones, sino por las propiedades que puedan obtenerse según sean controlados los parámetros de procesos para garantizar su calidad, todo esto con el fin de evitar problemas como porosidad o corrosión, especialmente en ambientes salinos [17].

Actualmente el magnesio es usado en diversos sectores industriales, enfocándose en reducción de peso de componentes como carcasas de dispositivos electrónicos, rines de automóviles (obtenidos mediante fundición) y partes no estructurales obtenidas de la manipulación de láminas de magnesio (dobladas, extruidas, enchapadas) y fabricadas con aleaciones comerciales encontradas normalmente en la industria (AZ-41, AZ-51, AZ-91) [17]. A medida que las aleaciones de magnesio mejoran sus propiedades, se apunta al cambio de paneles que conforman la piel de aeronaves normalmente hechos en aluminio, como se ha intentado en proyectos como el *“take-off aerospace project”*, el cual estudió la posibilidad de reemplazar láminas de 1.6 mm de espesor fabricadas con serie 6xxx de aluminio por extrusiones de aleaciones de magnesio AZ31, manteniendo así la rigidez y reduciendo el peso un 15% [16].

En general con las aleaciones de magnesio pueden producirse piezas bajo variados pero muy controlados procesos de manufactura como es el caso de la aleación AZ31, la cual puede trabajarse para obtener partes mediante procesos de formado o forjado, teniendo las salvedades necesarias debido a la asimetría en esfuerzos de tensión y compresión, la baja resistencia a la tensión durante velocidades altas de extrusión y la tendencia a agrietar los ejes de las láminas durante procesos de laminado y hermanamiento (Unión de 2 piezas bajo compresión), adicional a la baja ductilidad a altos esfuerzos [8].

Para los procesos de extrusión de magnesio hay tres modalidades principales; extrusión directa (Figura 1 (a)) donde un pistón fuerza el material a través de un

dato, extrusión indirecta (Figura 1 (b)) en donde el dato es empujado hacia el material, el cual cuenta con la ventaja de reducir la cizalladura y homogeneizar el fluido de material y la extrusión hidrostática (Figura 1 (c)), que consta de un recipiente que contiene un fluido que rodea el material al cual se le aplica presión, forzándolo a salir por el dado sin entrar en contacto con el pistón, ni las paredes del recipiente que contiene al fluido y al material de extrusión, reduciendo la fricción y lubricando la pieza durante el proceso, haciendo posible alcanzar mayores velocidades de extrusión [23]. Los procesos de extrusión de aleaciones de magnesio se suelen llevar a cabo generalmente a temperaturas que pueden variar en un rango entre los 200°C y los 350°C, con el fin de obtener y moldear a gusto la estructura cristalina del material. En el caso de extrusiones a 250 °C, estas resultan en microestructuras que consisten de granos finos y muy elongados a lo largo de líneas de precipitados, lo que mejora la forma y textura de las piezas extruidas, adicionalmente se reduce la asimetría a tensión y compresión del material; En el caso de extrusiones 350 °C se reduce la textura de la pieza y se aumenta la resistencia a la tensión, aunque la asimetría se ve afectada debido a dicho incremento [8].

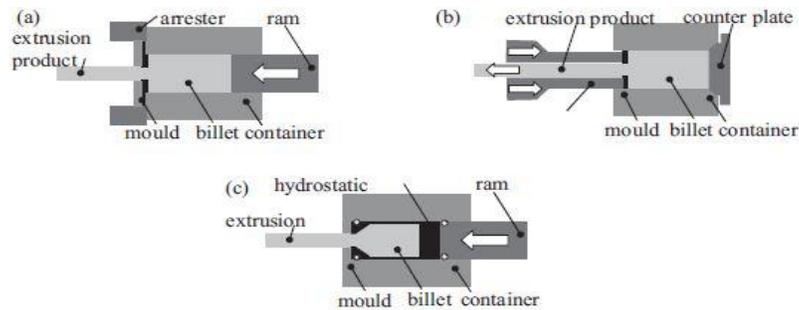


Figura 1. Esquemas de extrusión directa (a), indirecta (b) e hidrostática (c).

Otro proceso importante de fabricación que se puede realizar con aleaciones de magnesio, empleando las precauciones requeridas de atmosfera y materiales con los que entran en contacto las piezas durante su fabricación, es la extrusión de perfiles de sección variable. Existen actualmente estudios que han desarrollado procesos de extrusión de secciones variables empleando dados capaces de modificar su geometría durante el proceso de extrusión del material [24], así como también procesos de extrusión continua de aleaciones de magnesio empleando mandriles de sección transversal cambiante por etapas para aumentar considerablemente las propiedades mecánicas de la aleación extruida [25]. Empleando estas tecnologías es posible fabricar diferentes perfiles extruidos con altas propiedades mecánicas, empleando aleaciones comerciales.

En piezas en las que su elaboración se vea facilitada mediante procesos de fundición de aleaciones de magnesio con el fin de obtener partes con geometrías complejas, es necesario tener ciertas precauciones debido al riesgo inherente de explosión que se puede ocasionar por una reacción violenta con el agua, por lo que se deben establecer controles de humedad en los equipos y moldes para

evitar accidentes, adicionalmente, partículas de óxido de hierro deben evitarse por el mismo motivo; un método usado para evitar la humedad del material a fundir es precalentar las barras de magnesio a 121 °C eliminando partículas de agua atrapadas en esta [26]; otro método ampliamente extendido es el uso de atmosferas protectoras de hexafluoruro de azufre, las cuales controlan la volatilidad de la fundición al reaccionar con ésta formando una fina capa molecular de óxido de magnesio y fluoruro de magnesio MgF_2 en su superficie, previniendo la evaporación del material. Adicionalmente, estos compuestos resultan en el incremento de la resistencia a la cedencia al reducir las impurezas en la pieza final [27].

En el caso que una pieza en magnesio deba fabricarse mediante forja, las temperaturas de forjado son aproximadamente las mismas que se emplean para la extrusión, cuándo dos o más piezas necesitan ser unidas, dicha unión puede realizarse mediante remachado, sin embargo los remaches no se hacen con aleaciones de magnesio, ya que estas se endurecen rápidamente por el trabajo mecánico y al endurecerse, se hacen quebradizas, o en otros casos mediante soldadura [28]. Otra forma de obtener piezas finales con aleaciones de magnesio son los maquinados en los cuales, debido a las condiciones previamente descritas se hace necesario el control y recolección de las virutas del material, pues están son altamente inflamables. Para evitar la ignición del material durante el proceso se deben usar emulsiones de aceites solubles en agua a alta presión que inhiban la producción de gases que puedan alimentar la ignición del material maquinado [26].

Existen también tecnologías de soldadura y unión de aleaciones de magnesio, las cuales utilizan conceptos provenientes de las técnicas de soldadura tradicional e incorporan procedimientos específicos debido a las precauciones particulares de las aleaciones de magnesio. Con las aleaciones de magnesio es posible realizar uniones por soldadura con arco, con láser, de punto por resistencia, fricción, con métodos electromagnéticos, por difusión, *soldering*, *brazing* e incluso unión adhesiva [29]. Las precauciones principales que se deben tener para la realización de los procesos anteriores incluyen blindaje de las superficies a soldar con atmosferas protectoras (generalmente de argón) y limpieza de la superficie para remover óxidos de magnesio que puedan encenderse y posibles trazas de humedad, todo con el objetivo de reducir la posibilidad de que las aleaciones de magnesio altamente reactivas al contacto con oxígeno o agua hagan ignición durante el proceso de unión. Una de las ventajas de los métodos de unión de las aleaciones de magnesio es que se tiene la alternativa de generar la unión mediante técnicas que reducen la adición de calor a la pieza, reduciendo la zona afectada por la temperatura, o también se puede lograr la unión del material en estado sólido mediante deformaciones superplásticas [29].

Es también posible realizar procesos de metalurgia de polvos de magnesio, teniendo el control adecuado de las variables necesaria para su apropiada

elaboración, en la cual polvos metálicos de magnesio son producidos mediante la atomización de la aleación fundida en una atmosfera protectora con el fin de evitar su ignición, luego son comprimidos sobre un dado para dar forma a la pieza en producción mediante las precauciones adecuadas, puesto que el magnesio en finas partículas puede hacer ignición con facilidad. Por último, los polvos son calentados para dar lugar al sinterizado o consolidación de las partículas del metal en el componente. Este proceso puede ser muy útil para dar lugar a la elaboración de piezas con geometrías complejas o que requieran precisión dimensional, pero suele ser usado solo en ocasiones que lo ameriten por su alto costo, como es el caso del LPSO, en cual hace parte de una de sus etapas de producción.

Una de las características en las aleaciones de magnesio más investigadas y revolucionarias en la actualidad es la microestructura LPSO (*Long Period Stacking Order*). La estructura LPSO es una microestructura metálica que solo se presenta en aleaciones de magnesio con elementos metálicos y tierras raras [30], obtenidas mediante tratamientos térmicos de extrusión en caliente de polvos metálicos rápidamente solidificados. Aleaciones de magnesio con estas características microestructurales son candidatas a reemplazar las aleaciones de aluminio en la industria aeronáutica a futuro, debido a las altas propiedades mecánicas que se obtienen. El LPSO se puede caracterizar por dos fases según los aleantes (tierras raras) utilizados en su elaboración: (Tipo 1) es una fase de LPSO formada durante la solidificación, en el cuál se incluyen como aleantes tierras raras como el itrio, disprosio, holmio, erbio o el tulio; (Tipo 2) es una fase de precipitados de LPSO formada mediante tratamiento térmico, en el cual se incluyen como aleantes tierras raras como el gadolinio o el terbio [30].

Un ejemplo de la manufactura del LPSO, es la elaboración de un lingote de Mg97-Y2-Zn1, el cual fue concebido mediante fundición por inducción de metales puros de Mg, Zn e Y en una atmosfera protectora de argón, luego fueron obtenidos polvos de la aleación rápidamente solidificados por la atomización mediante gas de helio con una presión aplicada de 9.8 MPa. Posteriormente estos polvos de aleación fueron prensados en frio en un molde de cobre sellado, consecutivamente fueron extruidos con una relación de extrusión⁷ de 10 a una temperatura de 300°C, finalmente es obtenida una aleación maciza, con forma de varilla que posee un diámetro de 6 mm y una longitud de 800 mm, similar a la que se observa en la parte izquierda de la Figura 2 [8].



Figura 2. Geometrías obtenidas mediante extrusión de magnesio [8].

⁷ Relación de extrusión = Área transversal inicial / Área transversal extruida

3.4. Características del UH-60 “Black Hawk”

El UH-60, también conocido como S-70 bajo la denominación que le da el fabricante [31], es un helicóptero utilitario fabricado por *Sikorsky Aircraft*, de carga media, bimotor y con rotor de cuatro palas, el cual, según reglamentaciones civiles, concierne a la categoría FAR 29 por designación de FAA [22]. La aeronave tiene un peso máximo de despegue de 11100 kg y un peso de carga máximo de 2600 kg, su velocidad máxima es de 159 kn, tiene un techo de operación de 19000 ft, un rango de misión de 368 millas (320 nmi) y puede contar con 2 motores General Electric T700-GE-701C, cada uno capaz de generar 1410 kW (1890 shp) de potencia [32], en la Figura 3 y Figura 4 se pueden apreciar las dimensiones y configuración general de la aeronave.

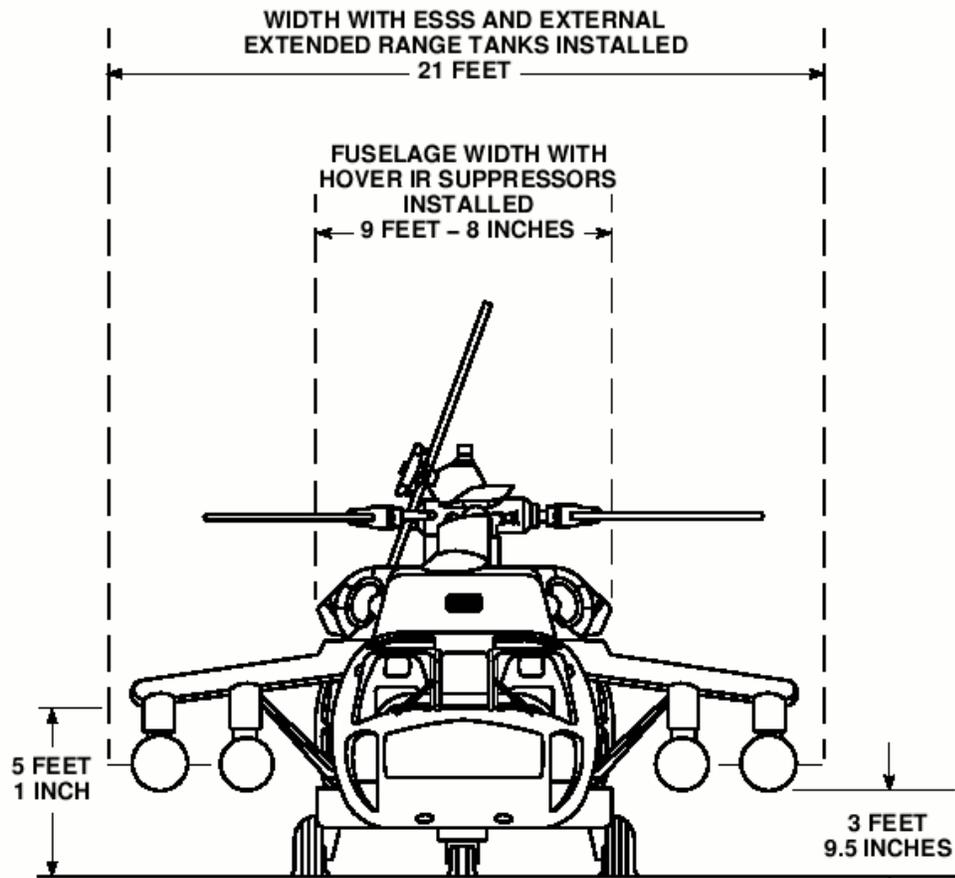


Figura 3. Esquema de dimensiones del UH-60, vista frontal [32].

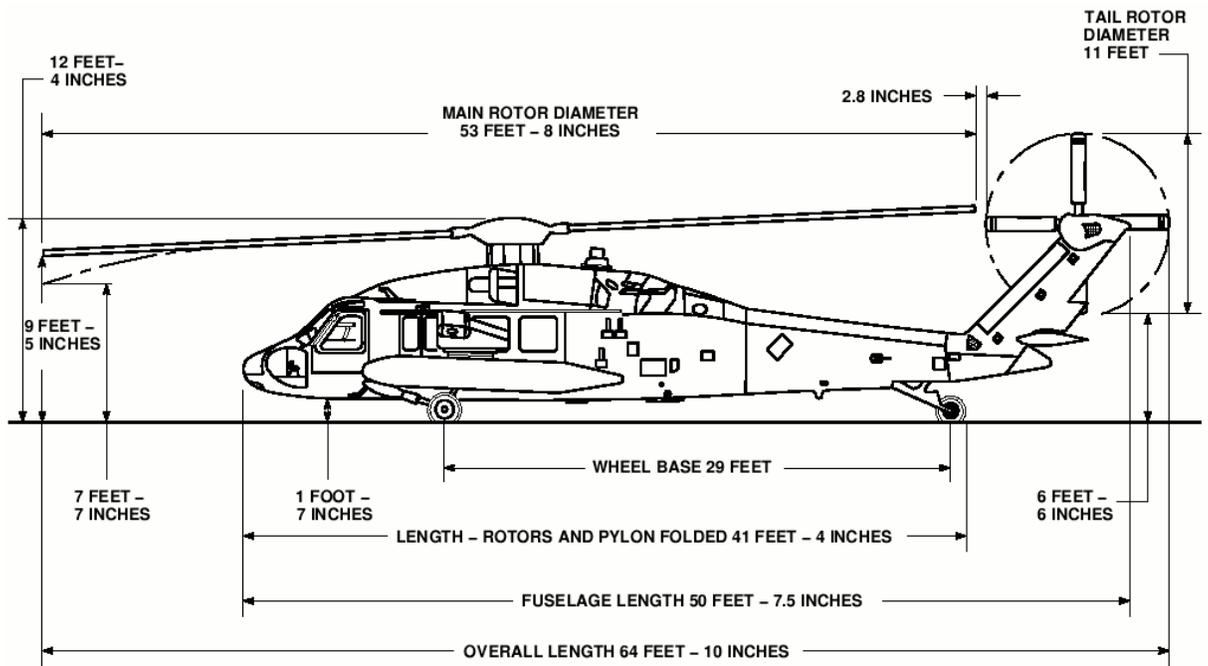


Figura 4. Esquema de dimensiones del UH-60, vista lateral [32].

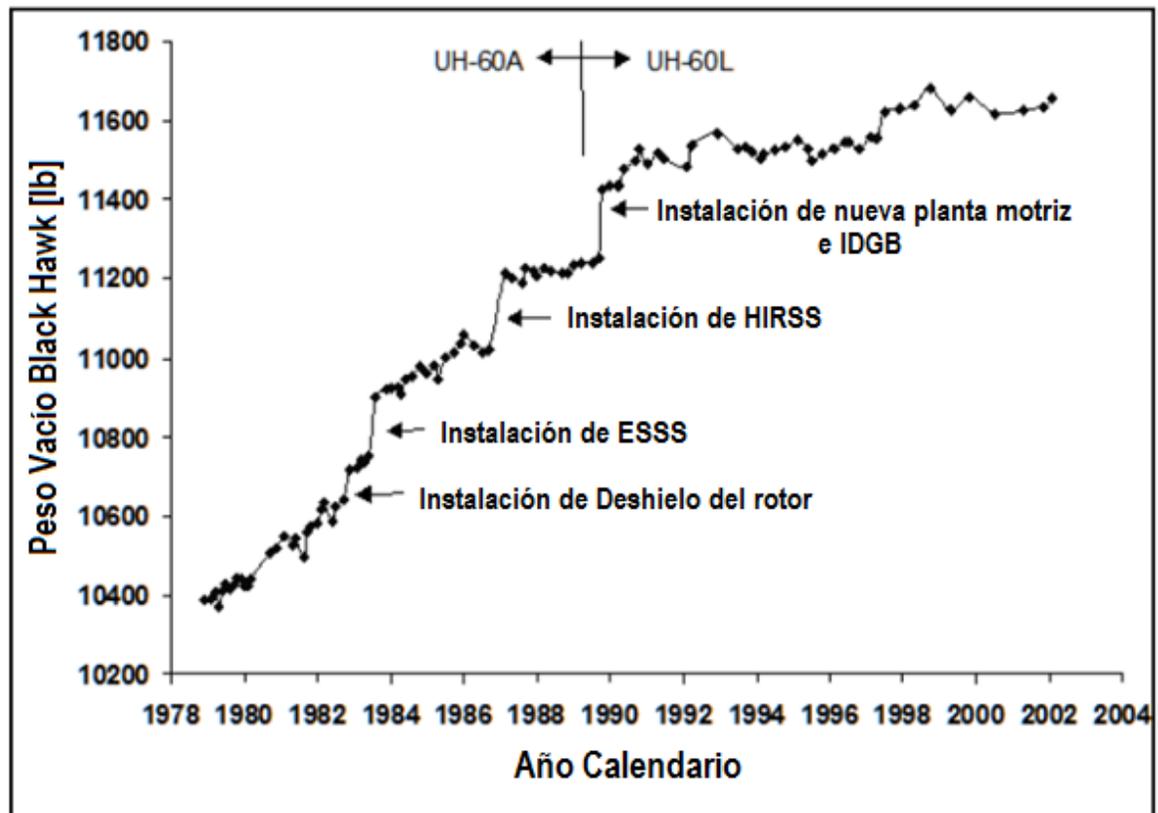


Figura 5. Evolución del peso vacío del Black Hawk a lo largo de su vida de operación [33].

Desde el momento en que fue puesta en operación esta aeronave, y a través de sus años de operación, experimentó un aumento en su peso debido a diversas modificaciones en su diseño y adiciones de equipos a su configuración inicial (ver Figura 5), que ocasionó una pérdida del rendimiento operacional de la aeronave, haciendo necesaria una actualización de la planta motriz por una de mayor potencia, con el fin de recuperar dicha pérdida, especialmente en climas y condiciones adversas. Es por esto que el UH-60 ha pasado por varias versiones en las cuales se han buscado corregir estas deficiencias, desde el UH-60A hasta el UH-60i, su actualización más importante fue la llegada del UH-60L, en la cual se implementó una planta motriz mejorada, aumentando su peso; pero, también mejorando su potencia y su rendimiento [33].

En la Figura 5 se evidencia como el peso vacío del Black Hawk aumentó de forma aproximadamente lineal respecto al tiempo, indicando también las características o equipos añadidos al diseño original que tuvieron el mayor impacto en el peso de la aeronave, como lo fue el aumento significativo de peso con el cambio de versión al UH-60L, el cual, resulta ser la versión de la aeronave más utilizada en muchos países, incluido Colombia. Posteriormente, al artillar el UH-60L, se convierte en un helicóptero utilitario de transporte con capacidades de combate, recibiendo la designación de Arpía [33]. Adicional al peso incrementado por el rediseño de partes y adiciones de equipo, la aeronave recibió un incremento aun mayor con la instalación del armamento y la aviónica necesaria para utilizar este mismo, disminuyendo en gran medida el rendimiento de la aeronave y restringiendo los rangos de operación considerablemente. Una solución para este impedimento podría lograrse con la renovación de la planta motriz, siendo un proceso bastante engorroso y de elevado costo; la otra solución es la disminución del peso de la aeronave mediante el cambio de material de fabricación de algunas de sus piezas, pasando de piezas fabricadas en aleaciones de aluminio a aleaciones de magnesio. Nuevas investigaciones de aleaciones de magnesio permiten llevar a cabo esta solución, garantizando un incremento del rendimiento de la aeronave conforme se logran reemplazar las piezas.

3.5. Modelo de análisis estructural

Normalmente, para realizar cambios de material en piezas aeronáuticas, se requiere realizar un estudio teniendo en cuenta fenómenos no lineales para la implementación final de las piezas; sin embargo, realizar este tipo de estudios no es recomendable como una primera aproximación, pues no se tiene certeza si el material a emplear puede soportar las condiciones de carga normales de las piezas, lo que puede llevar a realizar un estudio muy complejo sobre un proyecto que desde el inicio no tenía factibilidad técnica. Debido a que el propósito del presente trabajo es realizar una primera aproximación para determinar si el magnesio puede ser utilizado para la fabricación de piezas semi-estructurales, partiendo de la resistencia mecánica y las cargas de operación, se consideró aceptable utilizar el módulo de análisis estructural del programa ANSYS (*Static Structural*) para una primera evaluación de las piezas. Emplear dicho módulo de análisis permite evaluar el efecto de los fenómenos no lineales en las piezas a simular [34] y determinar si se requiere considerar estos efectos para un posterior análisis no lineal.

El estudio de los fenómenos no lineales, generalmente plantea la necesidad de realizar un análisis de fatiga dependiendo de las necesidades particulares de carga de cada pieza. Este tipo de análisis requiere un estudio continuo sobre la vida límite de las piezas con el fin de establecer tiempos de servicio. Las aleaciones de magnesio comienzan a presentar efectos de fatiga cuando experimentan esfuerzos en un rango entre 70 y 150 MPa para un número de ciclos entre 1×10^7 y 1×10^5 , respectivamente [35]. La mejor forma de analizar las características de fatiga de un material es someterlo a prueba para determinar su comportamiento a cargas cíclicas [35]. Existen también métodos analíticos y numéricos para analizar las características de fatiga, los programas que emplean métodos analíticos tienen la ventaja que el análisis es rápido y requieren de menos preparación para obtener la solución. Las soluciones analíticas generalmente no reflejan adecuadamente las condiciones de frontera y geometría en algunos casos; por el contrario, los métodos numéricos para análisis de fatiga pueden predecir los patrones de falla en geometrías arbitrarias utilizando diferentes métodos de discretización del modelo para estimar la vida útil de las piezas. Normalmente los métodos numéricos para análisis de fatiga requieren un largo tiempo para llevarse a cabo y capacidad computacional [36].

El módulo de análisis estático de ANSYS utiliza elementos finitos para la discretización, simulación y obtención del estado de carga de las piezas. Este módulo emplea un modelo de análisis estructural estático lineal, basado en la teoría de pequeñas deformaciones, para la obtención de los esfuerzos y las deformaciones al interior de la geometría analizada [37], este módulo permite determinar la respuesta de una pieza y de su estructura interna ante cargas estáticas, aceleraciones y velocidades angulares constantes aplicando teorías

basadas en principios elásticos y teniendo en cuenta los tipos de soportes con los que cuenta la parte en cuestión.

El método numérico de elementos finitos que emplea el programa ANSYS, aproxima las propiedades de interés, modeladas por ecuaciones diferenciales con derivadas parciales, al interior de una geometría de estudio 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, a lo largo de toda la geometría. Para el cálculo de estas variaciones, se realiza una discretización de la geometría en pequeños subdominios, dentro de los cuales se evalúa la variación de las propiedades mediante ecuaciones más simples, de tal forma que las variaciones aproximadas entre los elementos más pequeños permitan aproximar la variación de las propiedades modeladas mediante ecuaciones más completas y complejas a lo largo de la geometría total.

Cabe resaltar que, para el desarrollo de las simulaciones, fue necesaria la validación del método de simulación para confirmar que los resultados obtenidos son aceptables y acordes con la realidad, basados en teorías de modelación de fenómenos de esfuerzo y deformación mecánica. Debido a la naturaleza de las piezas a analizar, se requirió la validación de dos fenómenos estructurales básicos: tensión-compresión y cargas cortantes, los cuales se lograron verificar mediante simulaciones de ensayos de tensión y de flexión de probetas. La teoría empleada para la validación de los fenómenos de tensión fue la teoría simplificada de la ley de Hooke mostrada en la Ecuación 1, mientras que para la validación de los fenómenos de flexión se emplearon las soluciones analíticas de las ecuaciones diferenciales que modelan los fenómenos simplificados utilizados para la validación, obtenidos de [38], estas soluciones se muestran en la Ecuación 2 y la Ecuación 3.

$$\sigma = E\varepsilon$$

Ecuación 1. Expresión general de la ley de Hooke para modelos mecánicos lineales, donde σ es el esfuerzo, E es el módulo de Young del material y ε es la deformación unitaria.

$$v_{max} = -\frac{PL^3}{48EI}$$

Ecuación 2. Solución analítica para la curva de deflexión de una viga doblemente apoyada y una carga central, como se muestra en la Figura 6, donde P es la carga aplicada en el centro de la viga, L es la longitud de la misma, E es el módulo de Young del material e I es la inercia de la sección transversal de la pieza.

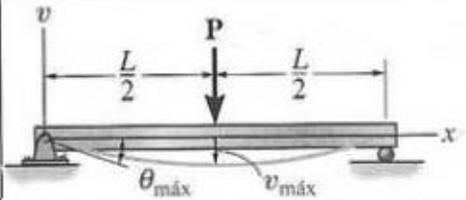
Viga	Deflexión
	$v_{\text{máx}} = \frac{-PL^3}{48EI}$

Figura 6. Modelo teórico de deflexión para una viga doblemente apoyada y con una carga central.

$$v_{\text{max}} = -\frac{PL^3}{3EI}$$

Ecuación 3. Solución analítica para la curva de deflexión de una viga empotrada con carga en su extremo libre, como se muestra en la Figura 7, siguiendo la misma nomenclatura de la Ecuación 2.

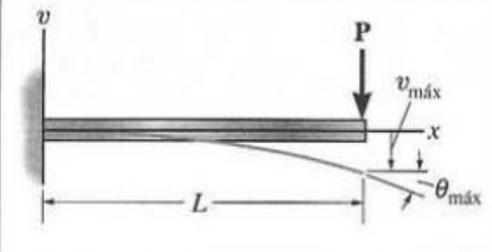
Viga	Deflexión
	$v_{\text{máx}} = \frac{-PL^3}{3EI}$

Figura 7. Modelo teórico de deflexión de una viga en voladizo con carga en su extremo libre.

3.6. Estado del arte

Anteriormente se utilizaba mucho el magnesio en piezas de diferentes aeronaves e incluso se llegaron a fabricar aeronaves enteramente en magnesio [4], sin embargo este uso del magnesio en la industria aeronáutica se redujo considerablemente debido a la falta de aleaciones con alta resistencia y ductilidad que cumplieran con los nuevos requerimientos estructurales, y también, a la baja resistencia a la corrosión que presentaban las aleaciones de magnesio anteriormente [39].

En la actualidad existen diversos proyectos que se han enfocado en la determinación de aplicaciones para el magnesio en diferentes campos; sin embargo, pocos lo han hecho para la industria aeronáutica, como es el caso del *InnMAG Project "Processing Mg for Civil Aircraft Application"* que con base en diferentes aleaciones y procesos de manufactura realizables al magnesio, se seleccionaban las posibles aplicaciones y piezas a fabricar, que pudieran ser parte de algún componente interno de una aeronave civil o simplemente reemplazarlo, cubriendo todas las etapas de producción sobre el material, desde la aleación, formados y recubrimientos, hasta la obtención final de una pieza totalmente usable. En este se tienen en cuenta y se previenen, los problemas del magnesio inherentes a la industria aeronáutica como es el caso de su resistencia, flamabilidad y corrosión, factores que antes restringían las posibles aplicaciones del material en este campo. Las piezas que finalmente son escogidas y tenidas en consideración fueron perfiles estructurales (perfil especial en C), además de sujetadores que hacen parte de la estructura que soporta los compartimientos sobre cabeza, donde los pasajeros depositan su equipaje de mano, y que por lo tanto deben contar con la resistencia suficiente para garantizar la seguridad de estos; estas partes fueron obtenidas mediante procesos de extrusión y maquinado [23].

El uso de partes de magnesio redujo el peso del ensamble del compartimento en un 35%, pero la rigidez del sistema se redujo en igual medida, por lo que con el fin de mantenerla, se realizó un ensamblaje híbrido con partes en aluminio y magnesio, logrando una reducción de peso del 20%, que sigue siendo un factor considerable para validar el objetivo del proyecto [23]. Teniendo en cuenta los resultados obtenidos por el *InnMAG Project*, se pretende emplear una metodología similar para analizar las piezas del helicóptero UH-60 provistas por el operador para el desarrollo del presente trabajo.

CAPÍTULO 4: METODOLOGÍA

Para el desarrollo del presente trabajo se determinó seguir una metodología similar a la empleada por el *Inmmag Project* [23] empleando las herramientas disponibles para la realización del presente trabajo. Dicha metodología permitió llevar a cabo las diferentes tareas necesarias a lo largo de todo el trabajo, utilizando siempre la información recopilada en el paso anterior como base para continuar el análisis. En la Figura 8 se muestra un esquema del plan de acción empleado durante el desarrollo del trabajo

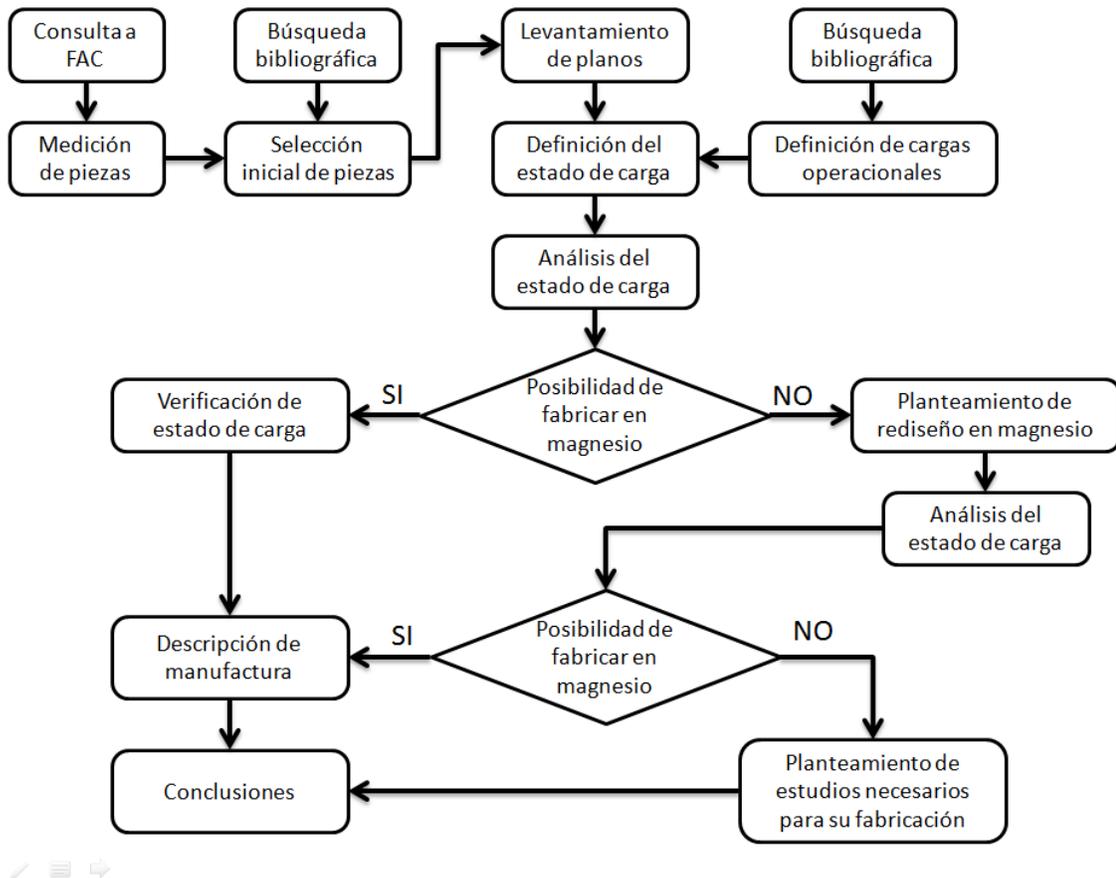


Figura 8. Diagrama de flujo de la metodología seguida durante el proyecto.

