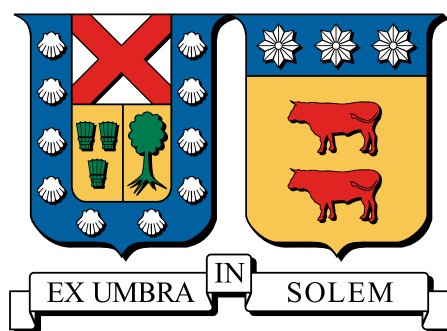


UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA

VALPARAISO - CHILE



**“DISEÑO Y EVALUACIÓN DE CANASTILLO
EXTERNO PARA AERONAVE MODELO UH-1”**

JAIME ANDRÉS GOMÁ SOTO

MEMORIA DE TITULACIÓN PARA OPTAR AL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO INDUSTRIAL

PROFESOR GUÍA: ING. RAFAEL MENA YANSEEN
PROFESOR CORREFERENTE: DR. ALEJANDRO PACHECO SANJUAN

JUNIO - 2019

Agradecimientos

Muchas gracias a mi familia, a mis padres y a mi hermana por su apoyo y paciencia durante todo este proceso.

A mis amigos, a los que he conocido desde siempre y a los que he tenido la oportunidad de conocer en esta ciudad. Muchas gracias por los buenos ratos, horas de ocio e inolvidables anécdotas y aventuras.

A mis compañeros de mecánica, por su camaradería, apoyo y amistad incondicional, y a todos mis compañeros de librería, por que su compañerismo y positividad fueron siempre una ayuda para seguir adelante.

Resumen

El presente trabajo de título tiene como objetivo el diseño de un conjunto estructural para transporte de carga de manera externa al fuselaje, para ser empleado por las aeronaves de alas giratorias modelo Bell 205 operadas por la empresa "Helicópteros del Pacífico LTDA", con el propósito de remplazar los dispositivos actualmente en uso y que no cumplen de manera satisfactoria los requerimientos de la empresa.

Se determinaron los requerimientos y limitaciones dimensionales, junto a la normativa vigente, estableciendo su impacto en los factores de diseño, esto a partir tanto de los parámetros establecidos explícitamente por la empresa, como de procesos de levantamiento de información, estudios de dinámica de fluidos computacional y análisis de documentación relevante.

Se elaboró un diseño conceptual que cumple con los requerimientos y parámetros definidos, elaborándose posteriormente un diseño en detalle, empleando softwares de diseño asistido por computadora y de análisis por elementos finitos.

El diseño elaborado fue posteriormente evaluado, cumpliendo con los requerimientos establecidos, contando tanto con la capacidad másica, de 130[kg], como volumétrica, de 0,48[m³], para transportar las cargas requeridas y cumpliendo de manera rigurosa con las normas y requerimientos establecidos en el reglamento de aeronavegabilidad vigente, DAR-08 de la DGAC. El nuevo diseño propuesto presenta un aumento de capacidad de carga másica de 10 % y volumétrica de 92 % en comparación al modelo original.

Finalmente fue realizado un análisis y estimación de costos de fabricación, estimándose un valor total unitario de \$1.126.649, siendo esto acorde a lo esperado para dispositivos dentro del rubro.

Abstract

The objective of the present work is the design of a structural assembly for external cargo transport, to be employed by the rotary wing aircraft operated by the company “Helicópteros del Pacífico LTDA”, with the aim to replace the devices currently in use and that do not cover satisfactorily meet the requirements of the company.

The requirements and dimensional limitations were determined, together with the current regulations, establishing their impact on the design factors, both from the parameters explicitly established by the company, and from information gathering processes, studies of computational fluid dynamics and analysis of relevant documentation.

A conceptual design was developed that meets the defined requirements and parameters, and a detailed design was subsequently elaborated, using computer aided design and finite element analysis software.

The elaborated design was later evaluated, fulfilling the requirements previously established. Having both the cargo capacity, of 130 [kg], and the volumetric capacity, of 0.48 [m^3], to transport the required loads and complying rigorous with the norms and requirements established in the current airworthiness regulation, DAR-08 of the DGAC. The proposed new design offers an increase in cargo capacity of 10 % and volumetric capacity of 92 % when compared to the original model.

Finally, an analysis and estimation of manufacturing costs was carried out, estimating a total unit cost of \$1.126.649, this fitting within the price range expected for similar hardware within the industry.

Índice general

Agradecimientos	2
Resumen	3
Abstract	4
1. Introducción	16
1.1. Objetivos	17
1.1.1. Generales	17
1.1.2. Específicos	17
2. Antecedentes	18
2.1. Aeronave de alas rotativas	18
2.2. Helicóptero	18
2.3. Bell UH-1 Iroquois	19
2.4. UH-1H	20
2.5. Helibalde	22
2.6. Combate de incendios	22
2.7. La Brigada de Heliataque	24
2.8. Canastillo de carga / Cargo Basket	25
2.9. Información General de la Empresa	26
2.10. Normativa Aeronáutica Vigente	28
2.11. Reglamentos Aeronáuticos DAR	28
2.12. Reglamento de aeronavegabilidad DGAC DAR-08	29
2.13. HUB1	29
2.13.1. Integración de Partes	31

2.13.2. Partes	31
2.14. Análisis del diseño	33
3. Marco Teórico	35
3.1. Resistencia y rigidez del material	35
3.2. Teoría de la máxima energía de distorsión	37
3.3. Aluminio	39
3.4. Tratamientos Térmicos	42
3.5. Endurecimiento por precipitación	42
3.6. Soldadura y aluminio.	45
3.7. Ingeniería asistida por computadora	47
3.8. Software de Análisis por Elementos Finitos	47
3.9. Dinámica de Fluidos Computacional	49
4. Desarrollo	51
4.1. Preámbulo	51
4.2. Metodología	52
4.3. Requerimientos establecidos	52
4.3.1. Mayor resistencia a la corrosión	52
4.3.2. Mayor capacidad de carga	53
4.3.3. Diseño ergonómico y atractivo	53
4.4. Levantamiento de información	53
4.4.1. Información relevante	54
4.5. Limitaciones dimensionales	55
4.6. Cargas establecidas	55
4.6.1. Helibalde	56
4.6.2. Bidón de combustible	57
4.6.3. Motobomba	58
4.6.4. Heliskiing	58
4.6.5. Configuraciones consideradas	59
4.7. Estimación de Resistencia aerodinámica	59
4.8. Análisis de normativa	60
4.9. Análisis de cargas	62
4.9.1. Carga límite	62

4.9.2. Carga Última	62
4.10. Material	63
4.11. Diseño	64
4.12. Simulación fuerza de Roce	72
4.12.1. Design Modeller	73
4.12.2. Enclosure	74
4.12.3. Mallado	76
4.12.4. Fluent	79
4.12.5. Selección de Modelo	79
4.12.6. Determinación Materiales	80
4.12.7. Condiciones de borde	81
4.12.8. Valores de Referencia	82
4.12.9. Configuración de Método de Solución	83
4.12.10.Creación de monitores	84
4.12.11.Inicialización de la solución	84
4.12.12.Ejecución de la simulación	85
4.12.13.Post-Procesamiento	86
4.13. Reevaluación de cargas	91
4.13.1. Escenario A	92
4.13.2. Escenario B	93
4.13.3. Escenario C	94
4.14. Análisis Estructural Base	94
4.14.1. Engineering Data	96
4.14.2. Design Modeller	97
4.14.3. Mechanical	101
4.14.4. Mallado	103
4.14.5. Definición de soportes	103
4.14.6. Aplicación de cargas	104
4.14.7. Configuración de soluciones	106
4.14.8. Análisis de Resultados	106
4.14.9. Modificaciones	109
4.14.10.Reevaluación estructural	111
4.15. Evaluación Pandeo	113

4.16. Diseño y Evaluación Soportes	115
4.16.1. Soportes extremos	118
4.16.2. Soporte intermedio	126
4.16.3. Soportes Inferiores	128
4.17. Pernos	132
4.18. Tapa	133
4.19. Soldadura	136
4.20. Componentes no Estructurales	139
4.20.1. Mecanismo Cierre	139
4.20.2. Brazo articulado	140
4.20.3. Manillas de transporte	140
4.20.4. Lazos elásticos	141
5. Estimación de costos	142
5.1. Calculo Costo Materiales	143
5.2. Calculo Costo Mano de Obra	144
5.3. Calculo Costo Soldadura	145
5.4. Calculo Costo Total por Unidad	146
6. Evaluación y Comparación	147
7. Recomendaciones de Fabricación	148
8. Conclusiones	149
A. Anexos	151
A.1. Puntos Construcción Base	152
A.2. Puntos Construcción Adicionales Base	153
A.3. Puntos Construcción Tapa	153
A.4. Especificaciones Electrodo 4043	154
A.5. Diagramas Referencia Uniones Soldadas	155
A.6. Fuerzas y Momentum en Uniones Soldadas	156
A.7. Cálculos Esfuerzo Uniones Soldadas	157
A.8. Planos de Estructurales de Fabricación	158

Índice de figuras

2.1. Interior del hangar de principal.	27
2.2. Foto aérea de las instalaciones.	28
2.3. Vista lateral Canastillo HUB1.	30
2.4. Vista en detalle Tensores Canastillo HUB1.	30
2.5. Diagrama partes Canastillo HUB1.	33
2.6. Vista en detalle base canastillo HUB1.	34
2.7. Vista en detalle brazo articulado canastillo HUB1.	34
3.1. Diagrama Probeta para prueba de tensión.	36
3.2. Diagrama deformación unitaria, a) material ductil y b) material frágil.	36
4.1. Diagrama lateral UH-1H.	56
4.2. Dimensiones volumen de carga Bambi Bucket Modelo 2732.	57
4.3. Modelos 3D de los volúmenes de carga.	64
4.4. Vista trazera base HUB1.	65
4.5. Vista lateral base HUB1.	65
4.6. Modelo 3D configuración 1.	66
4.7. Modelo 3D configuración 2.	66
4.8. Geometría general base, travesaños en rojo.	67
4.9. Vista trazera Tapa HUB1.	67
4.10. Representación volumen de carga dentro de canastillo.	68
4.11. Diagrama funcionamiento tapa.	68
4.12. Representación Separación Modular.	69
4.13. Geometría trasera de la base, travesaños soportes superiores en rojo.	70
4.14. Vista frontal de la base, perfil de refuerzo en azul, perfil superior en rojo.	71

4.15. Vista trazera de la base, perfil de refuerzo en rojo.	71
4.16. Diagrama de flujo de trabajo del modo “Fluid Flow (Fluent)”.	73
4.17. Modelo 3D canastillo, ángulo de ataque 30°.	74
4.18. Vista <i>enclosure</i>	75
4.19. Geometría final análisis CFD.	76
4.20. Superficies definidas en rojo.	76
4.21. Geometría mallada análisis CFD.	77
4.22. Referencias cualitativas de parámetros estadísticos de calidad malla.	78
4.23. Valores de parámetros de malla, análisis CFD.	78
4.24. Ventana configuración de modelo.	80
4.25. Ventanas de configuración condiciones de borde.	81
4.26. Configuración de área proyectada.	83
4.27. Ventanas de configuración métodos de solución.	84
4.28. Ventana de configuración inicialización de solución.	85
4.29. Ventana de configuración reportes de fuerzas.	86
4.30. Ploteo de valores de fuerzas.	86
4.31. Representación gráfica resultados análisis CFD.	88
4.32. Vista detalle líneas de corriente alrededor del canastillo.	88
4.33. Vista detalle mapa de presiones en la superficie frontal del canastillo.	89
4.34. Vista detalle líneas de corriente alrededor del canastillo, ángulo de ataque de 0 °.	90
4.35. Sistema de coordenadas reevaluación de cargas.	92
4.36. Diagrama de flujo de trabajo del modo “Statitic Structural”.	96
4.37. Puntos de construcción en la Interfaz <i>Design Modeller</i>	98
4.38. Cuerpos de Linea.	99
4.39. Interfaz de creación sección transversal circular.	100
4.40. Interfaz de creación sección transversal cuadrada.	100
4.41. Cuerpos de líneas con secciones transversales asignadas.	101
4.42. Ventana de configuración selección de material.	102
4.43. Ventana de configuración conexiones.	102
4.44. Ventana de configuración eje de coordenadas.	103
4.45. Interfaz de configuración soportes de desplazamiento.	104
4.46. Interfaz de configuración rotación fija.	104

4.47. Interfaz gráfica de cargas aplicadas.	105
4.48. Interfaz gráfica solución deformación total. Escala deformación $x = 4,7$	107
4.49. zonas de alta sollicitación, cara izquierda.	108
4.50. zonas de alta sollicitación, cara inferior.	108
4.51. Interfaz gráfica solución deformación total. Escala deformación $x = 1$	109
4.52. Interfaz de creación nueva sección transversal cuadrada.	110
4.53. Cuerpos de linea refuerzo.	111
4.54. Interfaz gráfica solución deformación total estructura reforzada. Escala de deformación $x = 1$	112
4.55. Interfaz gráfica deformación total análisis de pandeo.	115
4.56. Selección de monitores “Force Reaction” y “Moment Reaction”.	116
4.57. Ventana de configuración monitores.	117
4.58. Geometría general Soporte Superior extremo.	119
4.59. Ventana configuración selección de material.	120
4.60. Interfaz selección secciones preservadas.	121
4.61. Izquierda: Malla Referencial Generada Derecha: Modelo final modificado manualmente.	122
4.62. Valores de parámetros de malla, Soporte superior Extremo.	123
4.63. Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.	125
4.64. Detalle zona de alta sollicitación.	125
4.65. Geometría Soporte Superior Intermedio.	126
4.66. Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.	128
4.67. Geometría Soporte Inferiores.	129
4.68. Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.	131
4.69. Geometría Final Tapa.	134
4.70. Interfaz aplicación de condiciones de bordes.	135
4.71. Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.	135
4.72. Diagrama cordones de soldadura.	137
4.73. Propiedades geométricas soldadura de perímetro completo.	137
4.74. Modelo 3D Manilla de Cierre.	139
4.75. Modelo 3D Brazo Articulado.	140
4.76. Modelo 3D Detalle Manilla de transporte.	141

Índice de cuadros

2.1. Especificaciones técnicas UH-1H.	21
2.2. Clasificación general de helicópteros empleados en combate de incendios. . .	23
2.3. Especificaciones técnicas Canasto HUB1.	31
3.1. Listado de familias aleaciones de forja.	40
3.2. Listado de familias aleaciones de fundición.	41
3.3. Tratamientos de aleaciones de aluminio y su designación.	44
3.4. Resistencia Ultima Típica en Uniones Soldadas.	46
4.1. Especificaciones Bambi Bucket Modelo 2732.	56
4.2. Especificaciones Bidón de combustible referencia.	57
4.3. Especificaciones Motobomba WildFire Mark-3 [1].	58
4.4. Configuraciones Consideradas.	59
4.5. Especificaciones Aleación de Aluminio 6061-T6 [2].	64
4.6. Ubicación puntos de fijación.	70
4.7. Evaluación parámetros de malla.	79
4.8. Valores de configuración materiales.	80
4.9. Parámetros de configuración de condiciones de borde.	81
4.10. Resultados de fuerza y C_d análisis CFD.	86
4.11. Coeficientes de arrasatre.	87
4.12. Resultados de fuerza y C_d análisis CFD con angulo de ataque 0°	90
4.13. Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario A.	92
4.14. Componentes de Fuerza para Carga Última, Escenario A.	93
4.15. Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario B.	93
4.16. Componentes de Fuerza para Carga Última, Escenario B.	93

4.17. Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario C.	94
4.18. Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario C.	94
4.19. Especificaciones aluminio 6061-T6 [2].	97
4.20. Presiones de linea aplicadas.	105
4.21. Valores de esfuerzo equivalente máximo por escenario.	107
4.22. Valores de esfuerzo equivalente máximo por escenario revaluados.	112
4.23. Factor de carga y elemento afectado, análisis de pandeo.	115
4.24. Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Superior delantero. . . .	117
4.25. Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Superior Intermedio. . .	117
4.26. Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Superior Trasero. . . .	118
4.27. Fuerzas aplicadas, <i>Shape Generator</i>	120
4.28. Parámetros de malla, Soporte superior Extremo.	123
4.29. Fuerzas aplicadas, análisis Soporte superior extremo.	124
4.30. Resultados análisis Soporte superior extremo.	124
4.31. Parámetros de malla, Soporte superior Intermedio.	127
4.32. Fuerzas aplicadas, análisis Soporte superior Intermedio.	127
4.33. Resultados análisis Soporte superior Intermedio.	127
4.34. Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Inferior Delantero. . . .	128
4.35. Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Inferior Intermedio. . . .	129
4.36. Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Inferior Trasero.	129
4.37. Parámetros de malla, Soporte Inferior.	130
4.38. Fuerzas aplicadas por escenario, análisis soportes inferiores.	130
4.39. Resultados análisis soportes inferiores.	131
4.40. Fuerza y Momento máximos en las uniones apernadas, por escenario.	132
4.41. Cálculos factor Seguridad Perno.	133
4.42. Propiedades geométricas calculadas cordón de soldadura, parte 1.	137
4.43. Propiedades geométricas calculadas cordón de soldadura, parte 2	138
4.44. Componentes esfuerzos calculados.	138
5.1. Cálculos Costo Materiales	143
5.2. Cálculos Costo Mano de Obra	144
5.3. Cálculos Costo Mano de Obra	144
5.4. Costo Insumos de Soldadura	145

5.5. Calculo Costo Soldadura	145
5.6. Calculo Costo Total por Unidad	146

Capítulo 1

Introducción

En la presente memoria de titulación se plantea el diseño y evaluación de un canastillo de carga para ser empleado por las aeronaves de ala giratoria modelo UH-1 de la empresa Helicópteros del Pacífico LTDA.

Este dispositivo consiste en un conjunto estructural, anclado externamente al fuselaje de las aeronaves, que permite el transporte de carga de manera externa, liberando espacio dentro de la cabina y aumentando las capacidades de transporte de carga voluminosa y de elementos contaminantes o peligrosos.

Estos dispositivos son ampliamente usado en el rubro de combate de incendios ya que permiten el transporte de manera externa del equipamiento helibalde, liberando espacio en la cabina para transporte de brigadistas y carga, convirtiéndose en un elemento fundamental en la estrategia de combate de incendios por medio de brigadas de heliataque.

En la actualidad la empresa hace uso de canastillos modelo HUB1, diseñados y elaborados por el departamento de ingeniería de la empresa en el año 2008. Estos están fabricados en perfiles de acero SAE 1010 con recubrimiento de primer epoxico anticorrosivo. Su geometría se encuentra fuertemente optimizada para el transporte de el equipamiento helibalde, con dimensiones acotadas a este. Estos han demostrado poseer una insatisfactoria resistencia a la corrosión, así como limitadas capacidades para transporte de carga general producto de su geometría interna.

En esta memoria se desarrollará un nuevo modelo de canastillo, HUB2, de mayores dimensiones y diferente geometría que satisfaga de manera correcta las necesidades observadas .

1.1. Objetivos

1.1.1. Generales

Análisis, diseño y evaluación de conjunto estructural externo para expansión de capacidad de carga aeronave de alas giratorias modelo UH-1.

1.1.2. Específicos

- Analizar y definir las funciones y requerimientos a cumplir con el equipamiento.
- Estudiar la normativa vigente y requerimientos para acreditar aeronavegabilidad.
- Elaborar un diseño y análisis estructural de acuerdo a los parámetros establecidos por la empresa colaboradora y las capacidades observadas.
- Realizar análisis y estimación de costos de fabricación.
- Comparar y evaluar el diseño elaborado respecto de lo existente.
- Generar recomendaciones de fabricación.

Capítulo 2

Antecedentes

2.1. Aeronave de alas rotativas

Un Aeronave de alas rotativas es un aerodino, es decir una aeronave más pesada que el aire, cuya sustentación en el aire se debe, principalmente, a las reacciones aerodinámicas sobre sus alas o palas que giran alrededor de un eje, las cuales forman parte del rotor [3]. La aeronave puede contar además con motores para propulsión adicional así como superficies de sustentación estáticas.

La clasificación incluye, por lo tanto, aquellas aeronaves que dependen de uno o más rotores para mantener sustentación durante la duración del vuelo, como helicópteros, autogiros y girodinos.

Las ventajas de las aeronaves de alas rotativas sobre las aeronaves de alas fijas son un incremento en la capacidad de maniobra, vuelo a bajas velocidades y mínima distancia de despegue y aterrizaje, sus desventajas incluyen una mayor complejidad mecánica, menor eficiencia de combustible, menor rango y generalmente mayores costos de mantenimiento [4] [5].

2.2. Helicóptero

Es una aeronave de alas rotativas que para su desplazamiento horizontal, depende principalmente de sus rotores accionados por motores [3]. En un helicóptero tanto la sustentación como su empuje son generados por los rotores. En contraste a las aeronaves de

ala fija, la cuales debe desplazarse lo suficientemente rápido para desplazar aire a alrededor de sus alas para generar sustentación, un helicóptero mueve aire a través de sus palas haciendo girar el rotor [6].

Esto permite a la aeronave despegar y aterrizar verticalmente, así como realizar vuelos estacionarios por periodos prolongados y desplazarse hacia adelante, hacia atrás y lateralmente. Estas características, así como su capacidad de maniobrabilidad a bajas velocidades le permiten realizar tareas que le son imposibles a otro tipo de aeronaves o que requerirían mayor tiempo y costo de ser ejecutadas desde tierra.

Hoy en día, helicópteros son utilizados para funciones de transporte de personas y cargas, construcción, combate de incendios, búsqueda y rescate, turismo, evacuación médica, agricultura, media, fumigación y fertilización, control de heladas, filmación y fotografía aérea, defensa y vigilancia.

Los helicópteros existen en una gran variedad de modelos, tamaños y capacidades, pero la gran mayoría emplea los mismos componentes. Estos componentes incluyen la cabina que transporta la carga y a la tripulación; el fuselaje, que sirve de estructura para el resto de los componentes; una fuente de poder o motor; y una transmisión que entre otras cosas transfiere el poder del motor al rotor principal, el cual provee las fuerzas aerodinámicas que permiten que el helicóptero vuele. Para prevenir que el helicóptero gire debido al torque producido por el rotor principal la aeronave debe además contar con un sistema anti-torque. Finalmente se tiene un tren de aterrizaje, el cual pueden ser patines, ruedas, esquís o flotadores [7].

2.3. Bell UH-1 Iroquois

El Bell UH-1 Iroquois (también conocido como “Huey”) es un helicóptero militar utilitario de capacidad media propulsado por un motor turboeje. Fue desarrollado por el fabricante estadounidense Bell Helicopter para cumplir con los requerimientos de un helicóptero utilitario y de evacuación médica para las Fuerzas Armadas de los Estados Unidos, el primer prototipo tuvo su primer vuelo en 1956 entrando en producción en 1960, fabricándose más de 16000 aeronaves desde entonces, en diversas versiones y variantes derivadas. Es uno de los helicópteros más exitosos de la historia siendo exportado y utilizado en muchas fuerzas militares alrededor del mundo, así como innumerables entidades civiles [8].

Características/Componentes

Todas las variantes del UH-1 cuentan con una configuración similar:

El UH-1 cuenta con un fuselaje metálico de construcción semimonocasco con trenes de aterrizaje tipo patín y un rotor principal y anti-torque de dos palas.

La estructura principal del fuselaje se encuentra compuesta por dos vigas longitudinales que continúan por debajo de la cabina desde la nariz hasta la estructura de cola. Las vigas principales se encuentran separadas por mamparos transversales y proporcionan apoyo para la cabina, tren de aterrizaje estanques de combustible, transmisión, motor y estructura de cola. Las vigas se encuentran unidas mediante una viga de aluminio transversal, conocida como “lift beam”, la cual se encuentra unida en la parte superior a la transmisión y al sistema de arrastre de carga en la parte inferior y que se encuentra posicionada en el centro de gravedad de la aeronave. El fuselaje cuenta con una cantidad de puntos de anclaje de acero posicionados debajo de la cabina para la instalación de equipamiento y transporte de equipamiento.

Los componentes dinámicos incluyen el motor, la transmisión, el mástil del rotor principal, las palas del rotor principal, el eje del rotor de cola y las cajas de engranajes de 42 y 90 grados.

El UH-1 emplea un rotor de dos palas, semirrígido, e incluye barra estabilizadora amortiguada. El diseño de dos palas permite reducir el espacio de almacenamiento de la aeronave a costo de mayores niveles de vibración durante el vuelo. El rotor de cola es potenciado mediante una serie de ejes en conjunto con las dos cajas de engranajes, otorgándole además una velocidad de rotación de 1782 rpm.

El sistema de combustible cuenta con cinco tanques interconectados, dos de ellos ubicados debajo del suelo de la cabina y tres detrás de la transmisión.

El tren de aterrizaje consiste en dos tubos arqueados, conocidos como “cross tubes”, que unen los dos patines tipo tubo. Los patines cuentan con superficies reemplazables de sacrificio para prevenir daño a los tubos [9] [10] [11].

2.4. UH-1H

El UH-1H corresponde a la segunda generación del helicóptero UH-1, ofreciendo mayor capacidad de carga, un fuselaje más largo y una puerta de carga más grande en comparación a las versiones iniciales.

La cabina cuenta con capacidad para dos pilotos y asientos adicionales para hasta trece

pasajeros o personal de cabina, con cuatro asientos ubicados atrás de los pilotos, cinco ubicados en frente de la estructura de transmisión y dos asientos ubicados lateralmente a cada lado de la misma [12]. Los asientos están contruidos a partir de tubos de aluminio y lona, son fácilmente removibles permitiendo que el espacio dentro de la cabina sea reconfigurable. También es posible el transporte de hasta seis camillas así como equipamiento como tanques auxiliares de combustible, equipamiento de rescate, equipamiento de grabación, entre otros. Los factores de carga límite del helicóptero, corresponden a $n = +3,0\text{ G}$ y $n = +0,5\text{ G}$.