Inicialmente se obtuvo acceso a la base de la fuerza aérea, CACOM-5, ubicada en Rionegro, para analizar la aeronave UH-60, de la cual se identificaron las piezas semi-estructurales. Dichas piezas son fabricadas originalmente en aleaciones de aluminio y las cargas que soportan en operación son moderadas. Se tomaron las medidas geométricas de las piezas para el levantamiento de modelos de las mismas utilizando herramientas de CAD. Para la toma de dimensiones se utilizaron flexómetros, pie de rey, goniómetros, juegos de escuadras, reglas y

transportadores para tomar la mayor cantidad de mediciones de las piezas, procurando que los modelos realizados fuesen lo más cercanos posible a la pieza real.

Se analizaron cuáles eran las cargas específicas que deben soportar las piezas medidas y se realizó una estimación de la magnitud de estas cargas, basados en información otorgada por la fuerza aérea y regulaciones aplicables a las piezas provistas, para definir el factor de seguridad que deben cumplir las piezas para ser fabricadas en aleaciones de magnesio. Para la estimación de las cargas que soportan las piezas se tuvo presente la ubicación de cada pieza dentro de la estructura de la aeronave y sus funciones específicas en esta para determinar las cargas a las que estará sometida la pieza en operación. Adicionalmente se recurrió a los requisitos que deben cumplir las piezas según regulaciones aeronáuticas⁸ para obtener las características operativas normales de las mismas.

Utilizando herramientas computacionales de análisis estructural se determinaron los puntos de mayor esfuerzo dentro de la parte original, con base en las condiciones y geometrías definidas, para establecer la cercanía de los esfuerzos máximos al esfuerzo de cedencia del material y así establecer el factor de seguridad de la pieza fabricada en aluminio. Esto sirvió como punto de comparación al momento de analizar el factor de carga de las piezas fabricadas en aleaciones de magnesio, buscando determinar inicialmente la factibilidad técnica desde el punto de vista de la resistencia de cargas en la operación de las piezas. Con base en los niveles de esfuerzos encontrados, se estableció la necesidad de evaluar las deformaciones y desplazamientos de las piezas bajo las cargas de operación para determinar si estos afectan negativamente la operación normal de las piezas. Los niveles de esfuerzo que se obtuvieron en las simulaciones también se emplearon como criterio para determinar la necesidad de proponer un análisis de fatiga de las piezas en estudios futuros, teniendo en cuenta el alcance del proyecto y los niveles de esfuerzo para los cuales las aleaciones de magnesio comienzan a evidenciar fenómenos de fatiga, como se mencionó en el marco teórico.

Habiendo obtenido los puntos críticos de las piezas, se determinó cuáles de estas son las más viables de fabricar en magnesio, en función de las propiedades de las aleaciones encontradas durante la revisión bibliográfica, los tipos de esfuerzos a los que se someterá el material, los niveles de esfuerzo que debe soportar y el proceso de fabricación estimado por el cual se obtendrá la geometría deseada para garantizar que el método de producción proporcionará las propiedades requeridas.

⁸ Aplicables según la normativa bajo la cual se realizó la certificación de la aeronave de la cual se extrajo la pieza.

Una vez identificadas las piezas cuyas características permitieron la posibilidad de fabricarse en magnesio, se estudió si las geometrías medidas en las piezas de aleaciones de aluminio permiten producir piezas idénticas utilizando alguna de las aleaciones de magnesio que existen o que se están desarrollando actualmente. Para concluir si efectivamente la pieza puede ser fabricada directamente en magnesio, se verificó que la misma pudiese soportar los esfuerzos normales de operación que debe soportar la pieza original sin presentar deformaciones peligrosas o fallas en el material, manteniendo también los estándares requeridos para poder fabricar la pieza en aleaciones de magnesio, de lo contrario se realizó un rediseño geométrico de las piezas que así lo requirieran para hacer posible su fabricación en aleaciones comerciales de magnesio, dando prioridad a la eliminación de concentradores de esfuerzo o a reforzar los puntos críticos de las piezas bajo las cargas de operación. Después del análisis geométrico necesario, se evaluó la posible necesidad de realizar un análisis de fatiga de la pieza en función de los niveles de esfuerzo a los que está sometida y se examinó si la nueva geometría puede utilizarse en el espacio donde operaba la pieza original, teniendo en cuenta el aumento requerido del volumen y las dimensiones de la pieza. Finalmente se compararon los pesos de las nuevas piezas y de las piezas originales teniendo en cuenta el cambio de material y el aumento másico que implicó el aumento volumétrico, con el fin de determinar la viabilidad del cambio.

CAPÍTULO 5: RESULTADOS Y ANÁLISIS DE CARGAS SOBRE PIEZAS ESTUDIADAS

5.1: Validación de simulación

Para el proceso de validación de las simulaciones realizadas, sobre las cuales se llevó a cabo el análisis de factibilidad estructural de las piezas seleccionadas, se optó por realizar dos simulaciones independientes que permitieran cuantificar el comportamiento de dos piezas sometidas a esfuerzos específicos y comparar los resultados obtenidos con los resultados teóricos esperados. Para ambas validaciones, se determinó emplear aluminio, tanto en la simulación como en los estudios teóricos, debido al mayor conocimiento que se tiene de las propiedades del aluminio sometido a diferentes ensayos estándar. La primera pieza a validar fue una probeta a tensión, siguiendo con todas las especificaciones de la norma ASTM E8 para el ensayo de materiales metálicos [40]. La segunda pieza a validar fue una viga rectangular sometida a un ensayo a flexión en 3 puntos y en voladizo. Estas validaciones también se llevaron a cabo para realizar una familiarización con la herramienta de simulación y adquirir una idea básica de las capacidades y modo de manejo de la misma.

Caso 1: Probeta a tensión

Se elaboró una probeta cilíndrica con sección de prueba de 12.5 mm de diámetro, siguiendo las especificaciones para probetas cilíndricas establecidas en [40]. Posteriormente se realizó la simulación de la probeta elaborada bajo diferentes magnitudes de carga obtenidas con base en la ley de Hooke⁹ hasta el valor reportado en la literatura con el que se obtuviera el esfuerzo de cedencia del material [38]. Para garantizar un seguimiento preciso del comportamiento de la simulación a diferentes valores de carga hasta llegar al esfuerzo de cedencia, se realizaron 10 puntos de simulación con valores ascendentes de carga hasta el límite de fluencia del material, buscando evaluar también los resultados que entrega ANSYS al simular fenómenos de esfuerzo en los límites superiores del rango elástico del material. La carga empleada en estos mismos puntos de simulación se utilizó para calcular analíticamente el esfuerzo promedio al cual la probeta estaría sometida durante la simulación.

Inicialmente se simuló la probeta completa como especifica el estándar ASTM E8 para las pruebas de tensión de materiales metálicos, con el fin de observar las capacidades de simulación de ANSYS en piezas tridimensionales hasta valores cercanos al esfuerzo de cedencia del material empleado; sin embargo, al momento de tomar los datos de esfuerzo promedio de la sección, se hizo evidente

⁹ Esfuerzo = Modulo de Young * Deformación Unitaria

que sería mejor simular únicamente la sección de prueba de la probeta, dado que la lectura de la magnitud de los esfuerzos en la sección reducida de la probeta completa se hacía difícil, debido a que ANSYS entregaba el perfil de esfuerzo en cada punto de la pieza mediante un diagrama de colores, impidiendo tener un valor promedio puntual en la sección de pruebas de la pieza. En la Figura 9 se puede ver que el esfuerzo es homogéneo cuando se simula únicamente la sección de pruebas, aislada de cualquier geometría concentradora de esfuerzos, facilitando la lectura de su magnitud. Los resultados promedio obtenidos de la simulación de la sección de pruebas y los esperados teóricos se pueden ver representados en la Tabla 3.

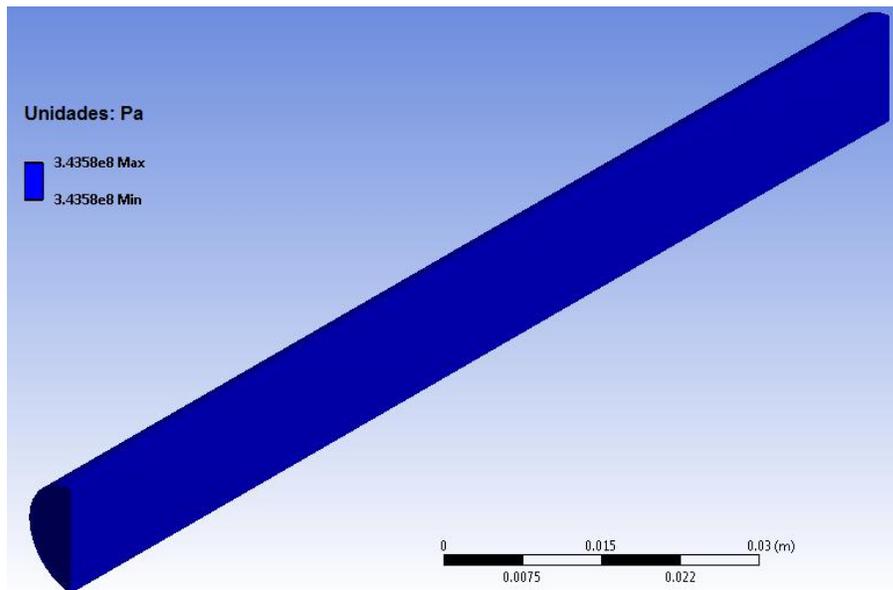


Figura 9. Perfil de esfuerzos en todo el volumen de la sección de pruebas (vista transversal).

Tabla 3. Valores de carga, esfuerzo y deformación reportados de los cálculos teóricos y obtenidos de la simulación.

Carga [N]	Deformación Unitaria	Esfuerzo Teórico [MPa]	Esfuerzo ANSYS [MPa]	% Error
0	0	0	0	0
4703.241	0.0005	36.55	36.551	0.002736
9406.481	0.001	73.1	73.102	0.002736
14109.72	0.0015	109.65	109.65	0
18812.96	0.002	146.2	146.2	1.94E-14
23516.2	0.0025	182.75	182.75	0
28219.44	0.003	219.3	219.3	0
32922.68	0.0035	255.85	255.86	0.003909
37625.93	0.004	292.4	292.41	0.00342
42329.17	0.0045	328.95	328.96	0.00304
44210.46	0.0047	343.57	343.58	0.002911

Una vez realizada la simulación y obtenido los valores de esfuerzo promedio en la sección de prueba de la probeta, se observó que los resultados correspondían fielmente con los esperados según los cálculos teóricos. Con base en lo anterior, se construyeron las siguientes curvas que muestran el comportamiento elástico del aluminio hasta su esfuerzo de cedencia.

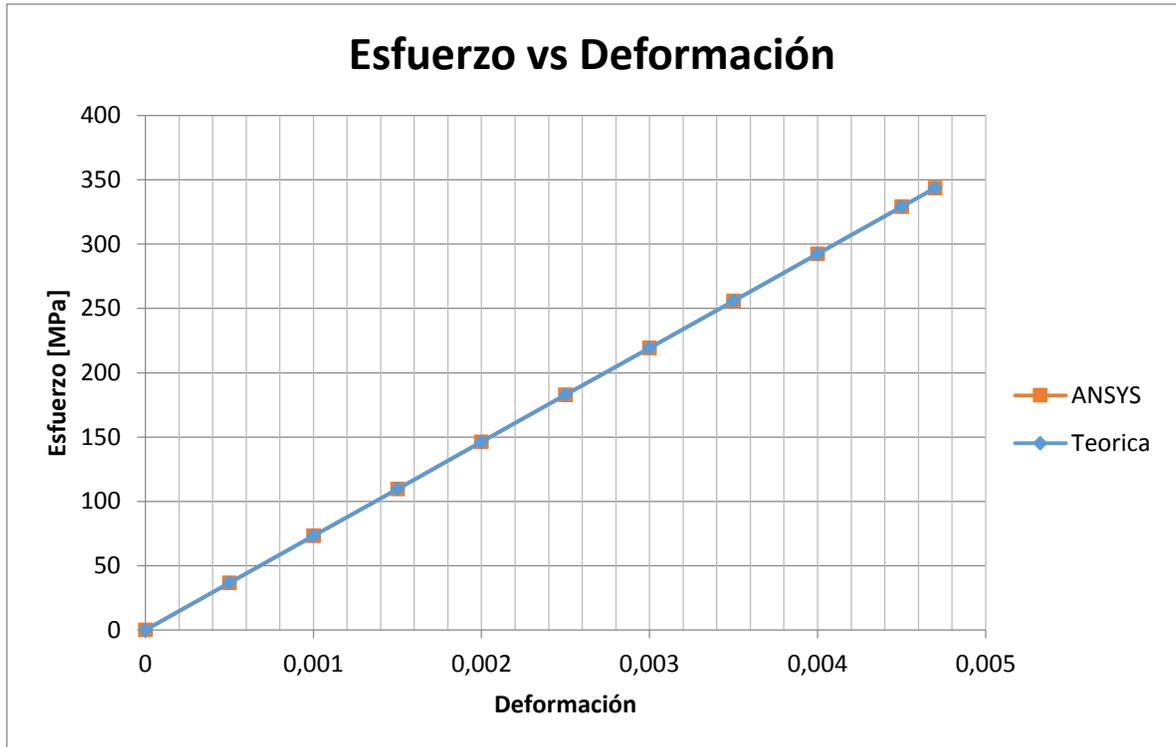


Figura 10. Curvas de esfuerzo vs deformación obtenidas empleando la ley de Hooke, las propiedades teóricas del aluminio y los datos obtenidos de la simulación.

Teniendo en cuenta el extremadamente bajo porcentaje de error entre los resultados obtenidos y las comparaciones teóricas, se puede afirmar que el programa de simulación ANSYS modela los fenómenos de tensión y los comportamientos pertenecientes al rango elástico de la curva de esfuerzo vs deformación adecuadamente. Esto significa que los resultados arrojados por las simulaciones permitirán realizar análisis apropiados de los estados de esfuerzo de las piezas analizadas siempre y cuando no se excedan los esfuerzos de cedencia de los materiales empleados.

Caso 2: Probeta a flexión

Para realizar la validación pertinente de los resultados otorgados por las simulaciones de las piezas analizadas a flexión mediante la herramienta computacional ANSYS, fue necesario analizar la flexión de elementos estructurales según sus condiciones de apoyo [38]. Los resultados analíticos

comparados con los datos arrojados por la simulación en ANSYS fueron la deflexión obtenida según la coordenada punto a punto sobre el eje longitudinal de cada viga, con el fin de verificar la certeza de las simulaciones posteriores de las piezas en las cuales es necesario conocer las condiciones de esfuerzo soportado para analizar la capacidad de soportar diversas condiciones de carga.

Tabla 4. Condiciones para el cálculo y simulación de las vigas.

Viga en Aluminio 2024-T3 de 5x5 cm	
Largo (L) [m]	1
Carga (P) [N]	-1177.2
Modulo Elástico (E) [GPa]	73.1
Inercia (I) [m ⁴]	5.208x10 ⁻⁷

Como condición general para los cálculos y la simulación, se consideró una viga de sección cuadrada con las especificaciones mostradas en la Tabla 4. Ambos estudios se llevaron a cabo con las mismas condiciones de carga y empleando un Aluminio 2024-T3 en ambas vigas analizadas para la validación.

Caso 2.1: Probeta a flexión a 3 puntos

Como puede observarse en la simulación de ANSYS (Figura 11), al aplicarse las condiciones de carga descritas anteriormente en el centro de la viga, esta sufre una deflexión debido a la carga aplicada, que a su vez produce esfuerzos que deben ser soportados por la geometría de la pieza y su material. Los sitios donde la viga presenta la mayor deflexión están delimitados por el color azul, mientras que en rojo son aquellos donde se produce la menor deflexión, ubicados en los sitios más cercanos a los apoyos (normalmente los datos máximos se representan en colores cálidos y los mínimos en colores fríos, la inversión de los colores es debido al marco de referencia interno del programa). La herramienta también arroja los datos de deflexión punto a punto y una breve animación sobre la deflexión en metros producida por la carga ingresada.

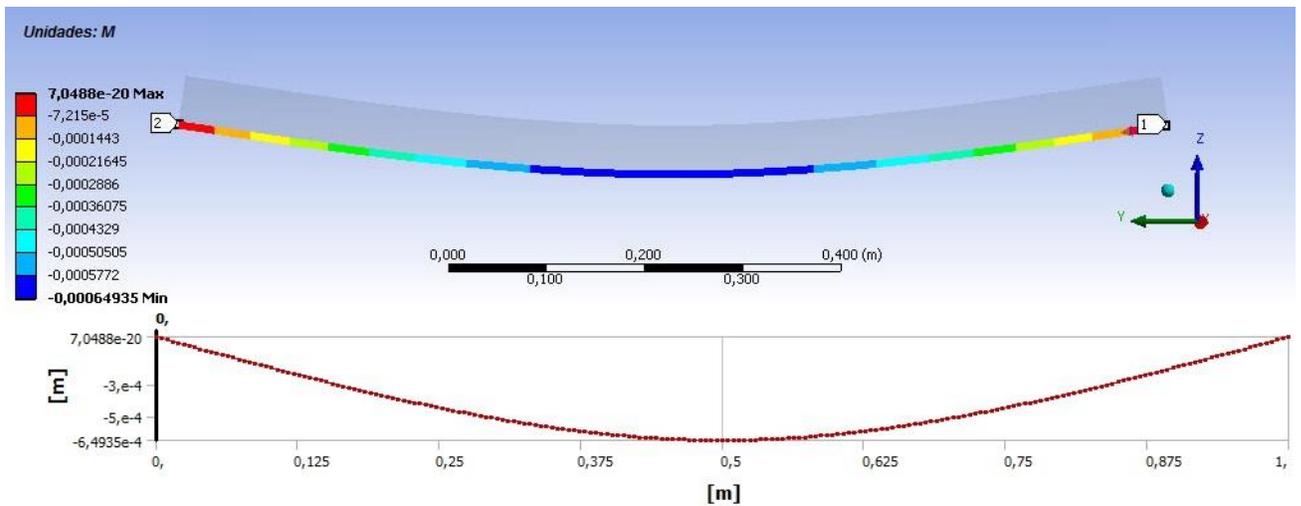


Figura 11. Simulación en ANSYS de la viga en flexión a 3 puntos (exagerada 77 veces para hacer más claro y visible su comportamiento).

Para realizar la comparación de la simulación se emplearon las formulas teóricas del cálculo de la deflexión de vigas apoyadas en dos puntos [38]. Con base en los resultados obtenidos, se construyó la curva del comportamiento a flexión teórico de la viga a través de su longitud, seguidamente, utilizando los datos de deflexión en metros a través de la longitud de la barra arrojados por ANSYS, se construyó otra curva para comparar con la hallada previamente en el análisis teórico de la viga apoyada en dos puntos. Observando la Figura 12, se evidencia un comportamiento muy similar entre ambas curvas, una correspondencia entre los datos que, al comparar las deformaciones en el punto más crítico, a 0.5 metros de su longitud (centro de la viga), se obtiene un error porcentual entre estos de solo 0.80%, lo cual corrobora y valida ampliamente los resultados que puedan ser obtenidos mediante las simulaciones en ANSYS para este caso.

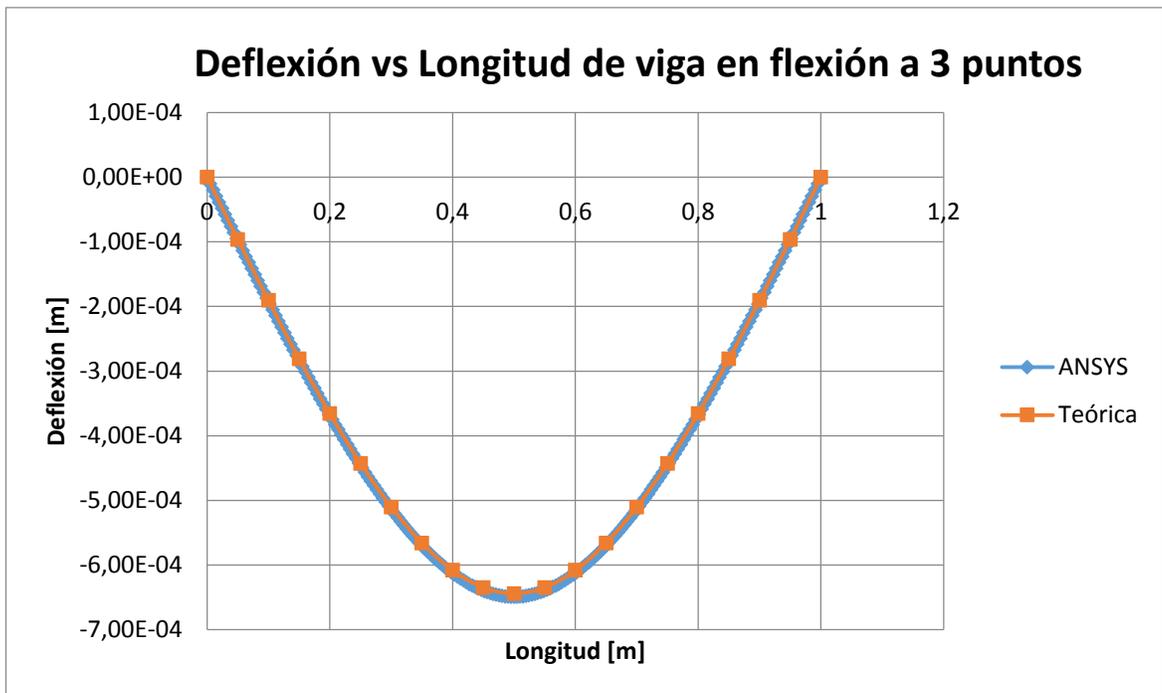


Figura 12. Curvas de deflexión utilizando los datos obtenidos de la Teoría de vigas apoyadas en 2 puntos y con los datos obtenidos de la simulación de ANSYS.

Caso 2.2: Probeta a flexión, viga en cantiléver o voladizo

Como puede observarse en la simulación de ANSYS (Figura 13) al aplicarse las condiciones de carga ya descritas anteriormente en el extremo de la longitud de la viga, esta sufre una deflexión debido a la carga aplicada, que a su vez produce esfuerzos que deben ser soportados por la geometría de la pieza y su material, proporcionales a la distancia de separación entre el empotramiento de esta con el extremo cargado. Es posible evidenciar dicha relación en el perfil de colores, desde los puntos donde se producen las mayores deflexiones, en este caso descritos por el color azul, hasta las secciones en rojo, donde se producen las menores deflexiones, ubicadas en los sitios más cercanos al empotramiento (normalmente los datos máximos se representan en colores cálidos y los mínimos en colores fríos, la inversión de los colores es debido al marco de referencia interno del programa). La herramienta también arroja los datos de deflexión punto a punto y una breve animación sobre la deflexión en metros producida por la carga ingresada.

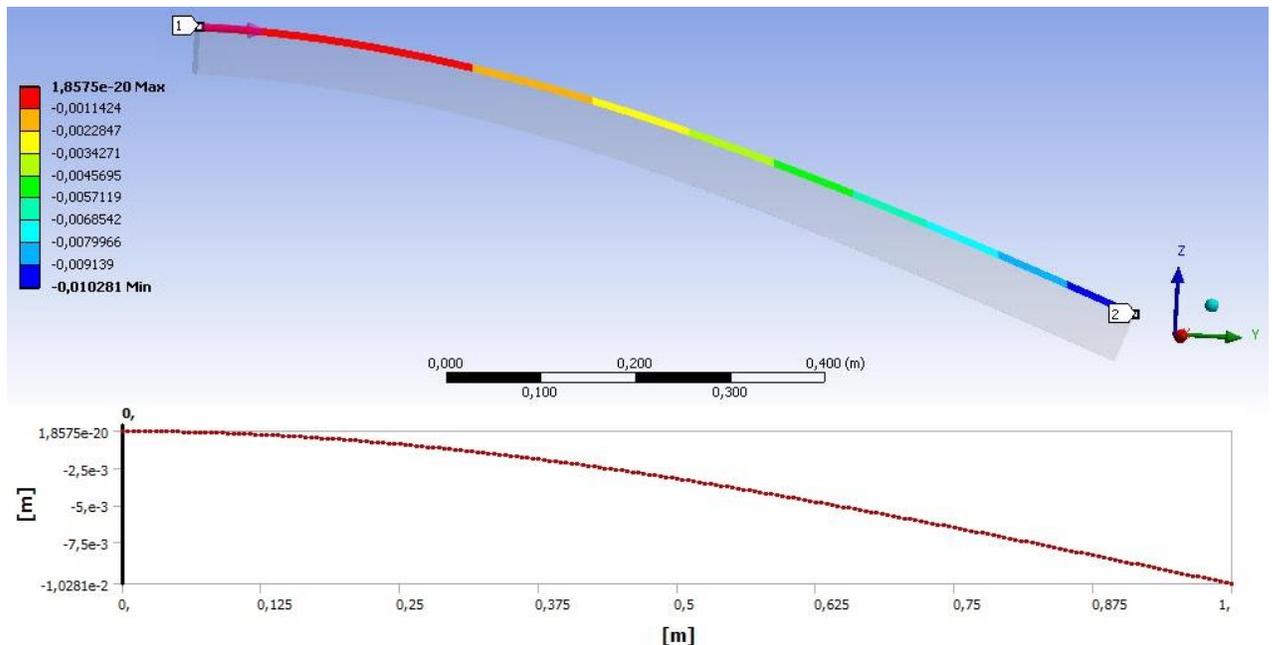


Figura 13. Simulación en ANSYS de la viga apoyada en Cantiléver o Voladizo (exagerada 24 veces para hacer más claro y visible su comportamiento).

Para realizar la comparación de la simulación se emplearon las formulas teóricas del cálculo de la deflexión de vigas en voladizo [38]. Con base en los resultados obtenidos, se construyó la curva del comportamiento teórico a flexión de la viga en voladizo a través de su longitud, posteriormente, se utilizaron los datos de deflexión en metros a través de la longitud de la barra arrojados por ANSYS para construir la otra curva a comparar con la hallada previamente en el análisis teórico de la viga en voladizo o Cantiléver (Figura 14). Se evidencia un comportamiento muy similar entre ambas gráficas, una correspondencia entre los datos que, al comparar las deformaciones en el punto más crítico, a 1 metro de su longitud (Final de la viga), se obtiene un error porcentual entre estos de solo 0.24% lo cual corrobora y valida ampliamente los resultados que puedan ser obtenidos mediante las simulaciones en ANSYS para este caso.

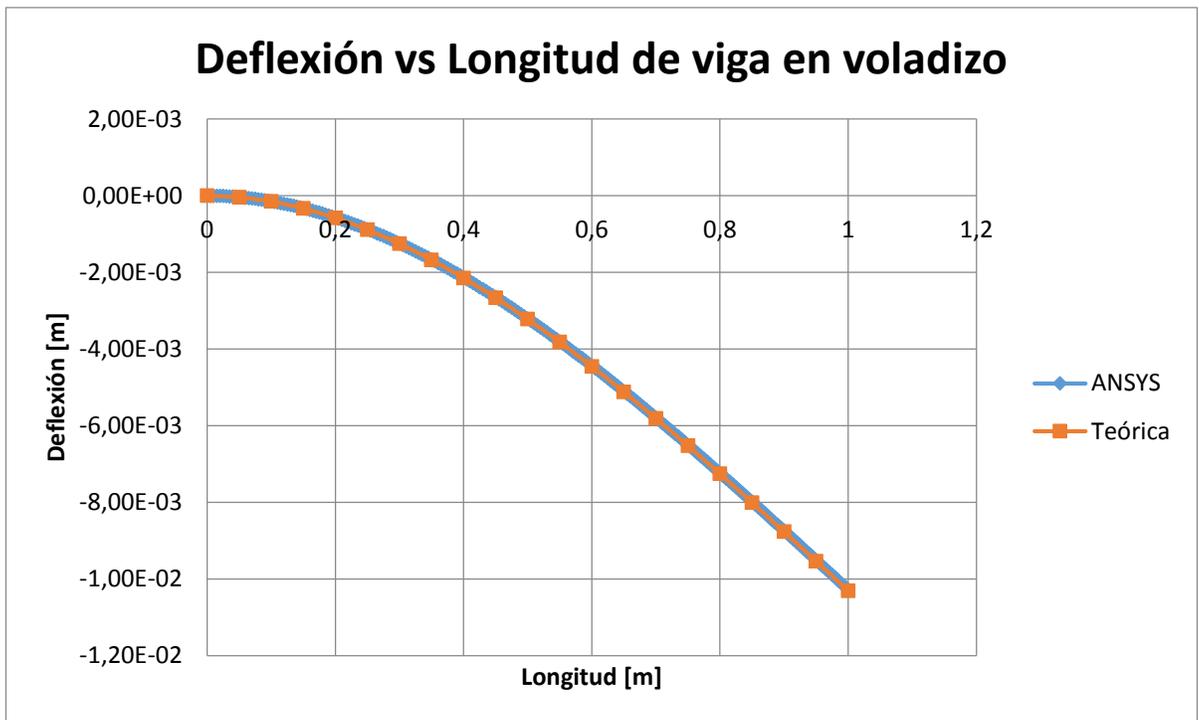


Figura 14. Gráfica de deflexión para la viga en voladizo mediante el uso de datos obtenidos a través de la Teoría de vigas en Cantiléver o Voladizo.

5.2. Análisis del 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 está 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 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. Se muestran las vistas isométricas en la Figura 15 y la Figura 16 y seguidamente se muestran las dimensiones principales registradas en los planos de las vistas Frontal (Figura 17), inferior (Figura 18), y lateral (Figura 19), para describir sus características geométricas, finalmente también se muestra la pieza real en instalada en la aeronave en la Figura 20.

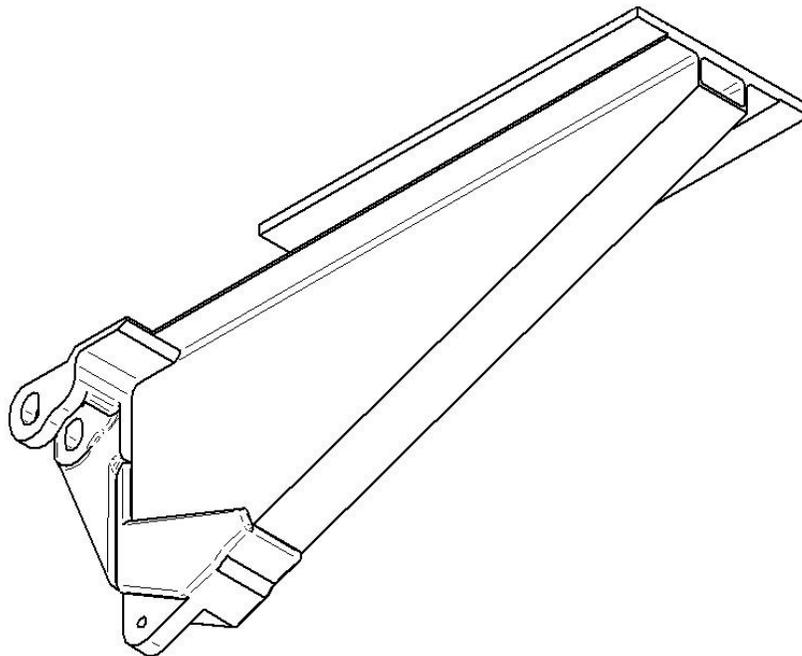


Figura 15. Isométrico del pie de apoyo, vista inferior.

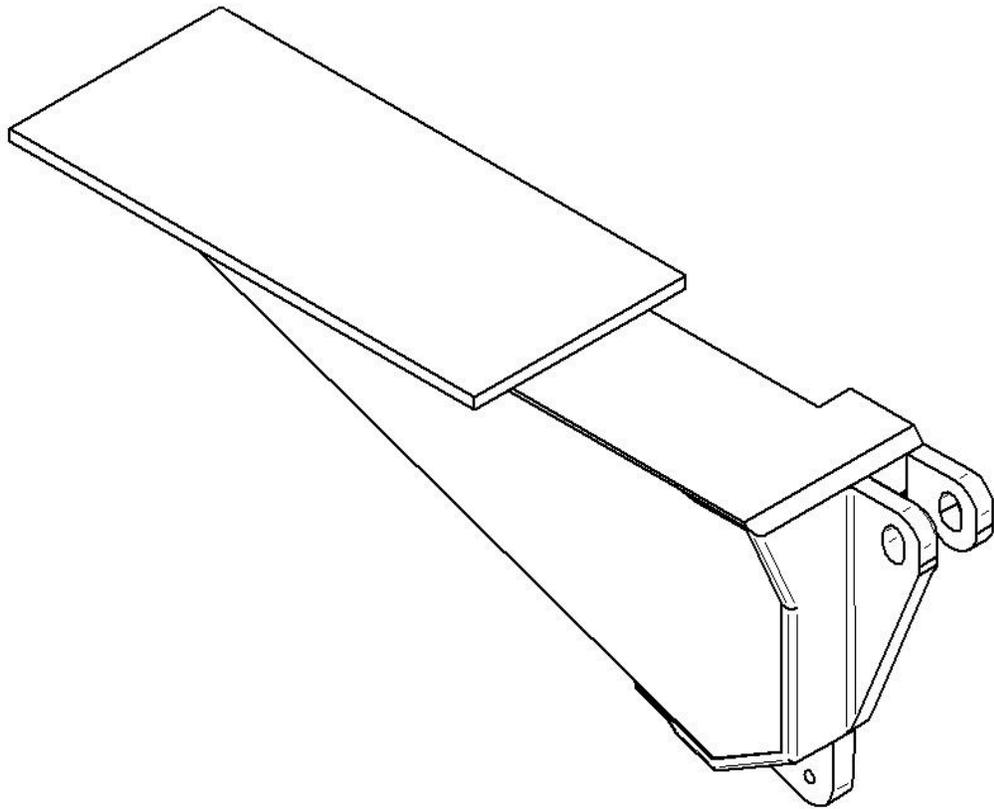


Figura 16. Isométrico del pie de apoyo, vista superior.

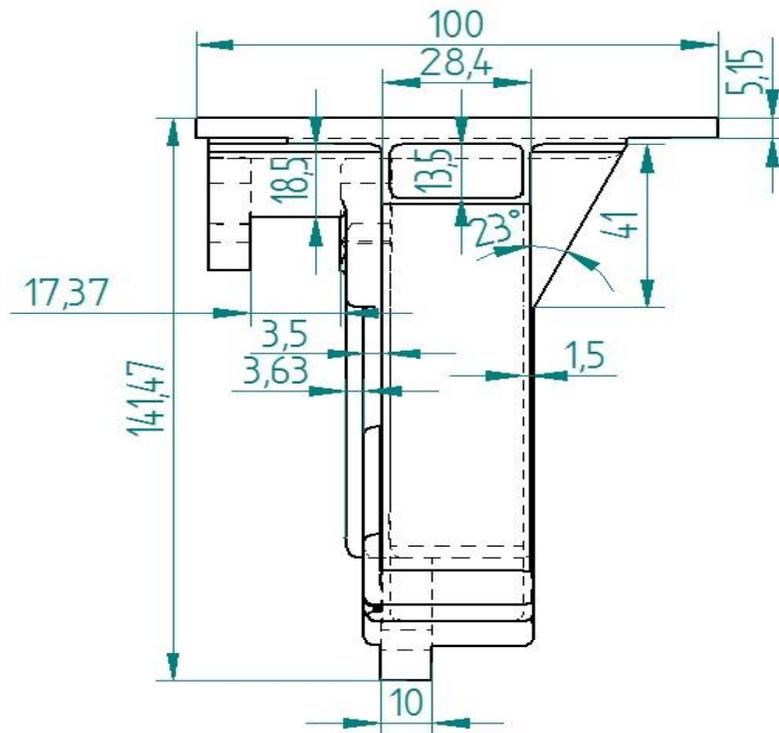


Figura 17. Vista Frontal del Pie de apoyo (medidas en mm).

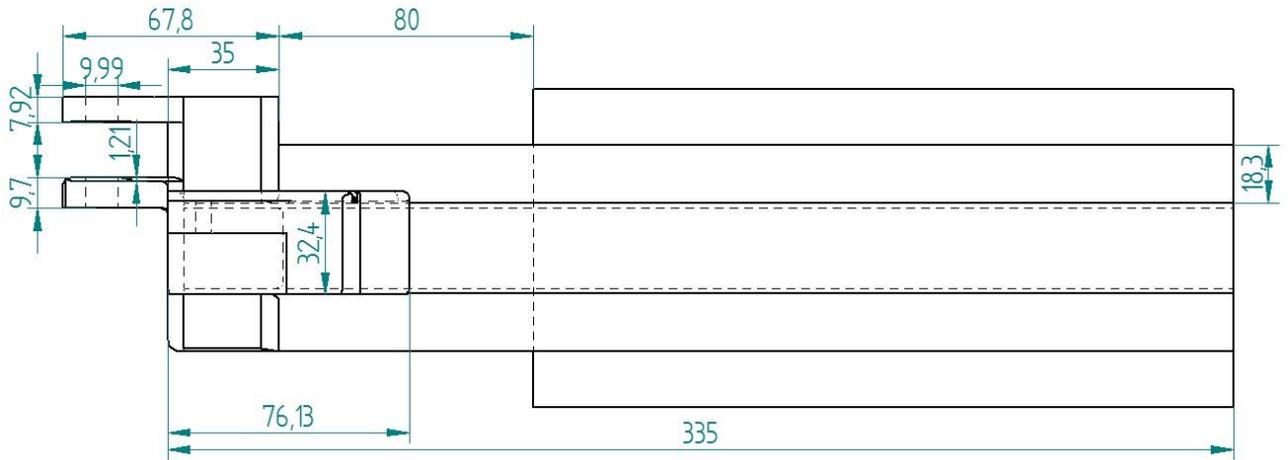


Figura 18. Vista inferior del pie de apoyo (medidas en mm).

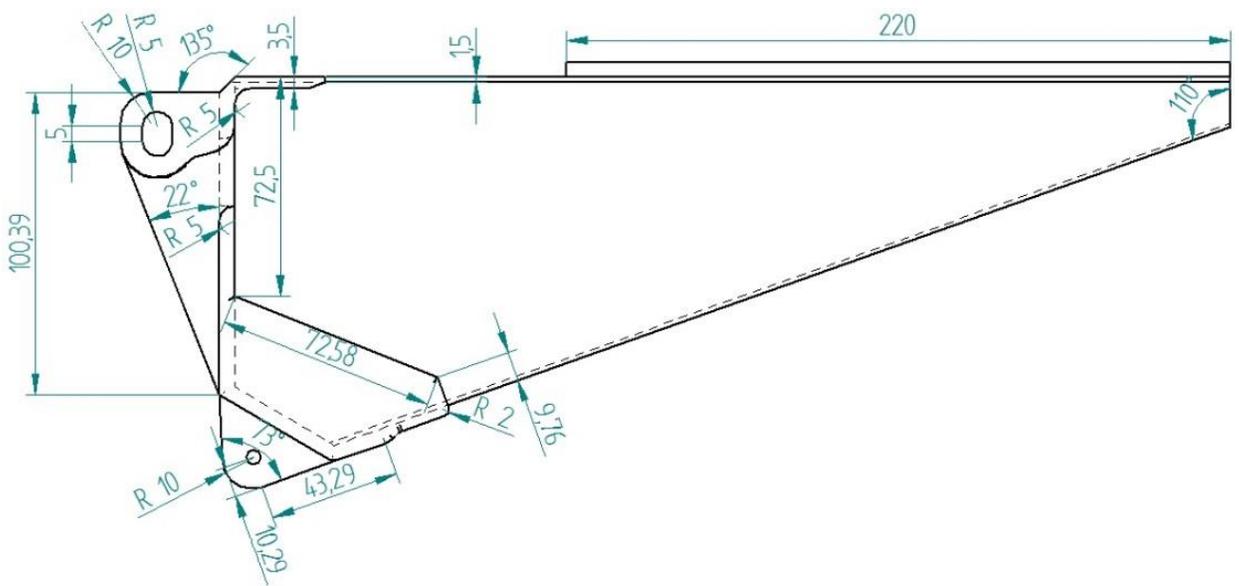


Figura 19. Vista Lateral del Pie de apoyo (medidas en mm).



Figura 20. Pie de apoyo instalado en la aeronave.

Para la elaboración de la malla necesaria para correr la simulación del modelo de la pieza mediante el método de elementos finitos, se definieron ciertos parámetros que se deseaban obtener para refinar el enmallado mediante ANSYS; Debido a la geometría irregular de la pieza la malla que más se adaptaba a dicha condición era una no estructurada, construida de la misma forma que se construyeron las mallas de las validaciones realizadas y conformada por diversos polígonos que hacían necesario un análisis y control sobre la totalidad de esta; Para ello se introdujo al software la creación de una malla fina donde todos los elementos fueran pequeños con un tamaño máximo de 0.001 metros, esto con el objetivo de lograr una malla refinada pero también teniendo en cuenta las limitaciones de cómputo del equipo empleado para la simulación. Adicionalmente se obligó a que se refinara en áreas donde existiera una transición evidente entre elementos pequeños y grandes haciéndola de manera lenta y en zonas donde las características geométricas de la pieza cambiaran abruptamente como en el caso de orificios o esquinas que pueden crear elementos agudos o deformados de la malla, adicional se optó por un suavizado medio en dichos elementos, confirmando que no existan picos abruptos entre estos; todo con el fin de garantizar la optimización de esta.

Posterior a la creación de la malla se evalúan y analizan los parámetros obtenidos y definidos por ANSYS, dentro de los cuales se obtuvieron los siguientes que caracterizan la malla necesaria para una correcta simulación:

-*Skewness Average* (oblicuidad promedio): 0,267338

-*Element Quality Average* (calidad de los elementos promedio): 0,81127

-*Aspect Ratio Average* (relación de aspecto promedio): 1,92989

Al realizar el análisis de dichos datos se encuentra un “*Skewness*” (oblicuidad) promedio cercano a cero, lo que garantiza que los elementos de malla no están demasiado deformados u oblicuos. Teniendo conocimiento que el rango de posibles valores de este parámetro de malla es de 0 a 1 y que para el desarrollo apropiado de una simulación se busca que los valores estén cercanos a 0 y preferiblemente por debajo de 0.85, puesto que valores promedio superiores aumentan la posibilidad de no convergencia de las soluciones, se puede aceptar el valor obtenido de oblicuidad. Posteriormente, se observa un “*Element Quality*” (calidad de elementos) promedio cercano a uno (1), lo que atestigua que la relación del volumen y área superficial de cada los elementos de maya se parezcan a la relación de un cubo perfecto. Sabiendo que el rango posible de este parámetro es de 1 a 0 y que es mejor obtener valores cercanos a uno (1), nuevamente para promover la convergencia de las soluciones y la obtención de resultados apropiados, se puede aceptar este resultado, pues otorga buenas características a los elementos de la malla y permite que las propiedades en el punto medio del elemento finito se asemejen a las de las fronteras del mismo [37]. Por último, se debe tener en cuenta que el “*Aspect Ratio*” puede tomar valores desde 1 hasta valores positivos mayores a 100; sin embargo, ANSYS requiere que los valores estén por debajo de 20 para poder realizar las simulaciones, cuando este parámetro presenta valores superiores a 20, los elementos se hacen demasiado esbeltos y se dificulta la convergencia de las simulaciones en soluciones reales. Haber obtenido un promedio cercano a 1 le confiere a la malla buenas características de transferencia de propiedades entre elementos de la misma al momento de realizar los cálculos en cada elemento.

Para el pie de apoyo 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 Figura 21. 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.

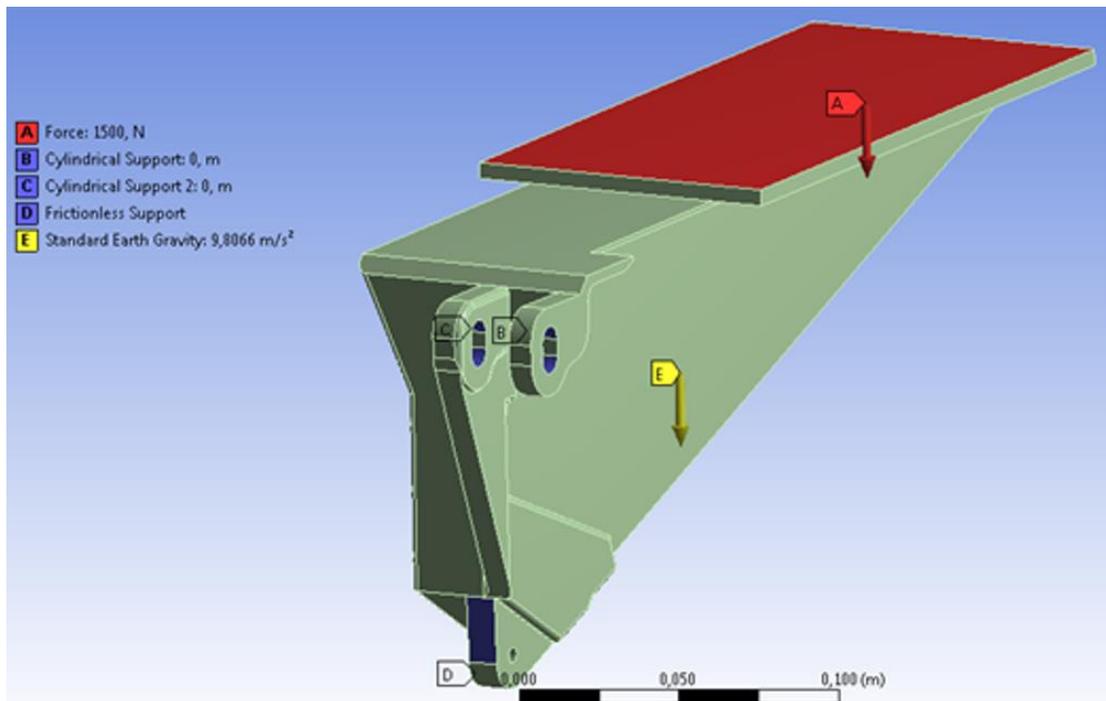


Figura 21. Condiciones de carga para simulación del pie de apoyo.

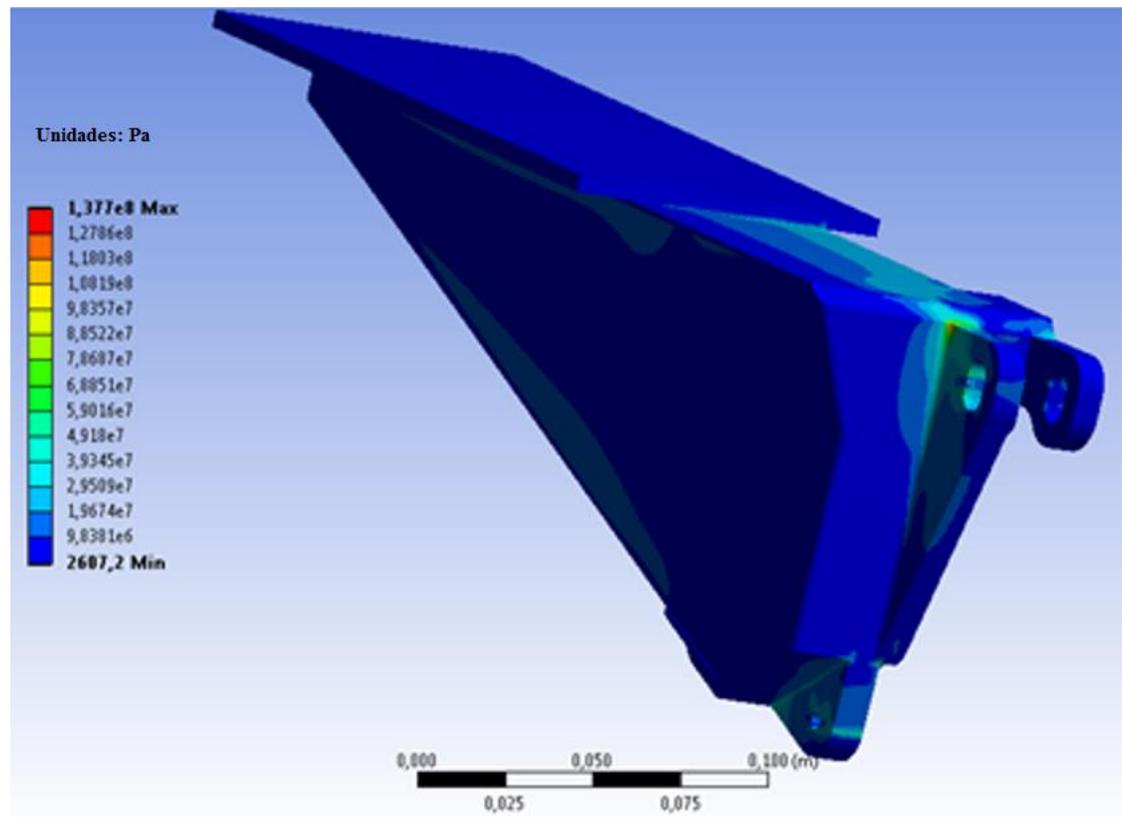


Figura 22. Concentración de esfuerzos en la zona cercana a la conexión pinada.

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 Figura 22) y en la parte inferior de la pieza justo en el borde del refuerzo de la base de la misma (ver Figura 23). En dichos puntos los valores de esfuerzo se concentran, llegando incluso a 130 MPa.

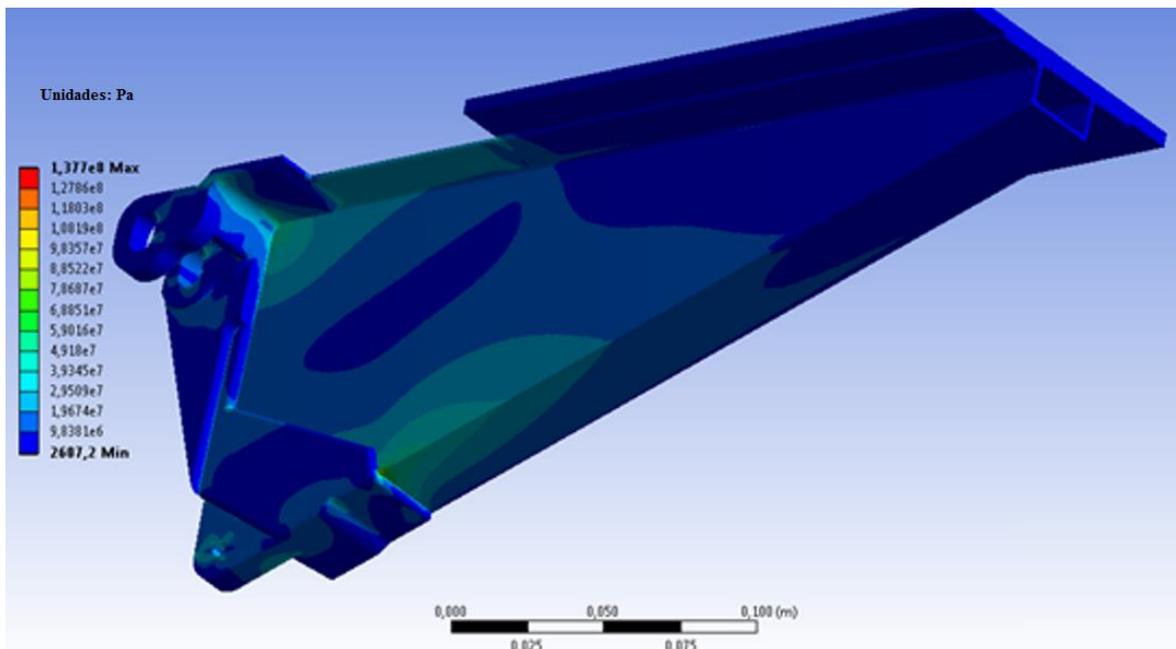


Figura 23. Concentración de esfuerzos en la parte inferior del pie de apoyo.

Habiendo detectado los puntos críticos de la geometría expuestos anteriormente, se analizaron los resultados de deformación de la pieza, observando que estos siguen un comportamiento similar a los esfuerzos, los puntos de concentración de deformación coinciden con los puntos críticos de esfuerzos. Por último, se analizaron los desplazamientos que presenta la pieza original fabricada en aleaciones de aluminio y se determinó que los desplazamientos que experimenta la pieza son máximos hacia la punta de la misma; sin embargo, estos no llegan a superar un (1) milímetro de desplazamiento total, por lo que se consideraron menos apreciables para el análisis, adicionalmente, si la pieza presentara mayores desplazamientos, no incurriría en interferencia con otras partes estructurales de la aeronave debido a la ubicación y tipo de operación de la misma.

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, Figura 24) garantizando que esta puede soportar las cargas encontradas en operación.

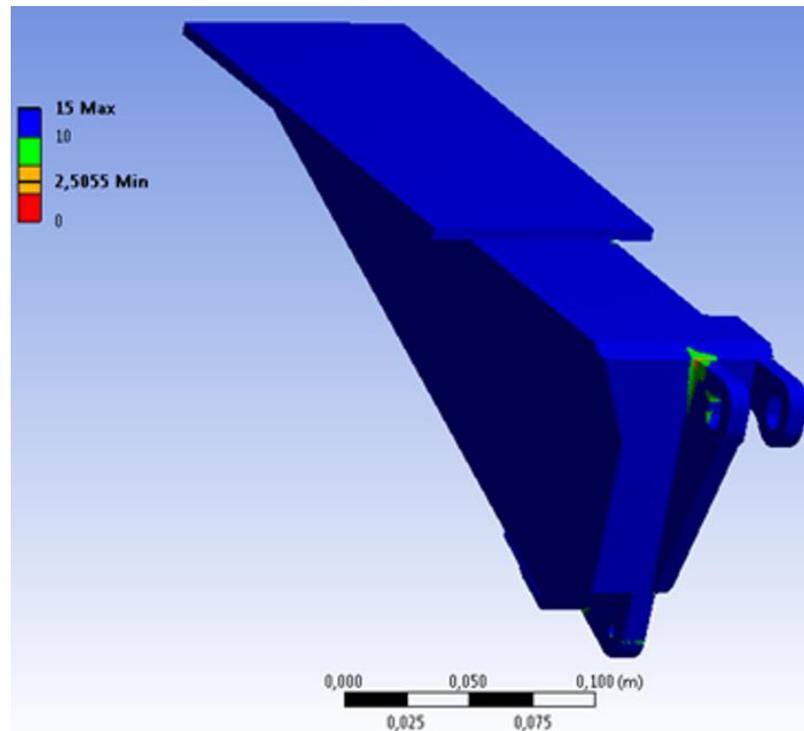


Figura 24. Factor de seguridad del pie de apoyo elaborado en aluminio 2024-T3.

Para realizar la comparación con la pieza en aluminio, se decidió seleccionar una aleación de magnesio AZ31 debido que es una aleación altamente comercial, es decir, fácil de obtener, y porque también puede ser trabajada mediante diferentes procesos de manufactura. Se simuló la pieza bajo las mismas cargas de la pieza en aleación de aluminio con el fin de comparar las condiciones de esfuerzos, deformaciones, desplazamientos y factores de seguridad de la pieza en aluminio. Los resultados para la aleación de magnesio entregan valores de esfuerzo idénticos, debido a que estos dependen enteramente de la geometría de la pieza y no del material, por lo que los puntos de concentración de esfuerzo permanecieron invariantes, las deformaciones de igual forma siguieron un patrón similar a los esfuerzos y los desplazamientos permanecieron inferiores a un (1) milímetro incluso para los puntos más alejados del punto de apoyo de la pieza, por lo que se consideraron nuevamente irrelevantes para el análisis y por el tipo de operación que tiene la pieza.

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 Figura 25) requerido por las regulaciones aeronáuticas [22]. 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.

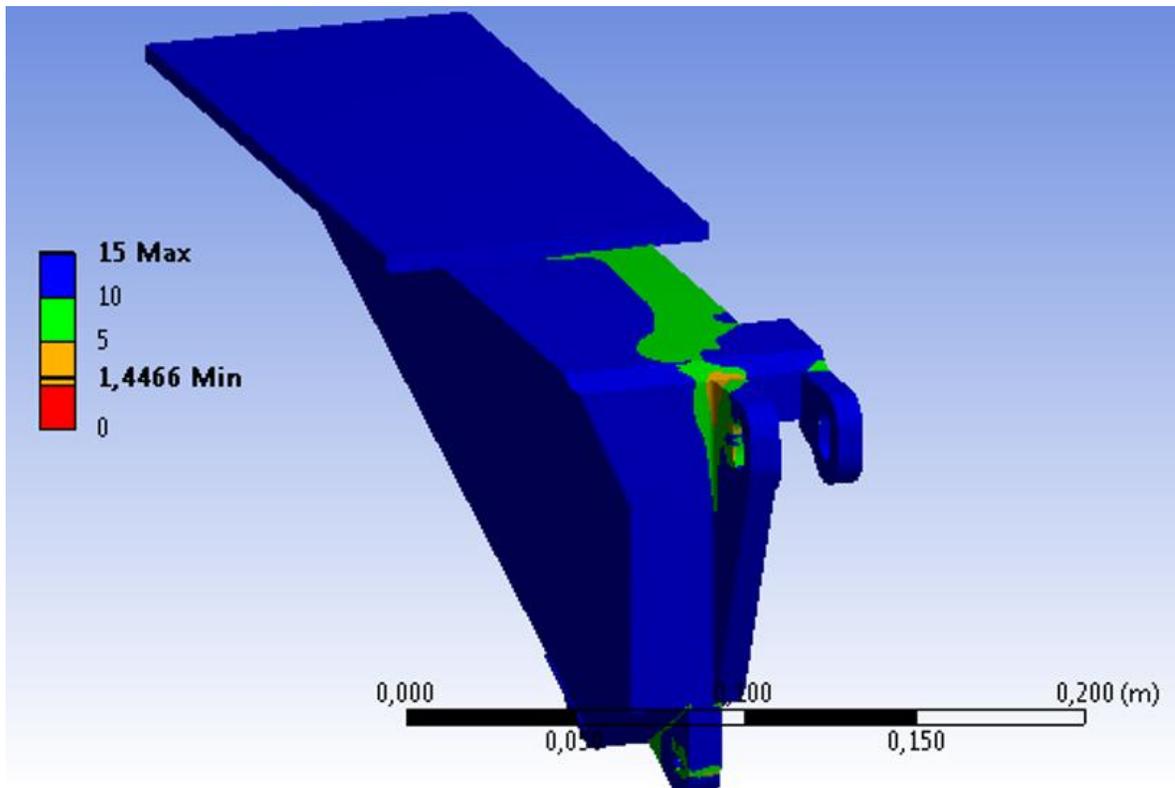


Figura 25. Factor de seguridad del pie de apoyo elaborado en magnesio AZ31.

Según el análisis anterior, un reemplazo directo del material original de fabricación por una aleación de magnesio AZ31 no es posible debido a su bajo factor de seguridad, por lo que se requiere aplicar un rediseño geométrico a la pieza para poder reducir su peso original de 0.83052 kg. Debido a la no factibilidad técnica de la pieza para su fabricación en magnesio, los requisitos de análisis de fatiga y la posibilidad de producción se analizarán en el rediseño, el cual se presentará más adelante en el capítulo 6.

5.3. Placa del ojo biónico

La placa de soporte del ojo biónico es un elemento que como su nombre lo dice está encargada de soportar y dar correcto anclaje al equipo electrónico necesario para realizar operaciones nocturnas y de reconocimiento de objetivos, que se han anexado al convertir la aeronave UH-60 *Black hawk* a su versión artillada; este emplazamiento se realiza mediante un orificio central a la placa donde va el equipo denominado por el operador como “ojo biónico” y orificios alrededor de este para darle sujeción mediante pernos, adicional a esto la placa va anclada mediante pernos a la nariz del helicóptero justo debajo de la nariz de la aeronave. La placa se comporta como una viga doblemente apoyada a flexión y se puede obtener como una pieza única mediante procesos de maquinado.

Las mediciones para construcción del modelo en CAD se realizaron sobre una pieza desmontada de la aeronave debido a que había sido descartada de servicio, posteriormente se tuvo la oportunidad de observar brevemente la pieza montada en una aeronave en servicio. El modelo se construyó como una copia idéntica de la pieza real. Se presenta el soporte del ojo biónico instalado en la aeronave (ver Figura 26), las dimensiones principales están registradas en los planos frontal (Figura 27) e inferior (Figura 28), siendo suficiente la información mostrada para describir sus características geométricas; Adicional a una visualización como isométrico para dar mayor claridad en la geometría y configuración de la pieza (Figura 29)



Figura 26. Placa de soporte del ojo biónico instalada en la aeronave.

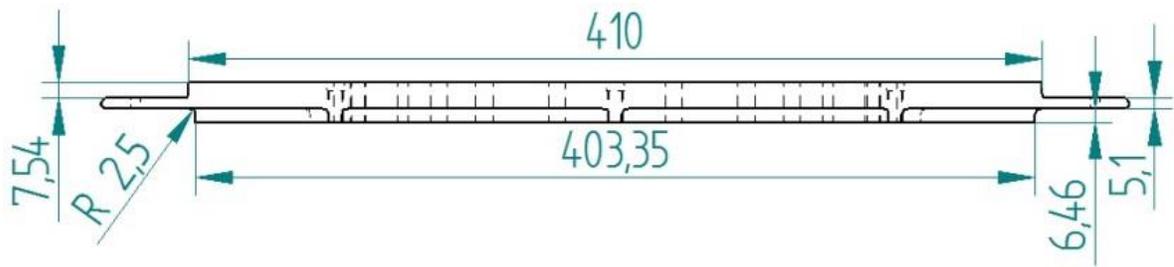


Figura 27. Vista frontal del soporte del ojo biónico (medidas en mm).