El UH-1H cuenta con controles duales, por convención el piloto va ubicado en el asiento del lado derecho. Los pilotos acceden a sus asientos mediante puertas individuales abisagradas. El acceso a la cabina de carga está dado por dos puertas deslizantes y dos pequeñas puertas abisagradas, todas las cuales pueden ser removidas previamente de no ser requeridas para el vuelo.

La denominación UH-1H para el mercado civil es el Bell 205. En la tabla 2.1 se presentan las especificaciones y características generales de la aeronave [13] [14]:

Tripulación	1/2
Pasajeros	13
Propulsión	Motor turboeje
Motor	Lycoming T53-L-13
Potencia Motor	1400 [shp]
Rango	556 [Km]
Velocidad Crucero	204 [Km/h]
Velocidad Máxima VNE	222 [Km/h]
Techo de vuelo	3840 [m]
Peso Vacío	2363 [Kg]
Máximo peso de despegue	4309 [Kg]
Peso máximo carga colgante	1759 [Kg]
Carga Máxima Combustible	840 [Kg]
Palas por rotor (Principal/Cola)	2/2
Diámetro rotor Principal	14,64 [m]
Largo Fuselaje	12,65[m]
Largo Total	17,62[m]
Altura Total	4,43[m]

Cuadro 2.1: Especificaciones técnicas UH-1H.

2.5. Helibalde

Un helibalde, también conocido informalmente por su nombre de marca Bambi Buket, es un dispositivo para combate de incendio que consiste en un balde especializado suspendido por medio de un cable al sistema de carga colgante de un helicóptero, con el objetivo de transportar y liberar agua o líquido retardante [15].

El helibalde está fabricado de material impermeable de alta resistencia con un armazón de aluminio, desde el cual va suspendido al helicóptero por medio de cuerdas metálicas que lo conectan al gancho de carga del helicóptero. En una eventual emergencia durante el vuelo, puede ser liberado automáticamente al accionar el gancho de carga y dejándolo caer [16].

Una válvula de liberación de agua es accionada por un sistema eléctrico, controlada desde el interior de la cabina por el piloto lo que permite controlar el momento de su activación.

Dependiendo de la velocidad y maniobra de la aeronave durante la liberación, la carga puede emplearse para cubrir una amplia área con el propósito de ayudar al personal de tierra en la creación de corta-fuegos o concentrar la descarga sobre un punto o estructura con el propósito de apagar un foco [17].

El llenado del depósito se realiza por inmersión en la fuente de agua, para lo cual posee un contrapeso que lo hace volcar y hundirse. Su diseño permite rellenar el balde desde cualquier cuerpo de agua sin necesidad de asistencia externa, permitiendo a la tripulación operar en locaciones remotas sin la necesidad de volver a la base para rellenar [18].

La velocidad VNE recomendada para el uso de dispositivos helibalde es de 80 KIAS. La velocidad máxima de nunca exceder para aeronaves Bell 205 se ve limitada a 60 KIAS durante procedimientos de carga colgante externa [19].

La capacidad volumétrica de agua depende del modelo y capacidades de la aeronave, rondando los 1000 litros para helicópteros de capacidad media [20].

2.6. Combate de incendios

Dentro de las regulaciones implementadas tanto por la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), como las organizaciones de protección contra incendios forestales en Chile, particularmente la Corporación Nacional Forestal (CONAF) se reconocen dos modalidades para el empleo de helicópteros en su rol de combate de incendios forestales:

La primera modalidad consiste en el apoyo al ataque inicial bajo la estrategia del golpe

único, en el cual las aeronaves realizan un ataque al incendio descargando agua con o sin agentes retardantes. Es común en este contexto que las brigadas de heliatque complementen en su rol al avión cisterna que realiza un ataque directo, mediante un ataque indirecto reforzando los cortafuegos realizados por los combatientes en tierra con sus equipos y herramientas manuales. Una variante de esta modalidad es el utilizar el helicóptero helitransportando unidades de combate terrestre al lugar, para luego concentrarse en realizar descargas de agua en apoyo al trabajo realizado por los brigadistas.

La segunda modalidad contempla apoyar el ataque de ampliado basándose en la estrategia de galones por hora. Para ello se emplean helicópteros con alta capacidad de traslado de agua, de entre 2000 a 5000 lts. , sin la habilidad para transportar combatientes. Esta modalidad está enfocada en complementar el ataque aéreo realizado por aviones cisternas y como apoyo a brigadas terrestres. Una variante es utilizar varios helicópteros medianos para realizar descargas de agua en secuencia, sobre uno o varios sectores del incendio [21] [22].

En Chile no existe una clasificación oficial de las aeronaves empleadas en control de incendio forestales, por lo que se utiliza la clasificación desarrollada por EEUU.

Tipo	Categoría	Pasajeros	Volumen de agua (litros)	Modelos
I	Pesado	Mayor a 15	Más de 2.650	EC 725 Cougar
				Mil Mi 17
				AS 332 Super Puma
II	Mediano	Entre 9 y 14	Entre 1.135 a 2.650	Bell 205 A-1; 212; 214
				BK 117
				P22 W3-A Sokal
III	Liviano	Entre 4 a 8	Entre 378 a 1.135	AW 119 Koala
				AS 350 B1/B2/B3
				Boeing MD 500
				Bell 204 ; 206
IV	Muy Liviano	Hasta 3	Menos de 378	Bell 47
				Robinson R-44
				Schweitzer 300

Cuadro 2.2: Clasificación general de helicópteros empleados en combate de incendios.

2.7. La Brigada de Heliataque

La brigada de heliatque es un tipo de unidad en la que trabajan interrelacionadamente un helicóptero y una cuadrilla de Brigadistas forestales, formando un equipo especializado orientado a controlar incendios forestales.

Además de su rol en controlar incendios forestales, la brigada de heliataque tiene entre sus misiones: el helitransporte de personal e insumos logísticos, el traslado de lesionados, el chequeo y reconocimiento de la superficie afectada, detectar escapes o focos secundarios y coordinar el ataque aéreo.

La justificación fundamental para disponer de unidades de Heliataque es su capacidad para realizar un rápido ataque inicial de los incendios forestales, con o sin el apoyo de un avión cisterna. En este contexto, son dos las principales misiones que cumplen el personal de la unidad:

- Combatir hasta lograr el control del incendio forestal, quedando inmediatamente disponible para atacar otro incendio. Esto implica que no realizan las tareas de liquidación, salvo en situaciones excepcionales en la Cordillera de Los Andes.
- Protección a los Brigadistas que están bajo amenaza del fuego.

En un incendio complejo las funciones que deben realizar los integrantes de la Brigada de Heliataque aumentan considerablemente, según sean las circunstancias y la decisión que al respecto tome el Jefe de Incendio. En consecuencia, su principal labor no es construir cortafuegos sino desarrollar tareas de apoyo al combate aéreo, rescate de accidentados y lesionados y el ataque a los focos secundarios.

El equipamiento sugerido para la Brigada de Heliataque para un helicóptero tipo II:

- Una motobomba forestal con al menos los siguientes accesorios.
 - 10 mangueras para descarga con un grosor de 1", 15 metros de largo y conexión americana.
 - 2 pitón de combinación de 1", con conexión americana
 - 1 válvula de pie
 - 1 manguera de succión

- 1 gemelo con llave y conexión americana
 - 1 manguera de retorno, con conexión american
 - 2 reducciones de 1 1/2 con hilo a 1” conexión americana.
 - Estanque autosoportante plegable de 1.400 litros.
- Herramientas y equipos manuales
- 5 azadones para trabajos en cordillera (hoja de 15x20 cm.), diámetro del ojo mayor al Pulaski y similar al utilizado en las viñas.
 - 5 Mc loud
 - 5 Pulaski
 - 5 palas
 - 3 rozones
 - 2 motosierras
 - 5 motobombas de espalda

El equipamiento es transportado dentro de la cabina, las herramientas como palas, rozones y rastrillos son enlazadas en grupos compactos denominados “paquetes de herramientas” usando una piola, con el objetivo de facilitar su traslado al helicóptero, su guardado y el retiro posterior de la aeronave. Estos paquetes de herramientas son normalmente almacenados en el suelo, debajo de los asientos de la cabina de carga.

Equipamiento adicional como motobombas, motosierras, bidones de bencina y herramientas no agrupadas dentro de los paquetes de herramientas son transportados en suelo o llevados individualmente por los elementos de la brigada.

2.8. Canastillo de carga / Cargo Basket

Un canastillo de carga es un dispositivo estructural externo que ofrece capacidad de carga adicional y protege el interior de la cabina y a sus pasajeros de ítems incómodos o peligrosos.

Otorga la capacidad de transportar ítems que sería beneficioso no llevar dentro de la cabina, elementos voluminosos, sucios, contaminantes o peligrosos. Ejemplos incluyen motosierras,

palas, motobombas, tablas de ski y snowboard, bidones de combustible, mangueras, etc. Algunos diseños cuenta con una tapa con sistema de cierre para limitar la posibilidad de desprendimiento de carga durante maniobras.

Este equipo va montado en los puntos fijos a un costado del fuselaje, y no es posible acceder a él durante el vuelo [23].

En el contexto de su empleo como parte de combate de incendios forestales, el canastillo de carga permite el transporte del dispositivo helibalde sin utilizar espacio al interior de la cabina, maximizando así las capacidades de transportar a la cuadrilla de Brigadistas forestales y su equipamiento.

Su empleo en este rol se encuentra ampliamente extendido dentro de las operaciones de la brigada de heliataque, siendo su uso parte integra de la capacitación del personal de la brigada [24].

El manual de operaciones áreas forestales indica que las maniobras de embarque y desembarque deben ser realizadas por la parte delantera o por el costado donde no se ubica el canastillo [25].

Algunos canastillos incluyen en su diseño secciones que permiten el paso de los cables de soporte y control del helibalde, lo que permite su almacenaje dentro del canastillo sin tener que desconectar los cables del gancho de carga del helicóptero ni las conexiones eléctricas. Esta es una gran ventaja tanto para el personal de tierra como para los pilotos ya que acelera el proceso de preparación de la aeronave durante sus cambios de labor entre transporte de brigadistas a realizar labores de lanzamiento de agua y viceversa, esto es especialmente crítico durante embarques y desembarques en terreno. Además permite que los cables y conexiones eléctricas sean instalados y verificados de manera segura en la base de operaciones previa al inicio de las funciones, minimizando los riesgos asociados a su instalación.

Durante su instalación en terreno donde puede ocurrir que por la condición del terreno dificulte el enganche de la cabeza al gancho de carga, requiriendo instalarlo con la aeronave en vuelo estacionario [25].

2.9. Información General de la Empresa

Helicópteros del Pacífico LTDA, es una es una empresa prestadora de servicios aéreos, mantenimiento de aeronaves y desarrollo de proyectos de ingeniería. Se encuentra ubicada

en la Región de la Araucanía, Km 17,5 Ruta S-30, en la comuna de Temuco.

La empresa fue creada en 1990, dedicada a labores de fumigación por medio de helicópteros, principalmente en el ámbito forestal. En 1992 la empresa fue trasladada a la cual es su actual base de operaciones, a 17 Km de la ciudad de Temuco, en la Región de la Araucanía. Las instalaciones cuentan con hangares, oficinas, talleres de overhaul, taller de pintura, taller de estructura y materiales compuestos, bodega de repuestos, salas de clase, salas de reuniones, casino y aéreas de esparcimiento para el personal.

La empresa desde entonces ha diversificado las labores realizadas por su flota de aeronaves, realizando trabajos de combate de incendios forestales, fumigación y fertilización, transporte de carga y pasajeros, rescate aéreo, control de heladas, filmación y fotografía aérea, heliski entre otras. En sus instalaciones la empresa además cuenta con una escuela de vuelo y realiza trabajos de mantención y overhaul.

En el año 2002, la empresa creó un Departamento de Ingeniería con el objetivo de aumentar sus capacidades de mantenimiento así como para realizar proyectos de Investigación y desarrollo. La empresa cuenta una flota de 11 aeronaves, las instalaciones y el personal mecánico se encuentran certificados para realizar la mantención y calibración de las mismas.



Figura 2.1: Interior del hangar de principal.



Figura 2.2: Foto aérea de las instalaciones.

2.10. Normativa Aeronáutica Vigente

“En conformidad a lo dispuesto en la Ley 18.916 que aprobó el Código Aeronáutico y a la Ley 16.752, Orgánica de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), corresponde a esta entidad determinar las condiciones de aeronavegabilidad de las aeronaves matriculadas en Chile y de aquellas extranjeras que operen en el país, razón por la cual ninguna aeronave podrá ser autorizada para su operación, si no cuenta con un Certificado de Aeronavegabilidad otorgado o reconocido por la Dirección General de Aeronáutica Civil.”

2.11. Reglamentos Aeronáuticos DAR

“Son disposiciones que establecen normas de carácter general reglamentario orientadas a entregar seguridad y diversos servicios a la navegación aérea. Su numeración y su formato se derivan de los Anexos al Convenio de Aviación Civil Internacional (OACI). El cumplimiento de estas normas es mandatorio para aquellas personas y entidades que deban registrarse por la reglamentación aeronáutica” [26].

2.12. Reglamento de aeronavegabilidad DGAC DAR-08

Del DAR-08 [27] [28]:

“El reglamento de aeronavegabilidad de la Dirección General de Aeronáutica Civil define las clases, tipos, características, condiciones de otorgamiento y validez de los Certificados de Tipo y Aeronavegabilidad, como también los plazos de renovación, caducidad, convalidación y otros requisitos de tales certificados.”

“Las normas de aeronavegabilidad y certificación de aeronaves consignadas en el Anexo 8 al Convenio de Chicago, han sido aplicadas por nuestro país en cumplimiento con las disposiciones del mencionado Convenio [...]”

El reglamento de aeronavegabilidad de la DGAC define los requisitos y normativas para certificar y acreditar una aeronave para su operación en el país. Este se rige por Convenio sobre Aviación Civil Internacional de 1944, también conocido como el Convenio de Chicago.

2.13. HUB1

El Departamento de ingeniería de Helicópteros del Pacífico LTDA desarrolló el Proyecto HUB1, obteniéndola certificación de aeronavegabilidad (certificado de tipo suplementario) por parte de la DGAC el año 2008 [29].

La finalidad del proyecto fue la de desarrollar a nivel nacional un conjunto estructural externo (canasto), de carácter removible, para ser instalado y utilizado por los helicópteros UH-1 operados por la empresa, con la finalidad principal de trasladar de manera externa el sistema de combate de incendios forestales (helibalde).

El dispositivo consiste en una estructura metálica rectangular, fabricada con perfiles y tubería de acero SAE 1010, recubierto en una malla del mismo material, con un posterior tratamiento anticorrosivo de primer epóxico y pintura poliuretano blanco brillante. Cuenta con una tapa superior, de similar fabricación y un sistema de doble seguro.

El canastillo HUB1 va afianzado mediante pernos a los puntos duros existentes en las estaciones 84.50, 129.0 y 155.06 de la aeronave mediante tres puntos de soporte ubicados en la parte superior LH del canasto y mediante tres tensores que conectan los puntos de soporte inferior del canasto a los puntos duros bajo fuselaje del helicóptero.



Figura 2.3: Vista lateral Canastillo HUB1.



Figura 2.4: Vista en detalle Tensores Canastillo HUB1.

Especificaciones Canasto HUB1	
Largo	59 pulgadas
Ancho	24 pulgadas
Alto	18 pulgadas
Peso	50 libras
Puntos de sujeción	6
Capacidad Carga	120 [Kg.]
Capacidad Volumetria	0,25 [m ³]

Cuadro 2.3: Especificaciones técnicas Canasto HUB1.

El canasto se encuentra fabricado mediante la integración de las partes confeccionadas en base a los siguientes materiales:

- Perfil metálico rectangular de 1 1/2" x 3/4", 1.5 mm de espesor. Aleación de acero comercial SAE 1010.
- Tubo metálico diámetro 3/4" y 1.5 mm de espesor. Aleación de acero comercial SAE 1010.
- Tubo metálico diámetro 1/2" y 1.5 mm de espesor. Aleación de acero comercial SAE 1010.
- Malla de metal expandido Ahosa MS-36 x 3.7 x 2, en Acero 1010 bajo en carbón

2.13.1. Integración de Partes

Los elementos confeccionados son integrados entre sí para confeccionar el canasto mediante soldadura MIG de arco protegido por argón.

2.13.2. Partes

El canasto, como conjunto, está formado por la integración de los siguientes subconjuntos y componentes

- Cesto Básico: Es el subconjunto mayor, en el cual se soportan los otros subconjuntos y mediante el cual se interconecta con la estructura del helicóptero, este subconjunto mayor está formado por los siguientes subconjuntos:
 - Base, cara frontal y cara posterior
 - Estructura lateral RH
 - Estructura lateral LH, ésta cubierta incorpora los perfiles estructurales de soporte principal superior e inferior
- Cubierta superior: Conjunto formado por dos puertas abisagradas al cesto básico
- Tensores: Tres tensores ajustables que conectan los puntos de soporte inferior del canasto con los puntos duros bajo fuselaje de aeronave.
- Soportes: Tres soportes soldados al perfil superior de la cubierta LH permiten la conexión del canasto a los puntos duros laterales del helicóptero.
- Brazo articulado: Componente que permite fijar la cubierta superior en su posición de abierta, además de limitar su recorrido.

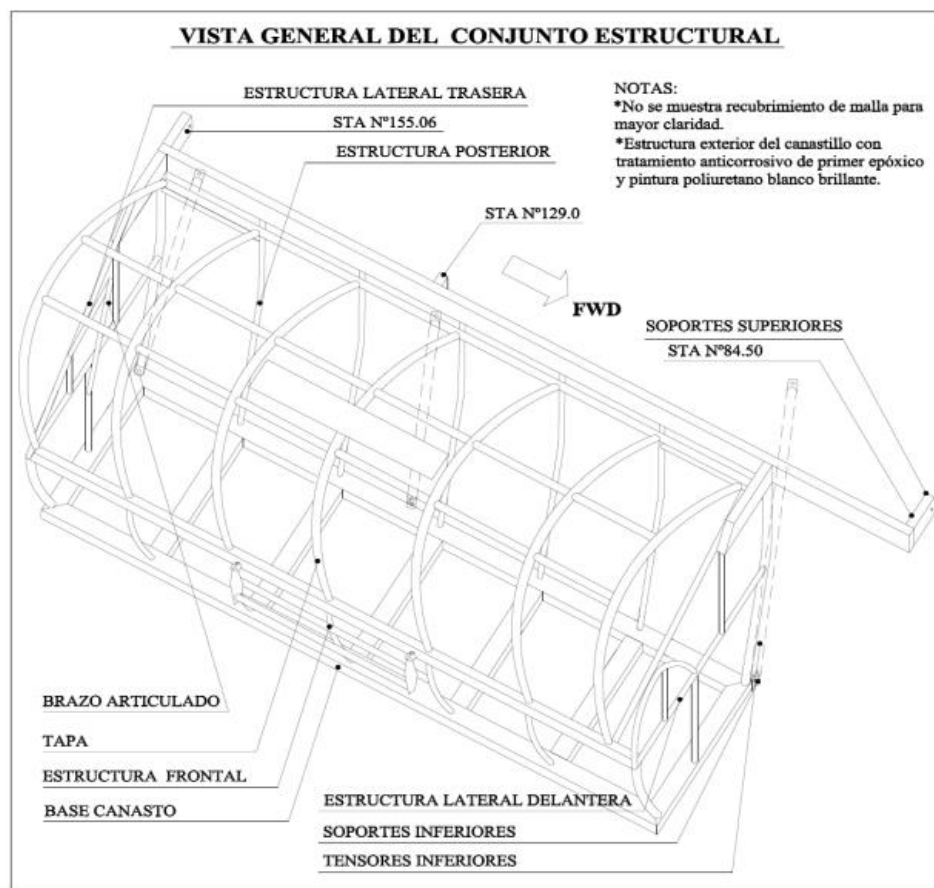


Figura 2.5: Diagrama partes Canastillo HUB1.

Para la fijación del canasto al helicóptero se utilizan pernos AN de 1/4" certificados para uso aeronáutico.

2.14. Análisis del diseño

El diseño del canasto HUB1 se encuentra optimizado para el transporte del equipamiento helibalde, con un perfil lateral tipo "v" para facilitar su guardado y retiro desde la estructura, así como dimensiones y capacidad volumétrica ajustadas al tamaño del helibalde Bambi Bucket Modelo 2732 empleado por la empresa.

El canasto HUB1 se encuentra actualmente en uso por parte de la flota de aeronaves de la empresa para sus funciones de combate de incendios. Los canastillos presentan evidencia de óxido en las partes afectas a roce durante su uso, así como en sus componentes móviles.



Figura 2.6: Vista en detalle base canastillo HUB1.



Figura 2.7: Vista en detalle brazo articulado canastillo HUB1.

Capítulo 3

Marco Teórico

3.1. Resistencia y rigidez del material

Cuando un cuerpo un estado de equilibrio, no deformado, se ve afectado por una fuerza externa, el cuerpo se deforma hasta que alcanza un nuevo estado de equilibrio o de deformación. La relación entre las fuerzas externas, referidas como esfuerzo, y la deformación del cuerpo se le conoce como relación de esfuerzo-deformación.

Para el estudio de las características y la cuantificación de la resistencia de los materiales se emplea una probeta de ensayo estándar. En la figura 3.1 se ilustra una probeta para prueba de tensión típica y sus dimensiones características, con el diámetro original d_0 y longitud calibrada l_0 . La probeta se monta en la máquina de pruebas y se carga lentamente en tensión mientras se observan la carga P y la deflexión. La carga se convierte en esfuerzo mediante la fórmula [30]:

$$\sigma = \frac{P}{A_0} \quad (3.1.1)$$

donde $A_0 = \frac{1}{4}\pi d_0^2$ es el área original de la probeta.

La deflexión, o extensión de la longitud calibrada, está dada por $l - l_0$ donde l es la longitud calibrada correspondiente a la carga P . La deformación unitaria normal se calcula a partir de:

$$\epsilon = \frac{l - l_0}{l_0} \quad (3.1.2)$$

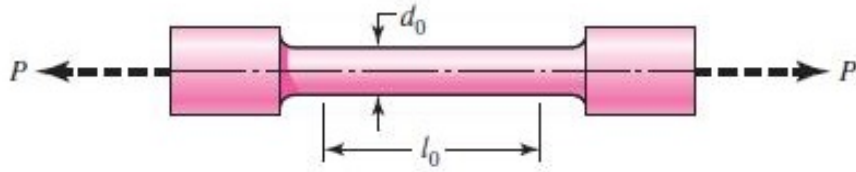


Figura 3.1: Diagrama Probeta para prueba de tensión.

Los resultados se grafican como un diagrama de esfuerzo-deformación unitaria. En la figura 3.2 se muestran diagramas típicos de esfuerzo-deformación unitaria de materiales dúctiles y frágiles. Los materiales dúctiles se deforman mucho más que los materiales frágiles.

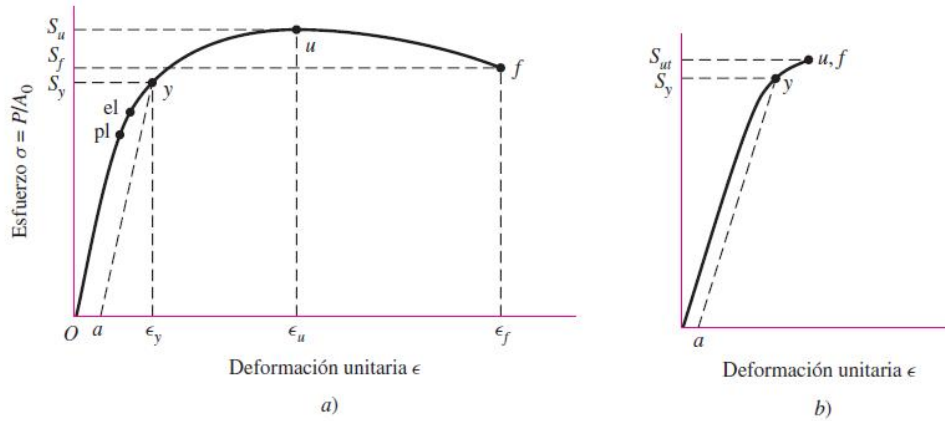


Figura 3.2: Diagrama deformación unitaria, a) material dúctil y b) material frágil.

El punto *pl* de la figura 3.2 se denomina límite proporcional. Éste es el punto en el que la curva deja de mostrar una relación lineal entre el esfuerzo y la deformación.

En el rango lineal, la relación uniaxial esfuerzo-deformación unitaria está dada por la ley de Hooke como:

$$\sigma = E\epsilon \quad (3.1.3)$$

Donde la constante de proporcionalidad E , es decir la pendiente de la zona lineal de la curva esfuerzo-deformación unitaria, se conoce como módulo de Young o módulo de elasticidad.

El punto *el* en la figura 3.2 se denomina límite elástico y delimita la región en que no existe pérdida de energía durante el proceso de esfuerzo y deformación, es decir, mientras el

proceso no exceda el límite elástico este se considera reversible. Sobre este límite la deformación deja de ser elástica y se considera plástica incluyendo una componente irreversible.

Se denomina punto de fluencia, al punto en que los materiales presentan un aumento en su deformación unitaria sin que se observe un incremento correspondiente en el esfuerzo. Dado a que no todos los materiales cuentan con un punto de fluencia obvio, a menudo se define la resistencia a la fluencia S_y mediante un método de corrimiento como se muestra en la figura 3.2, donde la línea ay se dibuja empleando la pendiente E . El punto a corresponde a una cantidad establecida de deformación unitaria, usualmente 0,2 % de la longitud original.