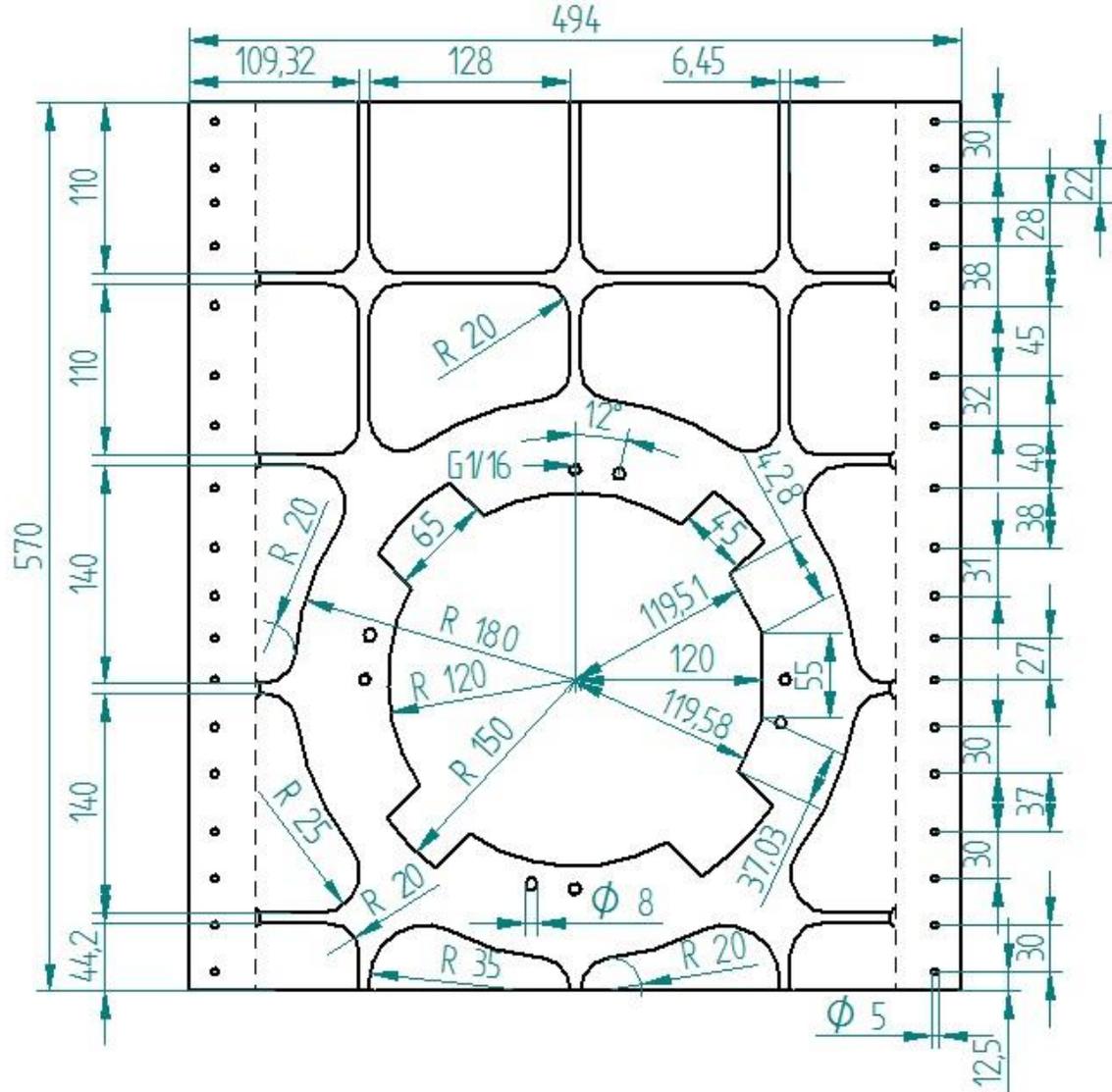


Figura 28. Vista Inferior del soporte del ojo biónico (medidas en mm).

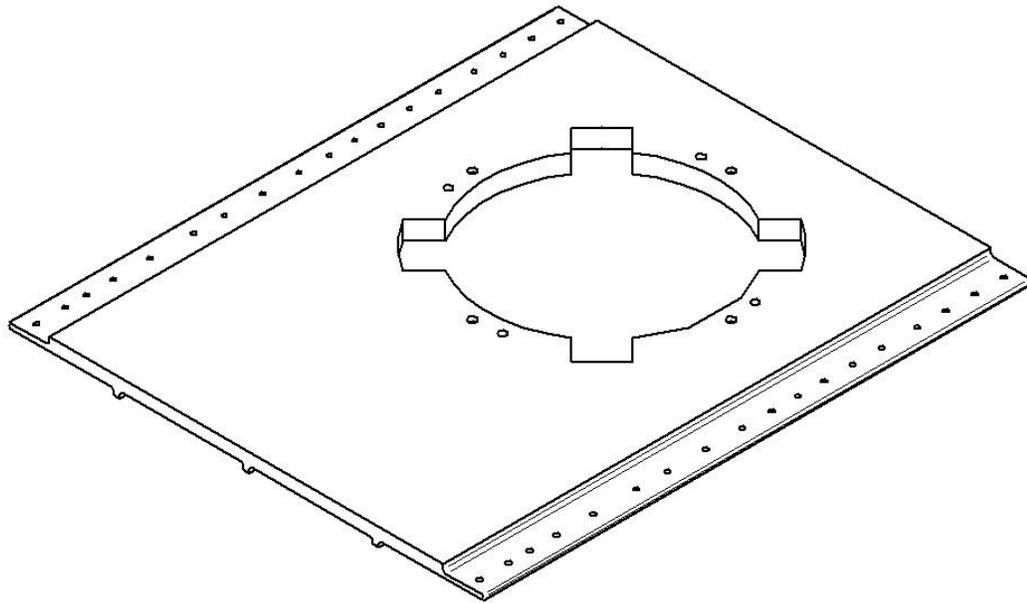


Figura 29. Vista isométrica superior del soporte del ojo biónico.

Para la elaboración de la malla necesaria para correr la simulación del modelo de la pieza mediante ANSYS, se usó el mismo procedimiento anteriormente descrito en el pie de apoyo, definiendo como parámetros para crear la malla un tamaño máximo de elementos de 0,01 metros para limitar el número de elementos de malla por la capacidad de procesamiento disponible para la simulación, con una transición entre elementos lenta y un suavizado medio. Adicionalmente, para conseguir un enmallado apropiado fue necesario definir un tamaño de objetos diferente para la cara posterior de la placa, con el fin de enfocarse en los sitios a simular más importantes y reduciendo la cantidad de nodos en aquellos que no lo eran, por lo que se aligeró la carga de simulación, dándole mayor importancia a los orificios y esquinas de la placa, como a los sitios aledaños al agujero donde se encuentra empotrado el ojo biónico.

Posterior a la creación de la malla se evalúan y analizan los parámetros obtenidos y definidos por ANSYS, dentro de los cuales se obtuvieron los siguientes que caracterizan la malla necesaria para una correcta simulación:

- Skewness Average* (oblicuidad promedio): 0,3142
- Element Quality Average* (calidad de los elementos promedio): 0,7799
- Aspect Ratio Average* (relación de aspecto promedio): 2,1109

Según el análisis realizado anteriormente para los parámetros de la malla del pie de apoyo, los rangos en que estos se pueden obtener y los valores ideales para una simulación apropiada, se encuentra que los parámetros obtenidos son apropiados para llevar a cabo la simulación de la pieza.

Para el soporte del ojo biónico se aplicaron diferentes condiciones para la simulación equivalentes a diferentes situaciones experimentadas por el helicóptero, teniendo en cuenta la posición del ojo en la placa y el empotramiento de la misma en la nariz de la aeronave como factores importantes al momento de realizar la simulación. Las condiciones empleadas se muestran en la Figura 30.

Para las condiciones de operación que debe soportar la placa se tuvieron en cuenta aquellas cargas debidas a maniobras especiales y cotidianas propias de las misiones que desarrolla la aeronave comúnmente excepto las cargas debidas a la vibración inherente del helicóptero, debido a que este análisis no hace parte del alcance del proyecto, pero debe tenerse en cuenta para trabajos posteriores. Se aplicó a la placa una carga (Condición C) de 1750 N correspondiente al peso del ojo biónico (50 kg) junto con un factor de carga de 3.5, esta carga se apoya en la cara interna de los agujeros taladrados con los que se asegura el equipo. Adicionalmente se simuló una aceleración positiva de 35 m/s^2 (Condición B) como consecuencia del máximo factor de carga que debe soportar la aeronave según la categoría de certificación [22], la norma de certificación no determina un valor mínimo de aceleraciones laterales que debe soportar la aeronave, por lo que se asumen de menor relevancia en comparación con las aceleraciones verticales. Adicionalmente, se tuvo en cuenta la aceleración de la gravedad actuando sobre su propia masa (Condición A) y finalmente se simuló los puntos de anclaje de la placa al soporte de la nariz de la aeronave considerando los orificios a través de los cuales pasan los pernos como soportes cilíndricos (Condición D).

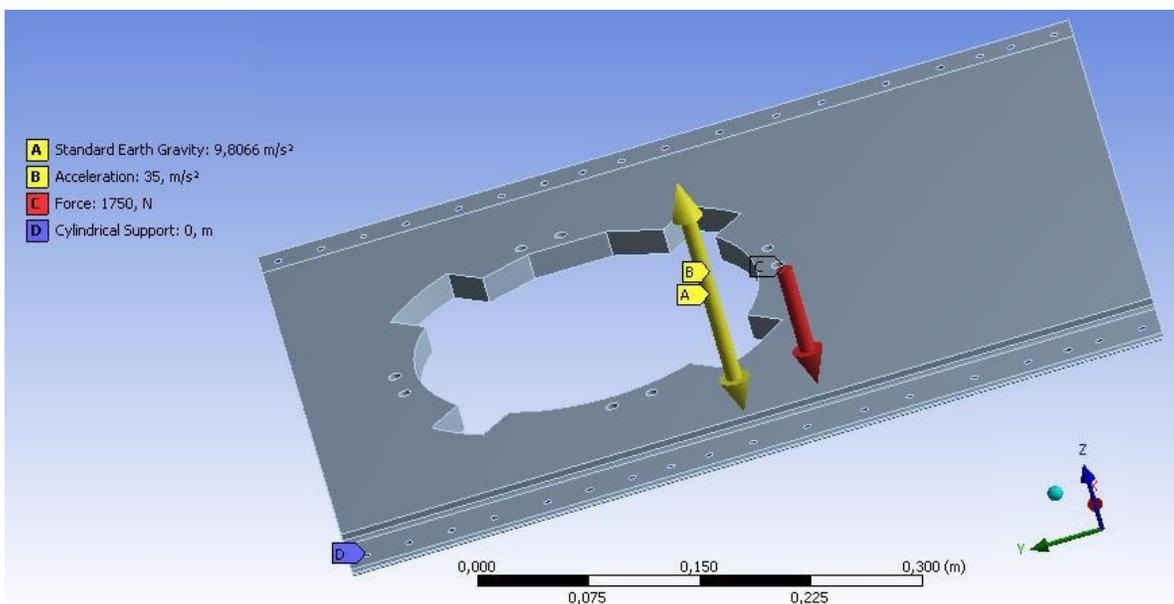


Figura 30. Condiciones generales para la simulación del soporte del ojo biónico.

Se analizaron los resultados en busca de las zonas críticas de esfuerzo y se determinó que estas correspondían a las zonas que rodean los agujeros a través

de los cuales pasan los pernos de sujeción de la placa, ya que estos transmiten el peso total de la placa y el ojo biónico, junto con las cargas inerciales, a los pernos de sujeción. La distribución de los esfuerzos obtenidos sobre la pieza se presenta en la Figura 31, para una mejor apreciación de los puntos donde se concentran los mayores esfuerzos, se presenta un acercamiento de los agujeros por lo que pasan los pernos de soporte en la Figura 32.

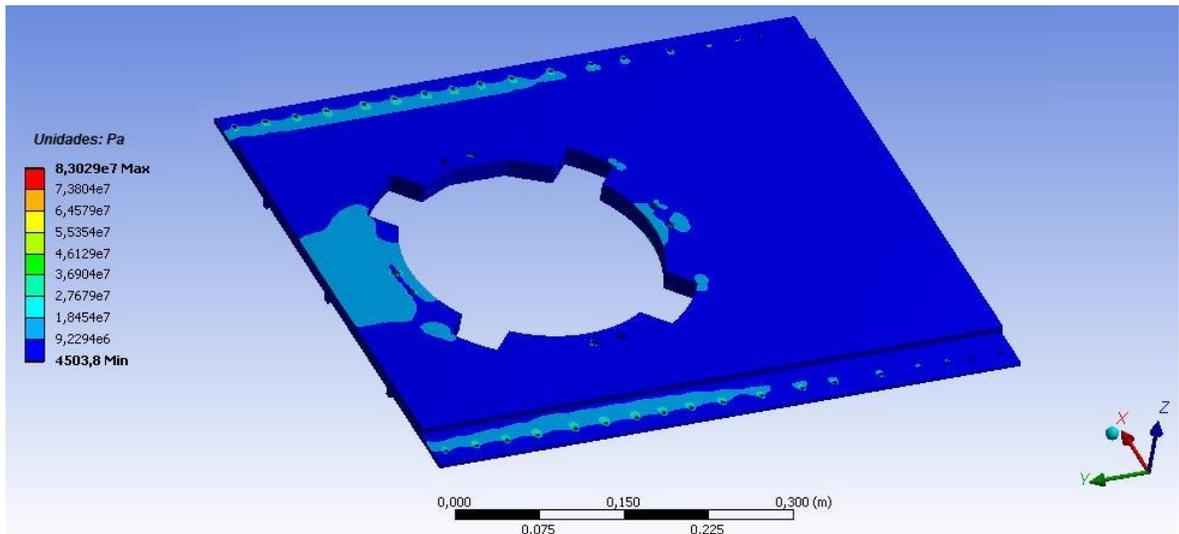


Figura 31. Diagrama de Esfuerzo para la simulación de la placa de soporte del ojo biónico.

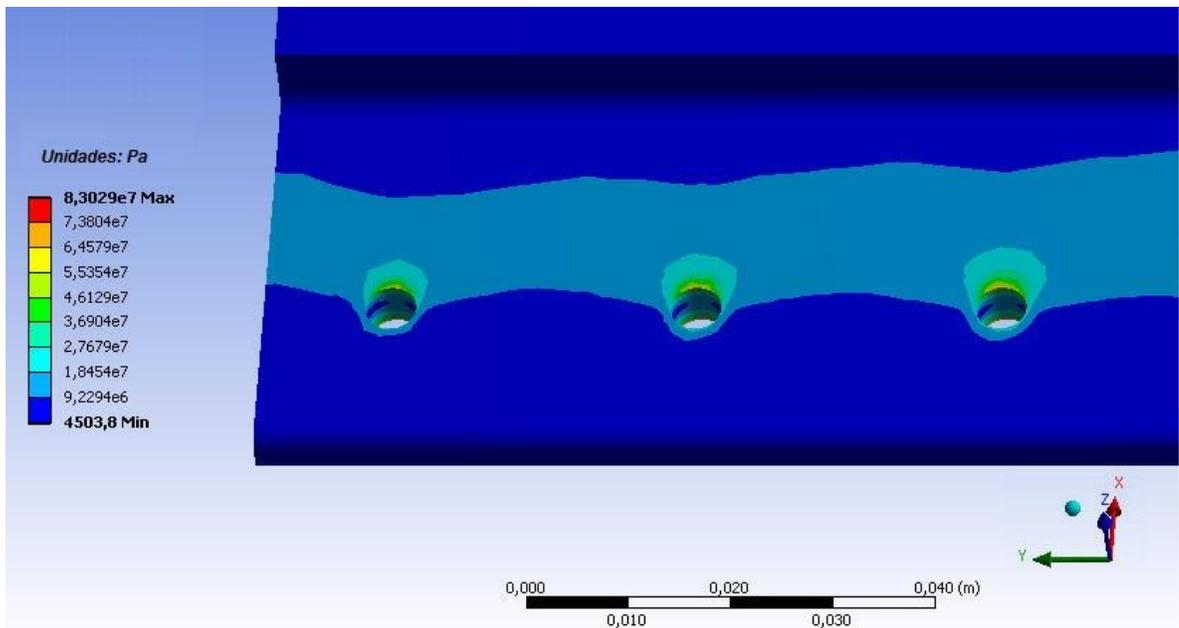


Figura 32. Detalle de las condiciones de Esfuerzo en los agujeros de soporte para la placa del ojo biónico.

Posteriormente se realizó la evaluación de las deformaciones, desplazamiento y factor de seguridad para la aleación de aluminio 7075-T6, con el fin de obtener el punto inicial de comparación con la pieza fabricada en AZ31. Se observó nuevamente que las deformaciones seguían un comportamiento similar a los esfuerzos, y que los desplazamientos no eran apreciables para las cargas aplicadas. Se comprobó que el factor de seguridad resultante cumple con los requisitos de la norma, descritos en el marco teórico, para las condiciones de carga encontradas en operación. Se pudo observar que las únicas zonas donde el factor de seguridad se redujo apreciablemente fue en los alrededores de los agujeros por los que se soporta la pieza a la estructura de la aeronave (ver detalle en Figura 33); no obstante, el factor de seguridad mínimo sigue siendo superior al 1.5 exigido por la norma para operación.

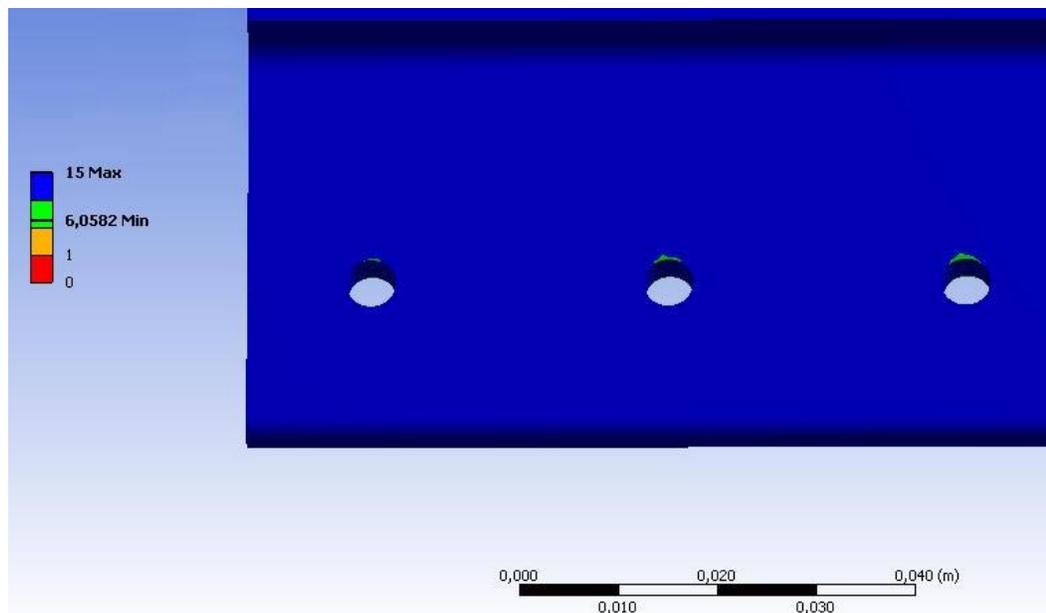


Figura 33. Factor de seguridad para la placa de soporte del ojo biónico en aluminio 7075-T6, detalle de los agujeros donde se evidenció reducción de factor de seguridad.

Al reemplazar el material de la pieza con la aleación de magnesio AZ31 se encontró que los esfuerzos y deformaciones mantenían un comportamiento similar a la pieza fabricada en 7075-T6 y que los desplazamientos seguían siendo valores poco relevantes para el análisis. También se evidenció un factor de seguridad mínimo de 2.4768, nuevamente cercano a los orificios de los pernos de anclaje. Este factor de seguridad valida la capacidad del magnesio AZ31 como posible material de reemplazo para la elaboración de la placa (ver acercamiento en Figura 34), puesto que este es capaz de soportar las cargas y esfuerzos de operación, incluso para las condiciones más críticas de operación de la aeronave, al mismo tiempo que se reduce el peso de la pieza.

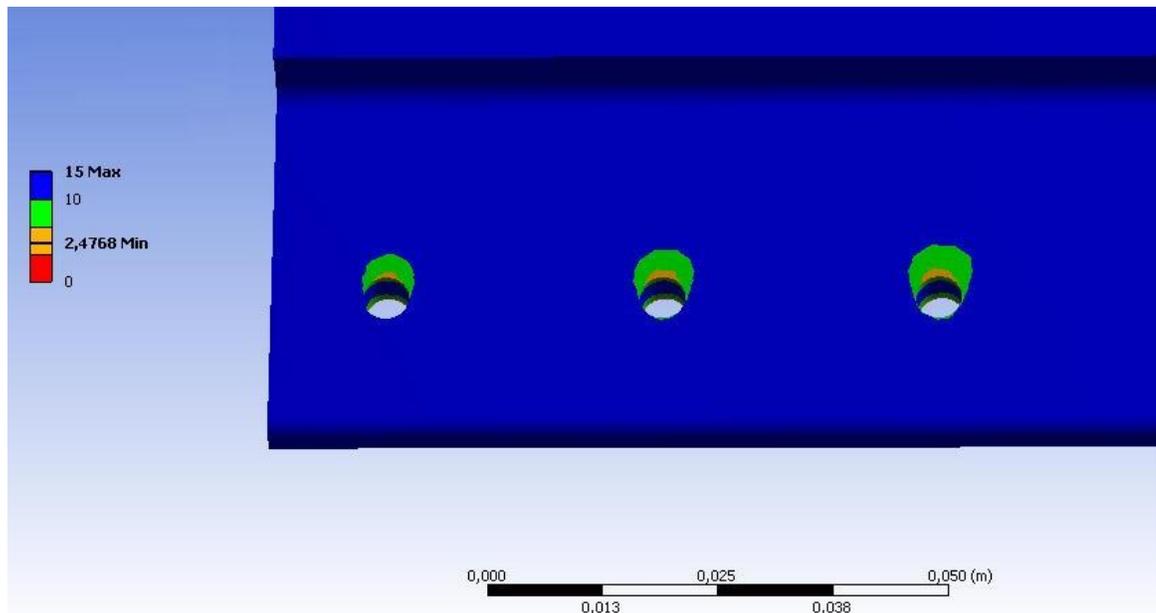


Figura 34. Acercamiento de las zonas con el menor factor de seguridad para la placa del ojo biónico fabricada en magnesio AZ31.

Finalmente se evaluaron los niveles de esfuerzo que se obtuvieron en la pieza para determinar la necesidad de un análisis de fatiga en un estudio posterior y se concluyó que esta pieza requiere de un análisis de fatiga, dado que presenta esfuerzos mayores a 70 MPa que podrían ocasionar efectos de agrietamiento y fatiga después de 10^5 ciclos. De acuerdo a los análisis anteriores, un cambio directo del material de fabricación de la placa de una aleación de aluminio 7075-T6 a una aleación de magnesio AZ31, desde el punto de vista de soportar las cargas de operación, es posible y lograría una reducción apreciable en el peso total de la placa, lo que a su vez reduce el peso del conjunto de nariz, como se muestra en la Tabla 5; sin embargo, se requiere hacer un seguimiento continuo de esta pieza para determinar acertadamente sus características de fatiga bajo las cargas de operación.

Tabla 5. Reducción de peso en la placa del ojo biónico.

Peso en Aleación de Aluminio 7075-T6	Peso en Aleación de Magnesio AZ31	% de Reducción en peso
8.3116 kg	5.2324 kg	37.01

Finalmente, se propone que la pieza se puede fabricar mediante procesos de fundición por inyección, teniendo en cuenta que la aleación de magnesio AZ31 presenta buenas características de colabilidad y fundición y que puede alcanzar las propiedades mecánicas necesarias que requiere la placa mediante este proceso [41]. Con un diseño apropiado del molde de fundición, es posible obtener la geometría final sin requerir mayores maquinados posteriores. Existe también la posibilidad de fabricar la placa mediante extrusión con sección transversal

constante y posterior refinamiento con procesos de taladrado y remoción de material; no obstante, este proceso requeriría un maquinado extensivo de la pieza para obtener la geometría final debido al patrón de refuerzo de la misma y al hecho de tener que fabricar el orificio central por completo, dado que la extrusión entrega una placa sin ningún tipo de orificio. Ambos procesos de manufactura descritos anteriormente se pueden realizar sobre las aleaciones de magnesio, aplicando las precauciones descritas en el marco teórico; aunque cabe resaltar que el diseño y análisis detallado del proceso de producción no hace parte del alcance de este proyecto.

5.4. Soporte de caja de municiones

El soporte de la caja de la munición es un elemento semi-estructural que no forma parte del fuselaje de la aeronave, está ubicado en cabina y se encarga de asegurar la carga de munición del armamento a la estructura de la aeronave. La aeronave cuenta con 2 cajas de munición en cabina, cada cual con su respectivo soporte para aseguramiento mediante pernos. El soporte está fabricado mediante 2 placas, superior e inferior de igual geometría, unidas a un conjunto de placas verticales, el ensamble completo está fabricado en aluminio 7075-T6. Para el dimensionamiento del soporte, se obtuvo un bosquejo de las dimensiones generales del conjunto, dado que no fue posible tener acceso a este durante las operaciones de mantenimiento de la aeronave. El modelo en CAD de la pieza se hizo de acuerdo a las dimensiones del bosquejo; no obstante, el modelo conserva una similitud apreciable con la pieza real

El soporte de las cajas de munición se muestra instalado en la parte inferior de la Figura 35, las dimensiones principales están registradas en los planos Superior (Figura 36), y frontal (Figura 37).



Figura 35. Caja de munición y su correspondiente soporte instalados en la aeronave.

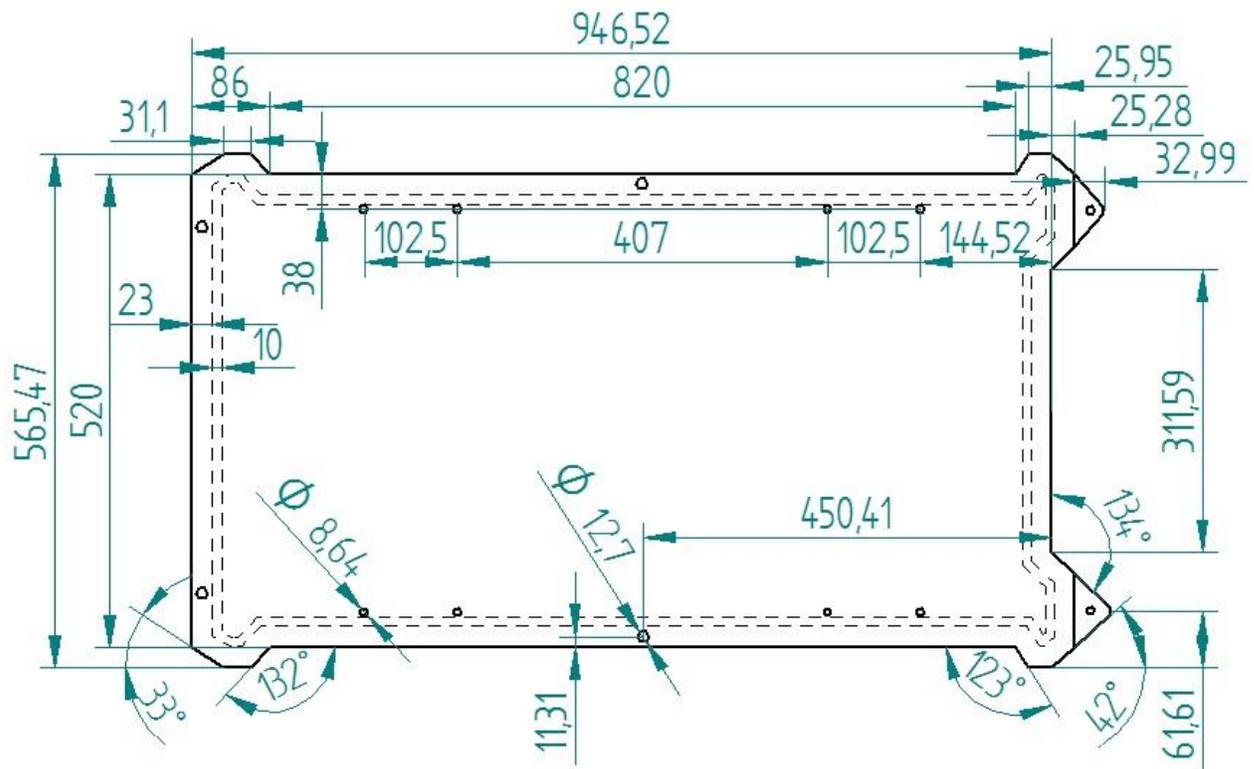


Figura 36. Vista superior del soporte de las cajas de la munición (medidas en mm).

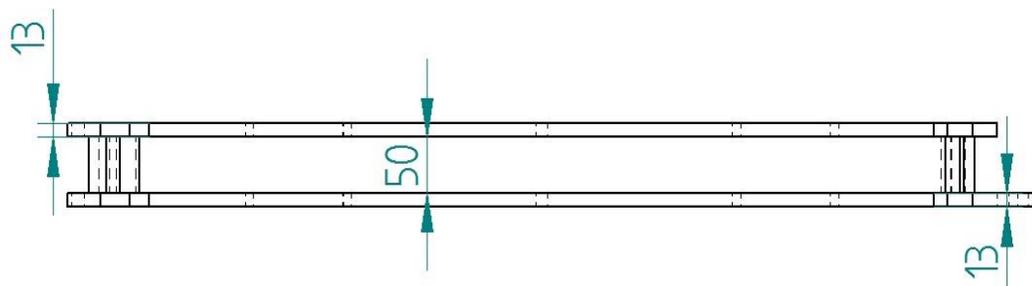


Figura 37. Vista frontal del soporte de las cajas de la munición (medidas en mm).

Para la elaboración de la malla necesaria para correr la simulación del modelo de la pieza mediante ANSYS, se usó el mismo procedimiento anteriormente descrito, definiendo como parámetros para crear la malla un tamaño máximo de elementos de 0,005 metros con una transición entre elementos lenta y un suavizado medio; con lo cual se obtuvieron los siguientes parámetros de malla para la simulación:

- Skewness Average (oblicuidad promedio): 0,2465
- Element Quality Average (calidad de los elementos promedio): 0,8264
- Aspect Ratio Average (relación de aspecto promedio): 1,8859

Teniendo en cuenta los rangos de estos parámetros, especificados en el análisis de malla del pie de apoyo, se puede afirmar que estos resultados son aceptables.

Para el soporte de las cajas de munición se aplicaron una variada serie de condiciones para la simulación correspondientes a diferentes situaciones experimentadas por el helicóptero en operación, similar al proceso realizado para la placa de soporte del ojo biónico. Se aplicó una fuerza de 35000 N equivalente al peso de cada caja de munición (1000 kg) afectado por el máximo factor de carga que debe soportar la aeronave por norma (Condición C) para simular la condición más crítica de operación, por esta misma condición, se aplicó una aceleración de 35 m/s^2 en sentido ascendente (Condición E). Adicionalmente, una velocidad rotacional de 0.8 rad/s hacia la izquierda fue impuesta en la aeronave (Condición A) la cual simula situaciones en los cuales la aeronave debe girar precipitadamente, ya sea como maniobra defensiva para esquivar proyectiles o moverse rápidamente sobre su eje longitudinal. También se consideraron la aceleración de la gravedad actuando sobre el peso de la pieza (Condición D), el apoyo del soporte contra el suelo de la aeronave (Condición B) y los anclajes del soporte a la aeronave mediante pernos, los cuales se simularon como soportes cilíndrico similares a la simulación de los pernos de sujeción de la placa del ojo biónico (Condición A). El soporte de la munición y las condiciones de simulación se muestran en la Figura 38.

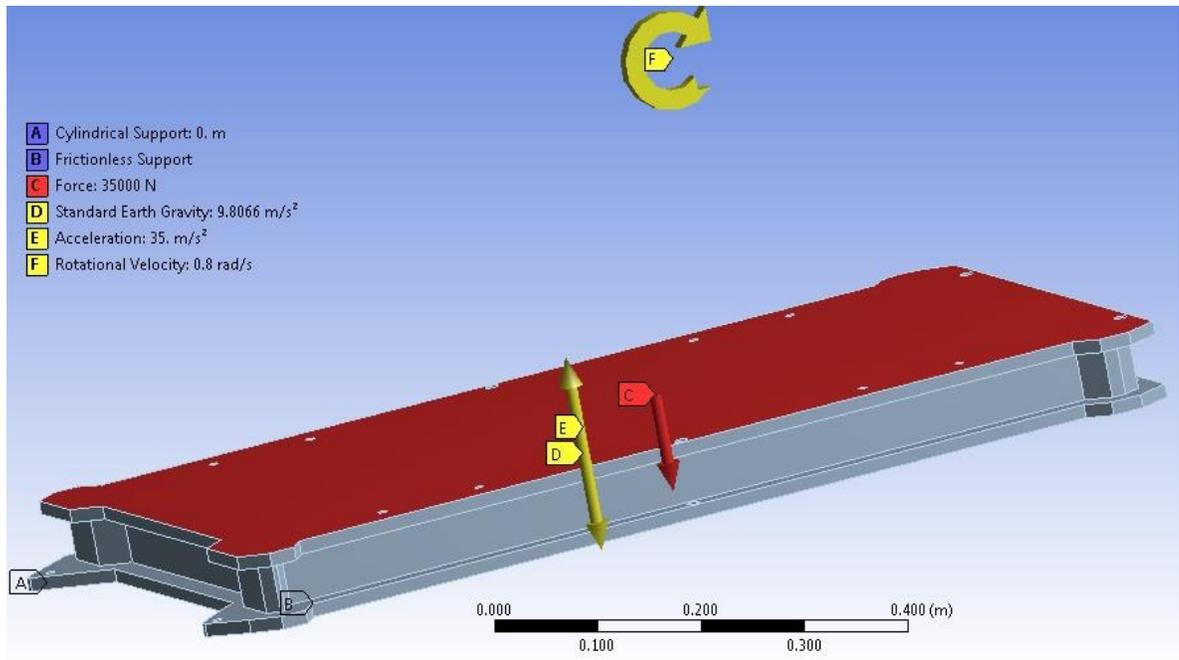


Figura 38. Condiciones para la simulación del soporte de la caja de munición.