La resistencia última, o de tensión, S_u o S_{ut} correspondiente al punto u en la figura 3.2 es el esfuerzo máximo alcanzado en el diagrama de esfuerzo-deformación.

Como se muestra en la figura 3.2 a), algunos materiales con alta ductilidad exhiben una tendencia descendente después de alcanzar el máximo esfuerzo y se fracturan en el punto f del diagrama. Otros materiales, de carácter más frágil, como algunos de los hierros fundidos y aceros de alta resistencia, se fracturan mientras el trazo de esfuerzo-deformación aún se está elevando, como se muestra en la figura 3.2 b), donde los puntos u y f son idénticos.

Los diagramas de la figura 3.2 son conocidos como esfuerzo-deformación unitaria de ingeniería porque los esfuerzos y deformaciones calculadas en las ecuaciones 3.1.1 y 3.1.2 no son valores reales. El esfuerzo calculado en la ecuación 3.1.1 se basa en el área original y no considera la reducción del área producto de la deformación provocada, por esta razón, el esfuerzo verdadero es mucho más alto que el esfuerzo de ingeniería en la sección adelgazada.

Por lo tanto Resistencia, designada como S , corresponde a una propiedad de un material o elemento mecánica, mientras que esfuerzo, es resultado de una carga aplicada a un elemento o cuerpo.

3.2. Teoría de la máxima energía de distorsión

La teoría de la energía de deformación máxima predice que se producirá una falla por fluencia ocurre cuando la energía de deformación total por unidad de volumen alcanza o excede la energía de deformación por unidad de volumen correspondiente a la resistencia a la fluencia en tensión o en compresión del mismo material [31] .

La teoría de máxima energía de distorsión, también conocida como el Criterio de Von

Mises, se originó de la observación de que materiales, especialmente materiales dúctiles, se comportan de manera diferente cuando se les aplicaba un esfuerzo no uniaxial, presentando valores de resistencia que eran mucho mayores que los observados durante los experimentos de tensión simple. Una teoría involucrando el esfuerzo tensor completo fue entonces desarrollada.

El Criterio de Von Mises es un criterio para predecir fluencia en el material, altamente empleado en el diseño con metales y otros materiales dúctiles. Establece que ocurrirá fluencia en el cuerpo si los componentes de esfuerzo actuando en el son superiores al criterio [32]:

$$\frac{1}{6}((\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + 6(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)) = k^2 \quad (3.2.1)$$

Siendo σ el tensor de esfuerzo y la constante k siendo definida experimentalmente por medio de ensayos de esfuerzo uniaxial, donde la expresión 3.2.1 se reduce a:

$$\frac{\sigma_y^2}{3} = k^2 \quad (3.2.2)$$

Si σ_y alcanza el límite de tensión elástica S_y , entonces la expresión 3.2.2 puede expresarse como :

$$\frac{S_y^2}{3} = k^2 \quad (3.2.3)$$

De 3.2.1 y 3.2.3 se obtiene:

$$\frac{1}{6}((\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + 6(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)) = \frac{S_y^2}{3} \quad (3.2.4)$$

Desarrollando:

$$\sqrt{\frac{(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + 6(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)}{2}} = S_y \quad (3.2.5)$$

El esfuerzo de Von mises, σ_v , se define como:

$$\sigma_v^2 = 3k^2 \quad (3.2.6)$$

Por lo tanto el Criterio de Von Mises es comúnmente expresado como:

$$\sigma_v = S_y \quad (3.2.7)$$

Es decir, si el esfuerzo de Von mises supera el límite de fluencia para tensión simple, entonces se espera que el material presente deformación plástica.

El esfuerzo de von Mises no es un esfuerzo verdadero. Es un valor teórico que permite la comparación entre el esfuerzo tridimensional con el esfuerzo límite de fluencia uniaxial. Las ecuaciones dadas indican que una situación de esfuerzo complejo se puede representar por medio de un solo valor, el esfuerzo de von Mises, el cual puede compararse con la resistencia de la fluencia del material. Por consiguiente, es la teoría más empleada para los materiales dúctiles y se recomienda para los problemas de diseño, a menos que se especifique otra cosa.

Una nota final que se relaciona con la resistencia a la fluencia cortante. Para el caso de un cortante puro γ_{xy} , , donde para el esfuerzo plano $\sigma_x = \sigma_y = 0$, y desarrollando a partir de las ecuaciones 3.2.5 y 3.2.7 :

$$\gamma_{xy} = \frac{S_y}{\sqrt{3}} = 0,577S_y \quad (3.2.8)$$

Por lo tanto la resistencia a la fluencia cortante predicha por la teoría de la energía de distorsión es:

$$S_{sy} = 0,577S_y \quad (3.2.9)$$

3.3. Aluminio

La combinación única de propiedades y características del aluminio y sus aleaciones hacen de este uno de los más versátiles, económicos y atractivos materiales metálicos para un amplio rango de usos.

Con una densidad de 2,70 g/cm³, aproximadamente un tercio la densidad del acero (7,83 g/cm³), su bajo peso, en conjunción con la alta resistencia de algunas de sus aleaciones le otorgan una alta relación resistencia-peso, lo que permite el diseño y construcción de estructuras fuertes y ligeras. Esto, combinado con su alta resistencia a la corrosión lo han convertido en material vital para la industria aeronáutica, así como de gran importancia para las industrias del transporte y la construcción [33].

Las aleaciones de aluminio pueden subdividirse en dos grandes grupos, aleaciones para forja y aleaciones para fundición, de acuerdo con el proceso de fabricación.

Nomenclaturas para ambos tipos de aleaciones han sido desarrolladas, siendo el sistema de identificación implementado por la asociación comercial *The Aluminum Association* el más utilizado. Su sistema de identificación emplea diferentes nomenclaturas para las aleaciones de forja y fundición, pero divide las aleaciones en familias por simplificación [34].

Para aleaciones de forja un sistema de cuatro dígitos es empleado para producir un listado de familias agrupadas por composición:

Serie 1xxx	Composición sin aleación con control de impurezas, empleado principalmente en la industria química y eléctrica.
Serie 2xxx	Aleaciones en que cobre es el principal elemento aleante, puede contener otros elementos como magnesio, posee alta resistencia.
Serie 3xxx	Aleaciones en que manganeso es el principal elemento aleante, empleado como aleación multipropósito en arquitectura y otros productos. Posee buena mecanibilidad
Serie 4xxx	Aleaciones en que silicio es el principal elemento aleante.
Serie 5xxx	Aleaciones en que magnesio es el principal elemento aleante. Usado en medios marítimos.
Serie 6xxx	Aleaciones en que magnesio y silicio son los principales elementos aleantes. Empleado en perfiles estructuras, componentes automovilísticos y aeronáuticos.
Serie 7xxx	Aleaciones en que zinc es el principal elemento aleante, puede contener otros elementos como cobre, magnesio, cromo y zirconio. Posee la mayor resistencia entre las aleaciones.
Serie 8xxx	Aleaciones variadas, pueden contener cantidades apreciables de estaño, litio y/o hierro.
Serie 9xxx	Reservado para futuro uso.

Cuadro 3.1: Listado de familias aleaciones de forja.

Las aleaciones para forja que son tratables térmicamente por el método de endurecimiento por precipitación corresponden las aleaciones de las series 2xxx, 6xxx, 7xxx y parte de las serie 8xxx.

Las composiciones para fundición se han desarrollado por sus buenas cualidades de colabilidad, fluidez y capacidad de alimentación de los moldes, así como por la optimización de las propiedades de resistencia y tenacidad o resistencia a la corrosión de estas aleaciones.

En su nomenclatura emplean un sistema de tres dígitos seguidos por un valor decimal, este último indicando el tipo de lingote:

Serie 1xx.x	Composición sin aleación con control de impurezas.
Serie 2xx.x	Aleaciones en que cobre es el principal elemento aleante, puede contener otros elementos especificados.
Serie 3xx.x	Aleaciones en que silicio es el principal elemento aleante, puede contener cobre o magnesio. La serie 3xx.x representa casi el 90 % de todas las fundiciones producidas.
Serie 4xx.x	Aleaciones en que silicio es el principal elemento aleante.
Serie 5xx.x	Aleaciones en que magnesio es el principal elemento aleante.
Serie 6xx.x	No empleado.
Serie 7xx.x	Aleaciones en que zinc es el principal elemento aleante, puede contener otros elementos especificados, como cobre y magnesio.
Serie 8xx.x	Aleaciones en que estaño es el principal elemento aleante.
Serie 9xx.x	No empleado.

Cuadro 3.2: Listado de familias aleaciones de fundición.

Las aleaciones para fundición que son tratables térmicamente por el método de endurecimiento por precipitación corresponden las aleaciones de las series 2xxx, 3xxx y 7xxx.

3.4. Tratamientos Térmicos

Los Tratamientos térmicos corresponden a un grupo de procesos empleados para alterar las propiedades mecánicas y/o químicas de un material. Involucra aumentar y disminuir la temperatura del material bajo estrictas condiciones de control y en ocasiones ante agentes externos con el objetivo de alterar la estructura cristalina del mismo, modificando así sus características como tenacidad, maquinabilidad, dureza, etc.

Es importante mencionar que aunque el término de tratamiento térmico solo aplica a procesos donde el calentado y enfriamiento son generados exclusivamente con el propósito de alterar las propiedades intencionalmente, ciclos de temperatura ocurren de manera coincidente durante procesos de manufactura como soldadura o forjado [35].

Técnicas de tratamiento térmico incluyen recocido, cementación, envejecimiento por precipitación, revenido, templado y carburizado. La elección del proceso a realizar depende del tipo de material, propiedades deseadas así como consideraciones económicas y de factibilidad técnica.

Se encuentra muy ligado a la manufactura en acero siendo aproximadamente el 80 por ciento de las partes tratadas térmicamente hechas de acero. Además juega un rol vital en la manufactura de metales no ferrosos, como aleaciones de aluminio, aleaciones de latón y bronce así como aleaciones de titanio [36].

3.5. Endurecimiento por precipitación

El tratamiento térmico de endurecimiento por precipitación tiene por objetivo aumentar la resistencia y dureza de aleación mediante la formación de precipitados finos a partir de una solución sólida. El cambio de las propiedades mecánicas se debe generalmente a cambios de fases que se evidencian en la formación de precipitados, pero no involucran el cambio en la composición química del material.

Este tratamiento térmico consiste en tres etapas.

Durante la primera etapa, conocida como solubilización, se aumenta la temperatura de la aleación para producir una solución sólida homogénea que contenga la máxima cantidad práctica de elementos solubles endurecedores en la aleación.

La segunda etapa, denominada templado, consiste en un enfriamiento rápido de la aleación para preservar una solución sólida sobresaturada que retenga los átomos de soluto y

mantenga un cierto número de vacantes en la red cristalina que favorezcan el proceso de difusión durante el envejecimiento.

Finalmente, la etapa de envejecimiento consiste en un proceso difusivo activado a una temperatura determinada, en que los átomos de soluto difunden formando precipitados endurecedores. Cuando el proceso de precipitación se realiza a temperatura ambiente se denomina envejecimiento natural, y cuando se emplea una temperatura superior a la del ambiente, pero inferior a la de solubilización sólida, se conoce como envejecimiento artificial [37].

Las aleaciones de aluminio son tratadas mediante tratamiento térmico o deformación en frío para incrementar su resistencia más allá de los efectos de solamente agregar elementos aleantes.

Cuando el término de tratamiento térmico es aplicado a aleaciones de aluminio, generalmente se encuentra restringido a operaciones específicas orientadas a aumentar la resistencia y dureza de aleaciones endurecibles por precipitación. Estas aleaciones son usualmente referidas como aleaciones tratables térmicamente, diferenciándolas de aquellas aleaciones que no presentan beneficios significativos al pasar por procesos de temperatura. Estas últimas dependen principalmente de procesos de deformación en frío para aumentar su resistencia. El proceso de recocido, es de decir, la eliminación de tensiones internas, lo cual ablanda y aumenta la ductilidad del material, es el único tratamiento térmico compartido por ambos tipos de aleaciones [34] [38].

A continuación la designación y descripción de la secuencia de operaciones para tratamientos más comunes de aleaciones de aluminio:

Designación	Descripción
-F	Como fabricado
-H	Trabajado en frío, con o sin tratamiento térmico
-H1	Trabajado en frío, sin tratamiento térmico
-H2	Trabajado en frío, parcialmente recocido
-H3	Trabajado en frío, estabilizado a baja temperatura
-O	Recocido
-T	Endurecido por envejecimiento
-T1	Enfriado desde trabajado en caliente, envejecimiento natural.
-T2	Enfriado desde trabajado en caliente, trabajado en frío, envejecimiento natural.
-T3	Tratamiento por solución, trabajado en frío, envejecimiento natural.
-T4	Tratado por solución, envejecimiento natural.
-T5	Enfriado desde trabajado en caliente, envejecimiento artificial.
-T6	Tratamiento por solución, envejecimiento artificial.
-T7	Tratado por solución, estabilizado.
-T8	Tratamiento por solución, trabajado en frío, envejecimiento artificial.
-T9	Tratamiento por solución, envejecimiento artificial, trabajado en frío.
-T10	Enfriado desde trabajado en caliente, trabajado en frío, envejecimiento artificial.
-W	Solo tratamiento por solución.

Cuadro 3.3: Tratamientos de aleaciones de aluminio y su designación.

De los tratamientos disponibles, uno de los más empelados en aquellas aleaciones que se

benefician de tratamiento térmico es el T6. Para ello el material es primeramente calentados hasta aproximadamente 540°C, se mantiene a esta temperatura por un breve periodo de tiempo, y luego se temple en agua. La operación tiene por objetivo disolver los elementos aleantes en solución y fijarlos en su lugar a temperatura ambiente. Las aleaciones en esta condición son denominadas T4 y tiene propiedades significativamente superiores a su condición original. El envejecimiento natural tiene lugar a lo largo de unas semanas luego del cual las propiedades del material se mantendrán estables por décadas. Posteriormente a las aleaciones se les realiza un tratamiento térmico adicional para aumentar aún más sus propiedades mecánicas, este consiste en calentar el material a aproximadamente 200°C por varias horas, lo cual permite que los elementos aleantes que fueron disueltos en el proceso anterior precipiten en manera controlada. Este proceso es conocido como envejecimiento artificial y a la aleación en esta condición como T6 [39].

Como es posible apreciar las propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio son altamente dependientes de sus tratamientos, especialmente aquellas aleaciones con tratamiento térmico, con aleaciones aumentando varias veces su resistencia y dureza en comparación a su condición de recocido [40] [41].

3.6. Soldadura y aluminio.

En el diseño de estructuras de acero se suele asumir que una unión soldada soldaduras es tanto o más resistente que el material base, este no es el caso en el diseño y fabricación de estructuras de aluminio, en la mayoría de los casos la soldadura en una aleación de aluminio es más débil, muchas veces de manera significativa, que la aleaciones siendo soldada.

Como parte del proceso de fabricación de una unión soldadura, se debe lograr fusión del material base. Durante la operación, se produce transferencia de calor por conducción hacia el metal base adyacente a la soldadura. Típicamente la soldadura terminada se divide en tres áreas: El metal soldado, la zona afectada térmicamente adyacente (ZAT) a la soldadura, y el metal base más allá de la ZAT que no se vio afectado por la operación de soldadura.

Debido a que durante la operación de soldadura la zona afectada térmicamente experimenta ciclos de aumento de temperatura y enfriado, aquellos materiales que han sido fortalecidos por medio de endurecimiento por deformación o endurecimiento por precipitación muestran un cambio en sus propiedades, las cuales pueden ser extremadamente diferentes a las de la aleación base y al área no afectada por el proceso [42].

En aquellas aleaciones endurecidas por deformación, la transferencia de calor dentro de la ZAT es suficiente para llevar el material a su condición de recocido, eliminando el endurecimiento por deformación así como las microestructuras que hayan sido desarrolladas producto de deformación en frío. Es por esta razón que los valores mínimos de resistencia ultima dados a aquellos materiales que han sido soldados se basan en su resistencia de recocido (-O).

Para el caso de aleaciones tratadas térmicamente por medio de endurecimiento por precipitación, las condiciones dentro de la ZAT no son suficientes para completamente recocer el material, pero este si experimenta una degradación en sus propiedades mecánicas. Si bien la reducción de resistencia en la ZAT bajo condiciones controladas, particularmente en aleaciones no tratables térmicamente puede ser predecible, la reducción de resistencia en aleaciones endurecidas por deformación es mucho más sucesible a las condiciones de operación durante la soldadura [43]. La mayoría de los códigos de construcción especifican valores de resistencia para estas aleaciones post-soldadura con valores considerablemente inferiores a los del material original, véase la tabla 3.4.

Una vez acabado el proceso de soldadura, es posible aplicar a la estructura un tratamiento térmico completo con el objetivo de devolver al material, incluyendo las uniones soldadas, sus propiedades originales. Esta práctica es común en la elaboración de marcos de bicicletas, pero resulta impráctica en grandes estructuras [39].

Resistencia Ultima Típica en Uniones Soldadas		
Aleación y Tratamiento	Material Base [ksi]	Material Soldado [ksi]
6063-T6	31	19
6061-T6	45	27
6061-T4	35	27
2219-T81	66	35
2014-T6	70	34
7005-T53	57	43

Cuadro 3.4: Resistencia Ultima Típica en Uniones Soldadas.

3.7. Ingeniería asistida por computadora

Ingeniería asistida por computadora (CAE, por sus siglas en inglés), es un término empleado para describir el uso de software computacional para simular el rendimiento con el objetivo de mejorar los diseños de los productos o de contribuir a la resolución de problemas de ingeniería [44].

La ingeniería asistida por computadora se ha convertido en un estándar en casi todas las industrias que emplean algún tipo de software para desarrollar sus productos, permitiendo no solo optimizar el proceso de diseño sino que además asistir en los procesos de ingeniería, ya que permite la ejecución de pruebas y simulaciones de las cualidades físicas del producto sin la necesidad de la fabricación de un prototipo físico [45] .

Para ello la geometría del producto es inicialmente elaborada es un software de diseño asistido por computadoras (CAD, por sus siglas en inglés), la cual es importada para su use en un software CAE. Posteriormente los modelos pasan por diferentes etapas: pre-procesamiento, simulación y post-procesamiento.

Durante la primera etapa, pre-procesamiento, se definen las características del modelo o sistema representativo a evaluar, materiales, interacción entre los elementos, restricciones, fuerzas aplicadas, temperatura, condiciones de borde, método de resolución, etc.

Durante la simulación, la computadora resuelve los cálculos empleando una formula matemática adecuada a la física subyacente y genera la documentación que será analizada durante la etapa de post-procesamiento.

En la etapa de post-procesamiento, los datos son analizados mediante herramientas de visualización y diagnóstico, lo que permite validar el comportamiento del modelo y tomar la decisión de si aprobar o si deben hacerse alteraciones en el proyecto, repitiendo el ciclo.

Los análisis por simulación más comunes realizadas por medio de CAE incluyen Análisis por Elementos Finitos (MEF), Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), Análisis Térmico, Dinámica de Multicuerpo y Optimización [46].

3.8. Software de Análisis por Elementos Finitos

El Análisis por Elementos Finitos (MEF) se refiere a la simulación de un fenómeno físico empleando la técnica numérica llamada método de elementos finitos. Permite predecir como un componente o ensamble se comportará ante unas condiciones dadas. Se emplea con el

propósito de reducir el número de prototipos físico y experimentos, así como optimizar componentes durante su fase de diseño [47].

El método de funcionamiento del MEF consiste dividir un objeto real en un gran número de elemento elementos finitos, llamado malla. Se desarrollan cálculos matemáticos para cada elemento, con el propósito de predecir su comportamiento. El computador luego combina todo los comportamientos individuales para predecir el comportamiento del objeto evaluado.

Un componente mecánico real es una estructura elástica continua. El MEF discretiza la estructura en pequeños elementos de tipo elástico, definidos y finitos. Empleando funciones polinomiales, en conjunto con operaciones matriciales, el comportamiento elástico continuo de cada elemento se desarrolla en términos del material y las propiedades geométricas del elemento.

Las cargas son aplicadas dentro del elemento, en la superficie del elemento o en los nodos del mismo, siendo estos últimos las unidades fundamentales de gobierno del elemento [48] [49].

Los nodos de un elemento es donde se conecta un elemento con los otros, donde se establecen las propiedades elásticas de los mismos, donde se asignan las condiciones de frontera y donde se ven aplicadas las fuerzas, ya sea de contacto o de cuerpo. Cada nodo posee grados de libertad, contando como máximo tres grados de libertad rotacionales y tres traslacionales. Una vez que cada nodo dentro de la estructura está definido localmente en forma matricial, entonces los elementos se ensamblan globalmente a través de sus nodos en común en una matriz global del sistema. Hecho esto se especifican las cargas aplicadas y las condiciones de frontera y mediante operaciones matriciales se determinan los valores de los grados de libertad con desplazamiento desconocido. Obtenidos los valores de los desplazamientos es posible determinar las tensiones y los esfuerzos por medio de las ecuaciones constitutivas de elasticidad [49].

El Análisis por Elementos Finitos tiene una gran cantidad de aplicaciones, permitiendo predecir el comportamiento de un componente ante muchos efectos físicos, incluyendo: análisis estático y dinámico, lineal y no lineal, de esfuerzo y de deflexión; vibraciones libres y forzadas; transferencia de calor; inestabilidad elástica; acústica; electrostática y magnetismo; dinámica de fluidos; análisis de tuberías y física múltiple [49].

3.9. Dinámica de Fluidos Computacional

La Dinámica de Fluidos Computacional, CFD por sus siglas en inglés, es una herramienta que emplea métodos numéricos y algoritmos para predecir situaciones relacionadas al flujo de fluidos, resolviendo los modelos matemáticos que gobiernan estos procesos empleando métodos numéricos.

En un análisis de CFD se desarrolla la examinación de un flujo de fluidos de acuerdo a sus propiedades físicas tales como velocidad, presión, temperatura, densidad y viscosidad, de manera simultánea, con el objetivo de generar una solución virtual a un fenómeno físico asociado a un flujo de fluidos [50].

El CFD discretiza la región a evaluar creando lo que se denomina una malla espacial, dividiendo el volumen en pequeños elementos y nodos, los cuales simulan algebraicamente las ecuaciones diferenciales parciales básicas de un flujo. El resultado matemático final se considera por lo tanto como un modelo aproximado siendo elaborado a partir de la unión y ensamblaje de todos los elementos, sin embargo estas aproximaciones son normalmente considerada suficientemente representativas para la mayoría de los sistemas [51].

Las herramientas de dinámica de fluidos computacional se diversifican en concordancia con los modelos matemáticos, métodos numéricos, equipo computacional y equipamiento de post-procesamiento empleados [52].

En las últimas décadas con los avances en el área de CFD se han producido extensos paquetes de software que permiten a los ingenieros elaborar geometrías y condiciones de borde para simular un problema de flujo viscoso dado. El software entonces genera una malla espacial de la región de flujo e intenta computar las propiedades del flujo para cada elemento de la malla [50].

Esto otorga grandes ventajas, como reducción en costos y rápida evaluación de los cambios en el diseño, así como permitir la simulación de diferentes condiciones, pero al mismo tiempo cuenta con limitaciones. Problemas de convergencia y precisión pueden resultar en graves problemas en la veracidad de los datos, en particular en condiciones en que el número de Reynolds pasa de flujo laminar a turbulento, debido a la necesidad de usar modelos aproximados que los flujos turbulentos. Es por esta razón que validaciones iniciales de este modelo son normalmente realizadas en túneles de viento. Adicionalmente previos análisis empíricos y analíticos relacionados pueden ser empleados como comparación. Usualmente se realiza una validación final, empleando una prueba a escala real, como por

ejemplo las pruebas en vuelo [53].

Capítulo 4

Desarrollo

4.1. Preámbulo

Producto de su experiencia con el empleo del canastillo HUB1 la empresa propuso un nuevo proyecto con el objetivo del diseño, fabricación y certificación de un nuevo modelo de canastillo, HUB2, citando los siguientes objetivos:

- Mayor resistencia a la corrosión.
 - Empleo de materiales resistentes a la corrosión
- Mayor capacidad volumétrica.
 - Capacidad de carga de equipamiento Helibalde + carga extra
- Mayor capacidad de carga.
 - Capacidad de carga que permita hacer uso del volumen extra.
- Diseño ergonómico y atractivo.

En este trabajo se desarrollará el diseño y posterior evaluación de una propuesta de diseño para satisfacer las necesidades mencionadas por la empresa, así como entregar recomendaciones para su fabricación.

4.2. Metodología

La metodología empleada para el desarrollo de este trabajo se encuentra dividida en las siguientes etapas:

- Establecimiento de requerimientos: Esto incluye análisis de los requerimientos explícitos así como levantamiento y análisis de información relevante, con el propósito de determinar las funciones y requerimientos a cumplir.
- Determinación de cargas: Consiste en establecer los valores de las cargas a evaluar en la estructura del canastillo. Estimación de roce.
- Análisis de normativa: Establecer la normativa relevante y su implicación en el diseño.
- Claves del diseño: Establecer los puntos clave generales que serán empleados como base en el diseño
- Diseño: Elaboración de diseño mediante CAD y evaluación mediante software MEF.
- Estimación de costos: Calculo de costos de fabricación y manejo.
- Evaluación: Comparación y evaluación del diseño elaborado con respecto al existente.
- Recomendaciones de Fabricación: Generación de recomendaciones y especificaciones para la elaboración del diseño planteado.

4.3. Requerimientos establecidos

Los requerimientos generales establecidos por la empresa nacen a partir de aquellas deficiencias o limitaciones descubiertas durante la operación del canastillo HUB1:

4.3.1. Mayor resistencia a la corrosión

Las medidas de protección contra la corrosión y óxido del canastillo HUB1 consisten en una capa de primer epóxico aplicado sobre el acero y pintura poliuretano blanco brillante sobre este. En las zonas afectas a roce o que han sufrido impactos durante su uso se puede apreciar daño en estas capas protectoras, mostrando evidencia de óxido, condición que empeorará

con su continuo uso. El objetivo es eliminar, o minimizar la aparición de óxido, ya que representa tanto un riesgo estructural así como afectar la imagen corporativa de la empresa.

4.3.2. Mayor capacidad de carga

Debido a su tamaño, el canastillo HUB1 se ve restringido al transporte exclusivo del equipamiento helibalde, sin posibilidad de transportar equipamiento extra liberando espacio dentro de la cabina de vuelo. Cuando no es empleado para el transporte de equipamiento helibalde, su perfil lateral limita su capacidad de transportar objetos rígidos, reduciendo su capacidad volumétrica efectiva. El objetivo es aumentar la capacidad volumétrica efectiva, aumentando también la capacidad de carga másica, con el propósito de incrementar las capacidades multipropósito del mismo.

4.3.3. Diseño ergonómico y atractivo

El canastillo HUB2 debe presentar un diseño ergonómico y atractivo, tanto con la intención de entregar una buena imagen corporativa de la empresa así como de ser atractivo a posibles clientes externos.

Además el canastillo HUB2 debe emplear los mismos puntos duros empleados por el modelo HUB1, (Estaciones 84.50, 129.0 y 155.06) para su instalación así como mantener la apertura de acceso para los cables del helibalde, presente en el modelo HUB1.

4.4. Levantamiento de información

Con el objetivo de poder cuantificar los requerimientos, así como establecer información relevante para la fase de diseño, se realizó un proceso de levantamiento de información. El procedimiento consistió primordialmente en entrevistas con el personal de tierra, pilotos y personal administrativo y gerencial de la empresa así como el análisis de documentos relevantes.

4.4.1. Información relevante

Personal gerencial informó acerca de las intenciones de la empresa de realizar operaciones de heliski durante la época invernal, para lo cual sería óptimo el transporte de tablas de ski y snowboard fuera de la cabina de fuselaje. Así mismo expresó intereses en la capacidad de transportar equipamiento y herramientas de largas dimensiones en el mismo.

El personal de tierra mencionó su inquietud de no aumentar la altura de acceso de carga al canastillo en relación a su versión actual, ya que esto aumentaría la dificultad para cargar y descargar el equipamiento helibalde, con un peso de referencia de 68kg, operación que suele ser realizada por una sola persona en terreno.

Personal con experiencia en operaciones de Brigada de Heliataque, estableció como prioridad el transporte de los bidones de combustible y lubricante empleados por los integrantes de la brigada, fuera de la cabina, pues estos son actualmente transportados dentro de la cabina de vuelo presentando no solo un gran inconveniente debido a su volumen y peso sino que además un riesgo de incendio en el caso de un accidente o uso indebido.

Otro equipamiento voluminoso actualmente siendo transportado de manera interna consiste motobombas forestales, siendo la más empleada la Motobomba marca Wildfire modelo Mark III, siendo ampliamente usada en el combate de incendios, abastecimiento de agua y prevención de inundaciones [54].

Otros objetos transportados por la brigada como herramientas, palas, rozones y rastrillos son enlazadas en grupos compactos denominados “paquetes de herramientas” y almacenados de manera seguramente en el suelo, debajo de los asientos de la cabina de carga, o transportados de manera individual por el personal designado para ello.

Personal de vuelo apuntó que un aumento en la profundidad del canastillo en relación a los puntos duros de sujeción aumentaría el riesgo de complicaciones durante maniobras de aterrizaje en terreno disperejo, de la misma manera una extensión excesiva en la dirección de la cola de la aeronave representaría una complicación al encontrarse en una zona ciega para el piloto. Si bien el ingreso de personal se realiza exclusivamente por el lado opuesto al que monta el canastillo (Babor), este no debe impedir la operación de la puerta de carga principal ni impedir el paso en el caso de una emergencia.

Una observación a considerar es el hecho de que no es recomendable que el helibalde entre en contacto con el resto de los componentes transportados. Si bien el helibalde está fabricado de material impermeable de alta resistencia, es importante mantenerlo alejado de

elemento corto-punzantes y sustancias químicas como combustibles que pudiesen dañar el componente. Esto implica la inclusión de una pared interior, que permita separar el espacio de carga dentro del canasto pero de carácter modular, que permita el transporte de carga de largas dimensiones cuando el helibalde no es parte de la carga.

A partir de la información recolectada se determinó las configuraciones de carga útil relevantes más exigentes en cuanto a capacidad de carga a satisfacer:

- Helibalde + 3 Bidones
- Helibalde + Motobomba Mark III
- Heliski

4.5. Limitaciones dimensionales

Se realizaron mediciones con el objetivo de cuantificar las limitaciones dimensionales y posibles obstrucciones a la estructura del canastillo. Se determinó que el canastillo podría extenderse un máximo de 300 [mm] a partir del punto duro en la estación 84.50 antes de generar inconvenientes para el fácil acceso del piloto a la cabina.

Se optó por mantener la profundidad del canastillo en relación al modelo HUB1, 430 [mm] medidos verticalmente desde el punto duro superior en la estación 84.50, con el objetivo de no generar complicaciones durante maniobras de aterrizaje en terreno disparejo como fue establecido durante el levantamiento de información. Además esto garantiza la compatibilidad con los distintos tamaños de “cross tubes” empelados por las aeronaves de la empresa, en la figura 4.1 se presenta un diagrama lateral de la aeronave, con las

Limitaciones dimensionales para la ubicación del canastillo y puntos duros en rojo .

Se determinó que debido a la forma curva del fuselaje, cualquier extensión por encima de los puntos duros superiores requiere de una separación lateral de al menos 110 [mm], medidos a partir del punto duro superior en la estación 84.50.

4.6. Cargas establecidas

Teniendo en cuenta las configuraciones de carga antes establecidas se procedió a establecer las características y requerimientos establecidos para cada una:

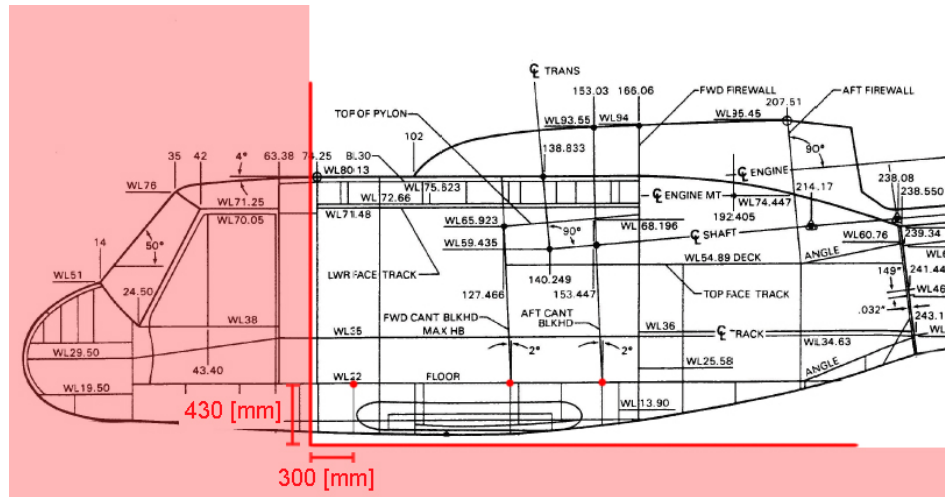


Figura 4.1: Diagrama lateral UH-1H.

1. Helibalde + 3 Bidones
2. Helibalde + Motobomba Mark III
3. Heliski

4.6.1. Helibalde

El modelo empleado por las aeronaves de la empresa corresponde a Bambi Bucket Modelo 2732 de industrias SEI [20].

Numero de modelo	Capacidad [L]	Peso vacio [Kg]	Peso lleno [Kg]
BB2732	1230	61	1290

Cuadro 4.1: Especificaciones Bambi Bucket Modelo 2732.

Siendo un elemento flexible el volumen requerido para su transporte en vacío fue establecido a partir de la capacidad de carga del actual modelo HUB1, el cual transporta el helibalde de manera correcta.

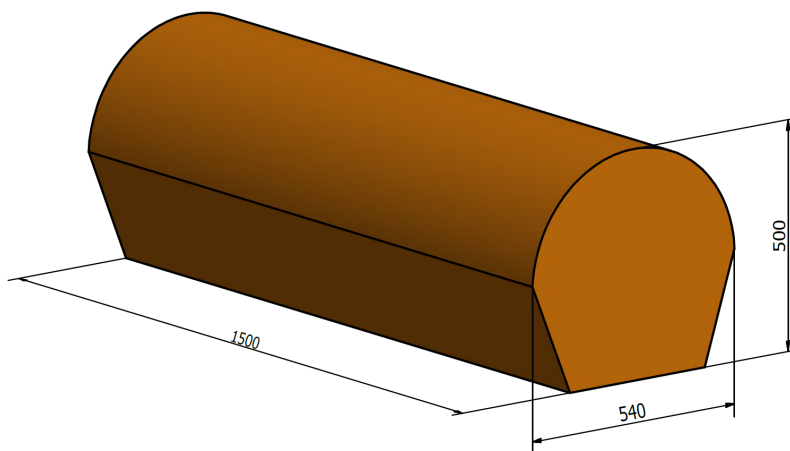


Figura 4.2: Dimensiones volumen de carga Bambi Bucket Modelo 2732.

4.6.2. Bidón de combustible

El método de transporte para combustible y lubricantes empleados por la brigada de heliataque consiste en bidones de 20 litros, tipo “Jerrycan”. Si bien el diseño se encuentra ampliamente expandido y en muchos casos estandarizado, existen variaciones menores entre los diferentes proveedores comerciales. De forma conservativa se decidió considerar las dimensiones máximas de los bidones ofrecidos por los principales proveedores disponibles en el mercado.

Altura	480	[mm]
Largo	360	[mm]
Ancho	165	[mm]
Capacidad	20	[l]
Peso Vacío	4,3	[Kg]
Peso lleno (bencina)	19,8	[Kg]
Peso lleno (Aceite para motosierra)	22,3	[Kg]

Cuadro 4.2: Especificaciones Bidón de combustible referencia.

4.6.3. Motobomba

El modelo de motobomba más utilizado a nivel de brigada de heliataque corresponde al Moto bomba forestal WildFire Mark-3. Con más de 30 años de uso en Chile, es ampliamente usada por CONAF y empresas forestales siendo otras marcas y modelos menos numerosos [54].

Altura	410	[mm]
Largo	580	[mm]
Ancho	310	[mm]
Peso operación	27,1	[Kg]

Cuadro 4.3: Especificaciones Motobomba WildFire Mark-3 [1].

4.6.4. Heliskiing

El principal requerimiento para el transporte de tablas de ski y snowboard es su longitud. A partir de los tamaños disponibles se determinó asumir el mayor dimensión, de 1930 milímetros [55].

4.6.5. Configuraciones consideradas

#	Configuración	Peso total [kg]	Representación grafica
1	Helibalde 2732 + 3 Bidones	129,9	
2	Helibalde 2732 + Motobomba Mark-3	89,3	
3	Heliskiing	-	

Cuadro 4.4: Configuraciones Consideradas.

Con estos datos en consideración la carga máxima de diseño fue establecida en 130 [kg], esto establece el peso de carga útil máxima que puede ser llevada por el canastillo y no el peso de la estructura.

4.7. Estimación de Resistencia aerodinámica

Cálculos teóricos presentados como parte del proceso de certificación ante la DGAC del canastillo HUB1, estimaron la resistencia aerodinámica actuando sobre el canastillo, cuando la aeronave se desplaza en vuelo nivelado a VNE, en 471,5 [N]. Los cálculos consideraron un coeficiente de resistencia aerodinámico constate de 1,16 [-] y una superficie frontal de 0,173 [m2].

Este valor será considerado de manera tentativa en las etapas iniciales de diseño, posteriormente será remplazado por los valores obtenidos a partir de simulaciones de CFD

efectuadas en modelos CAD, una vez que la geometría general del canastillo haya sido establecida.

4.8. Análisis de normativa

El reglamento de aeronavegabilidad de la DGAC, DAR-08, establece las especificaciones de aeronavegabilidad vigentes y obligatorias en la República de Chile, para aeronaves de la categoría de transporte, como las específicas en el CFR Título 14, Parte 29, “Estándares de aeronavegabilidad de giroaviones categoría transporte, (Airworthiness Standards Transport Category Rotorcraft)” de la FAA [26].

El CFR Título 14, también conocido como Las Regulaciones Federales de Aviación (FAR por sus siglas en inglés), corresponde a las normativas prescritas por la Administración Federal de Aviación, (FAA por sus siglas en inglés) que gobiernan todas las actividades aeronáuticas en los Estados Unidos.

De los requerimientos establecidos por el FAR 29, aquellos que son relevantes al proyecto del canastillo utilitario helitransportado durante su fase de diseño, es decir en el contexto de su resistencia estructural, corresponden los requerimientos establecidos en el FAR 29 Part 29.301, 29.303 y 29.305:

FAR 29.301

- a. *Strength requirements are specified in terms of limit loads (the maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (limit loads multiplied by prescribed factors of safety). Unless otherwise provided, prescribed loads are limit loads.*
- b. *Unless otherwise provided, the specified air, ground, and water loads must be placed in equilibrium with inertia forces, considering each item of mass in the rotorcraft. These loads must be distributed to closely approximate or conservatively represent actual conditions.*
- c. *If deflections under load would significantly change the distribution of external or internal loads, this redistribution must be taken into account.*

FAR 29.303

Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used. This factor applies to external and inertia loads unless its application to the resulting internal stresses is more conservative.

FAR 29.305

- a. *The structure must be able to support limit loads without detrimental or permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.*
- b. *The structure must be able to support ultimate loads without failure. This must be shown by:*
 - 1) *Applying ultimate loads to the structure in a static test for at least three seconds;*
or
 - 2) *Dynamic tests simulating actual load application.*

Traducido al español:

FAR 29.301

- a. Los requerimientos de Resistencia son específicas en términos de cargas límites (la carga máxima que se espera en servicio) y cargas últimas (cargas límites multiplicadas por un factor de seguridad prescrito). A menos que se indique lo contrario, las cargas prescritas son cargas límites.
- b. A menos que se indique lo contrario, las cargas especificadas en aire, tierra y agua deben ser puestas en equilibrio con fuerzas inerciales, considerando cada ítem de masa en el helicóptero. Estas cargas deben distribuirse para que se aproximen o representen de manera conservadora las condiciones reales.
- c. Si las deflexiones bajo carga cambiarían significativamente la distribución de cargas externas o internas, esta redistribución debe tenerse en cuenta.

FAR 29.303

A menos que se indique lo contrario, se debe usar un factor de seguridad de 1.5. Este factor aplica a cargas externas e inerciales, a menos que su aplicación a los esfuerzos internos resultantes sea más conservadora.

FAR 29.305

- a. La estructura debe ser capaz de soportar cargas límite sin detrimento o deformación permanente. En cualquier carga hasta carga límite, la deformación no puede interferir con la operación segura.
- b. La estructura debe ser capaz de soportar cargas últimas sin fallas. Esto debe ser demostrado por:
 - 1) La aplicación de cargas ultimas a la estructura en una prueba estática durante al menos tres segundos; o
 - 2) Pruebas dinámicas que simulen la aplicación de carga real.

4.9. Análisis de cargas

De acuerdo a lo establecido anteriormente y en cumplimiento al FAR 29 se procede a establecer las cargas preliminares a evaluar:

4.9.1. Carga límite

Corresponde a la carga máxima esperada durante uso. Este caso correspondiente a la configuración de carga más exigente, multiplicada por el factor de carga límite del helicóptero, el cual será considerado en su caso más crítico de $n = +3,0G$.

$$130[kg] * 9,80665[m/s] * 3 = 3825[N]$$

Esto debe ser evaluado en conjunción a la fuerza de arrastre, tentativa de $471,5[N]$ Ante una carga limite la estructura no debe presentar deformación detrimental o permanente. En concordancia al FAR 29.303 Se aplicará un factor de seguridad de 1,5 con respecto a esta condición.

4.9.2. Carga Última

Corresponde a la carga límite establecida, multiplicada por un factor de seguridad prescrito, 1,5 en concordancia al FAR 29.303. Su propósito es el de simular situaciones fuera del uso

normal como por ejemplo, maniobras sobre-G a nivel del mar, aterrizaje con potencia reducida, etc.

$$3825[N] * 1,5 = 5737[N]$$

El valor de la fuerza de arrastre no se ve afecta por el factor de seguridad para carga ultima, ya que representa considera una condición crítica, siendo evaluada a partir de la VNE (Velocidad nunca exceder) y no en referencia a VNO (Velocidad de operación normal), por lo que se considera la fuerza de arrastre, tentativa de 471,5 [N]

Ante una carga última la estructura no debe presentar fallas estructurales. En concordancia al FAR 29.303 Se aplicará un factor de seguridad de 1,5 con respecto a esta condición.

4.10. Material

El material base escogido para la elaboración son perfiles extruidos de aleación de aluminio 6061, con tratamiento térmico T6, ya que cumple con los requerimientos generales establecidos previamente, contando con buenas propiedades mecánicas con una alta relación resistencia/peso, resistencia a la corrosión, un acabado superficial brillante y sobre todo buena soldabilidad. El empleo de perfiles extruidos permite reducir costos y garantizar disponibilidad empleando insumos “off-the-shelf”, requiriendo solo mecanizados menores para adaptarlos al diseño.

La aleación 6061 es una de las aleaciones de uso general más comunes de aluminio y es usualmente comercializado en la forma de perfiles extruidos. Es comúnmente empleado en los elementos estructurales de las aeronaves, así como marcos de bicicletas y equipamiento de buceo [56].

Las propiedades mecánicas de la aleación 6061 varían ampliamente con el tratamiento térmico. El temple T6, compuesto por un tratamiento por solución seguido por envejecimiento artificial, le otorga una alta resistencia a la fluencia así como una elevada la resistencia última:

Aleación 6061-T6		
Densidad	2,7	[g/cc]
UTS	310	[MPa]
YTS	276	[MPa]
Modulo elasticidad	68,9	[GPa]

Cuadro 4.5: Especificaciones Aleación de Aluminio 6061-T6 [2].

Producto de la reducción de resistencia en la zona afectada térmicamente durante el proceso de soldadura, será requerido tratar térmicamente la estructura, con el objetivo de devolver al material y a las uniones soldadas, sus propiedades mecánicas. Esta práctica es ampliamente empleada en procesos de manufactura de marcos de bicicleta, por lo que se puede asegurar su factibilidad técnica.

4.11. Diseño

Para asistir en el proceso de diseño, representaciones tridimensionales de los volúmenes de carga fueron modelados por medio de software de diseño asistido por computadora Autodesk Inventor, véase figura 4.3

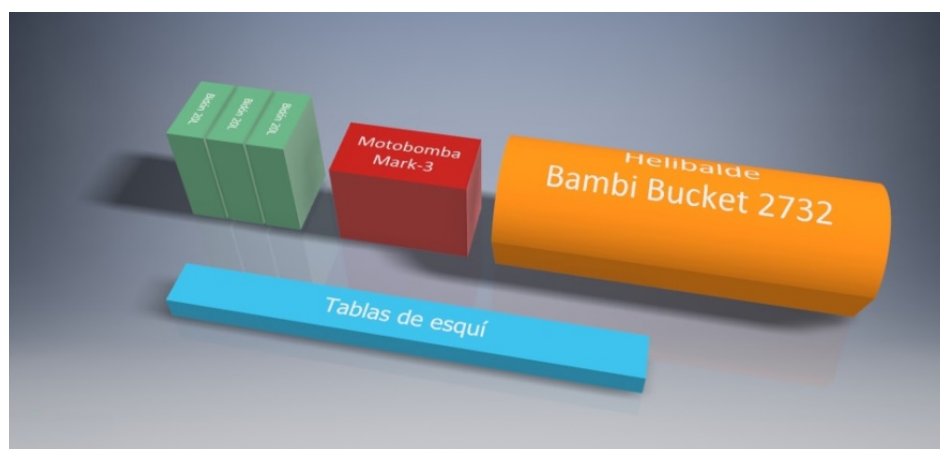


Figura 4.3: Modelos 3D de los volúmenes de carga.

Diversas configuraciones, formas y dimensiones generales fueron bosquejadas y analizadas con el objetivo de establecer una geometría general del canastillo que cumpliera con los

requerimientos y limitaciones establecidos en las secciones 4.3, 4.4 y 4.5.

En el proceso se hizo uso de software CAD inventor, asistiendo en el proceso de definición de características generales, diseño preliminar y determinación de geometría.

Base

Al aumentar la superficie plana de la base y extender la longitud total se aumentó la capacidad de carga volumétrica, de acuerdo a los requerimientos de carga establecidos.

La cara frontal inclinada y su altura reducida permiten el fácil acceso y retiro del helibalde, además de mantener la altura de acceso, véanse figuras 4.4 y 4.5.

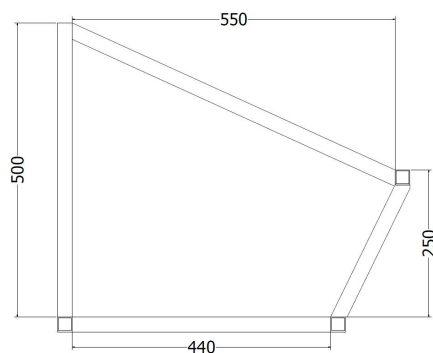


Figura 4.4: Vista trazera base HUB1.

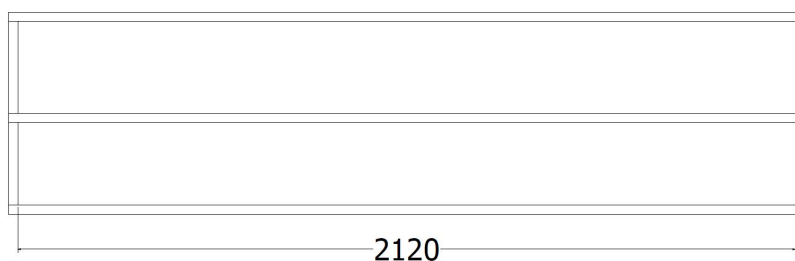


Figura 4.5: Vista lateral base HUB1.

Las dimensiones permiten el transporte de todas las configuraciones de carga consideradas, véanse figuras 4.6 y 4.7.

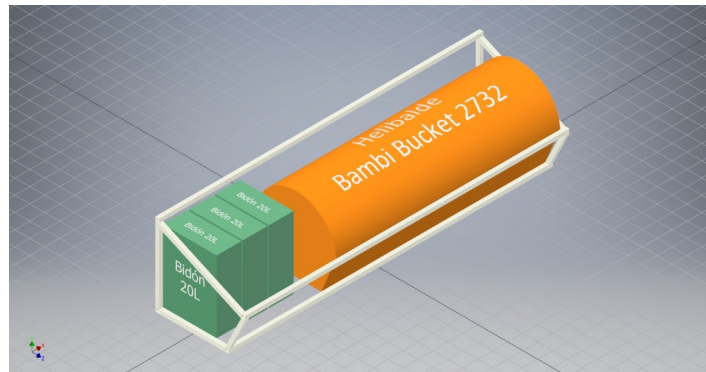


Figura 4.6: Modelo 3D configuración 1.

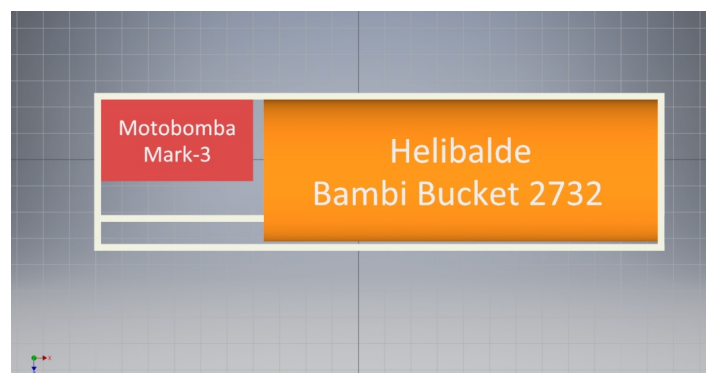


Figura 4.7: Modelo 3D configuración 2.

La estructura es rigidizada mediante 3 grupos de travesaños, los cuales unen los marcos de la base, Un grupo (B) va ubicado en el eje central del largo del canastillo y los otros dos grupos (A y C) de manera simétrica a 450 [mm] de este, véase figura 4.8 Esta configuración permite la instalación de la separación modular en el grupo A, así como una sólida estructura para el mecanismo de cierre.

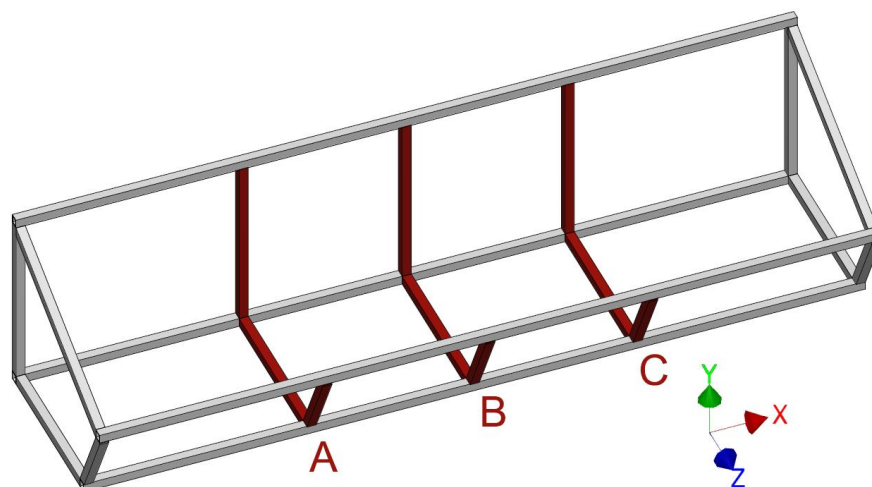


Figura 4.8: Geometría general base, travesaños en rojo.