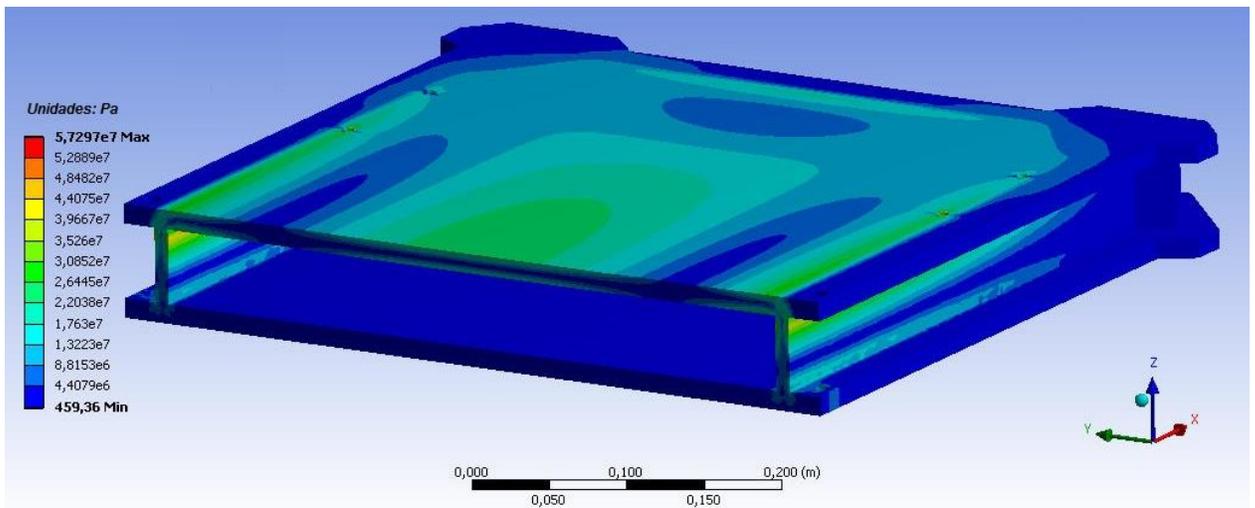


Figura 39. Diagrama de esfuerzo del soporte de la caja de municiones, sección transversal para $x=450$ mm.

Se determinó que la zona media de la placa superior del soporte es una de las zonas críticas de esfuerzo de la pieza bajo las condiciones de operación (ver Figura 39 y Figura 40), lo cual se debe a que esta zona se encuentra más alejada de los apoyos laterales, exhibiendo un comportamiento similar a las losetas utilizadas en la construcción de edificios. Las otras zonas de mayor concentración de esfuerzos son las secciones centrales de las placas laterales del soporte que separan las caras superior e inferior (ver Figura 41).

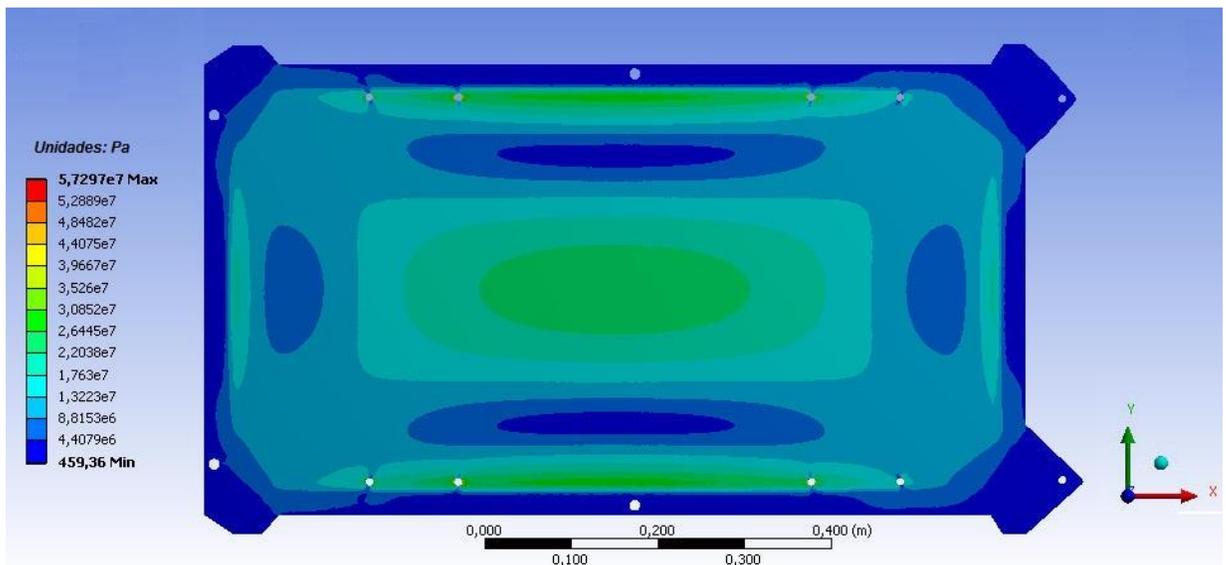


Figura 40. Diagrama de esfuerzo en la placa superior del soporte.

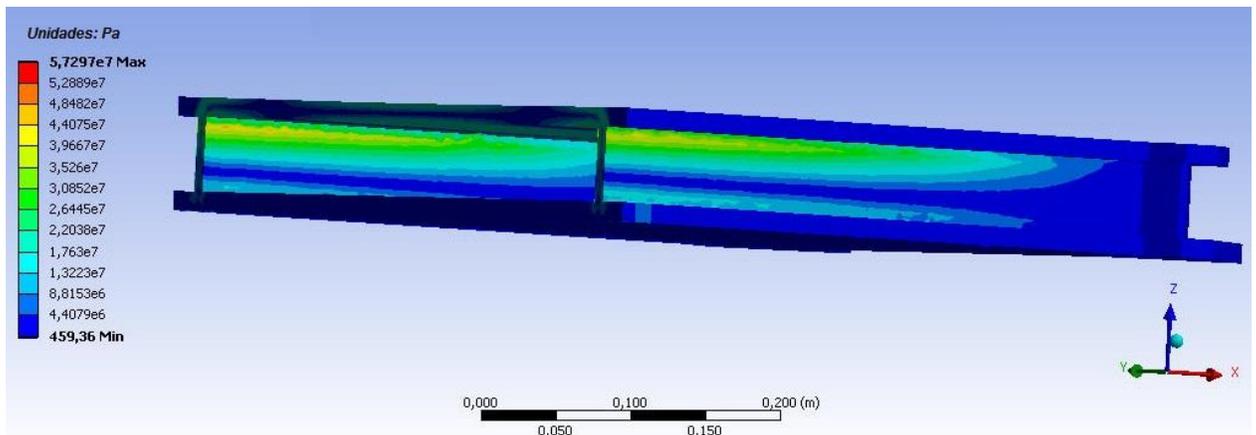


Figura 41. Diagrama de esfuerzo en las placas laterales del soporte, sección en corte para $x=450$ mm.

Seguidamente se analizaron las deformaciones y desplazamientos de la pieza bajo las cargas simuladas y se observó que las deformaciones no son exageradas y se comportan de manera similar a los esfuerzos anteriores, mientras que los desplazamientos son mínimos. Finalmente se pasó a analizar el factor de seguridad para la pieza elaborada originalmente en aluminio 7075-T6, nuevamente para tener la referencia de comparación. Se observó que el factor de seguridad de la pieza en general es mayor a 15, pero en las zonas críticas descritas anteriormente disminuyó a 8.7788, lo cual cumple con el requisito mínimo de 1.5 impuesto por la norma y sugiere que puede existir un sobredimensionamiento del soporte, adicionalmente, los niveles de esfuerzo que se obtuvieron en las simulaciones no sugieren la necesidad de un análisis de fatiga.

Habiendo verificado las características mecánicas de la pieza original fabricada en aluminio 7075-T6, se procedió a realizar el análisis de la pieza si se fabricara con una aleación de magnesio AZ31. Siguiendo el mismo proceso de simulación, se obtuvieron los diagramas de esfuerzos, deformaciones y desplazamientos correspondientes y se hizo evidente que los esfuerzos, al depender de la carga y la geometría únicamente, son los mismos de la pieza original, las deformaciones se comportan de igual forma a las que se observaron para la pieza en aluminio, manteniendo un valor, si bien mayor a las de la pieza original, todavía pequeño en magnitud, similarmente se determinó que los desplazamientos de la pieza en magnesio fueron poco relevantes para el estudio debido a su mínima magnitud. Finalmente se analizó el diagrama de factor de seguridad resultante (Figura 42), se encontró un factor de seguridad mínimo de 3.538 primordialmente en la sección central de las placas laterales de la pieza, en las mismas zonas donde se concentran los esfuerzos y donde se reduce el factor de seguridad de la pieza original. A pesar que es considerablemente menor al factor de seguridad de la pieza en aluminio, sigue siendo lo suficientemente elevado para su uso como soporte para la munición, validando el objetivo de este proyecto, en el cual se

busca realizar una primera aproximación y determinar la factibilidad técnica de efectuar el cambio de material de fabricación desde el punto de vista de las cargas de operación.

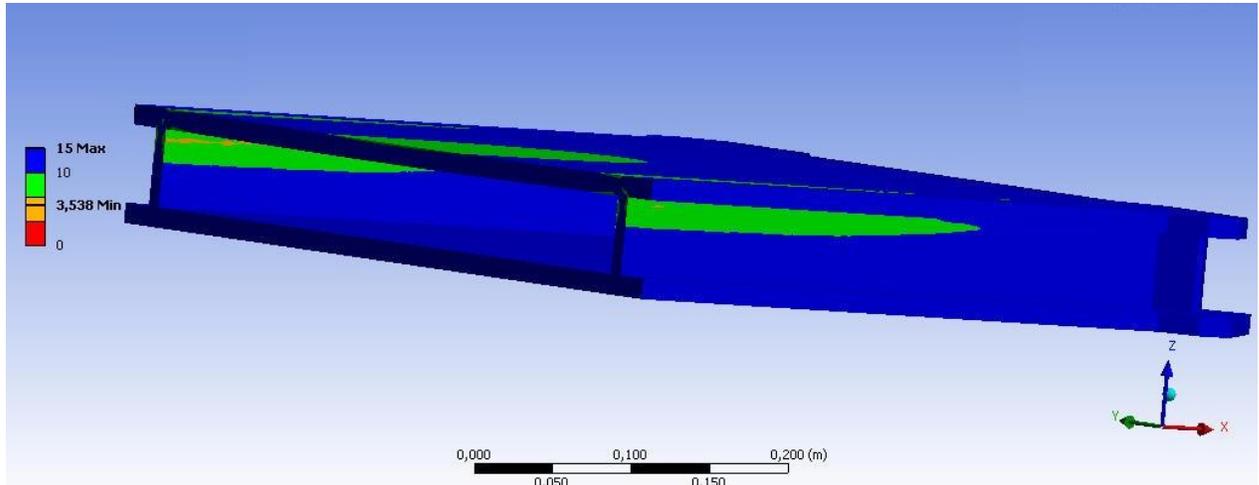


Figura 42. Factor de seguridad en diversos sectores del soporte de la munición elaborado en Magnesio AZ31.

De acuerdo a lo descrito anteriormente, un cambio directo del material del soporte de las cajas de munición es posible, cambiando una aleación de aluminio 7075-T6 por una aleación de magnesio AZ31; logrando una importante reducción en el peso total del soporte y reduciendo en gran medida el peso que debe ser levantado por la aeronave, como se muestra en la Tabla 6.

Tabla 6. Reducción de peso del soporte de la caja de municiones.

Peso en Aleación de Aluminio 7075 T6	Peso en Aleación de Magnesio AZ31	% de Reducción en peso
40.749 kg	25.667 kg	37.01

La geometría de la pieza analizada anteriormente se puede obtener, empleando aleaciones de magnesio, mediante procesos de fundición por inyección; no obstante, se debería hacer la fundición de la pieza en dos partes, primero la parte inferior con los soportes verticales y posteriormente la tapa superior para después ser unidos mediante soldadura antes de acoplar el soporte a la aeronave. Debido al espacio interno de la pieza, no es posible realizar la fundición en un solo molde sin comprometer la integridad de la geometría o requerir un diseño complejo del molde para la fundición, adicionalmente, la soldadura permite asegurar que las piezas se comporten como una pieza única. Finalmente se llevarían a cabo procesos de maquinado final para obtener las perforaciones que sean necesarias dependiendo del molde empleado para la fundición.

5.5. Tubos sistema de control

El sistema de control de vuelo de la aeronave analizada consiste en un conjunto de tubos de transmisión de movimiento y acoples de pivote que permiten cambiar la dirección del movimiento y llevarla hasta los puntos de control del rotor principal y rotor de cola, respectivamente. A pesar de que el sistema completo de control de superficies consta de un gran número de tubos de conexión, únicamente se analizaron cinco (5) tubos críticos del sistema, debido a que se tratan de las tubos más largos de cada uno de los circuitos de conexión y transmisión de movimiento, haciéndolas más propensas a un mayor deflexión y pandeo durante la operación del helicóptero, motivo por el cual se debió verificar la posibilidad de los tubos de exhibir comportamientos de pandeo bajo las cargas de operación antes de realizar las simulaciones. Se presenta un esquema del sistema de control de la aeronave en la Figura 43, donde se muestra destacada la ubicación de los tubos verticales analizados en el presente estudio.

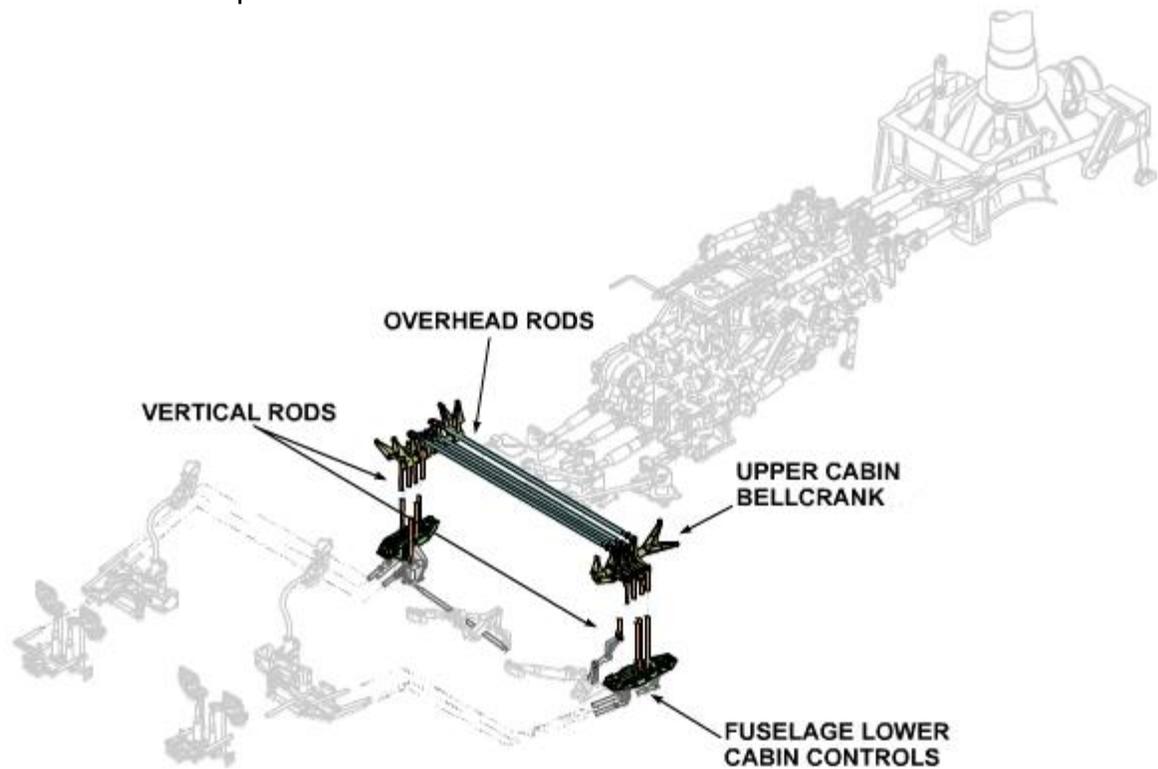


Figura 43. Esquema simplificado del sistema de control de la aeronave.

A pesar de ser miembros geoméricamente similares y sometidos netamente a tensión o compresión, dependiendo de la acción que desarrolle el piloto, se llevó a cabo el estudio de estas partes por solicitud del operador de la aeronave. Se procedió a analizar el estado de carga a compresión y tensión de estos cinco tubos cuando se les aplica la máxima carga posible estimada que deben soportar

los tubos por la acción del piloto y los efectos de transmisión de fuerza del sistema de control. El sistema de control de la aeronave se encuentra duplicado (redundancia de componentes) para ofrecer la posibilidad de respaldo en caso que algún elemento falle por alguna condición. Las dimensiones de los tubos analizadas se pueden encontrar en la Tabla 7, donde cada una de los valores presentados corresponde con la nomenclatura del esquema mostrado en la Figura 44. Las mediciones se realizaron sobre los tubos instalados en la aeronave, pues fue la única forma de acceso que se permitió para su dimensionamiento.

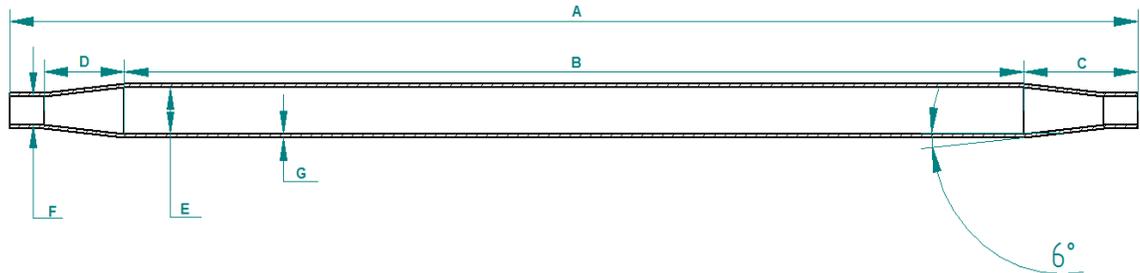


Figura 44. Esquema en corte de las dimensiones de los tubos críticos del sistema de control.

Tabla 7. Dimensiones correspondientes de cada tubo, teniendo en cuenta el esquema de la Figura 44 (medidas en mm)

Tubo	A	B	C	D	E	F	G
1	1170	1000	85	59.7	32.23	20.23	2.56
2	1120	950	85	59.7	26.88	14.88	2.56
3	1040	870	85	59.7	26.88	14.88	2.56
4 DER	1140	970	85	59.7	32.23	20.23	2.56
4 IZQ	840	670	85	59.7	32.23	20.23	2.56

Habiendo modelado la geometría de los tubos, se realizó el mallado de las piezas para la posterior simulación de las mismas. Se determinó emplear una malla regular neutra, con un refinamiento sencillo, ya que por la simetría de los tubos, este tipo de malla se acomoda relativamente bien a las geometrías descritas anteriormente. Se emplearon dos tipos de refinamiento para evaluar la diferencia de los resultados con respecto a la complejidad de la malla. Un primer refinamiento empleado en la malla del tubo 1, con tamaño máximo de elementos de 0.007 m, permitiendo la formación de una malla más gruesa, mientras que el segundo tipo de refinamiento se aplicó en los otros cuatro tubos, definiendo un tamaño máximo de 0.001 m para obtener una malla mucho más fina. Se permite que ANSYS desarrolle refinamientos automáticos en los bordes de los sólidos y se establece que la transición de elementos agudos a regulares sea lenta, con el objetivo de evitar elementos deformados excesivamente y reducir posibles errores numéricos durante la simulación, debido a la transferencia de propiedades de un elemento de malla a otro. Se obtuvieron los valores promedio mostrados en la Tabla 8 para las propiedades más representativas de la malla.

Tabla 8. Valores promedio de las propiedades más relevantes para el análisis de malla de los diferentes tubos.

Tubo	Calidad de elementos (<i>Element Quality</i>)	Relación de aspecto (<i>Aspect Ratio</i>)	Oblicuidad (<i>Skewness</i>)
1	0.6784	2.0569	0.4791
2	0.7677	1.9004	0.2436
3	0.7541	1.9171	0.2767
4 DER	0.7954	1.8079	0.2499
4 IZQ	0.8056	1.7768	0.2398

Claramente a mayor tamaño máximo se generan elementos de malla más grandes que presentan mayores deformaciones y peores parámetros de malla, teniendo presentes los límites establecidos en el análisis de malla del pie de apoyo. Sin embargo, la diferencia entre los valores obtenidos de los dos tipos de malla no fue relevante para la obtención del estado de carga de las piezas, puesto que ambos refinamientos permitieron obtener resultados similares con diferencias poco apreciables en los diagramas de esfuerzo mostrados más adelante. La diferencia en calidad de los elementos de ambas mallas es cercana a 12%; pero, teniendo en cuenta que este parámetro varía entre 0 y 1, es más significativo que estos valores estén cercanos a su límite ideal. La diferencia entre las relaciones de aspecto es despreciable, recordando que su rango posible es de 1 en adelante. La diferencia en oblicuidad de las mallas es más evidente que en los otros parámetros; pero, considerando que este parámetro varía entre 0 y 1, se puede afirmar que ambos resultados están lo suficientemente alejados de 1 como para proseguir con el análisis de cargas. En resumen, las mallas obtenidas fueron aceptables para realizar las simulaciones y, a pesar de los parámetros de la malla gruesa, la precisión de los resultados obtenidos es esencialmente igual al momento de comparar los diagramas de esfuerzos.

Luego de haber generado la malla de las geometrías a analizar, se estimaron las cargas de operación de los tubos como parte del sistema de control de la aeronave. Teniendo en cuenta la normativa especificada en el subcapítulo 3.2 del marco teórico [22], se requiere que los sistemas de transmisión de los mandos del colectivo y del cíclico soporten una carga de 450 N y el sistema de los pedales soporte una carga máxima aproximada de 580 N en las direcciones de libertad de movimiento. Esto implica que los tubos de transmisión de movimientos de cada uno de estos sistemas deben ser capaces de soportar dichas cargas sin deformarse plásticamente durante la operación. A pesar esto, fue necesario considerar el efecto multiplicador de cargas que generan los mecanismos de conexión del sistema de control para asistir al piloto en el movimiento de las palas del rotor principal y del rotor de cola, por lo que se simularon las piezas con una carga de 1500 N actuando en todos los tubos críticos del sistema. Estas cargas se aplicaron en los extremos de los tubos como se puede apreciar en las siguientes figuras.

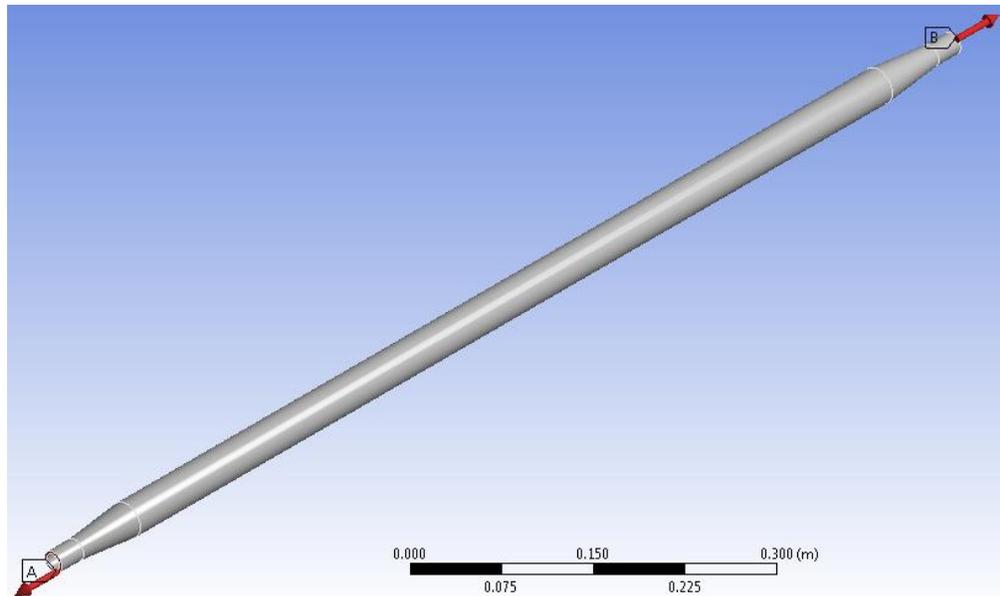


Figura 45. Esquema de carga general de los tubos sometidos a tensión.

La Figura 45 muestra la condición cuando las cargas se aplican a tensión, para el caso en que las fuerzas son de compresión, se invierten los sentidos de los vectores rojos que representan las fuerzas aplicadas, manteniendo su magnitud. Ambas condiciones fueron simuladas debido al requisito de soportar las cargas en todas las direcciones de movimiento del sistema, para determinar si existía la posibilidad de deformación plástica en alguna de las piezas bajo alguna condición específica.

Para el análisis de compresión se debe tener en cuenta la carga crítica de la geometría a analizar, ya que esto determina la necesidad de implementar un análisis de pandeo o la posibilidad de continuar con un análisis lineal. Inicialmente se determinó la relación de esbeltez (ver Ecuación 4) de cada tubo del sistema y se observó que todas se consideran miembros esbeltos, pues esta relación fue mayor a 50 para todos los tubos [38]. Posteriormente, se empleó la ecuación de Euler que modela la carga crítica para miembros esbeltos, la cual se presenta en la Ecuación 5. Se realizó el procedimiento anterior para cada tubo a analizar, teniendo en cuenta también ambos materiales de fabricación (aluminio y magnesio) dado que la carga crítica depende del módulo de elasticidad de las aleaciones a emplear. Los resultados de las respectivas relaciones de esbeltez y carga crítica se presentan para cada tubo en la Tabla 9.

$$\text{Relación de esbeltez} = \frac{L}{\sqrt{I/A}}$$

Ecuación 4. Relación de esbeltez, donde L es la longitud de la pieza, I es la inercia de la sección transversal y A es el área de la misma sección.

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(KL)^2}$$

Ecuación 5. Formula de Euler para la carga crítica (P_{cr}) de miembros esbeltos sometidos a compresión, donde E es el modulo de Young del material de la pieza sometida a compresión, I es la inercia de la sección transversal, K = 1 por las condiciones de apoyo de las piezas y L es la longitud de la pieza.

Tabla 9. Resultados de relación de esbeltez y carga crítica para cada tubo.

Tubo	Largo [mm]	Diámetro [mm]	Relación de esbeltez	P_{cr} pieza en Aluminio [N]	P_{cr} pieza en Magnesio [N]
1	1170	32.23	134,16	23014,3	13808,6
2	1120	26.88	151,60	15251,4	9150,8
3	1040	26.88	140,77	17688,0	10612,8
4 DER	1140	32.23	130,72	24241,5	14544,9
4 IZQ	840	32.23	96,32	44648,9	26789,3

A partir de los valores obtenidos de cargas críticas para cada tubo se puede apreciar que, incluso para los tubos fabricados en aleaciones de magnesio, las cargas de simulación determinadas con anterioridad no superan las cargas críticas de cada tubo, por lo que se puede esperar que no se presenten fenómenos de pandeo en las geometrías a analizar, pudiendo entonces continuar con el análisis lineal de los esfuerzos que experimentan las piezas en operación crítica.

Se procede a simular las piezas originalmente hechas en aluminio y analizar los resultados obtenidos. Un primer elemento de importancia que arrojaron los resultados fue la acumulación de esfuerzos mecánicos en los mismos puntos para todas las piezas debido a la similitud geométrica entre estas, es decir, en los puntos de reducción de radio donde inicia y finaliza la sección cónica de los extremos de las piezas. Un ejemplo de esta sección se muestra en la Figura 46, donde se puede apreciar que en las secciones interiores de los dobleces se concentran mayores esfuerzos en comparación de las secciones adyacentes, lo que se replica en todos los tubos analizados. Estas secciones de concentración de esfuerzos son fácilmente identificables empleando la escala de colores y notando como al interior del tubo al iniciar la reducción de radio, la escala pasa de un azul brillante (entre 6.9077×10^6 y 7.4559×10^6 Pa) a un verde brillante en una franja muy bien delimitada (entre 9.1005×10^6 y 9.6487×10^6 Pa) para luego retornar al azul brillante, este mismo comportamiento se aprecia cuando se termina la reducción (amarillo – rojo – amarillo en la escala) y el tubo continua recto con un diámetro menor, donde los esfuerzos se concentran en la parte externa de la pieza, pues pasa a ser el interior de la curvatura local. Analizando la imagen se hace evidente que el comportamiento inverso se presenta en las caras opuestas de las secciones previamente mencionadas, es decir, se reducen los esfuerzos en las superficies externas de las curvaturas locales

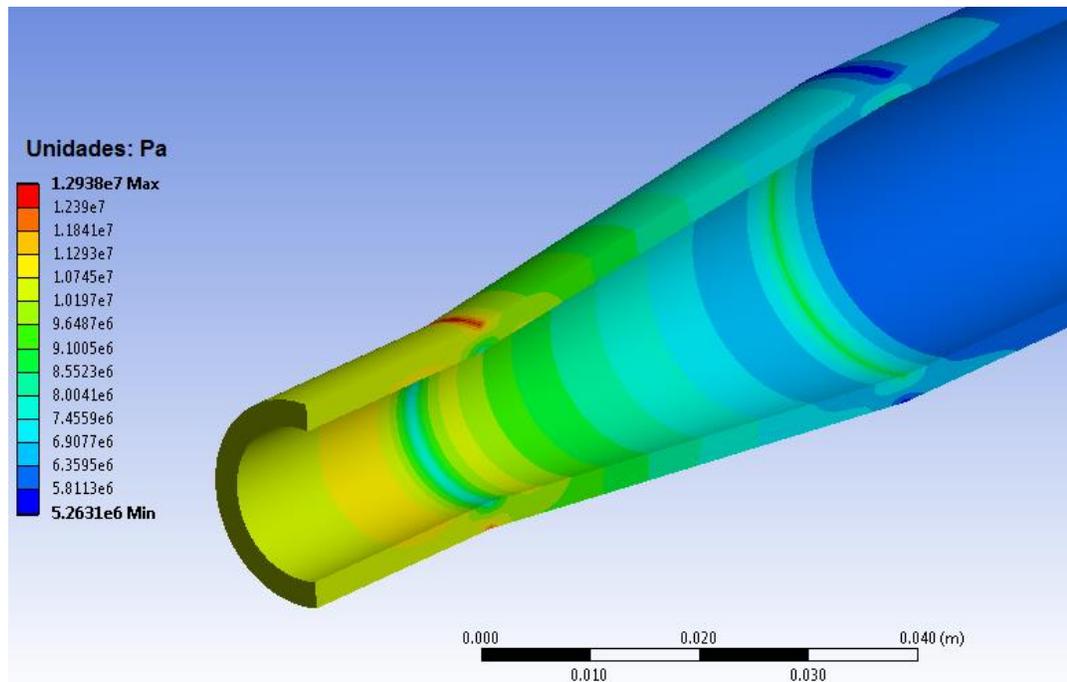


Figura 46. Vista en corte, detalle de los extremos de los tubos de control.

Habiendo analizado los esfuerzos locales de los extremos de los tubos se procede a analizar la distribución de esfuerzo a lo largo de toda la pieza. Los esfuerzos que se aprecian en los diagramas de esfuerzo muestran que, aun considerando los efectos de multiplicación de cargas de los mecanismos de transmisión de movimientos, las piezas no experimentan esfuerzos que puedan generar deformaciones plásticas de los componentes. También es posible concluir que el sentido de aplicación de las fuerzas no generan grandes cambios en los diagramas de esfuerzo y factor de seguridad, puesto que cuando se simulan las piezas a compresión y a tensión, los valores de esfuerzo son prácticamente iguales, teniendo en cuenta que ANSYS grafica los diagramas en una escala absoluta, es decir, a pesar de que en ambos diagramas se observe un mismo valor de esfuerzo, en uno de ellos el valor corresponde a un esfuerzo de tensión y en el otro corresponde a esfuerzos de compresión.