Tapa

El diseño de la geometría de la tapa toma en consideración las dimensiones de las configuraciones de las carga establecidas, no se extiende significativamente sobre la altura original de la base y toma en cuenta el aspecto ergonómico del perfil frontal, véanse figuras 4.9 y 4.10.

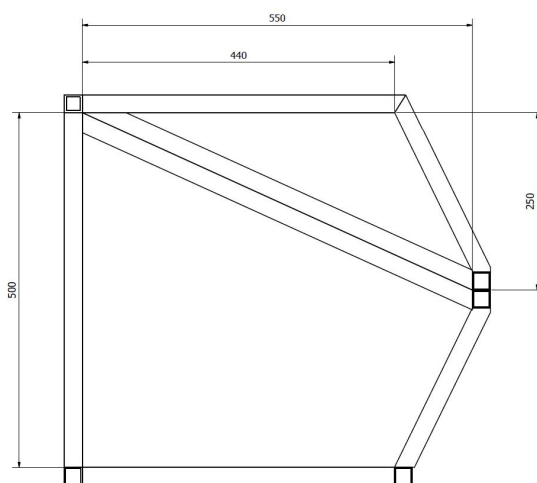


Figura 4.9: Vista trazera Tapa HUB1.



Figura 4.10: Representación volumen de carga dentro de canastillo.

La tapa va unida a la base del canastillo mediante un set de bisagras aeronáuticas de aluminio de manera horizontal, lo cual permite su apertura sin interferir con las limitaciones espaciales establecidas, véase figura 4.11

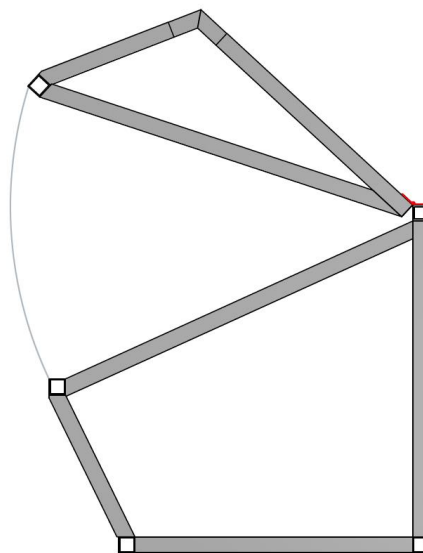


Figura 4.11: Diagrama funcionamiento tapa.

Separación Modular

Como fue observado en la sección 4.4, es necesaria la inclusión de una pared interior modular que permita separar el espacio de carga dentro del canasto. Este se encuentra compuesto por un marco rígido fabricado de aluminio con recubrimiento de goma en la parte superior, el cual sostiene una malla de aluminio expandido.

La separación modular va apernada a dos soportes soldados al grupo de travesaños A, lo cual permite una instalación confiable y firme, pero que puede ser removida y retirada de manera rápida empleando herramientas comunes. Su dimensiones ofrecen además la ventaja adicional de poderla almacenar dentro del mismo canastillo cuando se realice transporte de carga de largas dimensiones, véase figura 4.12

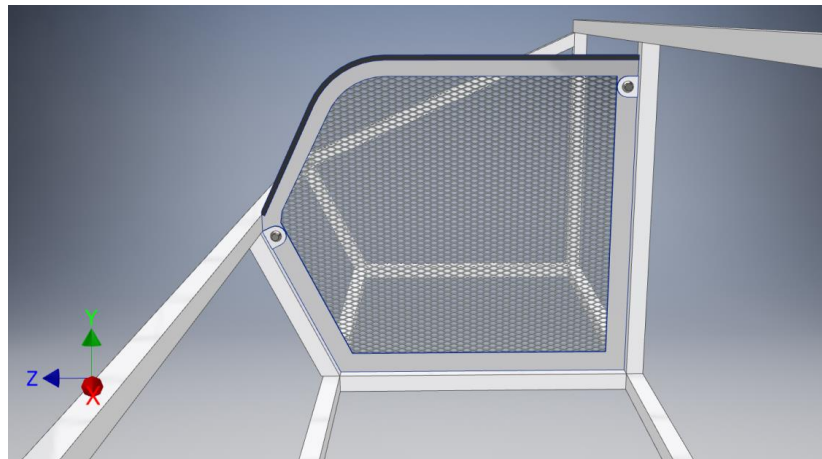


Figura 4.12: Representación Separación Modular.

Soportes

Teniendo en cuenta las limitaciones espaciales y de funcionalidad establecidos en la sección 4.5 se determinaron las ubicaciones de los soportes superiores e inferiores relativas a la geometría del canastillo.

En la tabla 4.6 se presentan las ubicaciones de fijación de los soportes relativos a la estructura, usando como marco de referencia el extremo delantero izquierdo inferior de la estructura. El diseño final de los soportes será realizado posteriormente una vez determinadas las fuerzas resultantes en la estructura y la distribución de cargas en cada uno, temporalmente serán representados por perfiles idénticos al resto de la estructura.

	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
Datum de referencia (D)	0	0	0
Soporte SD	268	430	120
Soporte SI	1398	430	55
Soporte ST	2060	430	120
Soporte ID	268	0	12,7
Soporte II	1398	0	12,7
Soporte IT	2060	0	12,7

Cuadro 4.6: Ubicación puntos de fijación.

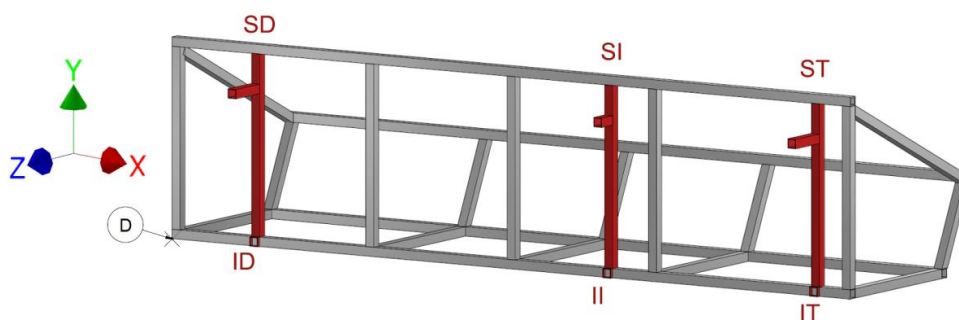


Figura 4.13: Geometría trasera de la base, travesaños soportes superiores en rojo.

Mientras los soportes inferiores van fijados directamente al marco inferior, los soportes superiores van unidos a la estructura mediante travesaños adicionales instalados en el marco lateral de la estructura base, véase figura 4.13.

Rigidización de marcos

Como fue observado en la sección 4.4, es necesaria la inclusión de una apertura en la cara frontal del canastillo que permita el paso de los cables de soporte y control del helibalde. Por ello el perfil frontal fue modificado, empleando una sección curva que entrega una superficie estable para la salida de los cables y un segmento recto que se ajusta a la geometría de la tapa, lo que permite mantener la carga segura. EL nuevo perfil incluye un refuerzo internos que permite rigidizar el marco, véase figura 4.14:

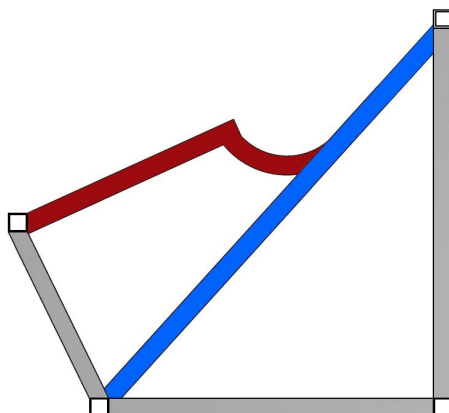


Figura 4.14: Vista frontal de la base, perfil de refuerzo en azul, perfil superior en rojo.

EL marco trasero requiere la adición de un travesaño interno que permita rigidizar el marco, véase figura 4.15:

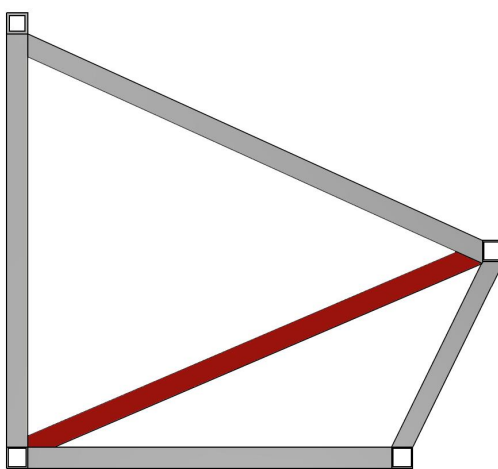


Figura 4.15: Vista trazera de la base, perfil de refuerzo en rojo.

4.12. Simulación fuerza de Roce

Establecida la geometría general del canastillo, se realizó un análisis de dinámica de fluidos, con el objetivo de obtener una predicción más precisa de las fuerzas actuando sobre el canastillo producto de la resistencia del aire sobre este cuando la aeronave se encuentra en vuelo.

Para ello se hizo empleo del software de Ingeniería asistida por computadora Ansys Workbench, el cual cuenta con capacidades de dinámica de fluidos computacional que nos permite simular y predecir los parámetros aerodinámicos de la estructura.

Para comenzar se seleccionó el modo “Fluid Flow (Fluent)” en el menú de selección de sistemas de análisis. El sistema de análisis “Fluid Flow (Fluent)” permite el analizar flujos compresibles e incompresibles, así como su transferencia de calor en geometrías complejas [57]. El usuario debe especificar el modelo computacional, materiales, condiciones de borde y parámetros de solución.

El flujo de trabajo para la ejecución de la simulación se encuentra subdividido en módulos, a continuación se presenta un diagrama que ordena los pasos de trabajos, de acuerdo al módulo empleado, véase figura 4.16:



Figura 4.16: Diagrama de flujo de trabajo del modo “Fluid Flow (Fluent)”.

4.12.1. Design Modeller

El primer paso consiste elaborar o importar la geometría 3D del objeto que se desea simular, para ello se selecciona la opción “Geometry”, abriendo el módulo de trabajo “Design Modeller”. Este módulo consiste en una aplicación CAD, cuyo objetivo es el de asistir en la creación de geometrías que representen al objeto o aproximaciones del mismo para su posterior empleo en la simulación por MEF. La interfaz emplea un modelado basado en componentes paramétricos, lo cual permite crear geometrías desde cero, o preparar geometrías CAD existentes para análisis [58].

Se elaboró una geometría 3D representativa del diseño del canastillo establecido. De manera conservativa se consideró el canastillo como un objeto completamente sólido, representando una carga volumétrica máxima.

Se consideró además el caso más crítico, es decir, la de la aeronave desplazándose a máximo ángulo de ataque, siendo este de 30° , véase figura 4.17. Se realizará de manera paralela una simulación considerando vuelo nivelado con propósito referencial.

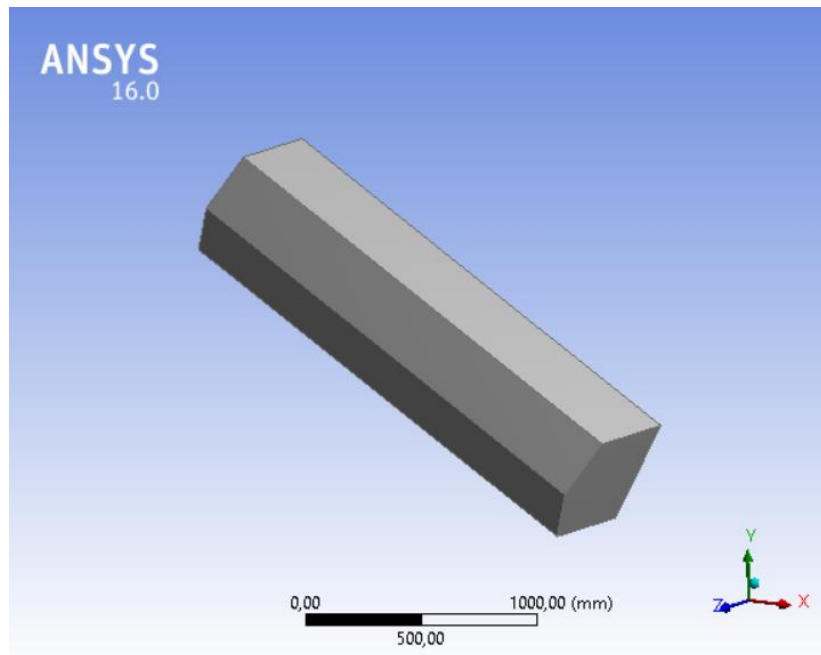


Figura 4.17: Modelo 3D canastillo, ángulo de ataque 30° .

4.12.2. Enclosure

Una vez creada la geometría tridimensional se procede a definir el volumen alrededor de la misma que será considerado en la simulación. Este volumen, también conocido como “enclosure” por su nombre en inglés, representa un túnel de viento virtual donde será simulado el modelo. Este debe tener las dimensiones adecuada para garantizar la validez de la simulación y las condiciones de borde, pero dimensiones excesivas causarían una solicitud excesiva en los recursos computacionales.

Para crear un *enclosure* se selecciona la opción “enclosure” desde el menú de herramientas. Para garantizar un correcto desarrollo de las líneas de flujo durante la simulación, se

determinó una medida de tres veces la longitud del canastillo desde la pared frontal del enclosure hasta la parte delantera del canastillo, tres veces el ancho del canastillo desde las paredes del *enclosure* hasta la cara superior, inferior y lateral externa del canastillo, 0,5 veces el ancho del canastillo desde la cara lateral interna, lo cual representará la superficie sólida del fuselaje la aeronave, y desde la parte trasera del canastillo hasta el fin del *enclosure* se delimitaron 25000 milímetros, con el propósito de garantizar el correcto comportamiento de las líneas de flujo.

En la figura 4.18, se presenta una representación grafica de las dimensiones del *enclosure* creado.

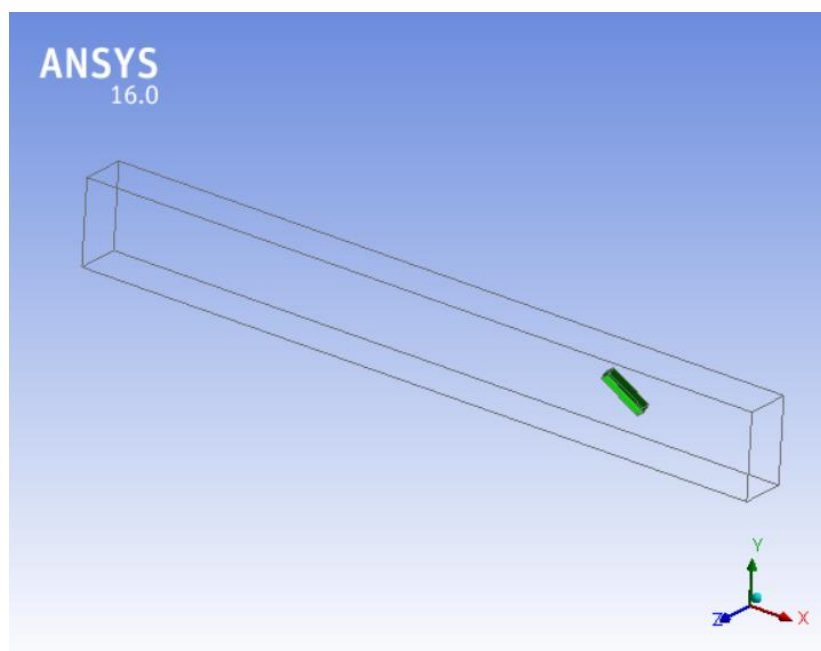


Figura 4.18: Vista *enclosure*.

El último paso en el módulo consiste en substraer la intersección de la geometría del canastillo de la geometría *enclosure*, creando un componente único que representa únicamente al volumen de control de aire y que puede ser mallado y analizado por el programa posteriormente. Esto se logra empleando el comando “Boolean” desde el menú “Create” en la barra de trabajo. En la ventana de configuración se escogió la operación “Subtract”, especificando el enclosure como “Target Body” y la geometría del canastillo como “Tool Body”. En la figura 4.19, se presenta una representación gráfica del componente único creado. Terminado este paso se procede a cerrar el módulo Design Modeller.

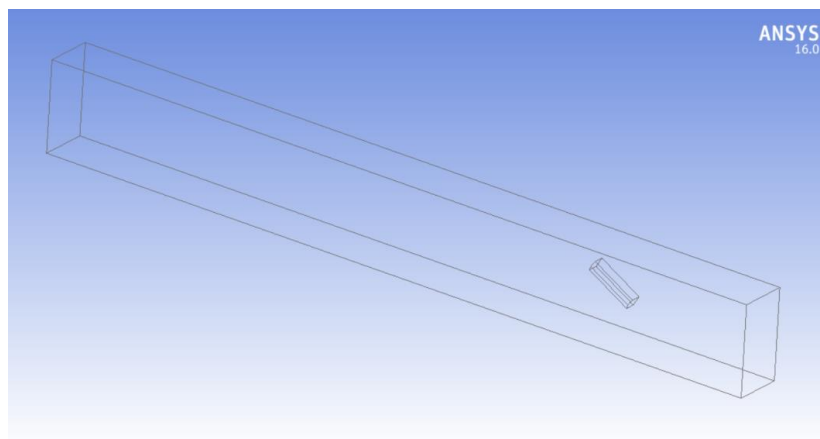


Figura 4.19: Geometría final análisis CFD.

4.12.3. Mallado

El siguiente paso consiste en el nombrado de superficies y mallado de la geometría creada en el módulo anterior. Para ello se selecciona la opción “Mesh”, abriendo el módulo de trabajo “Meshing”.

Otorgar nombres apropiados a las superficies relevantes permite identificarlas más fácilmente en el módulo *Fluent*. Se definió la superficie frontal del enclosure como “Velocity_Inlet”, la superficie trasera como “Pressure_Outlet” y la superficie interior producto de la substracción de geometría como “HUB_Surface”, véase figura 4.20:

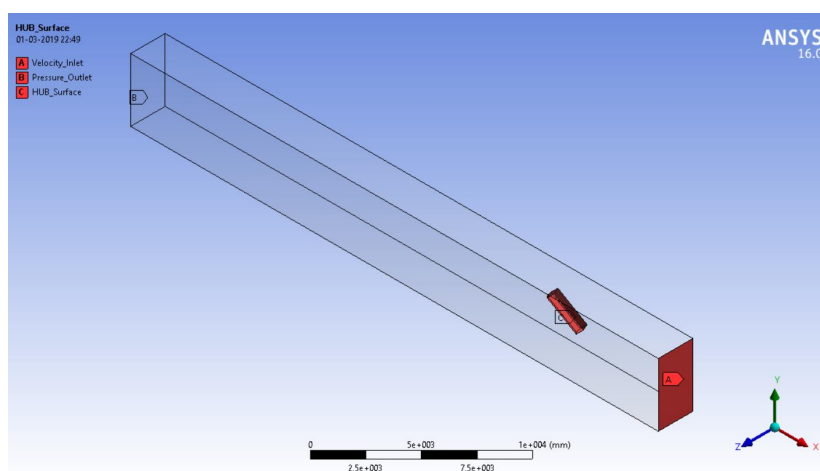


Figura 4.20: Superficies definidas en rojo.

Para el generado de la malla se hizo empleo de la configuración establecida por defecto, pero para asegurar una apropiada calidad de malla se modificó dentro de la opción “sizing” la configuración “Relevance center” desde el defecto “Coarse” a “Fine” y la configuración “Smoothing” desde el defecto “Medium” a “High”. Si bien estos cambios incrementan la carga en los recursos computacionales durante mallado y de simulación nos otorgan una mayor calidad malla y un resultado final más relevante. En la figura 4.21, se presenta una representación gráfica de la malla creada:

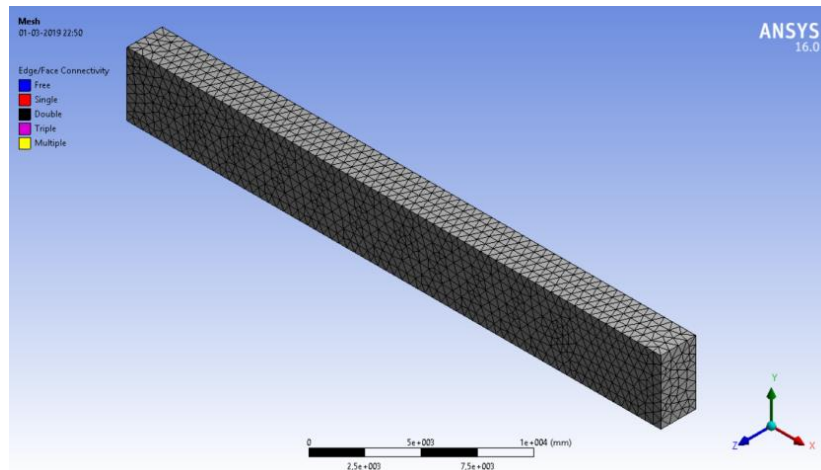


Figura 4.21: Geometría mallada análisis CFD.

Para verificar la calidad de la malla se hace uso de los valores estadísticos de calidad malla otorgados por el programa en la opción “Statistics”, específicamente los valores de Oblicuidad y calidad Ortogonal. En la figura 4.22 se presenta un diagrama con valores cualitativos referentes a las estadísticas de calidad de malla empleadas [59].

Espectro de Oblicuidad de malla:



Excelente	Muy Buena	Buena	Aceptable	Mala	Inaceptable
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

Espectro de Calidad Ortogonal de malla:



Inaceptable	Mala	Aceptable	Buena	Muy Buena	Excelente
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

Figura 4.22: Referencias cualitativas de parámetros estadísticos de calidad malla.

Para validar la malla se determinó un valor de oblicuidad de malla máximo menor a 0,94 y un valor de Calidad Ortogonal de malla mínimo mayor a 0,15.

Los valores estadísticos de calidad de malla obtenidos se presentan en la figura 4.23 y tabla 4.7:

Details of "Mesh"		Details of "Mesh"	
+	Display	+	Display
+	Defaults	+	Defaults
+	Sizing	+	Sizing
+	Inflation	+	Inflation
+	Assembly Meshing	+	Assembly Meshing
+	Patch Conforming Options	+	Patch Conforming Options
+	Patch Independent Options	+	Patch Independent Options
+	Advanced	+	Advanced
+	Defeaturing	+	Defeaturing
-	Statistics	-	Statistics
☐	Nodes	☐	Nodes
	4040		4040
☐	Elements	☐	Elements
	18446		18446
	Mesh Metric		Orthogonal Quality
☐	Min	☐	Min
	1,9985e-003		0,34846
☐	Max	☐	Max
	0,70909		0,99392
☐	Average	☐	Average
	0,23378		0,85446
☐	Standard Deviation	☐	Standard Deviation
	0,12089		8,2364e-002

Figura 4.23: Valores de parámetros de malla, análisis CFD.

	Oblicuidad		Calidad Ortogonal	
Mínimo	1,9985E-03	Excelente	0,34846	>0,15
Máximo	0,70909	<0,94	0,99392	Excelente
Promedio	0,23378	Excelente	0,85446	Muy Buena

Cuadro 4.7: Evaluación parámetros de malla.

Se observa que los valores de otorgados indican una buena calidad y superan los requerimientos determinados, validando la malla creada.

4.12.4. Fluent

El modulo *Fluent* corresponde al módulo encargado de la configuración, selección de parámetros, especificaciones de post-procesamiento y ejecución de la simulación.

Para ello se selecciona la opción “Setup”, lo cual abre el modulo iniciador de la aplicación *Fluent*, esta será ejecutada empleando la configuración establecida por defecto.

4.12.5. Selección de Modelo

El primer parámetro a establecer es el modelo matemático que será empleado como base en la simulación. Seleccionando la opción “Models” en el submenú “Setup” nos permite escoger de entre los modelos disponibles. El modelo escogido fue Viscoso K-epsilon estándar.

El K-epsilon ($k - \epsilon$) es uno de los modelos matemáticos más comúnmente empleados en dinámica de fluidos computacional para simular las características de un flujo bajo condiciones turbulentas, con aplicaciones que van desde flujos industriales a ambientales. Es un modelo de dos ecuaciones, implicando que emplea dos ecuaciones de transporte adicionales para representar las propiedades turbulentas del flujo. La primera variable “ k ” determina la energía cinética en la turbulencia mientras que la segunda variable “ ϵ ” determina la escala de la misma.

Este modelo ofrece amplia cobertura y no es alto en recursos computacionales. Presenta buenos resultados y es ampliamente validado para flujos externos y geometrías complejas, siendo además un buen modelo de propósito general.