Es de resaltar, sin embargo, que existen ciertas diferencias entre los diagramas de las partes analizadas, principalmente en el nivel general de esfuerzo que soportan las piezas. Observando detalladamente la escala de esfuerzos de cada uno de los diagramas, se percibe que los tubos 2 y 3 (Figura 48) experimentan esfuerzos relativamente mayores a lo largo de toda su geometría, lo cual se puede atribuir principalmente a que este par de tubos son más esbeltos que los otros, como se puede apreciar en la Tabla 10. Debido a que las fuerzas que soportan las piezas están aplicadas axialmente, la sección transversal que tienen los tubos juega un papel importante en la resistencia de estos frente a las cargas de operación. Aun si se mantiene el mismo espesor de la pared de los tubos, un tubo más ancho va a

tener una mayor sección transversal y por lo tanto va a soportar mayor carga axial y experimentará una menor deformación. La diferencia entre las secciones transversales de los tubos 2 y 3 con los demás tubos es el motivo por el cual los primeros se ven sometidos a mayores esfuerzos, a pesar que todos tienen el mismo espesor de lámina.

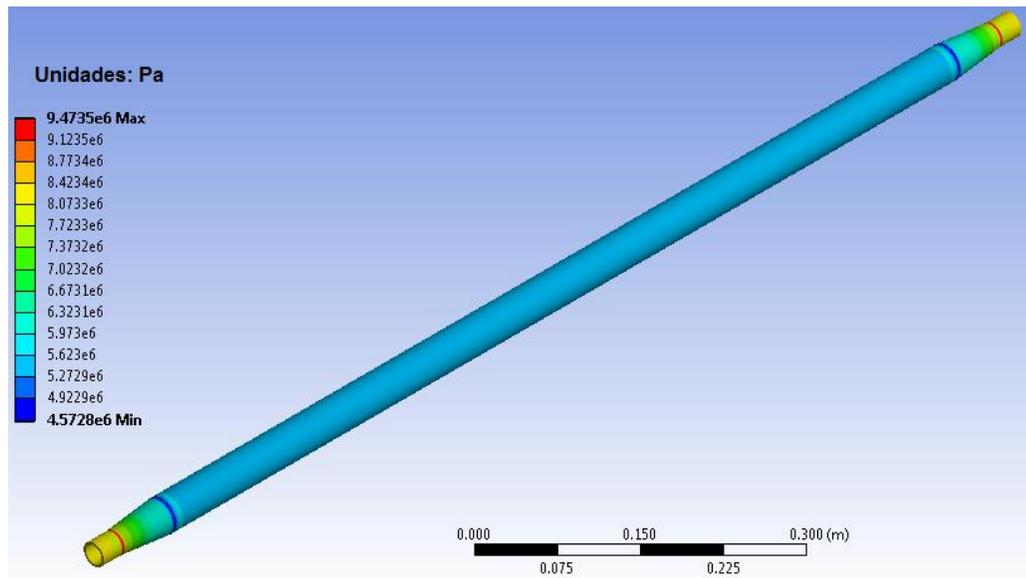


Figura 47. Diagrama de esfuerzos del tubo 1

Otra comparación importante se destaca entre los tubos más largos y los más cortos, principalmente, entre los tubos 1 y 4 de la izquierda (ver Tabla 10). Teniendo en cuenta que ambos tubos conservan la misma sección transversal, se puede apreciar que la longitud no afecta considerablemente la distribución de esfuerzos. Aun cuando la longitud del tubo 4 del sector izquierdo de la aeronave es 67% la longitud del tubo 1, la diferencia en sus diagramas y niveles de esfuerzo no es muy relevante, y puede atribuirse principalmente a la diferencia del mallado discutida anteriormente, también se puede comparar, si se desea, con el tubo 4 de la derecha (ver Figura 50), que con el mismo diámetro y una longitud similar al tubo 1, exhibe mayores similitudes al tubo 4 de la izquierda a pesar de mantener una diferencia considerable entre sus longitudes, similar al primer tubo analizado y confirmando que el efecto de la longitud en estas piezas es mucho menos influyente que el efecto del diámetro en el estado de esfuerzos. Por el contrario, se puede apreciar que la longitud afecta considerablemente las cargas críticas de cada uno de los tubos, como se observa en la Tabla 9. Un resumen de las comparaciones realizadas y entre los tubos y el impacto de sus geometrías sobre el esfuerzo obtenido se presenta en la Tabla 10.

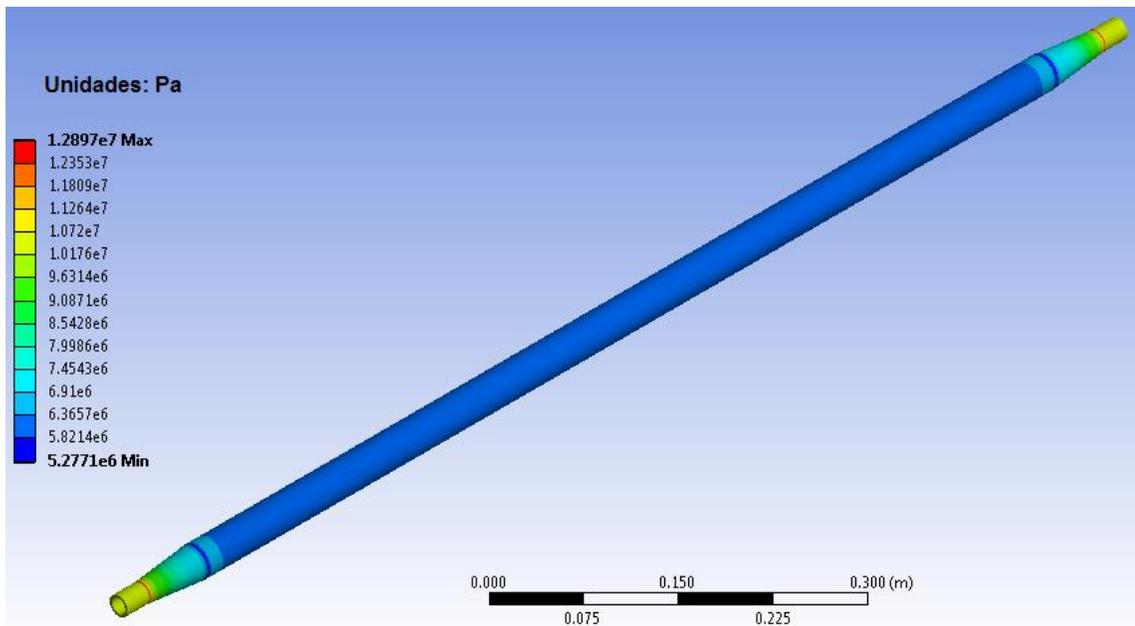


Figura 48. Diagrama de esfuerzos para los tubos 2 y 3.

Tabla 10. Resumen de propiedades geométricas y su impacto en el esfuerzo máximo de las piezas.

Tubo	Esfuerzo Máximo [MPa]	Largo [mm]	Diámetro [mm]
1	9.4735	1170	32.23
2	12.897	1120	26.88
3	12.938	1040	26.88
4 DER	10.081	1140	32.23
4 IZQ	10.101	840	32.23

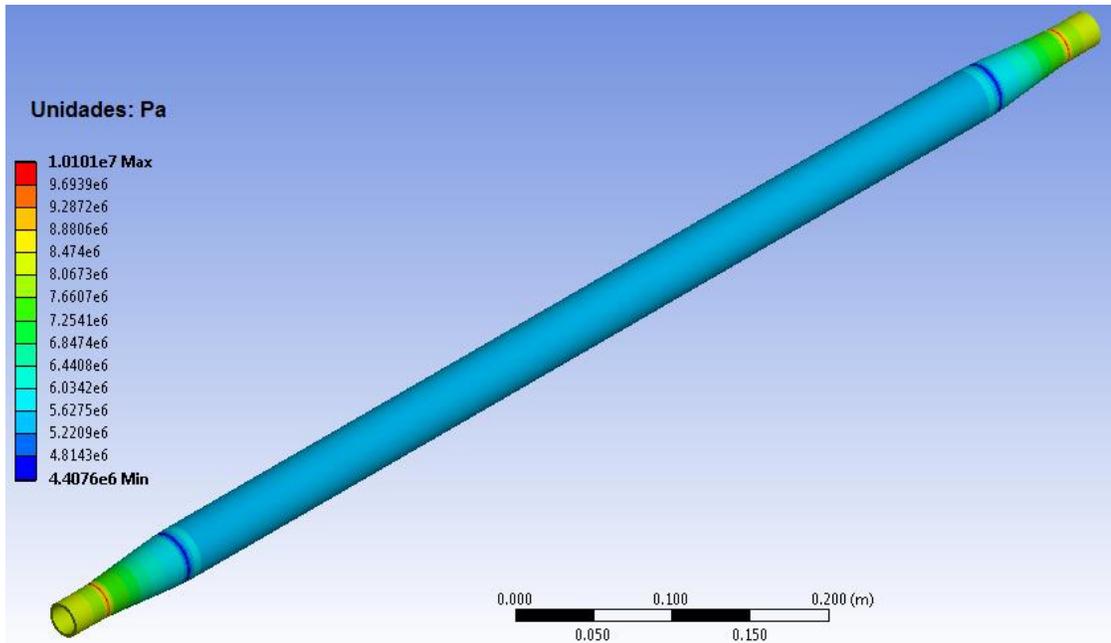


Figura 49. Diagrama de esfuerzos del tubo 4 de la izquierda.

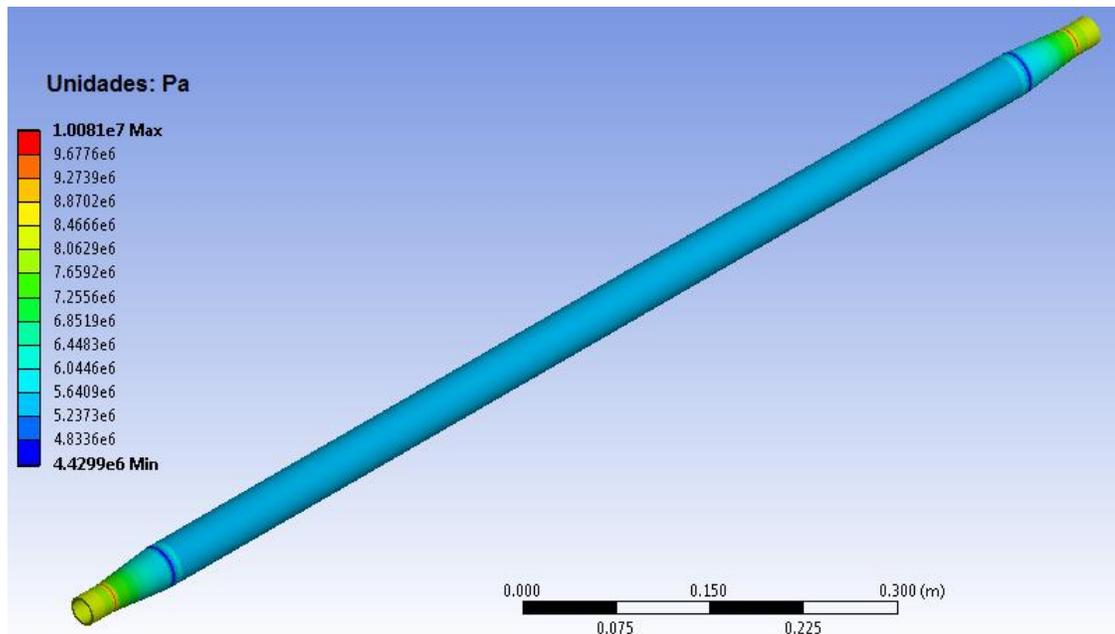


Figura 50. Diagrama de esfuerzos del tubo 4 de la derecha.

Luego de analizar los esfuerzos obtenidos, se estudiaron los diagramas de deformaciones y desplazamientos de las piezas. Nuevamente se observó que las deformaciones seguían un comportamiento muy similar al apreciado en los diagramas de esfuerzo y también se mantienen en rangos muy bajos, por lo que no se consideraron relevantes para el objetivo del estudio. Los desplazamientos de las piezas mostraron que estas no experimentan deflexiones apreciables bajo

las cargas simuladas, permitiendo entonces proseguir con el análisis de los diagramas de factor de seguridad. Se pudo observar que el factor de seguridad que tiene cada punto de la geometría fue mayor a 15, lo cual se cumplió para todos los tubos analizados debido a la similitud geométrica entre ellos. Los esfuerzos experimentados por acción de las cargas aplicadas son muy bajos en comparación con el esfuerzo de cedencia del aluminio, lo que implica que, en operación normal, es poco probable que las piezas fallen debido a esfuerzos generados por las cargas límites que pueda generar el piloto sobre los controles. Los altos factores de seguridad encontrados podrían deberse a la búsqueda de minimizar la posibilidad que se presenten fenómenos de pandeo en los mecanismos de control de la aeronave bajo las cargas estimadas de operación.

Después de haber analizado las piezas originales fabricadas en aluminio, se realiza el mismo procedimiento de montaje y análisis de las piezas para realizar las simulaciones y obtener los estados de carga, esfuerzo, deformaciones, desplazamientos y factores de seguridad si se fabricaran las mismas piezas en magnesio. Los pasos seguidos para la obtención de las mallas y las cargas aplicadas a las geometrías son los mismos, dado que se busca es evaluar, de la forma más similar posible a como se evaluaron las partes fabricadas en aluminio, si las propiedades de una aleación comercial de magnesio AZ31 permitirían un reemplazo directo con las geometrías analizadas, con el objetivo de establecer la posibilidad de utilizar una aleación de magnesio más asequible en estas piezas de bajos requisitos mecánicos.

Se observa que las zonas de concentración de esfuerzos y los valores de los mismos permanecen iguales a los discutidos para las simulaciones anteriores, pues solo dependen de las características geométricas de las piezas, por lo que los diagramas de esfuerzos presentados anteriormente siguen siendo válidos para las piezas simuladas con magnesio AZ31. Sin embargo, a pesar de que el material empleado para estas simulaciones cuenta con propiedades mecánicas menores a las del material original, las cargas aplicadas no son suficientes para someter a las piezas de AZ31 a esfuerzos cercanos a su esfuerzo de cedencia, por lo que el factor de seguridad de estas piezas continua siendo mayor a 15. De manera similar, los diagramas de deformaciones y desplazamientos obtenidos no presentan ninguna condición crítica que requiera análisis, las cargas aplicadas a las piezas simplemente no generan deformaciones o desplazamientos apreciables. También es importante destacar que los niveles de esfuerzo que experimentan los tubos no requieren un análisis de fatiga inicialmente, pues los esfuerzos máximos que experimentan las piezas se encuentran muy por debajo de los 70 MPa para los cuales se comienzan a presentar fenómenos de falla por fatiga, según se reportó en el marco teórico.

Para determinar efectivamente que tan resistentes son las piezas fabricadas de aluminio en comparación con las piezas de magnesio, se tomó el tubo 1 y se realizaron simulaciones aumentando la carga aplicada hasta lograr obtener un

factor de seguridad ligeramente menor a 15. Las cargas obtenidas se presentan en la Tabla 11.

Tabla 11. Cargas que someten a los materiales a un factor de seguridad de 15, aproximadamente.

Material	Carga [N]
Aluminio	3650
Magnesio	2125

Se puede afirmar entonces que el magnesio puede reemplazar directamente a la aleación de aluminio 2024-T3 en la aplicación de los tubos del sistema de control desde el punto de vista de los esfuerzos mecánicos. Sin embargo, se debe tener presente que las piezas fabricadas en aluminio resisten cargas 1.7 veces mayores a las cargas que pueden resistir las piezas en magnesio, es decir, las piezas de aluminio son 1.7 veces más resistentes que las de magnesio, según se infiere a partir de la Tabla 11. No obstante, es evidente que incluso una aleación comercial de magnesio con menores propiedades mecánicas, como el AZ31, es capaz de soportar los esfuerzos generados por las cargas de operación sin comprometer la seguridad de la misma. También se puede afirmar que, para los niveles de esfuerzo a los que están sometidos los tubos, no se hace necesario un análisis de fatiga, teniendo en cuenta que las cargas bajo las cuales realizaron las simulaciones son las cargas más críticas posibles en operación normal, por lo que las cargas típicas de funcionamiento no son tan elevadas como las presentadas anteriormente. Teniendo en cuenta lo anterior, se obtendría aproximadamente un 36.33% de reducción en la masa de los tubos de control, debido a que no se modifica el volumen de las piezas y a la diferencia de densidades entre el aluminio y el magnesio, lo que permitiría ahorrar un total de 1.352 Kg, como se aprecia a partir de los pesos de las piezas presentados en la Tabla 12.

Tabla 12. Pesos de las piezas analizadas cuando se fabrican en aluminio 2024-T3 y en magnesio AZ31 (Unidades en kilogramos).

Tubo	Aluminio 2024-T3	Magnesio AZ31	% Reducción
1	0.8805	0.5606	36.3306
2	0.7076	0.4505	36.3308
3	0.6549	0.4170	36.3310
4 DER	0.8571	0.5457	36.3313
4 IZQ	0.6238	0.3972	36.3311
Total	3.7239	2.3710	36.3310

Se propone que las piezas simuladas anteriormente se fabriquen mediante extrusión con dado de sección variable, lo cual permitiría obtener cada una de las piezas enteras sin necesidad de uniones mecánicas o soldaduras adicionales, conservando una geometría limpia y reduciendo la posibilidad de generar concentradores de esfuerzos y minimizando la necesidad de maquinados posteriores.

5.6. Soporte auxiliar de ametralladora

El UH-60 cuenta con dos ametralladoras GAU-19 instaladas a los costados sobre las puertas principales de acceso a la cabina, estas ametralladoras vienen soportadas en una estructura principal anclada al piso y cuentan con un soporte auxiliar que las ancla a la pared del helicóptero. Este soporte auxiliar sirve para ayudar a prevenir que la ametralladora se salga del soporte durante maniobras de banqueo de la aeronave. Este soporte está fabricado de aluminio 2024-T3, funciona primordialmente a tensión y consta de tres piezas: dos anclajes en sus extremos y una sección central que mantiene ambos anclajes unidos. El soporte instalado en la aeronave se muestra en la Figura 51.



Figura 51. Soporte auxiliar de la ametralladora instalado en la aeronave.

Se determinó analizar los anclajes y la sección central por separado para determinar cuál es el punto crítico del ensamble completo. Las dimensiones de las piezas a analizar se tomaron de la pieza instalada se presentan en las siguientes figuras.

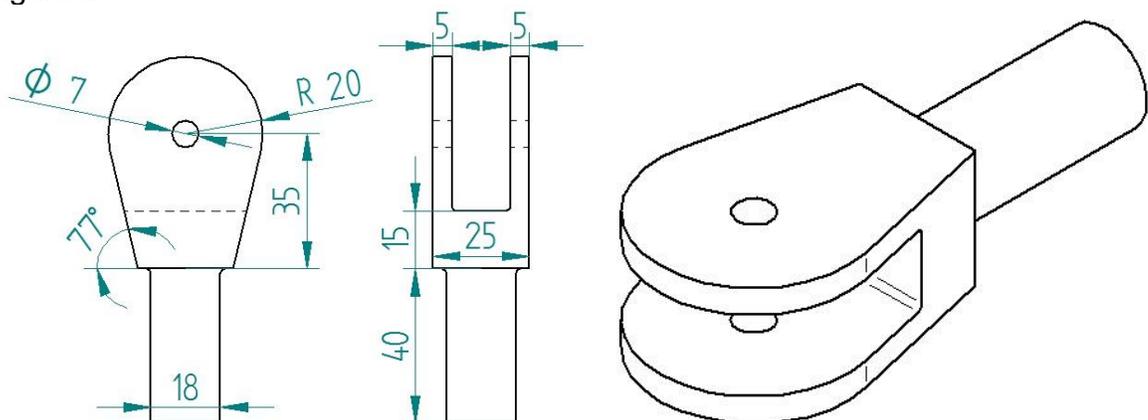


Figura 52. Dimensiones y vista isométrica de los anclajes del soporte auxiliar (medidas en mm).

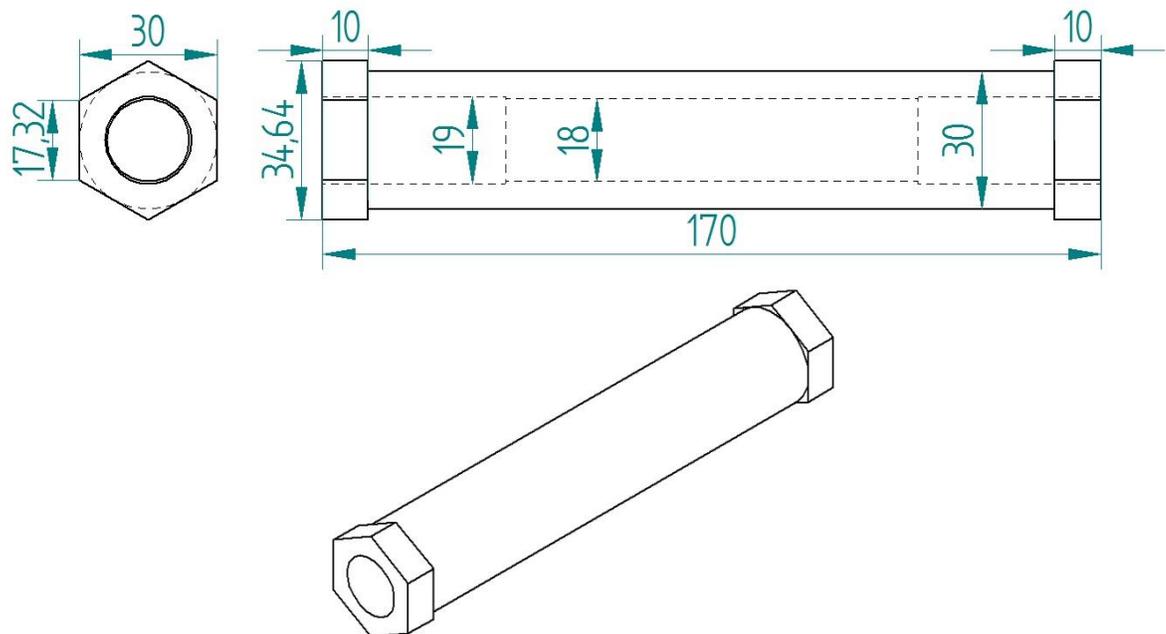


Figura 53. Dimensiones y vista isométrica de la unión central del soporte auxiliar (medidas en mm)

Se procedió a realizar el mallado de las geometrías a analizar, empleando un tamaño máximo de elementos de malla de 0.004 m, teniendo en cuenta la capacidad de cómputo con la que se disponía para realizar las simulaciones y conservando los demás parámetros de malla que se han empleado en las simulaciones anteriores, obteniendo las siguientes características de malla.

Tabla 13. Valores promedio de las propiedades más relevantes para el análisis de malla del soporte auxiliar.

Pieza	Calidad de elementos (Element Quality)	Relación de aspecto (Aspect Ratio)	Oblicuidad (Skewness)
Anclaje	0.7652	2.1332	0.34207
Unión central	0.8080	1.9516	0.2758

Se determina que estos valores son aceptables, teniendo en cuenta los límites expuestos anteriormente, y se continúa con la estimación de las cargas críticas de operación del ensamble. Se estima que la carga máxima que soporta esta pieza es de 600 N aproximadamente, que corresponde al peso de la ametralladora completa (60 kg) cuando la aeronave se encuentra en ángulos de banqueo extremos, los cuales no se suelen alcanzar durante vuelos crucero, sino durante maniobras de evasión de proyectiles en vuelo a bajas velocidades o vuelo sostenido estático. La carga del peso de la ametralladora se aplicó sobre las superficies de las partes que entran en contacto cuando se ensamblan, como una aproximación a la unión roscada que utiliza el ensamble, mientras que los puntos de aseguramiento de los anclajes se simularon como soportes cilíndricos. Las condiciones descritas anteriormente se muestran en las siguientes figuras.

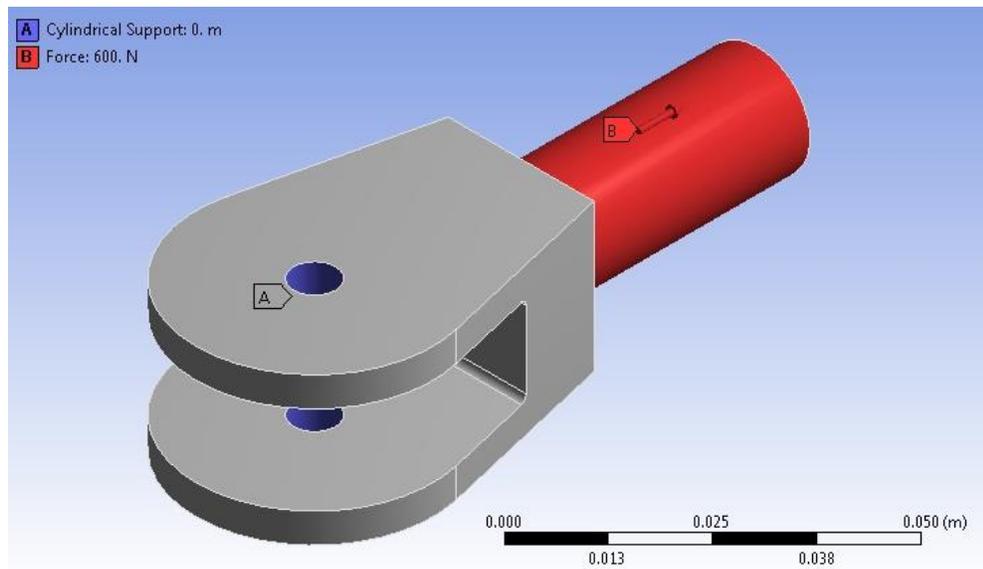


Figura 54. Cargas aplicadas al anclaje extremos del soporte auxiliar.

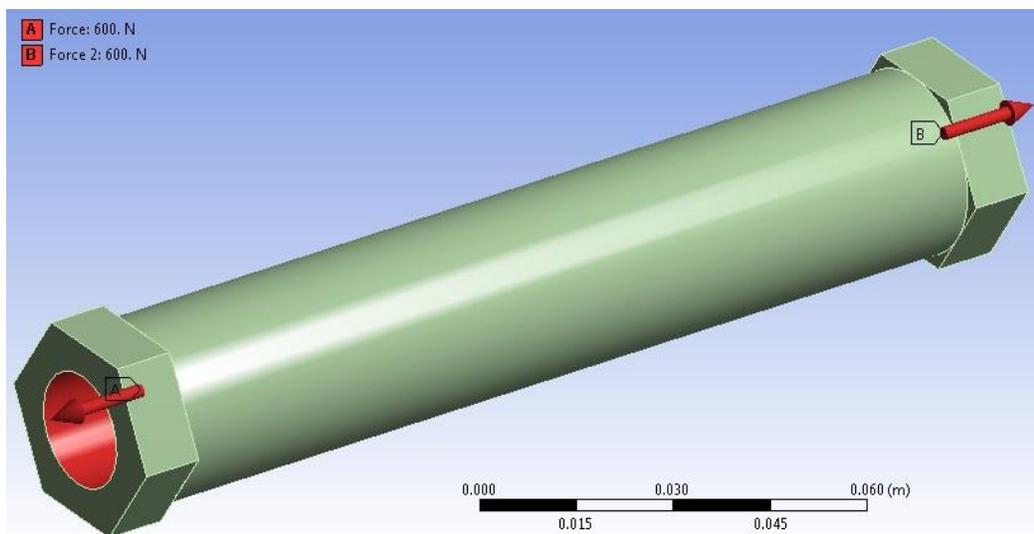


Figura 55. Cargas aplicadas a la unión central del soporte auxiliar.

Con las cargas estimadas se obtuvieron los diagramas de esfuerzo presentados en la Figura 56 y la Figura 57, en los cuales se observó que los esfuerzos se concentran en los orificios de aseguramiento de los anclajes extremos, mientras que la sección central presenta esfuerzos homogéneos sin zonas concentradas de esfuerzos.

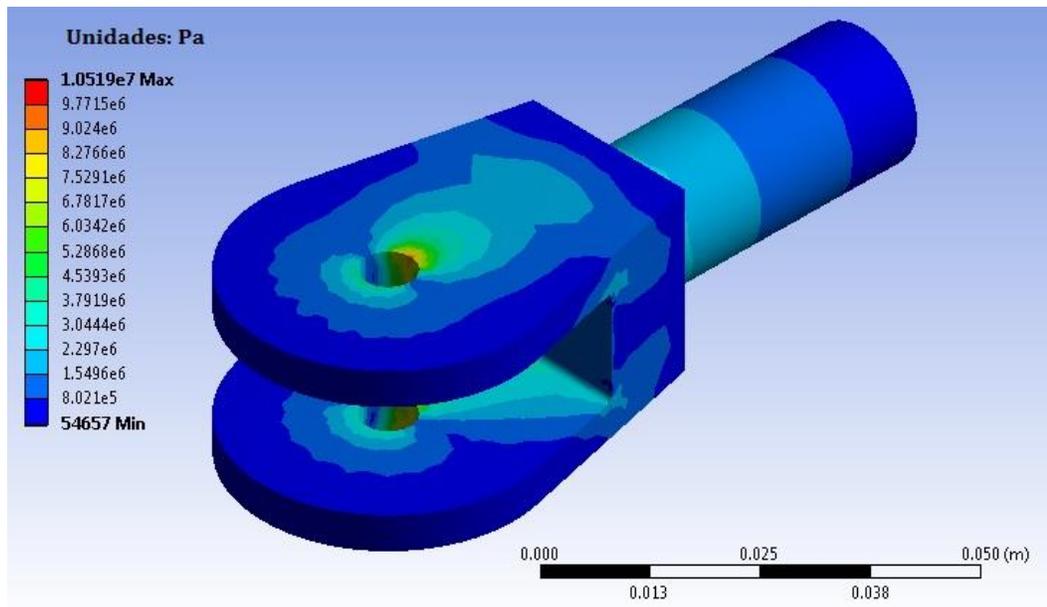


Figura 56. Diagrama de esfuerzos para los anclajes extremos del soporte auxiliar.

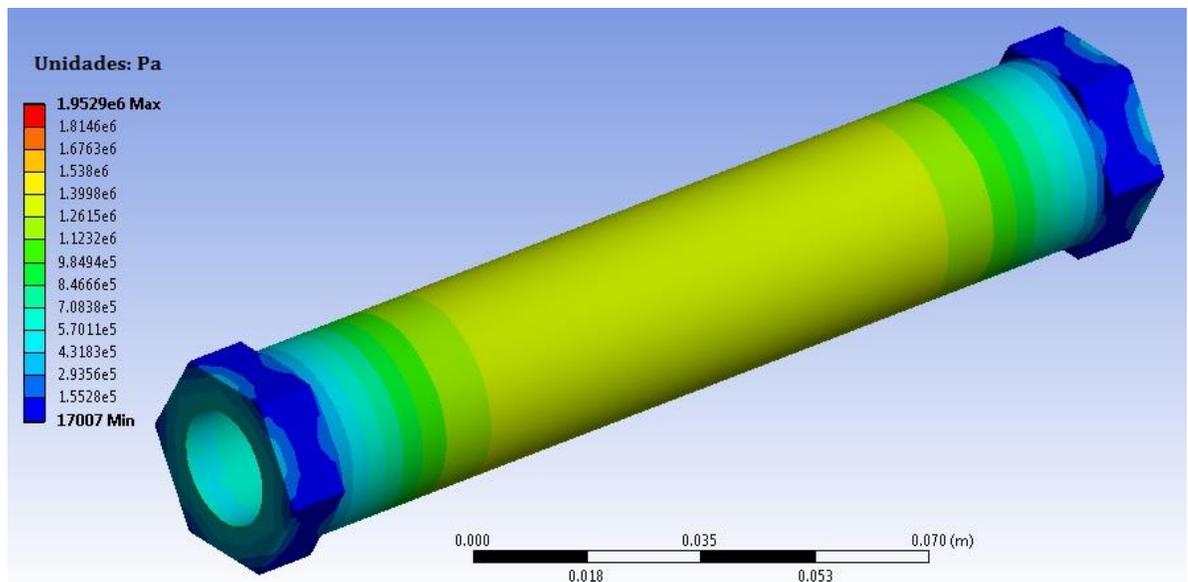


Figura 57. Diagrama de esfuerzos para la unión central del soporte auxiliar.