Para la simulación se hizo empleo de la configuración establecida por defecto, véase figura 4.24:

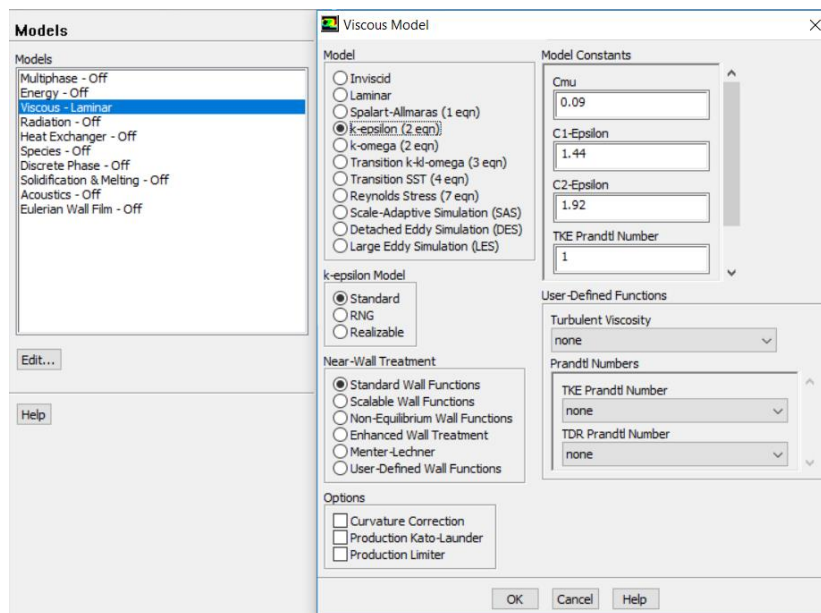


Figura 4.24: Ventana configuración de modelo.

4.12.6. Determinación Materiales

En el submenú “Setup”, se selecciona la opción “Materials”. Se emplearon los valores por defecto otorgados por el programa, ya que coinciden con los empleados en el diseño, véase tabla 4.8:

Material	Aire	Aluminio
Tipo de Material	Fluido	Solido
Densidad [kg/m3] (constante)	1,225	2719
Viscosidad [kg/m-s] (constante)	1,7894e-05	-

Cuadro 4.8: Valores de configuración materiales.

En el submenú “Cell Zone Conditions”, se selecciona la geometría creada anteriormente, especificando su característica de “fluid”, especificando en la ventana el material “air”.

4.12.7. Condiciones de borde

En el submenú “Boundary Conditions”, se especifican las condiciones de borde para las superficies nombradas en el módulo de mallado, véase figura 4.25 y tabla 4.9:

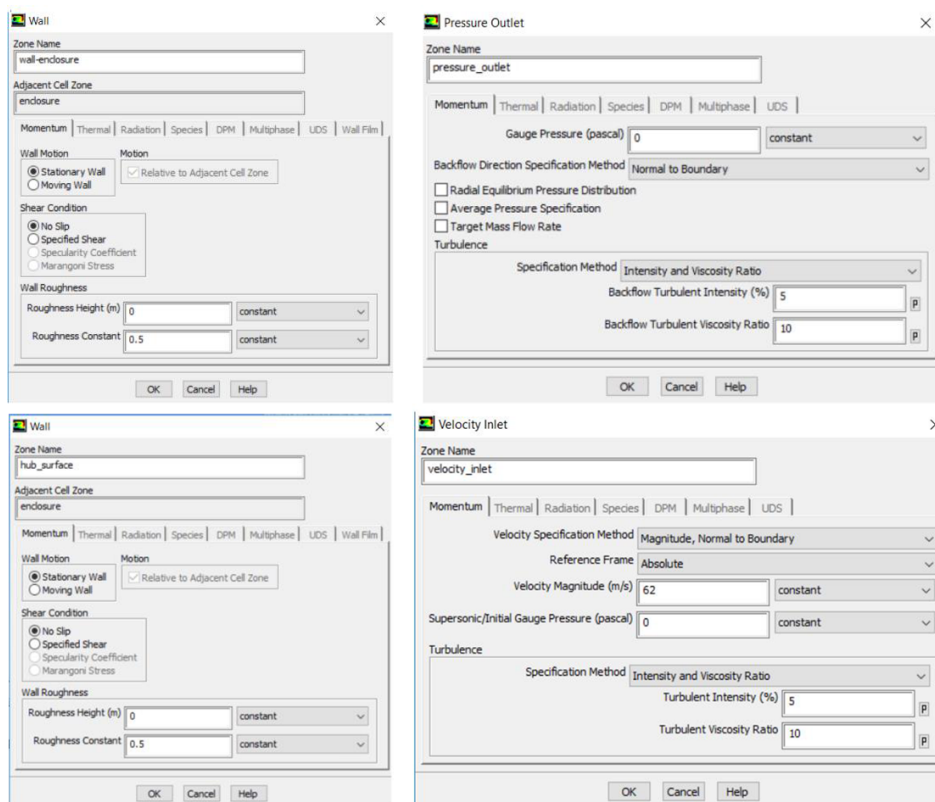


Figura 4.25: Ventanas de configuración condiciones de borde.

Zona	Tipo	Elemento	Magnitud
Velocity_Inlet	Entrada de Velocidad	Velocidad [m/s]	62
Pressure_Outlet	Salida de Presión	Presión [Pascal]	0
Hub_Surface	Pared	Pared estática	Sin Deslizamiento
Wall_enclosure	Pared	Pared estática	Sin Deslizamiento
Interior_enclosure	Interior	-	-

Cuadro 4.9: Parámetros de configuración de condiciones de borde.

Para esta simulación se emplearon los valores de configuración dados por defecto, especificando una Salida de Presión de 0 [Pa] y una Entrada de Velocidad igual a la VNE de la aeronave, 62 [m/s].

4.12.8. Valores de Referencia

El programa computará la fuerza de arrastre (F_d) por medio de una aproximación de dinámica de fluidos computacional, y calculará el coeficiente de arrastre (C_d) a partir de la siguiente relación:

$$F_d = \frac{1}{2} C_d \rho A V^2$$

Donde ρ es la densidad del aire,
 A es la área frontal proyectada del cuerpo, y
 V es la velocidad

Para ello es necesario especificar los valores del área frontal del cuerpo y la velocidad de la simulación en la sección de valores de referencia.

Si bien es posible calcular el área proyectada manualmente, también es posible obtener este dato escogiendo la opción “Projected Areas” dentro de “Reports” en la sección “Results”. En la ventana emergente se selecciona la superficie del canastillo “HUB_Surface” y la dirección proyectada, en este caso el eje X .

Ambos valores, el área proyectada obtenida y la velocidad especificada las condiciones de borde, son posteriormente ingresados en la sección de “Reference Area” en la sección “Setup”, véase figura 4.26:

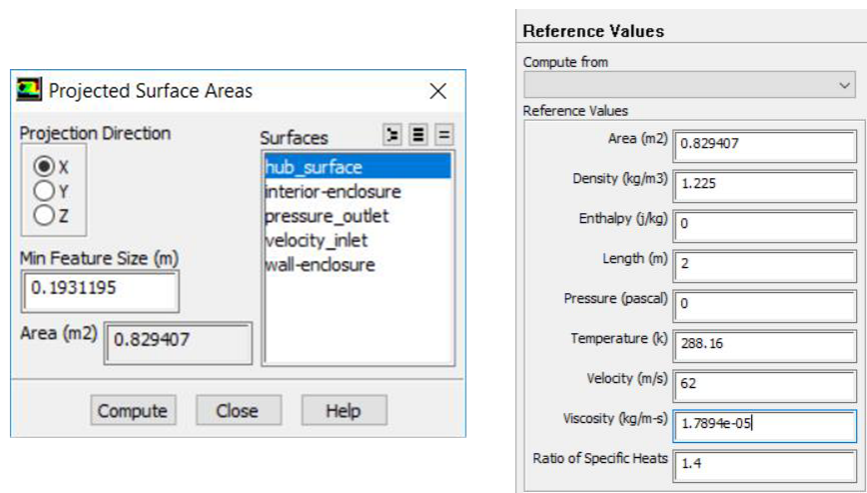


Figura 4.26: Configuración de área proyectada.

4.12.9. Configuración de Método de Solución

En la opción “Solution Methods” en la sección “Solution” se especifica el algoritmo de solución Presión-Velocidad a emplear de entre los disponibles en el software.

Para esta simulación se determinó usar un algoritmo acoplado o “coupled”, empleándose los valores por defecto otorgados por el programa, véase figura 4.27.

El algoritmo de solución acoplado difiere de los otros algoritmos de solución disponibles al hacer uso de la dependencia lineal entre la velocidad y la presión que muestran las ecuaciones al considerar una forma discretizada del sistema Navier-Stokes. El esquema de solución acoplado permite una resolución robusta de flujos estacionarios y de manera más eficiente que esquemas de solución segregados [60].

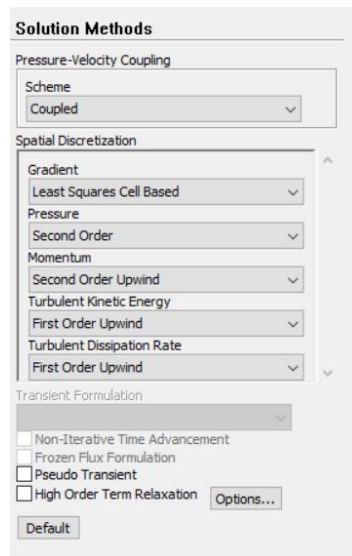


Figura 4.27: Ventanas de configuración métodos de solución.

4.12.10. Creación de monitores

Con el objetivo de poder monitorear la correcta convergencia de la solución durante el cálculo, es necesario crear un monitor que plotee las iteraciones del coeficiente de arrastre. Este se establece en la opción “Monitors” dentro de la sección “Solution”, haciendo click en “Create” y especificando la opción “Drag” en el menú vertical. En la configuración del monitor se activan las opciones “Print to Console” y “Plot”, seleccionando la superficie a medir “HUB_Surface” y especificando la fuerza del vector esperado como $(-1,0,0)$ dentro de la sección “Force Vector”. Para el resto de las opciones se emplean los valores por defecto otorgados por el programa.

4.12.11. Inicialización de la solución

Antes de que el software pueda iniciar los cálculos de la simulación se requiere establecer una estimación del campo de soluciones [61]. Para esta simulación se empleó inicialización híbrida, la cual emplea datos ya establecidos, como las condiciones de borde, y resuelve una ecuación de Laplace para determinar de manera general los valores de velocidad y presión, mientras que el resto de las variables son parchadas de manera automática basadas en valores promedios e interpolaciones [62].

4.12.12. Ejecución de la simulación

Antes de ejecutar la simulación es necesario especificar el número máximo de iteraciones, estableciendo 200 iteraciones en la opción “Number of Iterations” en la sección “Run Calculation”.

Finalmente accionando el botón “Calculate” se ejecuta los cálculos de la simulación. Los valores de cada iteración, así como el gráfico representando la convergencia del coeficiente de arrastre se presentan en tiempo real, véase figura 4.28.

El proceso de cálculo de esta simulación requirió 41 segundos y ejecutó 138 iteraciones para lograr convergencia.

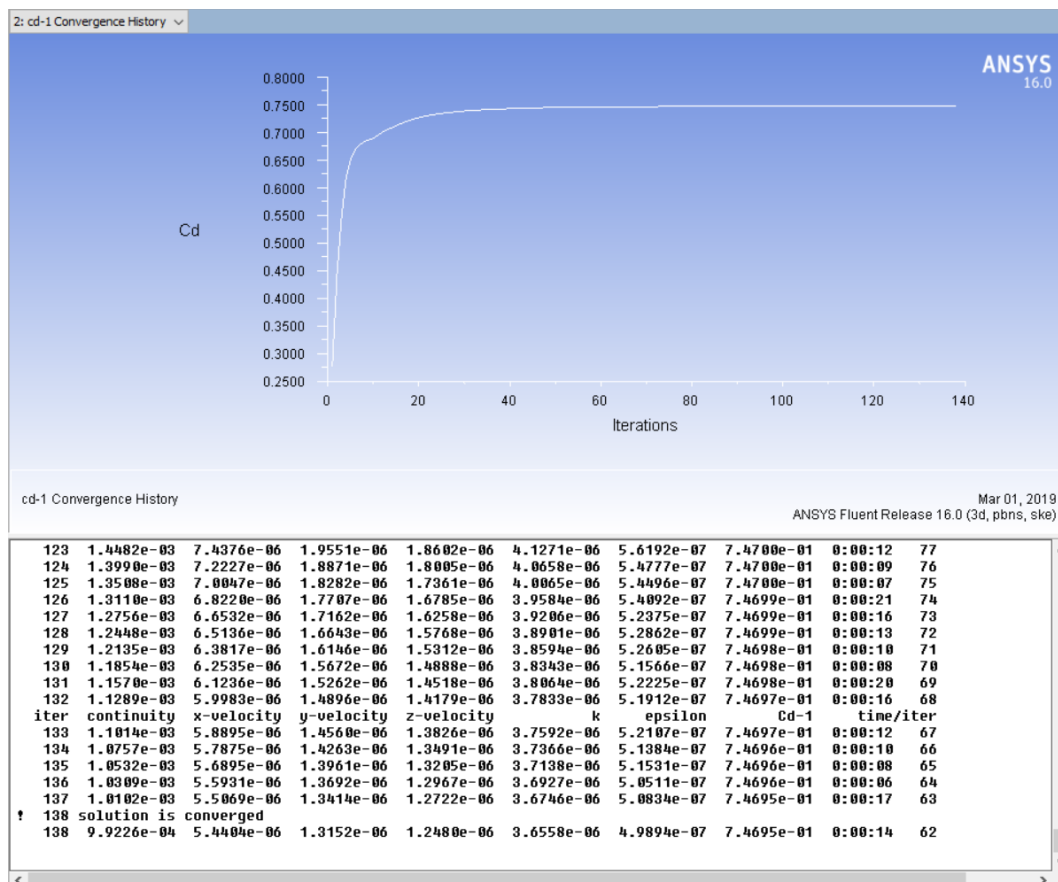


Figura 4.28: Ventana de configuración inicialización de solución.

4.12.13. Post-Procesamiento

Reportes

Completados los cálculos se selecciona la opción “Forces” desde el menú “Reports” para obtener los valores resultantes la fuerza calculadas. En la ventana emergente se selecciona la superficie HUB_Surface y el vector (1,1,1) dentro “Direction Vector”, véase figura 4.29.

Accionando el botón “Print” plotea los valores en la consola del software.

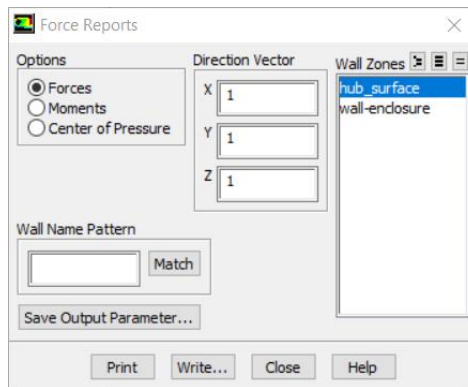


Figura 4.29: Ventana de configuración reportes de fuerzas.

Los resultados obtenidos se presentan en la figura 4.30 y tabla 4.10:

```

Forces
Zone      Forces (n)
hub_surface Pressure (-1446.499 -1131.8785 179.60141)
Net        (-1446.499 -1131.8785 179.60141)

Viscous   (-12.143348 2.3493214 -0.56629074)
Total     (-1458.6424 -1129.5292 179.03512)

Coefficients
Pressure  (-0.7407318 -0.57961908 0.091971355)
Viscous   (-0.0062184375 0.0012030544 -0.00028998952)
Total     (-0.74695024 -0.57841602 0.091681366)

```

Figura 4.30: Ploteo de valores de fuerzas.

Dirección	Presión [N]	Cd(P) [-]	Viscoso [N]	Cd(V) [-]	Total [N]	Cd(T) [-]
X	-1446,44	-0,7407	-12,14	0,0062	-1458,64	0,7469
Y	-1131,87	-0,5796	2,34	0,0012	-1129,52	0,5784
Z	179,60	-0,0919	-0,56	0,0002	179,03	-0,0916

Cuadro 4.10: Resultados de fuerza y C_d análisis CFD.

Análisis de datos

Se observa en la tabla 4.10 que los valores obtenidos de fuerza de arrastre en la simulación fueron muy superiores a los valores esperados, por lo que deben ser considerados como parte del análisis estructural del canastillo, remplazando a los valores estimativos iniciales.

Se aprecia además una carga aerodinámica relevante, la cual también debe ser incluida en el análisis de la estructura.

EL coeficiente de arrastre obtenido se encuentra dentro de los valores esperados [63], como se aprecia en la tabla 4.11:

Forma Geométrica	Coeficiente de arrastre
Esfera	0,47
Placa delgada inclinada en 30°	0,64
Canastillo inclinado en 30°	0,7469
Cubo inclinado en 45°	0,8
Cilindro Largo	0,82
Cubo	1,05

Cuadro 4.11: Coeficientes de arrastre.

CFD-Post

Importando los cálculos realizados al módulo de post-proceso incorporado en el software es posible obtener y analizar representaciones gráficas tridimensionales de la simulación. Para ello se incorpora un módulo “Results” a la esquemática del proyecto desde el menú de selección de sistemas de análisis y se arrastra la casilla “Solution” a la nueva casilla “Results”. Ejecutándolo, este abre el modulo “CFD-Post”. Este permite graficar e inspeccionar visualmente los resultados de la simulación, el comportamiento de las líneas de corriente alrededor del canastillo y el mapa de presiones sobre la superficie.

En las figuras 4.31, 4.32 y 4.33 se presentan graficadas de la simulación realizada:

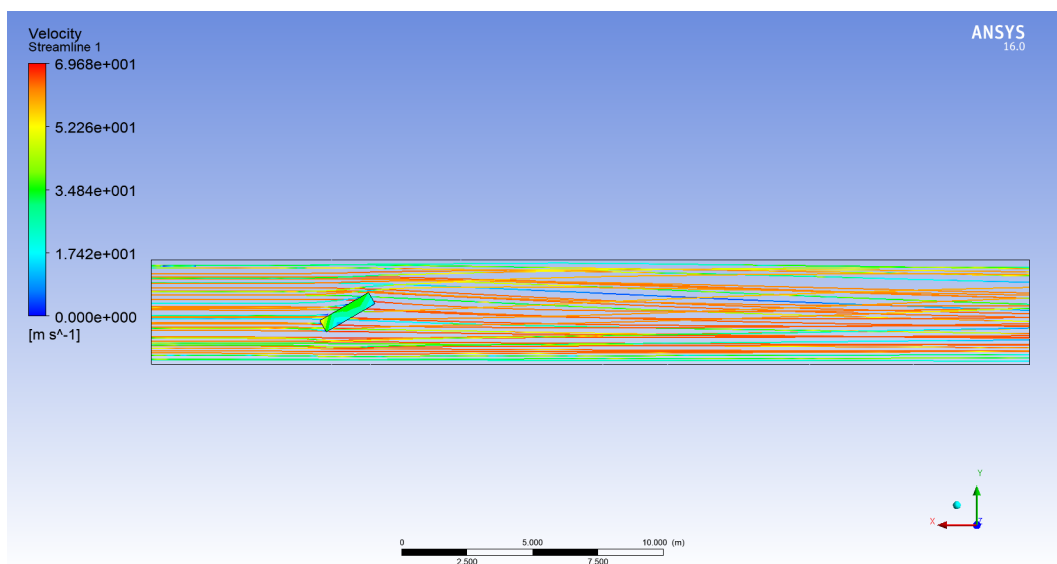


Figura 4.31: Representación gráfica resultados análisis CFD.

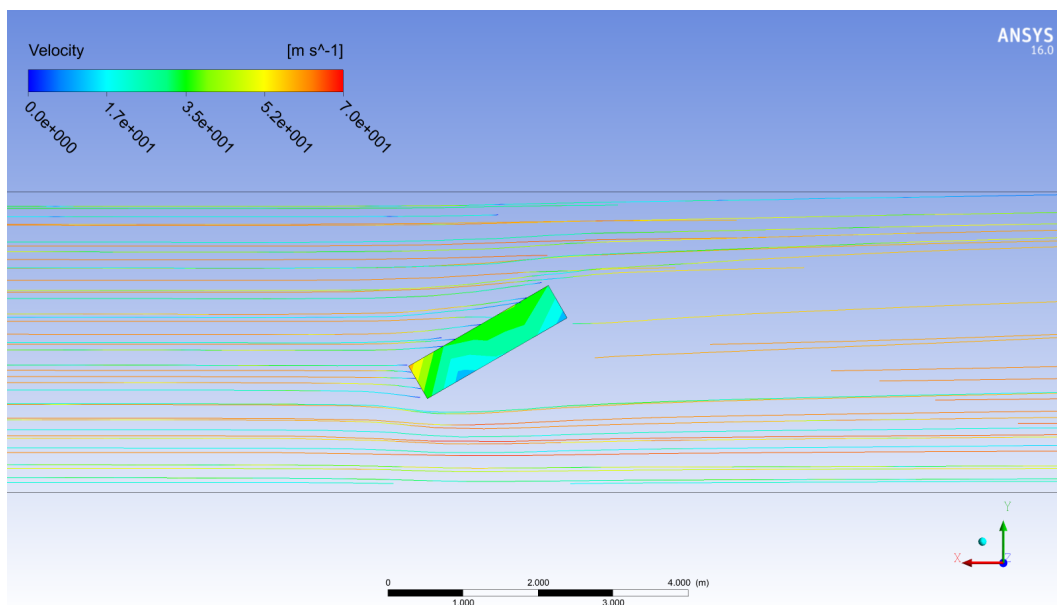


Figura 4.32: Vista detalle líneas de corriente alrededor del canastillo.

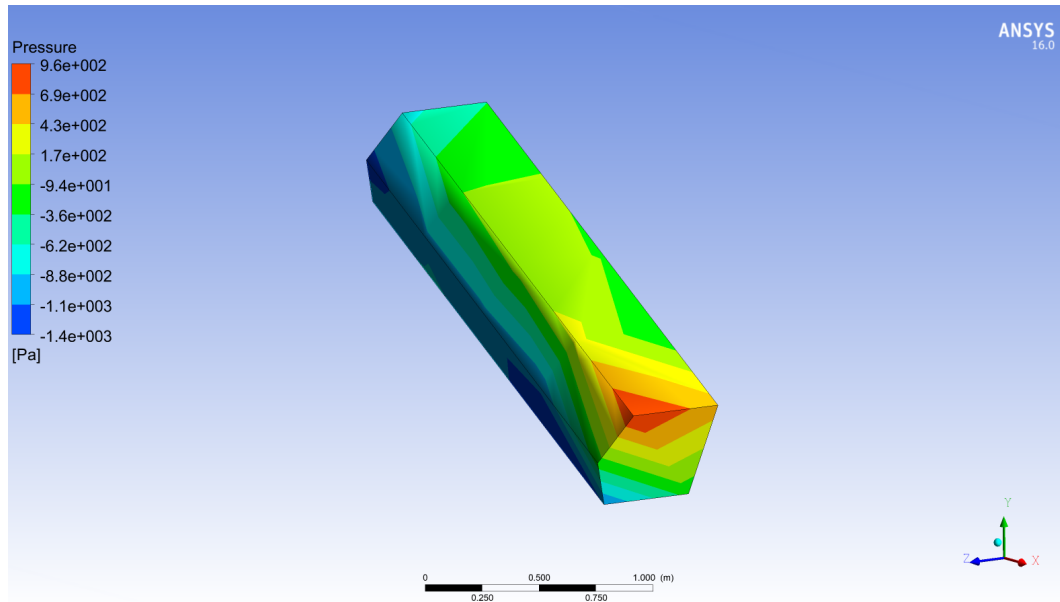


Figura 4.33: Vista detalle mapa de presiones en la superficie frontal del canastillo.

De forma paralela se realizó una segunda simulación, empleando los mismos parámetros pero simulando una situación de menor carga, representando la aeronave en vuelo nivelado. Para ello se modificó la geometría original a un ángulo de ataque de 0° y se repitió el proceso de simulación, véase figura 4.34:

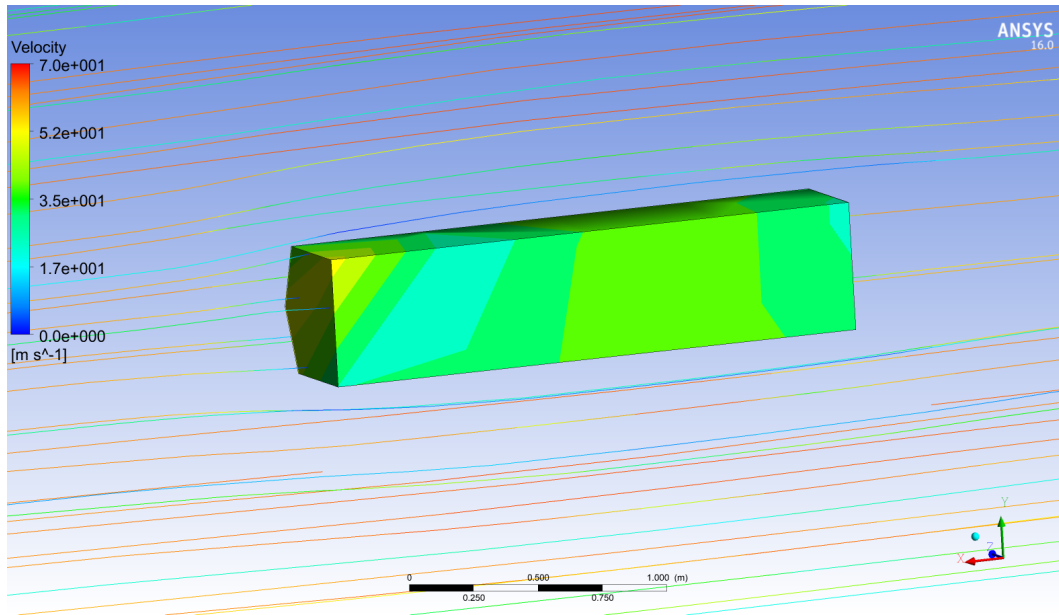


Figura 4.34: Vista detalle líneas de corriente alrededor del canastillo, ángulo de ataque de 0° .

El reporte de fuerzas calculadas se presenta en la tabla 4.12:

Dirección	Presión [N]	Cd(P) [-]	Viscoso [N]	Cd(V) [-]	Total [N]	Cd(T) [-]
X	-574,10	-0,8866	-15,44	-0,0238	-589,55	-0,9105
Y	17,15	0,0265	0,68	0,0010	17,84	0,0275
Z	-105,68	-0,0163	-0,11	-0,0002	-105,80	-0,1634

Cuadro 4.12: Resultados de fuerza y C_d análisis CFD con ángulo de ataque 0° .

Se aprecia una notable disminución en la fuerzas de arrastre y de carga aerodinámica en comparación con los datos otorgados por la simulación con máximo ángulo de ataque. Se observa además que el valor de la fuerza y coeficiente de arrastre son similares a los estipulados en las estimaciones iniciales, los cuales consideraban condiciones idénticas de vuelo nivelado a VNE y una geometría de canastillo semejante.

4.13. Reevaluación de cargas

Establecidas de manera más precisa las fuerzas aerodinámicas actuando sobre el canastillo, se procede a reevaluar y determinar las cargas previamente establecidas de manera tentativa en el capítulo 4.9, para su consideración en el diseño y evaluación estructural.

Tres escenarios serán analizados de manera independiente, cada uno representando una situación de alta sollicitación en la estructura:

- Escenario A: Vuelo a velocidad VNE, máximo ángulo de ataque, Maniobra de cabeceo 3G.
- Escenario B: Vuelo a velocidad VNE, máximo ángulo de ataque, Maniobra de guiñada izquierda 3G.
- Escenario C: Vuelo a velocidad VNE, máximo ángulo de ataque, Maniobra de guiñada derecha 3G.

La componente en el eje Z obtenida durante la simulación CFD no será considerada, al tener una magnitud despreciable comparada con las otras fuerzas involucradas y al verse afecta a componentes de la geometría del fuselaje de la aeronave, los cuales fueron simplificados en el estudio.

Para facilitar el análisis estructural todas las cargas serán analizadas empleando el mismo sistema de coordenadas, véase figura 4.35:

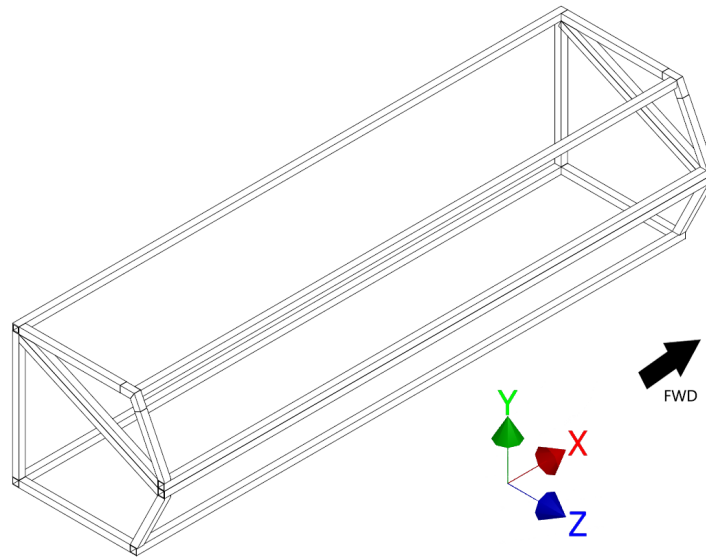


Figura 4.35: Sistema de coordenadas reevaluación de cargas.

4.13.1. Escenario A

En este escenario el aeronave se considera en vuelo a velocidad VNE, con máximo ángulo de ataque y realizando una maniobra de cabeceo que genera una aceleración equivalente a 3G en sentido vertical.

Los factores considerados en el cálculo de las cargas en el caso del escenario A y la fuerza resultante total en cada caso se presentan en las tablas 4.13 y 4.14:

Carga Limite	X [N]	Y [N]	Z [N]
Carga Diseño (130 kg)	0	-3825	0
Fuerza Arrastre VNE	-729,5	-1263,5	0
Carga Aerodinámica VNE	565	-978,6	0
Fuerza Total	-164,5	-6067,1	0

Cuadro 4.13: Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario A.

Carga Última	X [N]	Y [N]	Z [N]
Carga Diseño (130 kg)	0	-5737	0
Fuerza Arrastre VNE	-729,5	-1263,5	0
Carga Aerodinámica VNE	565	-978,6	0
Fuerza Total	-164,5	-7979,1	0

Cuadro 4.14: Componentes de Fuerza para Carga Última, Escenario A.

4.13.2. Escenario B

En este escenario el aeronave se considera en vuelo a velocidad VNE, con máximo ángulo de ataque y realizando una maniobra de guiñada hacia la izquierda, generando una aceleración equivalente a 3G en sentido horizontal. Los factores considerados en el cálculo de la carga límite en el caso del escenario B y la fuerza resultante total se presentan en las tablas 4.15 y 4.16:

Carga Limite	X [N]	Y [N]	Z [N]
Carga Diseño (130 kg)	0	-1275	3825
Fuerza Arrastre VNE	-729,5	-1263,5	0
Carga Aerodinámica VNE	565	-978,6	0
Fuerza Total	-164,5	-3517,1	3825

Cuadro 4.15: Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario B.

Carga Última	X [N]	Y [N]	Z [N]
Carga Diseño (130 kg)	0	-1912	5737
Fuerza Arrastre VNE	-729,5	-1263,5	0
Carga Aerodinámica VNE	565	-978,6	0
Fuerza Total	-164,5	-4154,1	5737

Cuadro 4.16: Componentes de Fuerza para Carga Última, Escenario B.

4.13.3. Escenario C

En este escenario el aeronave se considera en vuelo a velocidad VNE, con máximo ángulo de ataque y realizando una maniobra de guiñada hacia la derecha, generando una aceleración equivalente a 3G en sentido horizontal. Los factores considerados en el cálculo de la carga límite en el caso del escenario C y la fuerza resultante total se presentan en las tablas 4.17 y 4.18:

Carga Limite	X [N]	Y [N]	Z [N]
Carga Diseño (130 kg)	0	-1275	-3825
Fuerza Arrastre VNE	-729,5	-1263,5	0
Carga Aerodinámica VNE	565	-978,6	0
Fuerza Total	-164,5	-3517,1	-3825

Cuadro 4.17: Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario C.

Carga Última	X [N]	Y [N]	Z [N]
Carga Diseño (130 kg)	0	-1912	-5737
Fuerza Arrastre VNE	-729,5	-1263,5	0
Carga Aerodinámica VNE	565	-978,6	0
Fuerza Total	-164,5	-4154,1	-5737

Cuadro 4.18: Componentes de Fuerza para Carga Limite, Escenario C.

Estos valores serán los evaluados en el análisis estructural, en concordancia a los requerimientos establecidos en el FAR 29 Part 29.301, 29.303 y 29.305.

4.14. Análisis Estructural Base

Determinadas las fuerzas a evaluar en la estructura y la geometría de la misma se realizó un análisis por elementos finitos del diseño, con el objetivo de determinar el grosor de los perfiles y validar la confiabilidad de diseño.

Para ello se hizo empleo del software de Ingeniería asistida por computadora Ansys Workbench, en su módulo de análisis estructural estático, el cual nos permite predecir los

desplazamientos, tensiones, deformaciones y fuerzas en la estructura causadas por el peso de la carga y otras fuerzas externas.

En este análisis no se incluirá el diseño ni evaluación de los soportes, los cuales serán representados por un conjunto de perfiles tubulares que garanticen su rigidez e impedir que estos afecten los cálculos del resto de la estructura.

Para comenzar se seleccionó el modo “Statitic Structural” en el menú de selección de sistemas de análisis. El sistema de análisis *Statitic Structural* permite analizar estructuras afectas a fuerzas y presiones externas, fuerzas inerciales de estado fijo, desplazamientos impuestos y deformación térmica.

El flujo de trabajo para la ejecución de la simulación se encuentra subdividido en módulos, a continuación se presenta un diagrama que ordena los pasos de trabajos, de acuerdo al módulo empleado:



Figura 4.36: Diagrama de flujo de trabajo del modo "Statitic Structural".

4.14.1. Engineering Data

El primer paso consiste en ingresar los datos del material empleado para su empleo en la simulación de la estructura. Esto se realiza seleccionando la opción "Engineering Data", el cual nos da la opción de escoger entre la biblioteca de materiales disponibles por defecto en el programa. Dado que el material empleado no se encuentra entre los disponibles, se creó un nuevo material representando el Aluminio 6061-T6 empleado en la estructura, el cual fue

agregado a una biblioteca personalizada. En la tabla 4.19 se presentan las especificaciones del material empleado:

Propiedad	Valor	Unidad de Medida
Densidad	2700	Kg/m ³
Modulo Young	6,89	Gpa
Coefficiente de Poisson	0,33	-
Limite Elástico	276	MPa
Tensión de Rotura	319	MPa
Limite Elástico Compresión	276	MPa
Módulo de Cizallydura	26	Gpa

Cuadro 4.19: Especificaciones aluminio 6061-T6 [2].

Cabe mencionar que si bien estos datos corresponden a los valores provistos por la asociación comercial The Aluminum Association en la práctica estos pueden variar según el proveedor del material, verificación de información y certificación de los materiales trabajados es recomendado, en especial al trabajar con estructuras de carácter crítico.

4.14.2. Design Modeller

Los componentes de la estructura serán modelados como elementos unidimensionales o “cuerpos de línea”, los cuales serán posteriormente definidos y tratados como vigas asignándoles una sección transversal. Este método es ideal para el análisis de estructuras compuestas por elementos esbeltos con paredes delgadas. Otra ventaja es que permite la creación, asignación y modificación de secciones transversales en cada elemento, permitiendo el análisis de perfiles de diversos espesores de manera sencilla.

El perfil curvo ubicado en la cara frontal del canastillo será, de manera conservativa, no considerado en el análisis estructural del canastillo. Esto debido a que el proceso de mecanizado (ya sea doblado, o fabricación a partir de un proceso de mecanizado y soldadura) al que debe ser sometido el material para la obtención de la nueva geometría no nos garantiza la retención de sus propiedades mecánicas o grosor del perfil. De la misma manera las mallas tanto de la base como las ubicadas en las paredes del canastillo tampoco serán consideradas, dada la dificultad para predecir su comportamiento como elemento

estructural.

Para comenzar se selecciona la opción “Geometry”, abriendo el módulo de trabajo *Design Modeller*. El primer paso consiste en la definición de los puntos de construcción a partir de los cuales serán generados los cuerpos de líneas, estos consideran no solo los vértices externos, sino que además cada punto de intersección entre vigas, soportes y Tensores.

Para mayor claridad las coordenadas fueron anotadas manualmente en una hoja de cálculo empleando el software *Microsoft Excel* y posteriormente exportadas como un archivo de texto, el cual puede ser reconocido e importado por el software *Ansys*. La tabla con los puntos y sus coordenadas se presentan en el anexo A.1.

Una vez creado el archivo de texto este es importado al *Design Modeller* escogiendo la opción “Point” desde el menú “Create” en la barra de trabajo y seleccionando la ruta del archivo en la ventana de detalles. El proceso se termina presionando el botón “Generate”. En la figura 4.37 se presenta la vista de el programa con los puntos de construcción creados:

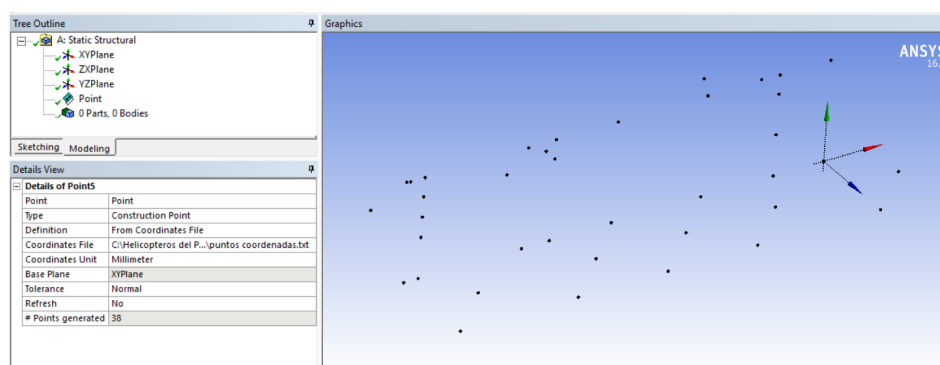


Figura 4.37: Puntos de construcción en la Interfaz *Design Modeller*.

El siguiente paso es la creación de elementos de línea. Esto se realiza escogiendo la opción “Lines From Points” desde el menú “Concept”, seleccionando dos puntos que correspondan a una misma viga, y se presiona el botón “Generate”. Los elementos son creados bajo la opción “Add Frozen”, lo que posteriormente nos permitirá modificar las características de cada uno de manera independiente. En la figura 4.38 se presenta la vista de el programa con los cuerpos de línea elaborados:

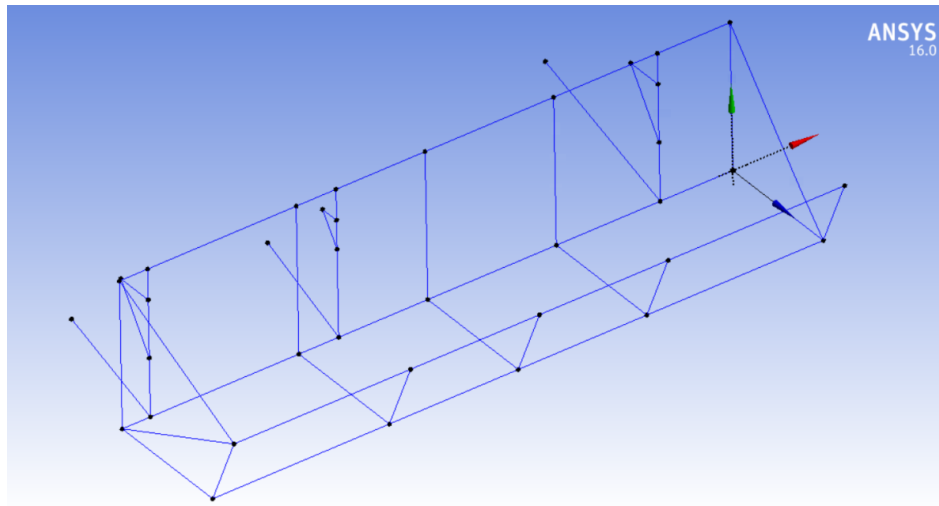


Figura 4.38: Cuerpos de Linea.

Si bien este método resulta más laborioso que la creación de geometría empleando las herramientas CAD disponibles, nos garantiza una buena compatibilidad con las etapas posteriores del software.

Las secciones transversales fueron ingresadas empleando la opción “Cross Section” desde el menú “Concept”. Desde allí se seleccionó el tipo de sección trasversal a introducir.

Inicialmente se crearán y asignaran dos secciones transversales, una sección cuadrada hueca de 25,4 milímetros de ancho y 1,62 milímetros de grosor, véase figura 4.39, a los perfiles que componen la estructura base del canastillo y una sección circular hueca de 19,05 milímetros de diámetro exterior y 2,11 milímetros de pared, véase figura 4.40, la cual será asignada a los Tensores unidos a los soportes inferiores.

Estos perfiles fueron seleccionados al ser los perfiles más ligeros disponibles en el mercado internacional, posteriormente a la evaluación estructural otros perfiles podrán ser asignados y reevaluados.

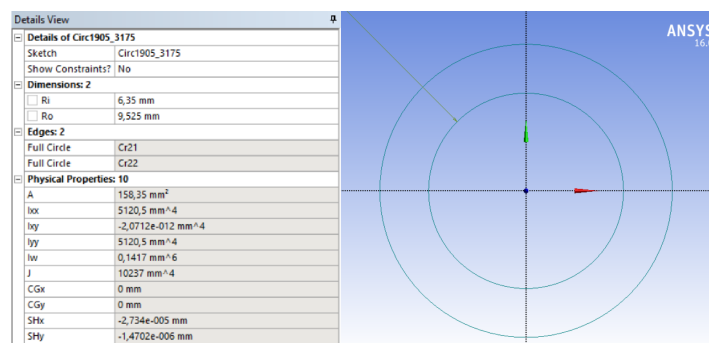


Figura 4.39: Interfaz de creación sección transversal circular.

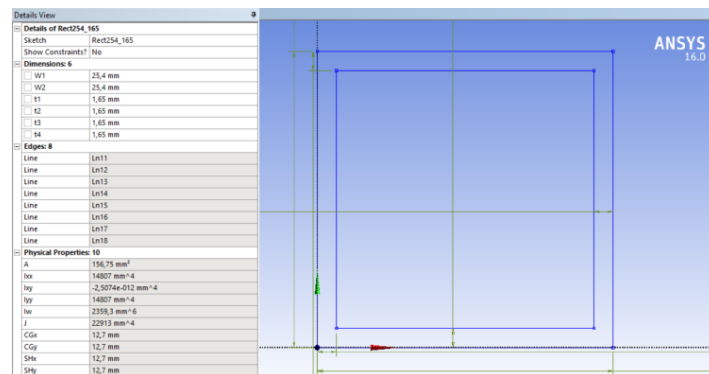


Figura 4.40: Interfaz de creación sección transversal cuadrada.

En la figura 4.41 se presenta una vista de los cuerpos de línea una vez asignadas las secciones transversales correspondientes:

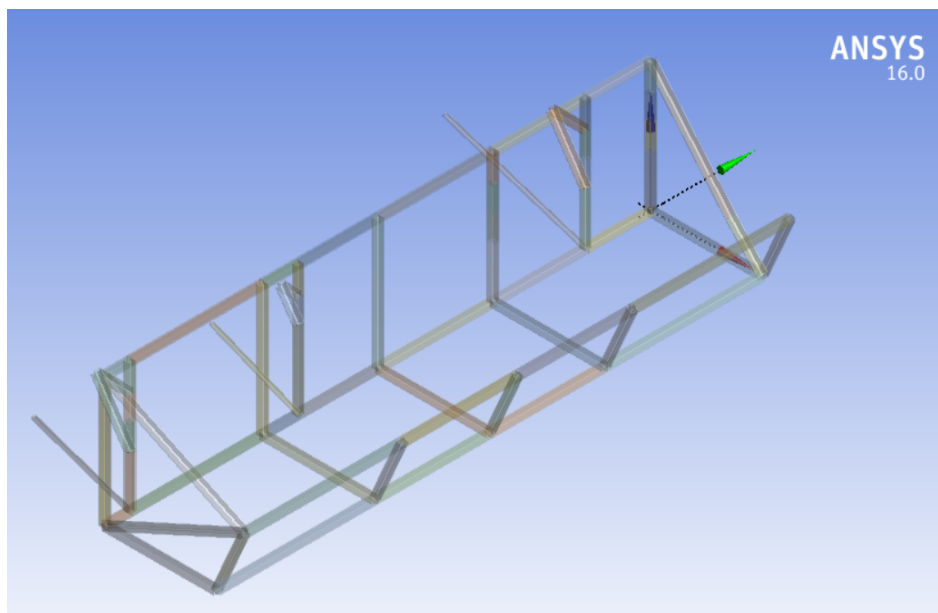


Figura 4.41: Cuerpos de líneas con secciones transversales asignadas.

4.14.3. Mechanical

Establecida la geometría del canastillo se procede con la configuración del análisis. Para ello se selecciona la opción “Model” desde el cuadro de opciones de “Static Structural”, en la ventana de trabajo principal, lo cual ejecuta la aplicación *Ansys Mechanical*.

El módulo *Mechanical* corresponde al módulo encargado de la configuración, mallado, definición de condiciones de frontera y carga, conexiones, cálculo y presentación de resultados del análisis estructural.

La aplicación automáticamente importa la geometría generada en módulo *Geometry*, compuesta por las 4 partes representando la base del canastillo y los tres Tensores inferiores. A las partes les fue asignado el material establecido en la sección 4.14.1. Para ello se debe seleccionar las partes dentro del menú “Geometry” desde árbol de módulos de Mechanical y especificar el material en la ventana “Assignment”, en este caso “AL 6061 T6”, véase figura 4.42:

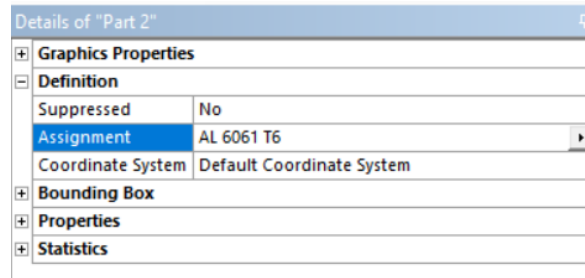


Figura 4.42: Ventana de configuración selección de material.

Configuración de uniones articuladas

El comportamiento de las uniones articuladas entre la base del canastillo y los Tensores inferiores que lo unen a los puntos duros del fuselaje debe ser especificado de manera manual. Para ello se selecciona la opción “Joint” desde el menú “Insert” en el módulo “Connections”, véase figura 4.43:

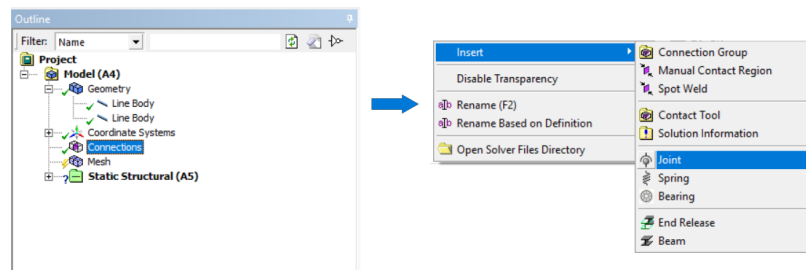


Figura 4.43: Ventana de configuración conexiones.

Esto añade una carpeta “Joints” dentro del módulo “Connections” con nuestras conexiones articuladas y abre el módulo de configuración de conexiones.

Las conexiones fueron configuradas como conexiones “Revolute” la cual restringe todos los ejes de libertad de translación y permite rotación solamente en el Z según el sistema de coordenadas de referencia establecido. El sistema de coordenadas de referencia debió ser modificado para permitir la correcta representación de la unión. Esto se realizó estableciendo el eje de coordenadas local X como definido por el eje de coordenadas global X y el eje de coordenadas local Z como definido por el eje de coordenadas global Y, véase figura 4.44:

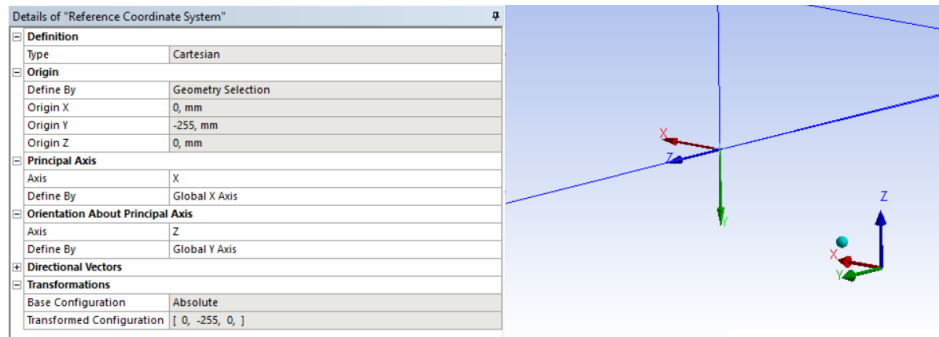


Figura 4.44: Ventana de configuración eje de coordenadas.

4.14.4. Mallado

Para el generado de la malla se hizo empleo de la configuración establecida por defecto, pero para asegurar una apropiada calidad de malla se modificó dentro de la opción “sizing” la configuración “Relevance center” desde el defecto “Coarse” a “Fine” y la configuración “Smoothing” desde el defecto “Medium” a “High”.

4.14.5. Definición de soportes

Las uniones apernadas que corresponden al método de anclaje entre los puntos duro del fuselaje y los soportes en la zona superior y los Tensores en la zona inferior del canastillo corresponden a uniones sin desplazamiento y un solo eje de libertad de rotación. Estos fueron representados mediante dos soportes, un desplazamiento con valor 0, véase figura 4.45 y un soporte de rotación fija aplicado a los ejes X y Z en el sistema de coordenadas globales, véase figura 4.46, los cuales fueron ubicados en los nodos correspondientes y que en conjunto emulan el comportamiento real del sistema.

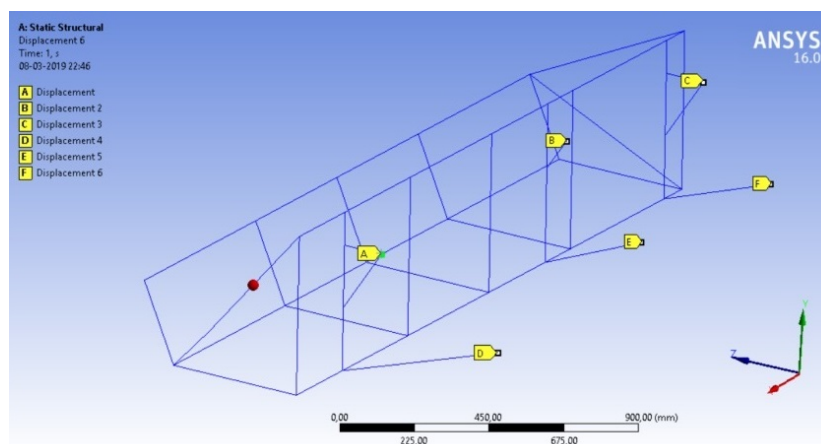


Figura 4.45: Interfaz de configuración soportes de desplazamiento.