Se analizaron los resultados de deformación y se observó que no se exhiben deformaciones grandes y que las zonas más deformadas son nuevamente aquellas donde los esfuerzos se concentran. Se estudiaron también los diagramas de desplazamientos obtenidos y se concluyó que, debido a la baja magnitud de los máximos desplazamientos, no eran relevantes para el análisis. Finalmente se analizaron los diagramas de factor de seguridad y se evidenció que ambas piezas tenían valores mayores a 15 en todos los puntos de su geometría.

Siguiendo el mismo procedimiento de simulación y reemplazando el material de fabricación por una aleación de magnesio AZ31, se obtuvieron los diagramas de esfuerzo y deformación correspondientes, se apreció que el comportamiento de los esfuerzos no cambió y que las deformaciones aumentaron un poco en magnitud debido al menor módulo de rigidez del magnesio; a pesar de ello, no se evidenciaron aumentos extraños o excesivos de las deformaciones. Los desplazamientos se consideraron de nuevo despreciables, pues no se generan modificaciones geométricas apreciables bajo la acción de las cargas estimadas. Finalmente se observaron los diagramas de factor de seguridad y se evidenció que las piezas continuaban presentando una magnitud de factor de seguridad mayor a 15 para toda la geometría debido a la gran diferencia entre los esfuerzos experimentados y el esfuerzo de cedencia del material y la baja magnitud de las cargas estimadas de operación.

Se determinó, con base en los resultados obtenidos, que la aleación de magnesio AZ31 puede reemplazar efectivamente las piezas analizadas y que, con base en los niveles de esfuerzo a los que está sometido el ensamble, no se requiere un estudio de fatiga de la pieza. Se procedió a analizar el cambio de peso que conlleva el cambio de material de fabricación

Tabla 14. Pesos de las piezas del soporte auxiliar de la ametralladora (unidades en kilogramos).

Pieza	Aluminio 2024-T3	Magnesio AZ31	% Reducción
Anclaje	0.09435	0.06007	36,3328
Unión central	0.21137	0.13458	36,3297
Anclaje	0.09435	0.06007	36,3328
Total soporte	0,40007	0,25472	36.3311

Se propone que las piezas que componen el soporte auxiliar de la ametralladora se pueden fabricar directamente mediante fundición debido a la facilidad de obtención de las geometrías respectivas mediante un molde correspondiente para cada una de las partes del ensamble, solo requiriendo posteriormente el maquinado para generar el roscado de las superficies que unen el ensamble.

5.7. Riel guía de la puerta principal de cabina

El riel de las puertas de entrada es un elemento semi-estructural encargado de soportar y mantener las puertas de acceso a la aeronave en posición cuando estas se encuentran abiertas, restringiendo el movimiento lateral de esta y permitiendo su movimiento longitudinal hasta su tope, evitando golpear a sus tripulantes, los cuales en ocasiones deben abandonar la aeronave con toda la premura posible (ver Figura 58).



Figura 58. Fotografía del riel de la puerta de entrada.

El carril o riel de la puerta está fabricado con aluminio 7075-T6, el cual puede elaborarse mediante procesos de extrusión de perfiles o incluso mediante procesos de fundición; en cualquiera de los casos haciendo uso de maquinados para obtener la geometría final de la pieza, la cual se muestra en la Figura 59.

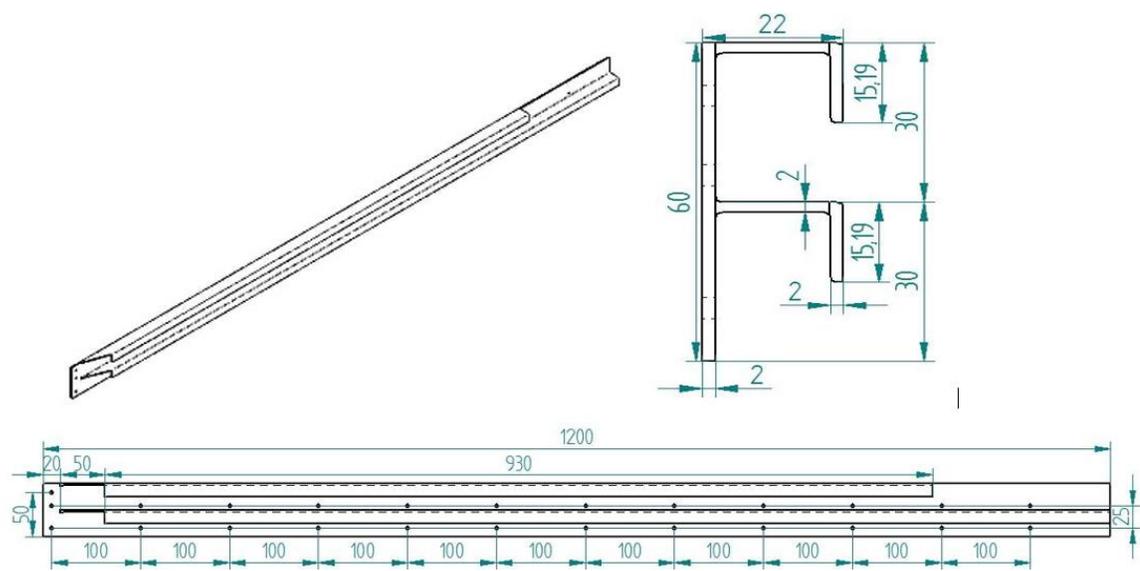


Figura 59. Planos de dimensionamiento del riel de la puerta de entrada.

Con el fin de iniciar el análisis de cargas y esfuerzos en la pieza al igual que en las simulaciones anteriores, se construyó la malla necesaria para obtener las propiedades en cada punto de la pieza, definiendo un tamaño de elementos de malla de 0.005, suficientemente para garantizar un buen desarrollo de la simulación teniendo en cuenta las limitaciones de cómputo. Se obtuvieron los siguientes parámetros para dicha malla:

- Skewness Average (Oblicuidad Promedio): 0,57797
- Element Quality Average (Calidad de los elementos promedio): 0,597468
- Aspect Ratio Average (Relación de aspecto promedio): 3,115957

Valores que según lo descrito en las piezas de estudio anteriores se ajustan de manera correcta a los criterios aceptables para continuar el estudio, permitiendo llevar a cabo una simulación que otorgue resultados apropiados para su posterior análisis.

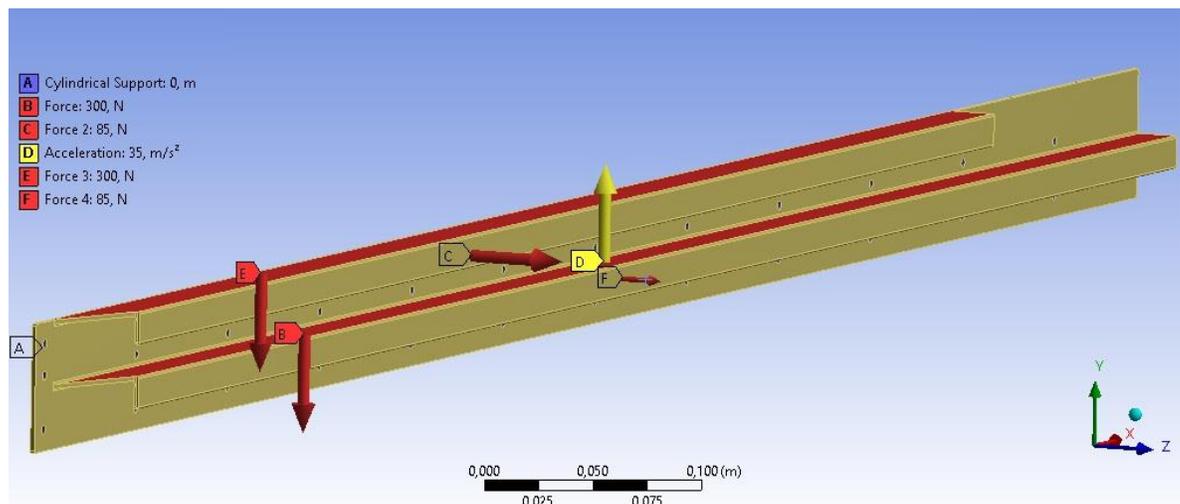


Figura 60. Condiciones de carga y apoyo del riel de la puerta.

Para llevar a cabo la simulación mediante la herramienta computacional se seleccionaron diferentes criterios de carga, y anclaje, como pueden observarse en la Figura 60. Se simularon soportes cilíndricos en los agujeros que posee la pieza como anclaje, y se incluyeron las cargas, primero una carga total de 600 N distribuida en las 2 caras superiores del riel, equivalente a 300 N en cada cara, la cual es debida al peso aproximado (17 kg) de la puerta multiplicado por un factor de carga de 3,5 de maniobras verticales de la aeronave; adicionalmente se incluyó una carga de 170N distribuida en 2 cargas de 85N, correspondientes al peso de la puerta durante maniobras con ángulo de banqueo pronunciado, donde las 2 caras laterales del riel se encargan de restringir el movimiento lateral de la puerta al soportar su peso.

Con los criterios de carga definidos se procedió con la simulación, utilizando 2 materiales de análisis: aquel con el que la pieza esta originalmente elaborado (Aluminio 7075-T6), y posteriormente aquel con el cual se desea realizar el cambio como objetivo en este proyecto (Magnesio AZ31). Posterior a la realización de la simulación se obtuvieron los diagramas de distribución de esfuerzo en la pieza; en los cuales se evidenció como los esfuerzos se ven aumentados considerablemente en las áreas cercanas a los agujeros de soporte de la pieza, los cuales actúan como concentradores de esfuerzos, como se muestra en la Figura 61.

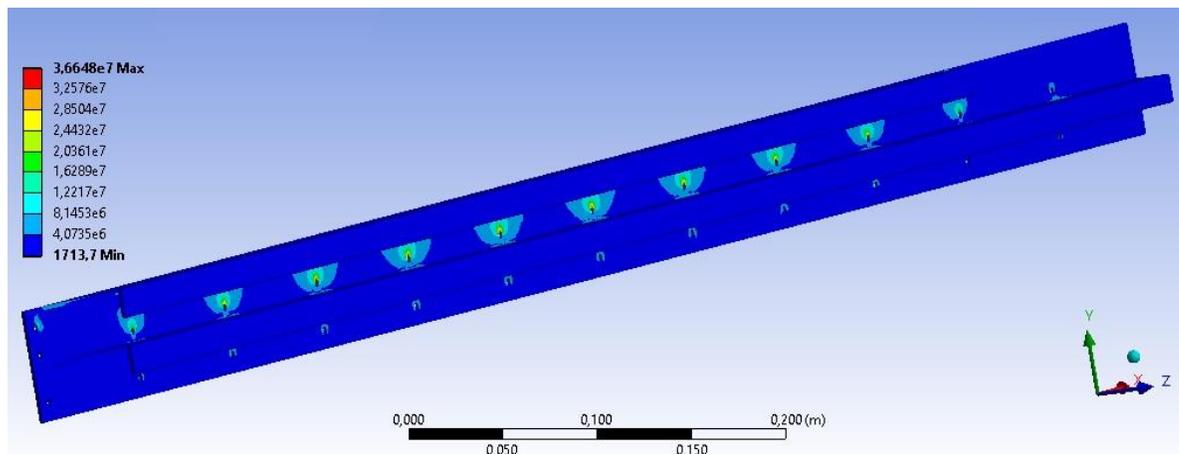


Figura 61. Condiciones de esfuerzos para la simulación del carril de la puerta.

Se analizaron también los diagramas de deformaciones y desplazamientos resultantes; sin embargo, no se apreciaron valores atípicos de las deformaciones y tampoco relevantes para los desplazamientos. Se hizo evidente que el menor factor de seguridad se ubicaba en las áreas cercanas a los agujeros de los soportes, siendo por lo tanto las más críticas para el análisis. En el caso de la pieza original elaborada con Aluminio 7075-T6, el menor factor de seguridad encontrado es de 9,414, ubicado en las áreas circundantes al perímetro de los agujeros como se describió anteriormente; siendo lo suficientemente elevado para cumplir con los requisitos necesarios de las cargas de operación.

Siguiendo el mismo procedimiento de análisis para la pieza anterior, se efectuó el cambio del material de la pieza por la aleación de magnesio AZ31, encontrando los mismos puntos críticos de la pieza original en las áreas circundantes a los agujeros, registrando el menor factor de seguridad con un valor correspondiente a 5,801. Aun así, este sigue siendo lo suficientemente elevado para cumplir los criterios de soporte de cargas y esfuerzos como se ha previamente descrito. Adicionalmente, los niveles de esfuerzos observados anteriormente no sugieren la necesidad de realizar un análisis de fatiga detallado para 10^7 ciclos de operación.

de la pieza, pues los máximos esfuerzos no superan los 70 MPa para los cuales se comienzan a evidenciar efectos de fatiga.

Finalmente al observar el cambio del peso entre las piezas elaboradas con aluminio y el magnesio, se encuentran los valores descritos de peso y porcentaje de reducción descritos en la tabla 1. Teniendo en cuenta el análisis anterior, se puede afirmar que la pieza fabricada en magnesio AZ31 soportaría las cargas de operación de la pieza original, logrando reducir su peso final. Se propone que esta pieza se puede fabricar siguiendo el mismo proceso de fabricación de la pieza original para obtener la geometría descrita.

Tabla 15. Porcentaje de reducción de peso entre las piezas de Aluminio y Magnesio.

Peso de la pieza Aluminio 7075-T6	0,7832 kg
Peso de la pieza Magnesio AZ31	0,4987 kg
% Reducción de peso	36.33%

CAPÍTULO 6: REDISEÑOS

6.1: Pie de apoyo rediseñado

Como se describió en el pie de apoyo original, el planteamiento y desarrollo de un rediseño de la geometría de la pieza fue necesario con el fin de garantizar el cumplimiento del factor de seguridad mínimo de 1,5 impuesto a aplicaciones aeronáuticas, al usar como material de fabricación la aleación de magnesio AZ31 para garantizar su viabilidad de uso.

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, sus nuevas características geométricas pueden observarse en las vistas frontal, inferior y lateral, junto con las comparaciones de las diferencias más relevantes entre la pieza original y la rediseñada en las vistas isométricas presentadas.

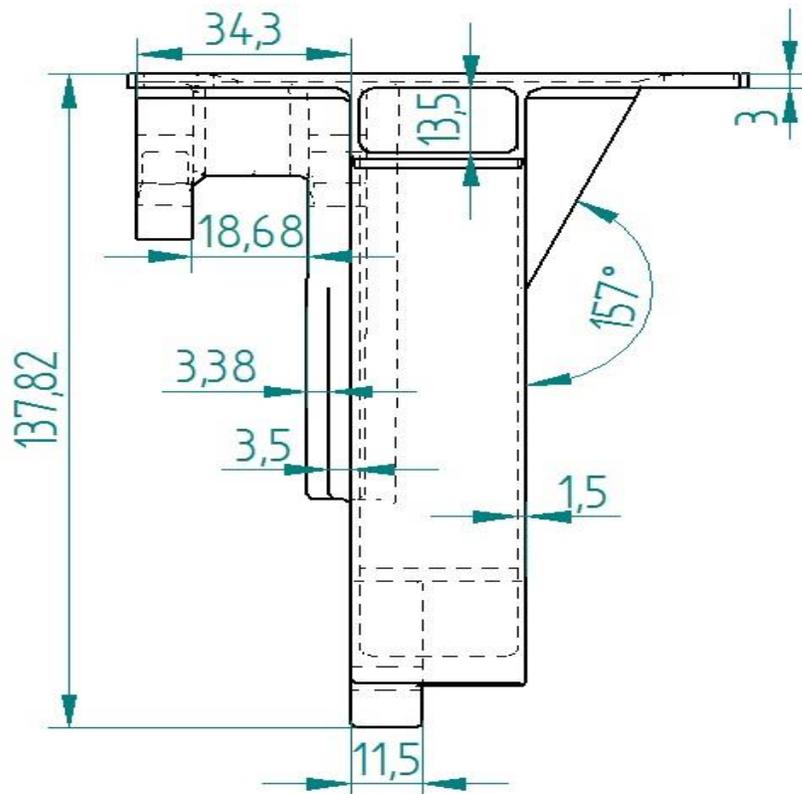


Figura 62. Vista frontal del pie de apoyo rediseñado (medidas en mm).

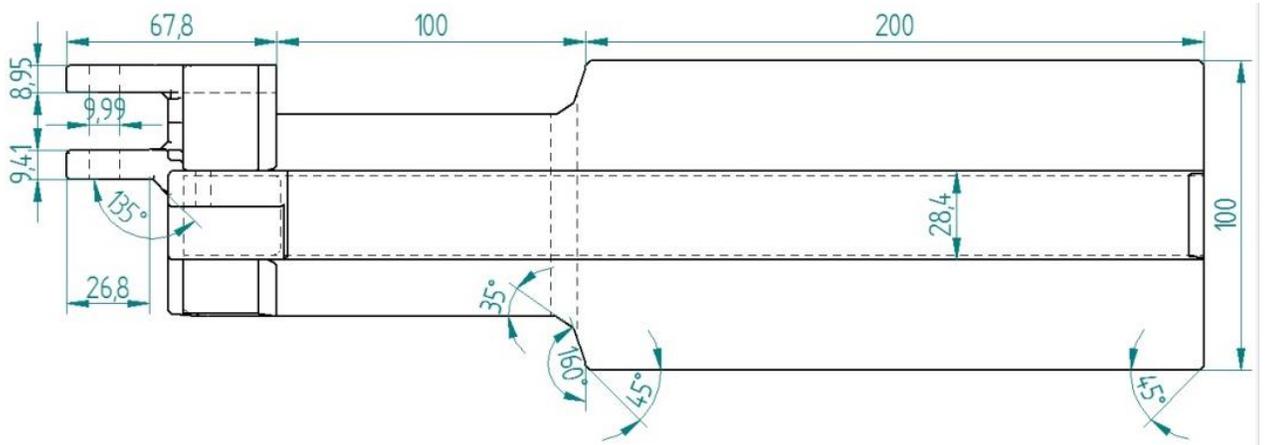


Figura 63. Vista Inferior del pie de apoyo rediseñado (medidas en mm).

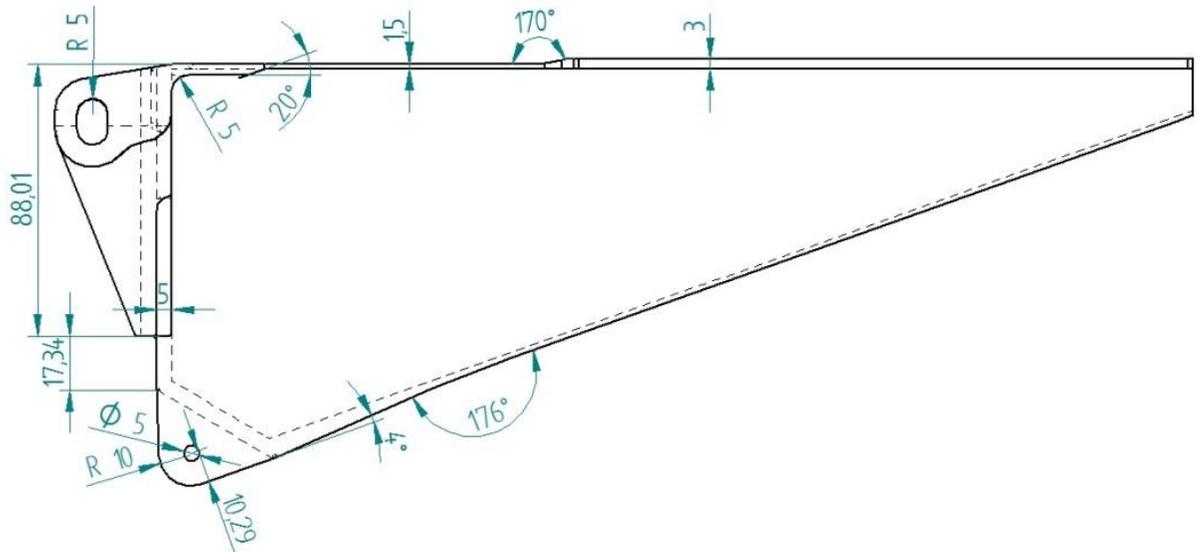


Figura 64. Vista lateral del pie de apoyo rediseñado (medidas en mm).

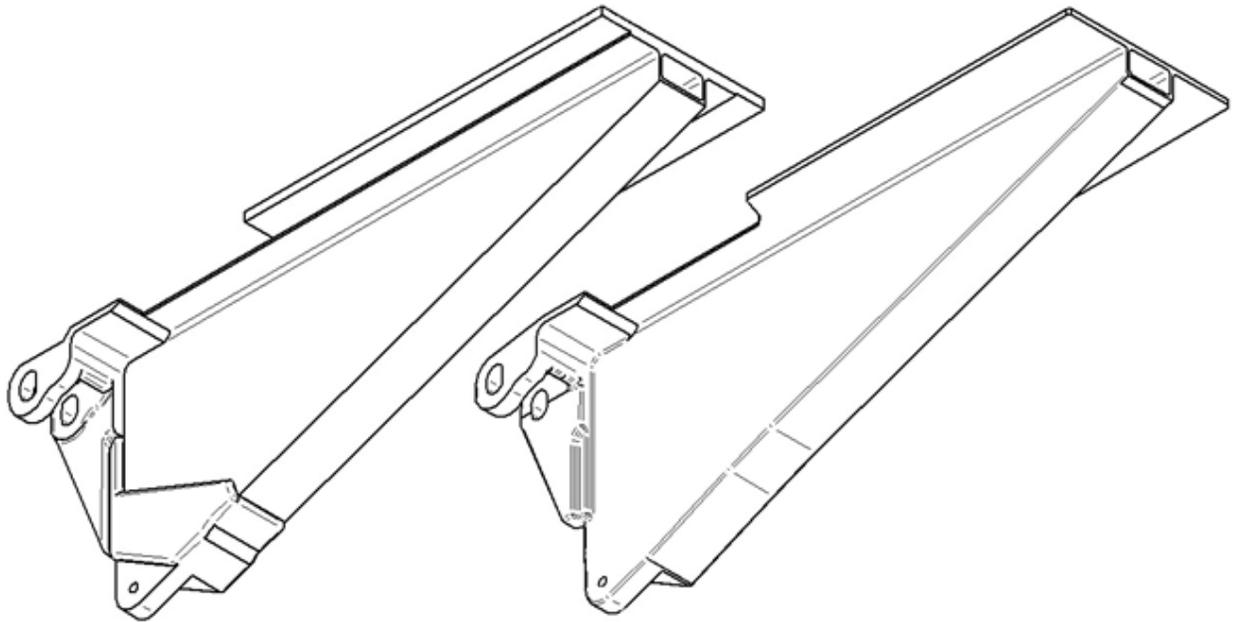


Figura 65. Comparación del pie de apoyo original (izq.) con el pie de apoyo rediseñado (der), isométricos en vista inferior.

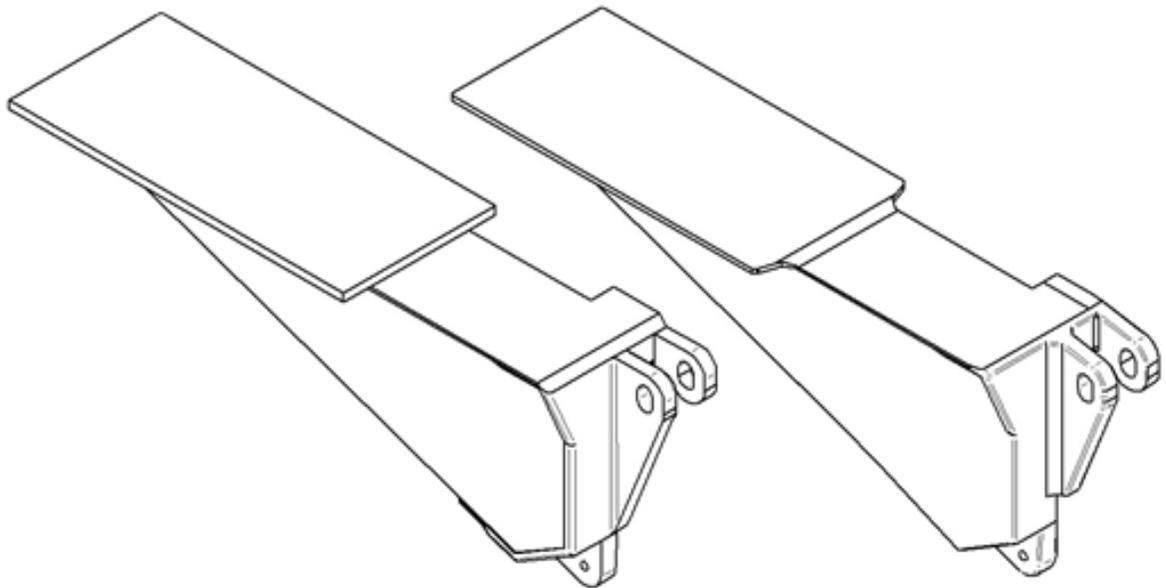


Figura 66. Comparación del pie de apoyo original (izq.) con el pie de apoyo rediseñado (der), isométricos en vista superior.

Para construir la malla necesaria para la simulación, se siguió un procedimiento muy similar al del pie de apoyo, introduciendo como parámetros para su elaboración los mismos de la anterior, a excepción del tamaño máximo de los elementos, el cual se definió de 0,003 metros por la capacidad de cómputo disponible, obteniendo los siguientes parámetros:

- Skewness Average (Oblicuidad promedio): 0,430525
- Element Quality Average (Calidad de los elementos promedio): 0,69695
- Aspect Ratio Average (Relación de aspecto promedio): 2,44807

Al verificar dichos parámetros siguiendo un procedimiento de evaluación similar al realizado para la pieza original, se encuentran estos apropiados para continuar con la posterior simulación de la pieza. Se aplican las mismas condiciones de carga que se determinaron para el pie de apoyo original para obtener los estados de esfuerzos presentados a continuación.

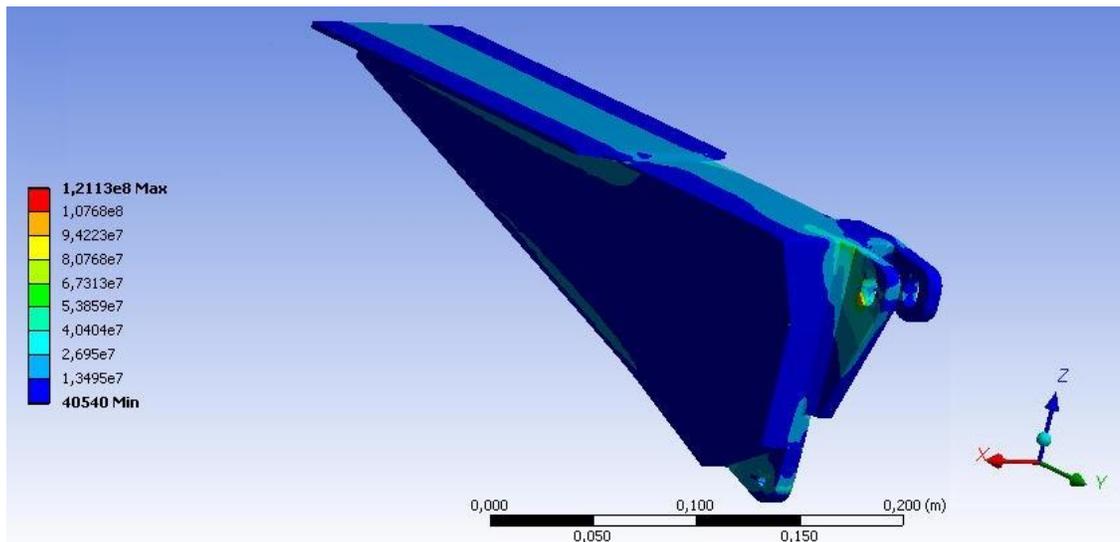


Figura 67. Diagrama de esfuerzos del pie de apoyo rediseñado, vista superior de la parte trasera reforzada.

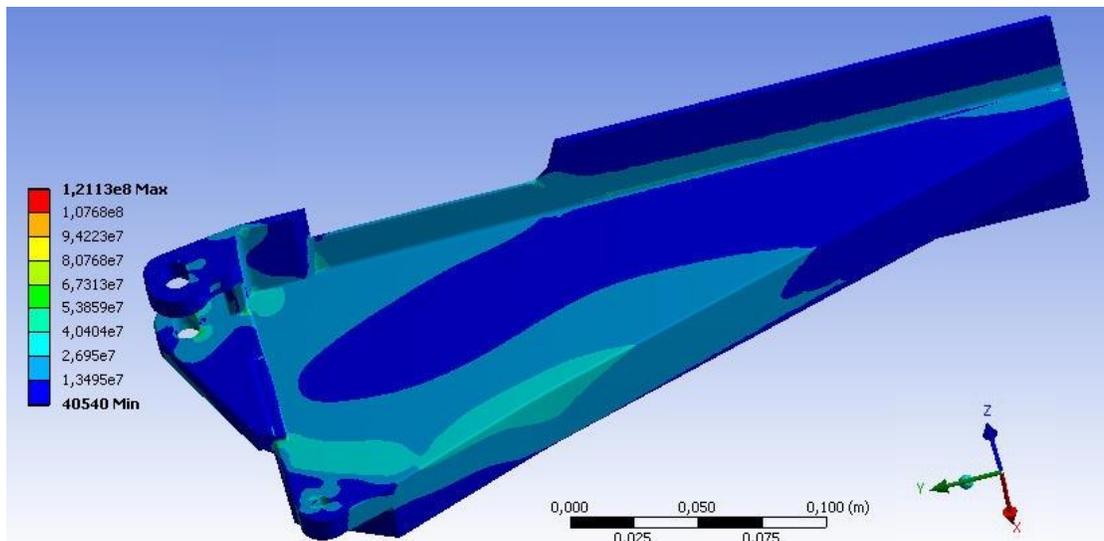


Figura 68. Diagrama de esfuerzos del pie de apoyo rediseñado, vista inferior del soporte redistribuido.

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 Figura 67) y la zona inferior cercana al apoyo (ver Figura 68), 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 [22]. 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; sin embargo, debido a que la pieza solo se utiliza en labores de mantenimiento en tierra, los ciclos que esta misma soporta son mucho menores a los que deben soportar otras piezas que se utilizan para operaciones de vuelo normales. Se debe realizar un seguimiento apropiado a la pieza original para determinar la frecuencia de utilización durante mantenimientos y poder estimar la vida límite de la misma, teniendo en cuenta que puede empezar a presentar indicios de fatiga después de 10^5 ciclos de carga. 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, 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. A continuación se presenta la distribución del factor de seguridad de la pieza rediseñada elaborada con magnesio AZ31.

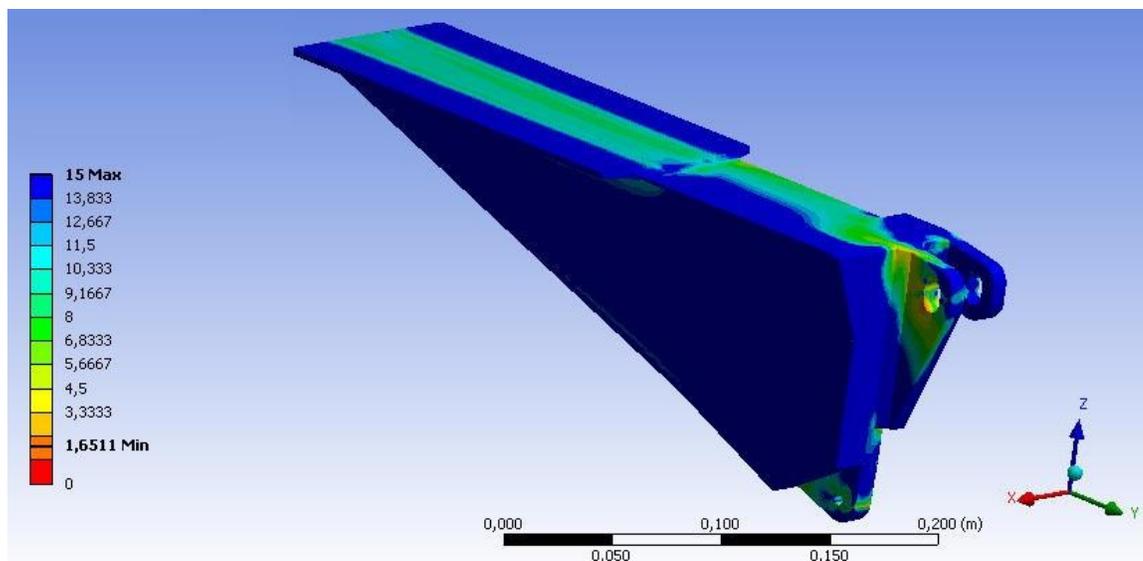


Figura 69. Factor de seguridad para la pieza rediseñada, vista superior trasera.

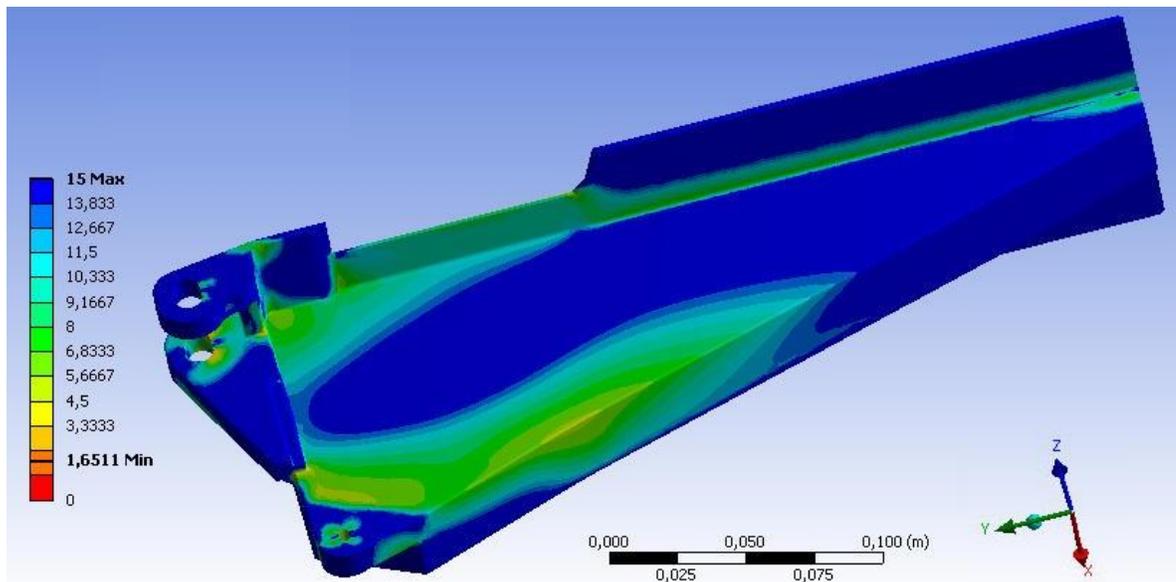


Figura 70. Factor de seguridad para la pieza rediseñada, vista inferior.

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. Los cambios en el peso de la pieza y el porcentaje de reducción total se pueden apreciar en la Tabla 16.

Tabla 16. Resumen de los pesos del pie de apoyo a lo largo de las etapas de análisis y rediseño.

Etapas 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%

Para el pie de apoyo rediseñado, según lo descrito anteriormente, fue posible confirmar la posibilidad de un cambio del material de fabricación de la pieza de aluminio 2024 T3 a una aleación comercial de magnesio, como es el caso del AZ31, efectuando una reducción importante en el peso total de la pieza original debido al rediseño geométrico y al cambio de material. Se propone que el pie de apoyo rediseñado se puede fabricar en magnesio utilizando un proceso de fundición por inyección, lo cual permitiría obtener la geometría principal y reduciría la necesidad de realizar trabajos de maquinado posteriores sobre la pieza.

6.2: Tubo de control rediseñado

Debido a que su análisis fue solicitado por el operador de la aeronave y al alto número de partes similares que se utilizan en la aeronave, se decidió efectuar un rediseño de los tubos de control, utilizando las dimensiones dadas para el tubo #1 como referencia y con el objetivo de evaluar la posibilidad de reducir en mayor medida el peso de estas piezas. Al igual que con el rediseño del pie de apoyo, se buscó reducir la cantidad de material necesaria para la elaboración de la pieza final y disminuir el peso de esta, buscando adicionalmente aumentar la capacidad de soportar esfuerzos. Esto se logró al disminuir el ángulo de inclinación en las puntas donde se efectúa el cambio de sección transversal, prolongando la longitud de la sección cóncava sin necesidad de reducir el espesor de lámina de la pieza final, garantizando una menor concentración de esfuerzos debido a ángulos menos pronunciados. Las dimensiones de la pieza posterior al rediseño se pueden evidenciar en la Figura 71

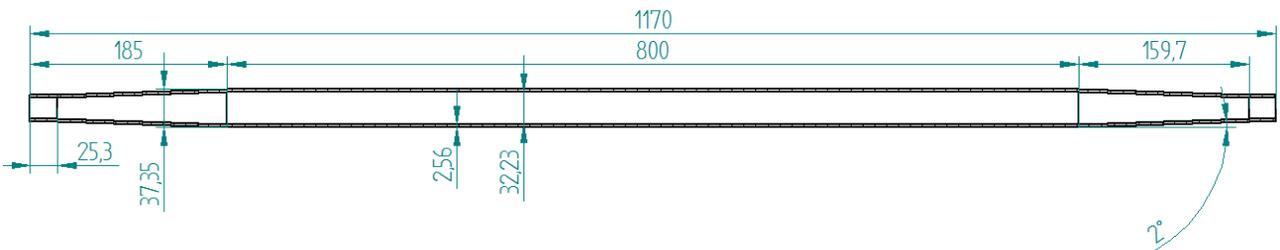


Figura 71. Dimensiones del tubo 1 rediseñado, medidas en mm.

Para la elaboración de la malla necesaria para el desarrollo de la simulación, se siguió un procedimiento similar a las piezas ya descritas en el proyecto, exceptuando el tamaño de los elementos de la malla que se fijó en 0,003 m para reducir los requisitos de cómputo, teniendo en cuenta que en las simulaciones de los tubos originales se observó que no se requería una malla altamente refinada, debido a la uniformidad de la geometría. Posterior a la creación de la malla se encontraron los siguientes parámetros de esta:

- Skewness Average (Oblicuidad Promedio): 0,40428
- Element Quality Average (Calidad de los elementos promedio): 0,76763
- Aspect Ratio Average (Relación de aspecto promedio): 1,67458

Al verificar dichos parámetros y siguiendo un procedimiento de evaluación similar a los análisis de piezas anteriores, estos valores se encuentran apropiados para continuar con la simulación de la pieza. Las condiciones de carga aplicadas al tubo rediseñado son las mismas que se definieron para el tubo original.

Como se describió anteriormente, el alargamiento de la sección cóncava logró mejorar las características de resistencia de la pieza, disminuyendo la concentración de los esfuerzos que experimenta la pieza, como se puede observar en la Figura 72. El factor de seguridad sigue siendo mayor a 15 tanto a tensión como compresión, lo cual cumple con los requerimientos de la regulación. Por este motivo, se consideró de mayor relevancia el análisis de la reducción del peso final de la pieza. Cabe resaltar también que los diagramas de deformación y desplazamiento obtenidos para el tubo rediseñado no presentaron valores representativos, similar a los valores reportados para los tubos originales, motivo por el cual no se presentan dichos diagramas.

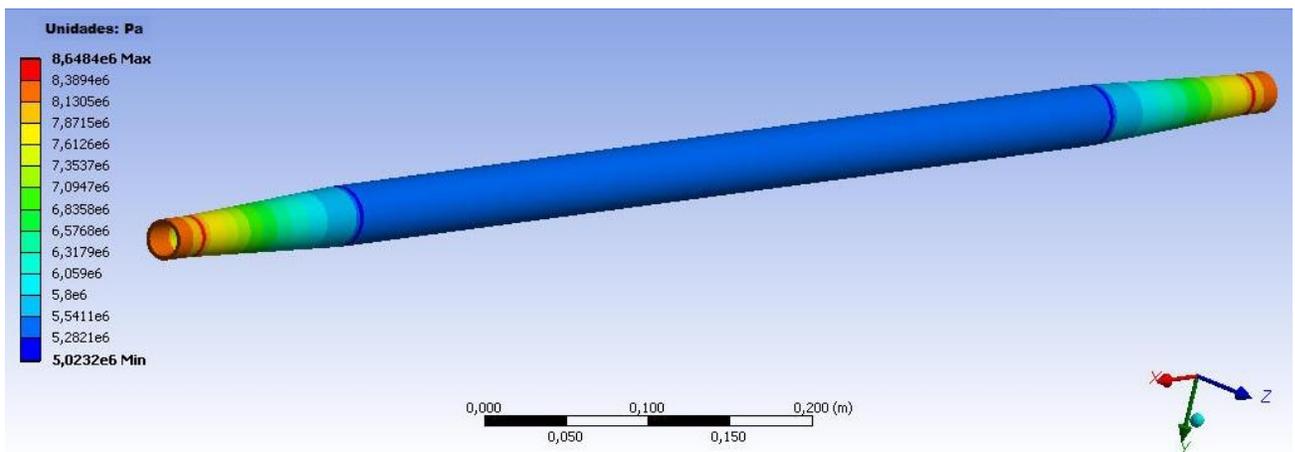


Figura 72. Diagrama de esfuerzos para el tubo rediseñado.

Para el caso de la geometría rediseñada elaborada con aluminio 2024-T3, se obtuvo un decremento en el peso de la pieza de 0.8805 kg a 0,8536 kg, al aplicar el cambio del material, como se hizo para el rediseño del pie de apoyo, por una aleación de magnesio AZ31 se obtuvo una reducción de peso total de 38.27%, logrando un peso final de 0.5435 kg. Dichas reducciones se pueden observar en la Tabla 17.

Tabla 17. Resumen de los pesos del tubo 1 a lo largo de las etapas de rediseño.

Etapas de Proceso	Peso [kg]
Pieza original en aluminio	0.8805
Pieza rediseñada en aluminio	0.8536
Pieza rediseñada en magnesio	0.5435
% Reducción total de peso	38.27%

Nuevamente, para el nivel de esfuerzos que presentan las piezas bajo las cargas de operación, no se requiere llevar a cabo un análisis de fatiga de la misma, pues los esfuerzos máximos que experimenta el tubo rediseñado en las condiciones simuladas están muy por debajo de 70 MPa, esfuerzo para el cual el material empieza a presentar evidencias de fatiga al experimentar aproximadamente 10^7 ciclos de carga. Finalmente se propone que las piezas rediseñadas se pueden

fabricar, como se propuso para las piezas originales, mediante una extrusión de sección variable, dado que la geometría rediseñada conserva un esquema muy similar al de las piezas originales pero mejora la distribución del material a lo largo de ella.

CAPÍTULO 7: 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.

CAPÍTULO 8: 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.

CAPÍTULO 9: 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] (OACI), Organizacion de Aviacion Civil Internacional, «Anexo 16: Protección ambiental,» Organizacion de Aviacion Civil Internacional (OACI), Montreal, Canada , 1971.
- [3] 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].
- [4] O. Pashkova, I. Ostrovsky y Y. Henn, «PRESENT STATE AND FUTURE OF MAGNESIUM APPLICATION IN AEROSPACE INDUSTRY,» de *New Challenges in Aeronautics*, Moscu, 2007.
- [5] R. M. Jones, *Mechanics of composite materials*, Blacksburg, Virginia, USA: Taylor & Francis inc., 1999, p. 38.
- [6] Office of Aviation Research, «Metallic Materials Properties Development and Standardization,» Federal Aviation Administration, Washington, D.C., 2003.
- [7] D. R. Askeland y P. P. Phule, *Ciencia e ingeniería de los materiales*, 4a ed., Mexico D.F.: Thomson Learning, 2006, pp. 6-16.
- [8] 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.
- [9] Federal Aviation Administration, «Federal Aviation Regulations - Code of Federal Regulations,» Federal Aviation Administration, Oklahoma city, Oklahoma, US, 2014.
- [10] Igor I Sikorsky Historical Archives, «Sikorsky Product History,» Sikorsky Archives, 13 Abril 2013. [En línea]. Available: <http://www.sikorskyarchives.com/S+56%20HR2S-1H-37.php>. [Último acceso: 5 Agosto 2014].
- [11] Igor I Sikorsky Historical Archives, « Sikorsky Product History,» Sikorsky Archives, 10 Enero 2013. [En línea]. Available: <http://www.sikorskyarchives.com/S-55.php>. [Último acceso: 5 Agosto 2014].
- [12] Obtesol - Observatorio tecnológico de la soldadura, «Magnesio y sus aleaciones,» Centro Tecnológico AIMEN, 2005. [En línea]. Available:

http://www.obtesol.es/index.php?option=com_content&task=category§ionid=4&id=70&Itemid=30. [Último acceso: 10 Agosto 2014].

- [13] Textos Científicos, «El Magnesio y sus aleaciones,» Textos Científicos, 15 Octubre 2005. [En línea]. Available: <http://www.textoscientificos.com/quimica/magnesio>. [Último acceso: 11 Agosto 2014].
- [14] E. Hombergsmeier, «MAGNESIUM FOR AEROSPACE APPLICATIONS,» *EADS Deutschland Innovation Works*, pp. 1-12, 2009.
- [15] 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.
- [16] DTI Global Watch Mission, Magnesium alloys and processing technologies for lightweight transport applications - a mission to europe, UK: Faraday Advance, 2004, pp. 10-24.
- [17] K. U. Kainer, Magnesium Alloys and Technologies, Weinheim, Germany: WILEY - VCH, 2004, pp. 37-42, 190-195.
- [18] J. E. Gray y B. Luan, «Protective coatings on magnesium and its alloys — a critical review,» *Journal of Alloys and Compounds*, pp. 88-113, 2002.
- [19] 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, nº 6, pp. 551-554, 2002.
- [20] 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.
- [21] E. Oñorbe, G. Garcés, P. Pérez y P. Adeva, «Effect of the LPSO volume fraction on the microstructure and mechanical properties of Mg–Y2X–ZnX alloys,» *J Mater Sci*, vol. 47, pp. 1085-1093, 2012.
- [22] Federal Aviation Administration, «U. S. Government Printing Office - Electronic Code of Federal Regulations,» U. S. Government Printing Office, 31 Julio 2014. [En línea]. Available: http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=8b164a990697bd85cfefae85ad77be25&c=ecfr&tpl=/ecfrbrowse/Title14/14cfrv1_02.tpl. [Último acceso: 2 Agosto 2014].
- [23] M. Kettner, N. Ulf, H. Kilian, R. Gradinger, W. Kühlein, A. Drevstedt, F. Stadler, E. Ladstaetter y A. Lutz, «The InnMag Project – Processing Mg for Civil Aircraft Applications,» *Advanced engineering Materials*, vol. 9, nº 9, pp. 813 - 819, 2007.
- [24] H. Choi, S. Lim, H. Shin y S. Choi, «CNC extruder for varied section extrusion,» *Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering*, vol. 29, nº 2, pp. 175-178, 2008.

- [25] F. Li, X. Zeng y N. Bian, «Microstructure of AZ31 magnesium alloy produced by continuous variable cross-section direct extrusion (CVCDE),» *Elsevier - Materials Letters*, vol. 135, pp. 79-82, 2014.
- [26] North American Die Casting Association, NADCA, «EXPOSICION UNIDAD 4,» North American Die Casting Association, NADCA, Arlington Heights, Illinois, 2015.
- [27] B. Palmer, «HEXAFLUORIDE EMISSIONS FROM MAGNESIUM,» de *Good Practice Guidance and Uncertainty Management in National Greenhouse Gas Inventories*, Toronto, Canada, Intergovernmental Panel on Climate Change, IPCC, 2000, pp. 217-226.
- [28] M. P. Groover, *Fundamentals of Modern Manufacturing: Materials, Processes, and Systems*, Bethlehem, Pensilvania, USA: John Wiley & sons, Inc., 2007, pp. 194 - 782.
- [29] F. Czerwinski, «Welding and Joining of Magnesium Alloys,» de *Magnesium Alloys - Design, Processing and Properties*, Bolton, Ontario, Canada, InTech, 2011, pp. 469-490.
- [30] Y. KAWAMURA, «Heat Resistant Mg-M-RE Alloys with LPSO Structure,» de *MagNET Workshop on Rare Earth Elements in Mg Alloys*, Hamilton, Canada, 2011.
- [31] Igor I Sikorsky Historical Archives, «Sikorsky Product History,» Sikorsky Archives, 21 Junio 2012. [En línea]. Available: <http://www.sikorskyarchives.com/S70%20L%20Q%20K%20G.php>. [Último acceso: 5 Agosto 2014].
- [32] HEADQUARTERS, DEPARTMENT OF THE ARMY, *TECHNICAL MANUAL - OPERATOR'S MANUAL - TM 1-1520-237-10*, Washington, DC: HEADQUARTERS, DEPARTMENT OF THE ARMY, 2009.
- [33] WebInfomil Prensa, «Video: Historia del "Arpía III", Helicóptero de la Fuerza Aérea Colombiana,» WebInfomil Prensa, 10 Marzo 2013. [En línea]. Available: <http://www.webinfomil.com/2013/03/video-historia-del-helicoptero-arpia.html>. [Último acceso: 5 Agosto 2014].
- [34] ANSYS Inc., «ANSYS Mechanical Linear and Nonlinear Dynamics,» ANSYS Inc., Canonsburg, PA, USA, 2014.
- [35]
- [36] M. Sander y H. Richard, «Fatigue crack growth under variable amplitude loading,» *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 29, nº 4, 2006.
- [37] ANSYS Inc., «Introduction to ANSYS Mechanical,» ANSYS Inc., Canonsburg, PA, USA, 2014.
- [38] R. C. Hibbeler, *Mecánica de materiales*, México: Pearson Prentice Hall, 2006, pp. 85-111, 587-640, 798-823.

- [39] K. U. Kainer, *Magnesium alloys and their applications*, Weinheim, Germany: WILEY - VCH, 2000, pp. 23-27, 110-115.
- [40] ASTM International, «Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials,» ASTM International, West Conshohocken, Pennsylvania, USA, 2009.
- [41] L. Alan A., «Magnesium casting technology for structural applications,» *Journal of Magnesium and Alloys*, vol. 1, pp. 2-22, 2013.
- [42] EngineersHandbook.com, «Engineer's Handbook,» EngineersHandbook.com, 2006. [En línea]. Available: <http://www.engineershandbook.com/Tables/magnesiumalloys.htm>. [Último acceso: 1 July 2015].

ANEXO 1: ARTÍCULO PUBLICABLE

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 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 está 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 está 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.

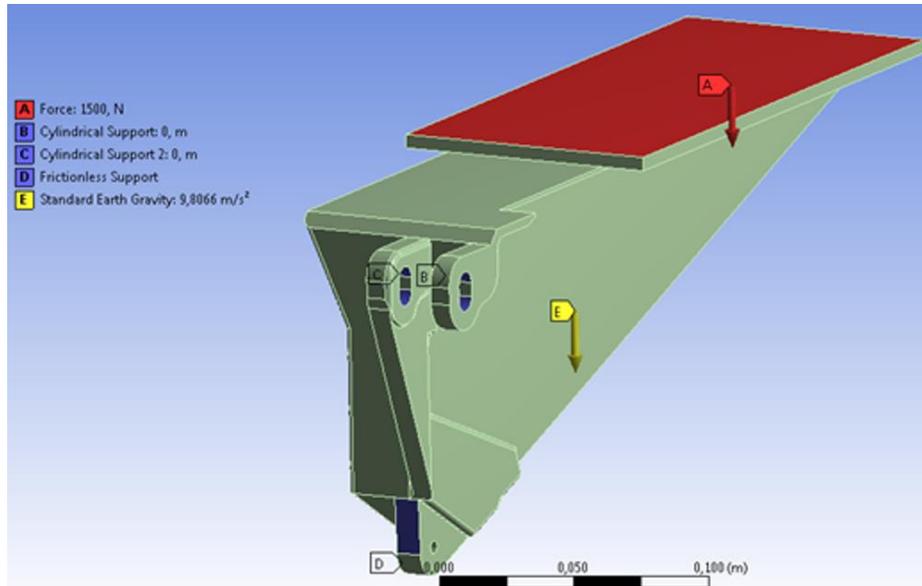


Figura 2. Condiciones de carga del pie de apoyo.

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.

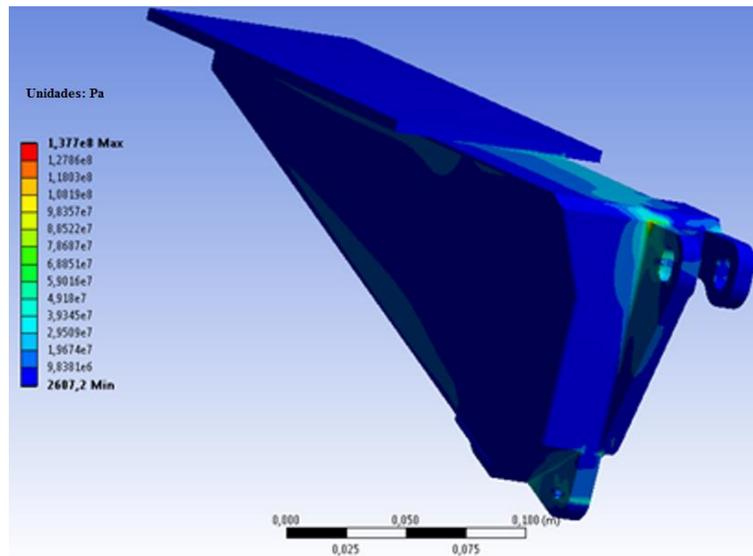


Figura 3. Diagrama de esfuerzo del pie de apoyo, sección trasera.

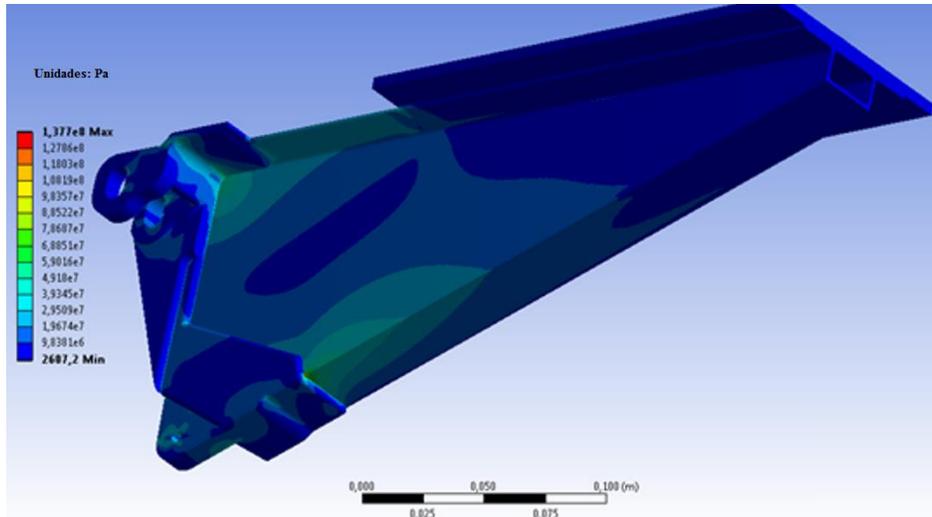


Figura 4. Diagrama de esfuerzo del pie de apoyo, sección inferior.

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.

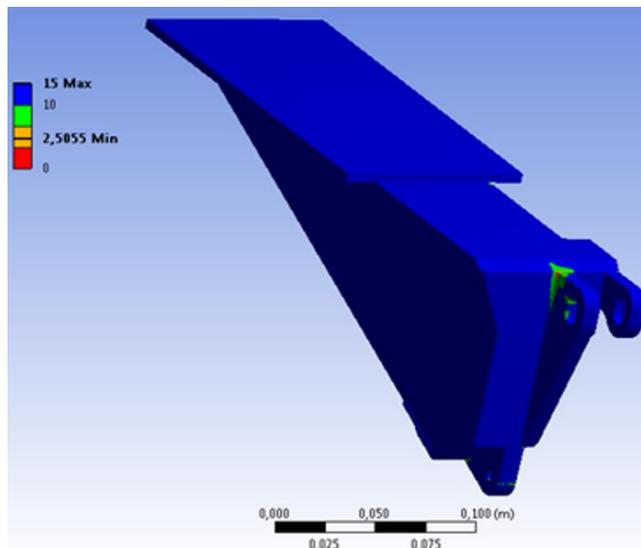


Figura 5. Diagrama de factor de seguridad del pie de apoyo simulado con Al 2024-T3, sección trasera.

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.

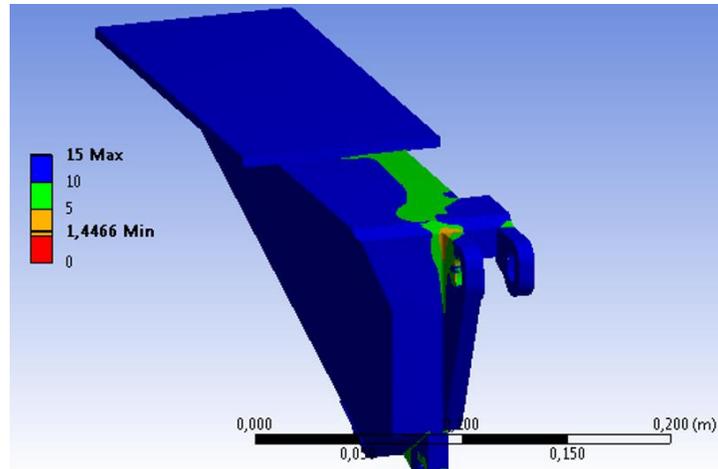


Figura 6. Diagrama de factor de seguridad del pie de apoyo simulado con Mg AZ31, sección trasera.

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.

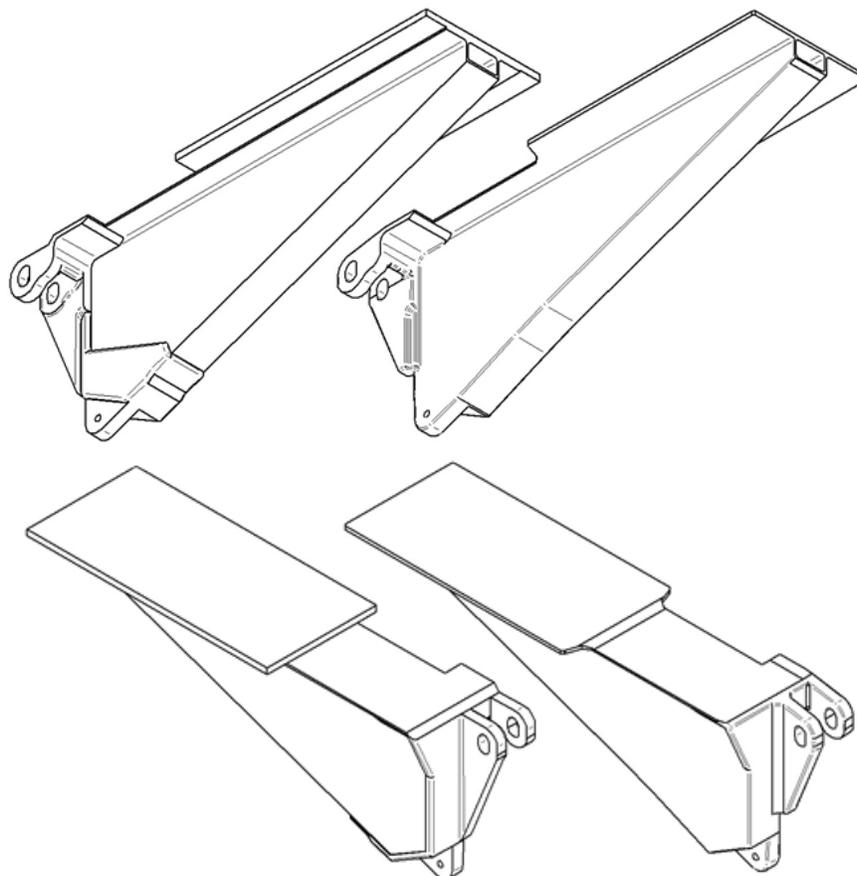


Figura 7. Esquemas isométricos del pie de apoyo original (izq.) y el pie de apoyo rediseñado (der).

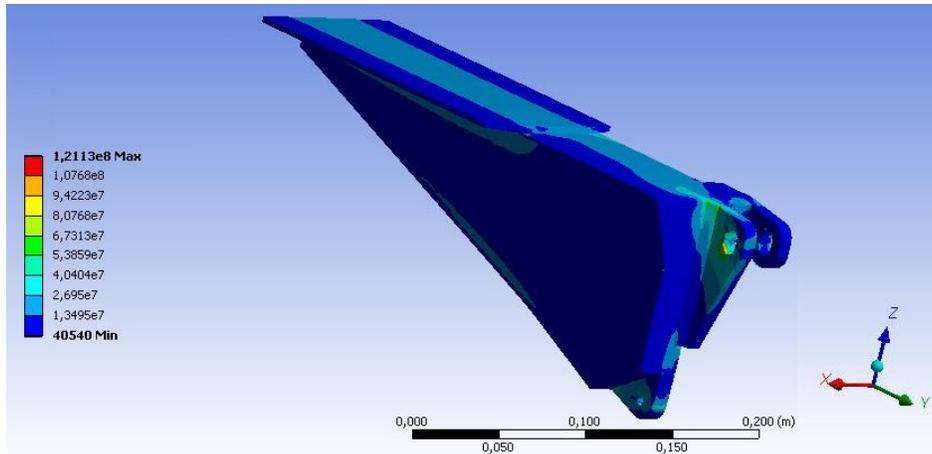


Figura 8. Diagrama de esfuerzo para el pie de apoyo rediseñado, sección trasera.

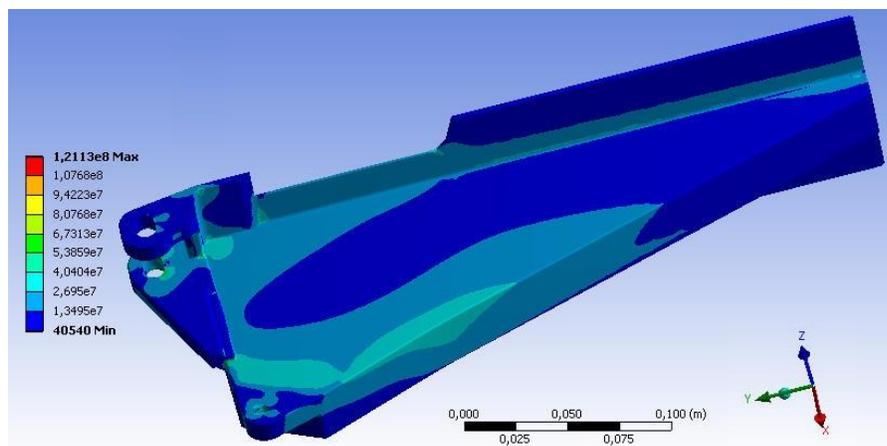


Figura 9. Diagrama de esfuerzo para el pie de apoyo rediseñado, sección inferior.

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.

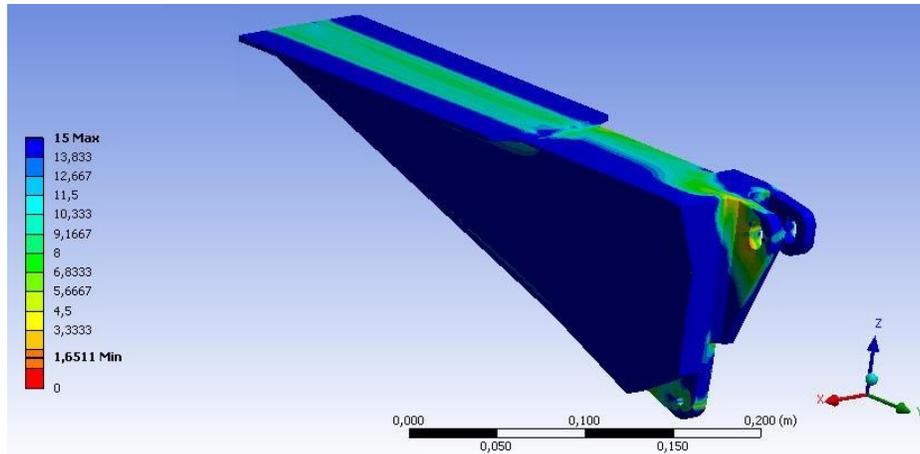


Figura 10. Factor de seguridad para la pieza rediseñada y simulada con Mg AZ31, vista superior trasera.

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*, Moscu, 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.