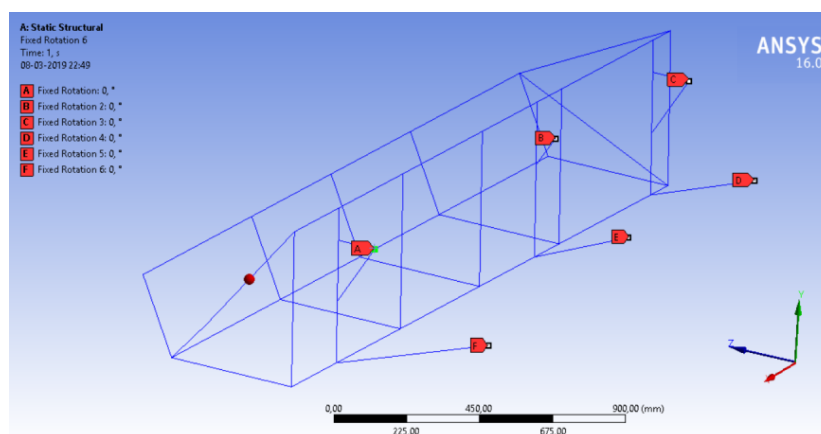


Figura 4.46: Interfaz de configuración rotación fija.

4.14.6. Aplicación de cargas

Las cargas definidas en la sección 4.13 serán consideradas como homogéneamente distribuidas a lo largo del canasto. Para representar esta situación se aplicará una presión de línea en las vigas correspondientes, con un valor que en conjunto equivalga al valor establecido a evaluar. Las cargas aplicadas en los ejes X e Y serán aplicadas a la base del canastillo, mientras que las cargas laterales, representadas por el eje Z, serán aplicadas a en la cara lateral correspondiente.

La longitud en conjunto de todas las vigas de la cara inferior, lateral derecha y lateral izquierda son de 6440, 5606 y 8240 milímetros respectivamente. Los valores de presión de línea aplicados en cada escenario se presentan en la tabla 4.20:

Escenario	Presión de Línea Limite			Presión de Línea Ultima		
	X [N/mm]	Y [N/mm]	Z [N/mm]	X [N/mm]	Y [N/mm]	Z [N/mm]
A	-0,0255	-0,9421	0	-0,0255	-1,239	0
B	-0,0255	-0,5461	0,682305	-0,0255	-0,6451	1,023368
C	-0,0255	-0,5461	-0,4642	-0,0255	-0,6451	-0,69624

Cuadro 4.20: Presiones de linea aplicadas.

Además de las presiones de línea se aplica una fuerza inercial aplicada a todos los cuerpos de 29418 [mm/s²] en el caso del escenario A y de 9806 [mm/s²] en el caso de los escenarios B y C para representar el peso de la estructura afecta a las condiciones evaluadas. En la figura 4.47 se presenta el interfaz gráfica de configuración con las cargas aplicadas.

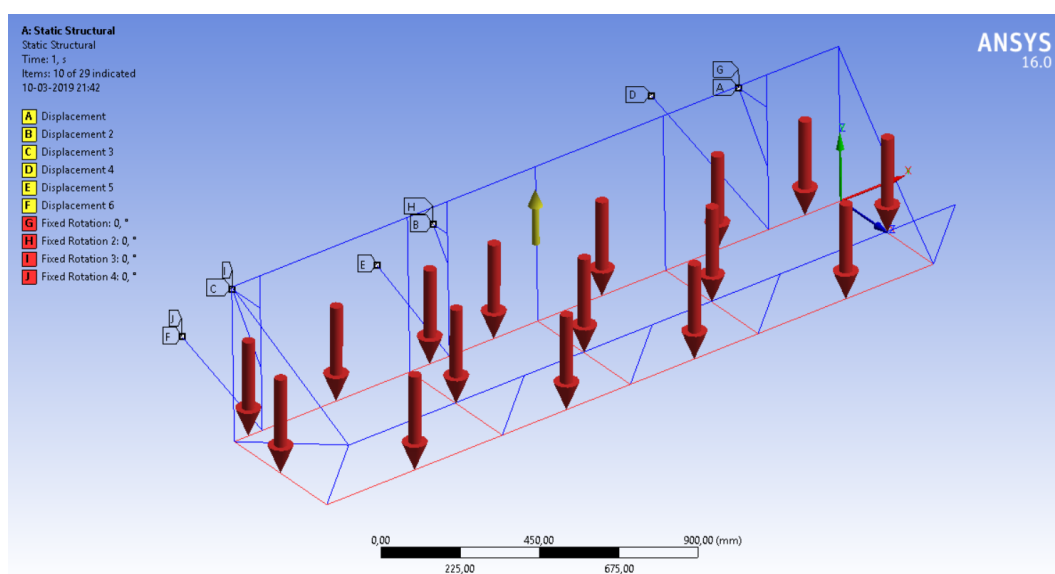


Figura 4.47: Interfaz gráfica de cargas aplicadas.

4.14.7. Configuración de soluciones

Los parámetros que serán empleados para validar la resistencia estructural del diseño son el esfuerzo equivalente de Von Mises y la deformación total de la misma, los cuales nos permiten determinar a partir de las características mecánicas del material y la geometría del canastillo el cumplimiento de las condiciones definidas en el capítulo XX Análisis de cargas

El primer paso para la configuración de las soluciones consiste en activar el análisis de secciones transversales, esto se realiza modificando la opción “Calculate Beam Section Results” en el módulo “Solution” dentro del árbol de opciones “Static Structural”. Esto nos permite acceder a las herramientas de monitoreo de estrés disponibles en el programa.

Dos comandos de solución fueron definidos, “Equivalent (von-Mises)” y “Total Deformation”. El primero calcula y presenta el esfuerzo equivalente de Von Mises en la estructura y el segundo el cual calculará y presentará la deformación de los puntos de la estructura en referencia a su posición original.

4.14.8. Análisis de Resultados

El programa presenta una representación tridimensional del comportamiento de la estructura durante la aplicación de las cargas establecidas. Inspección visual confirma una correcta configuración de las uniones fijas y articuladas de la estructura así como una deformación de la misma coherente con los resultados esperados. Véase la figura 4.48:

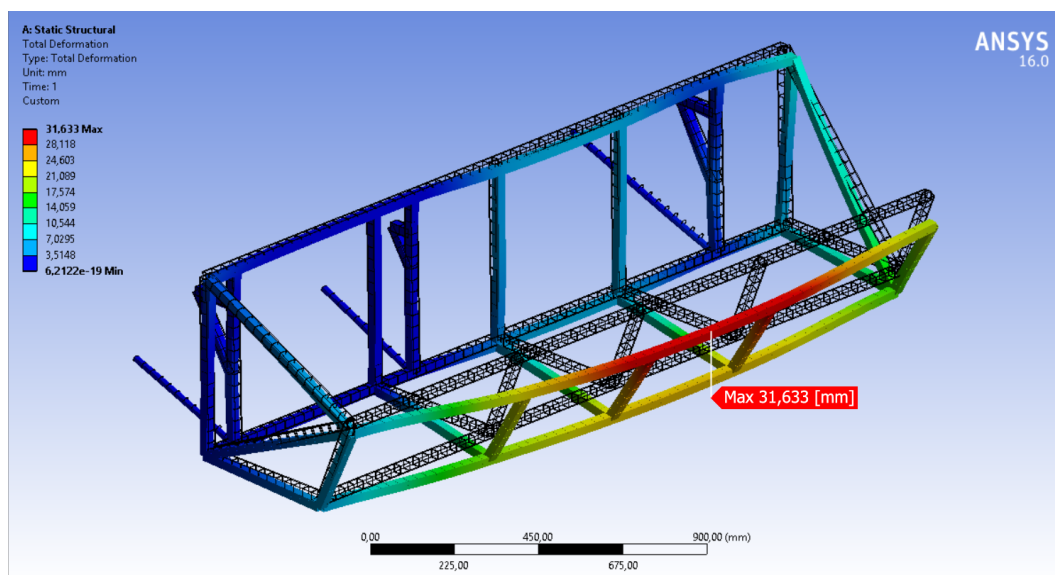


Figura 4.48: Interfaz gráfica solución deformación total.
Escala deformación $\times = 4,7$.

Según lo establecido en el capítulo 4.8 el factor de seguridad para la carga límite es calculado en referencia al límite elástico del material, mientras que el factor de seguridad para la carga Última se calcula en referencia a la tensión de rotura del mismo. En la tabla 4.21 se presentan los valores de esfuerzo máximos obtenidos en la evaluación de cada uno de los escenarios establecidos:

Escenario	Tipo de Carga	Esfuerzo equivalente máximo [MPa]	Factor de Seguridad [-]	Deformación Total Máxima [mm]
A	Límite	208,57	1,31	24,26
	Última	271,24	1,12	31,63
B	Límite	167,16	1,64	27,22
	Última	220,74	1,37	36,88
C	Límite	132,50	2,07	11,96
	Última	169,27	1,79	13,76

Cuadro 4.21: Valores de esfuerzo equivalente máximo por escenario.

Como se aprecia, en varios de los escenarios evaluados la estructura en su estado actual no

cumple con el factor de seguridad establecido de 1,5 [-] según las directrices de la FAR 29. Se aprecian tres elementos, dos ubicados en la cara lateral izquierda y uno la inferior del canastillo que presentan zonas de alta sollicitación, véanse las figuras 4.49 y 4.50:

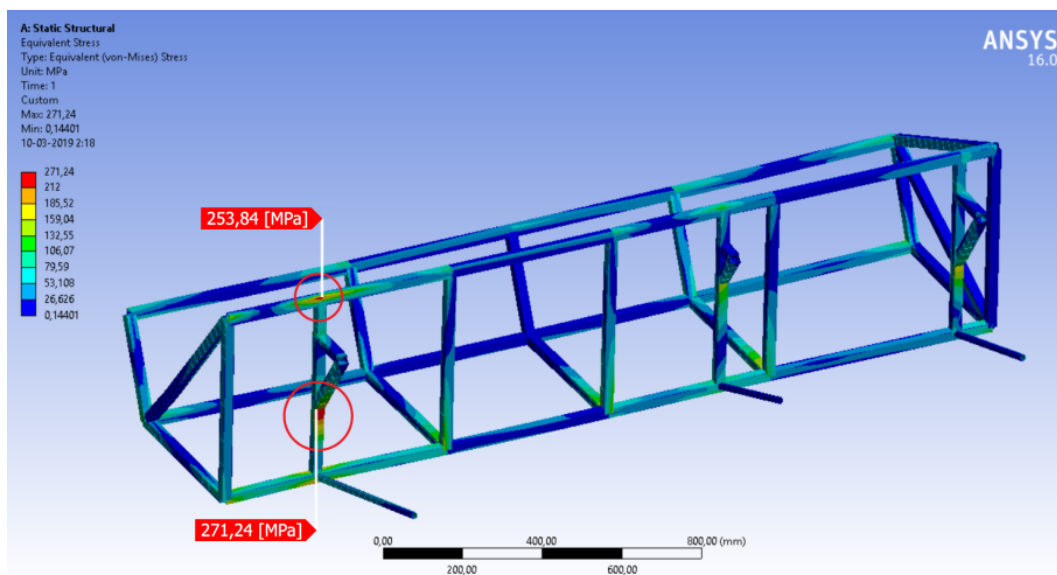


Figura 4.49: zonas de alta sollicitación, cara izquierda.

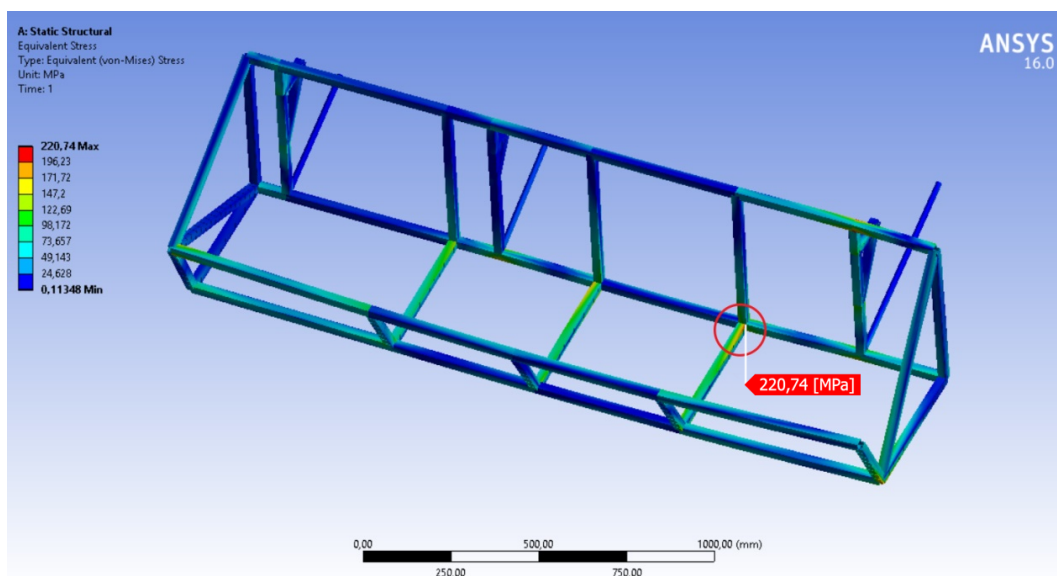


Figura 4.50: zonas de alta sollicitación, cara inferior.

Se aprecia además una alta deformación total en la estructura evaluada en el escenario B, véase figura 4.51:

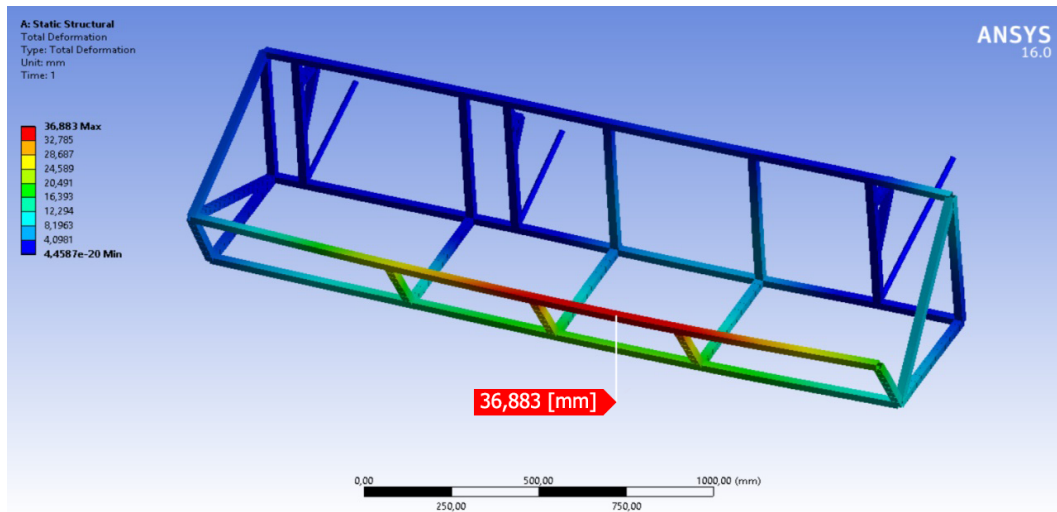


Figura 4.51: Interfaz gráfica solución deformación total.
Escala deformación $x = 1$.

Estas condiciones serán consideradas en el proceso de modificación y reevaluación de la estructura.

4.14.9. Modificaciones

Se creará y asignará una nueva sección transversal, de mayor área, a los elementos que presentaron una alta sollicitación en el análisis del Escenario A. El nuevo perfil consiste en una sección cuadrada hueca de 25,4 milímetros de ancho y 3,18 milímetros de grosor, véase figura 4.52, el cual fue seleccionado al ser un perfil comúnmente disponible en el mercado internacional y al tener las mismas dimensiones externas que el resto los elementos simplifica el proceso de fabricación y soldadura.

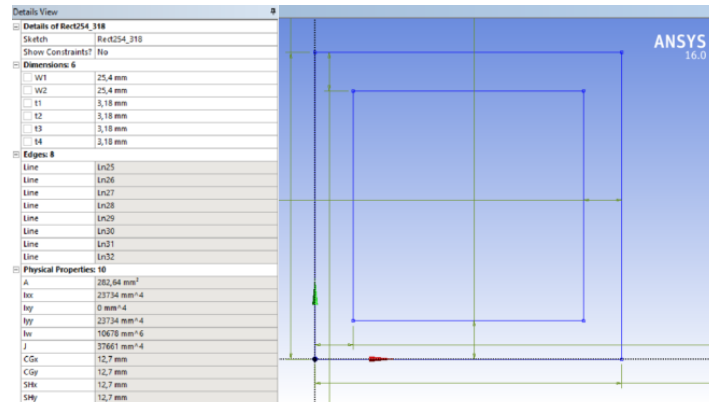


Figura 4.52: Interfaz de creación nueva sección transversal cuadrada.

Se agregarán dos elementos en la cara frontal con el objetivo de rigidizar la estructura ante las cargas experimentadas en el escenario B.

Para ello se ejecuta nuevamente el módulo de trabajo *Design Modeller*, donde se importa un nuevo punto de construcción, empleando el mismo método en la sección 4.14.2, las coordenadas del punto creado se presentan en el anexo A.2.

Empleando el nuevo punto de construcción se crean dos nuevos elementos de línea, asignándoles la misma sección cuadrada hueca de 25,4 milímetros de ancho y 1,62 milímetros de grosor empleada en el resto de la estructura. Los nuevos elementos de línea se presentan en la figura 4.53:

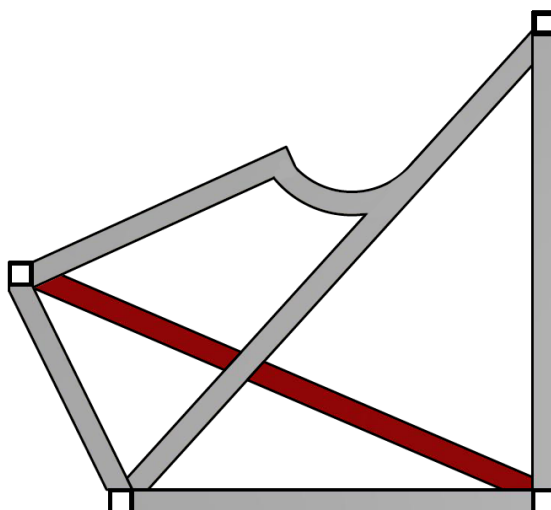


Figura 4.53: Cuerpos de línea refuerzo.

Los cuerpos correspondientes a la base del canastillo fueron desagrupados empleando el comando “Explode part” y posteriormente reagrupados nuevamente incluyendo los nuevos componentes empleando la opción “Form New Part”.

4.14.10. Reevaluación estructural

El comportamiento de la estructura modificada fue reevaluado ante las cargas experimentadas en los escenarios establecidos.

En la tabla 4.22 se presentan los valores de esfuerzo máximos obtenidos en la evaluación de cada uno de los escenarios establecidos:

Escenario	Tipo de Carga	Esfuerzo equivalente máximo [MPa]	Factor de Seguridad [-]	Deformación Total Máxima [mm]
A	Limite	161,13	1,729	21,45
	Ultima	210,66	1,514	28,29
B	Limite	144,88	1,905	23,36
	Ultima	197,44	1,615	31,52
C	Limite	123,06	2,242	10,99
	Ultima	157,54	2,024	12,77

Cuadro 4.22: Valores de esfuerzo equivalente máximo por escenario revaluados.

Como se aprecia, se cumple con el factor de seguridad establecido de 1,5 [-] según las directrices de la FAR 29 en todos los escenarios.

Se observa además que la estructura no se deforma de manera excesiva ni detrimental bajo carga, véase figura 4.54:

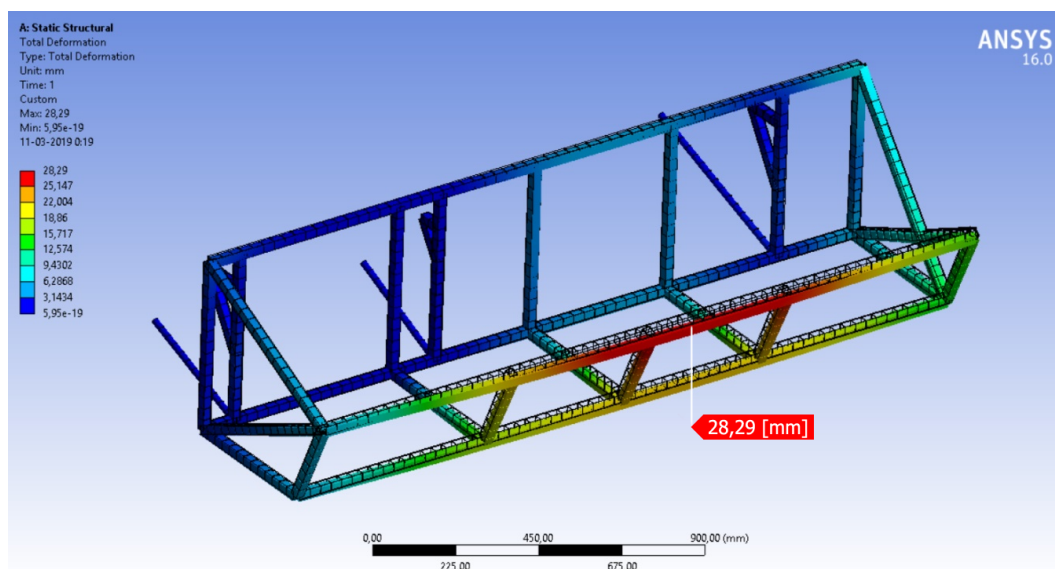


Figura 4.54: Interfaz gráfica solución deformación total estructura reforzada. Escala de deformación $\times 1$.

4.15. Evaluación Pandeo

Al estar compuesto por componentes esbeltos sometidos a distintos tipos de cargas, estos deben analizados para comprobar su resistencia al pandeo, el caso más crítico siendo los Tensores que unen la parte inferior del canastillo a los puntos duros del fuselaje.

El software *Ansys Workbench* cuenta con un módulo de análisis de pandeo Eigenvalue, el cual nos permite analizar la estructura empleando los mismos datos de ingenieriles, geometría y conexiones establecidas en el capítulo 4.14, así como los las fuerzas, esfuerzos y deformaciones resultantes calculadas durante el análisis.

El análisis de pandeo Eigenvalue predice la fuerza teórica requerida para causar pandeo en una estructura idealmente elástica, correspondiendo a la propuesta de análisis elástico de pandeo, coincidiendo con a la solución de pandeo de Euler.[64] [65]

El método se deriva a partir de la ecuación lineal general de elementos finitos:

$$P_0 = [K_e]u_0 \quad (4.15.1)$$

Con P_0 siendo el estado de carga pre-pandeo, $[K_e]$ la matriz de rigidez elastica y u_0 el desplazamiento producto de P_0 .

Asumiendo que los desplazamientos pre-pandeo son pequeños, las ecuaciones de equilibrio incremental para un estado arbitrario dado están dadas por:

$$\Delta P = [[K_e] + [K_\sigma(\sigma)]]\Delta u \quad (4.15.2)$$

Siendo $[K_\sigma(\sigma)]$ la matriz inicial de esfuerzo evaluada para un estado de esfuerzo σ .

Asumiendo que el comportamiento pre-pandeo es lineal en función a la carga aplicada se tiene que:

$$P = \lambda P_0 \quad u = \lambda u_0 \quad \sigma = \lambda \sigma_0 \quad (4.15.3)$$

Por lo tanto para una carga dada:

$$[K_\sigma(\sigma)] = \lambda [K_\sigma(\sigma_0)] \quad (4.15.4)$$

Por lo tanto las ecuaciones de equilibrio incremental expresadas para el rango pre-pandeo quedan como:

$$\Delta P = [[K_e] + \lambda[K_\sigma(\sigma_0)]]\Delta u \quad (4.15.5)$$

Al alcanzar el punto de inestabilidad (carga de pandeo P_{cr}) la estructura presenta deformación Δu sin aumento de carga:

$$\Delta P = 0 \quad (4.15.6)$$

Al remplazar la ecuación 4.15.6 en las ecuaciones de equilibrio incremental para el rango de pre-pandeo se tiene que:

$$[[K_e] + \lambda[K_\sigma(\sigma_0)]]\Delta u = 0 \quad (4.15.7)$$

Lo cual nos otorga dos soluciones. Una solución trivial con $\Delta u = 0$ y la solución relevante en este caso dada por:

$$\det[[K_e] + \lambda[K_\sigma(\sigma_0)]] = 0 \quad (4.15.8)$$

Resolviendo 4.15.8 se obtiene un polinomio de orden n , con n siendo los ejes de libertad del sistema, en función a λ o *eigenvalues*, los cuales representan los factores de carga para pandeo. La carga limite elástica P_{cr} se obtiene a partir de el mínimo valor de λ calculado.

Los cálculos fueron realizados empleando los valores de los tres escenarios evaluados en el capítulo 4.14.6 en sus cargas últimas. Se agregan dos comandos para el monitoreo de deformación, los cuales indicarán los dos elementos con menor factor de carga en la estructura. En la tabla 4.23 se presentan los valores de factor de carga mínimos obtenidos en la evaluación de cada uno de los escenarios establecidos:

Escenario	Modo	Factor de Carga [-]	Elemento
A	1	2,8413	Tensor A
	2	7,5546	Tensor C
B	1	18,96	Tensor C
	2	36,124	Tensor A
C	1	3,8533	Tensor A
	2	11,301	Tensor C

Cuadro 4.23: Factor de carga y elemento afectado, análisis de pandeo.

Como se aprecia, es posible predecir que la estructura no presentará falla por pandeo al verse sometida a los escenarios evaluados.

A partir de la interfaz gráfica se corrobora que el comportamiento de los elementos es coherente a lo esperado, véase figura 4.55:

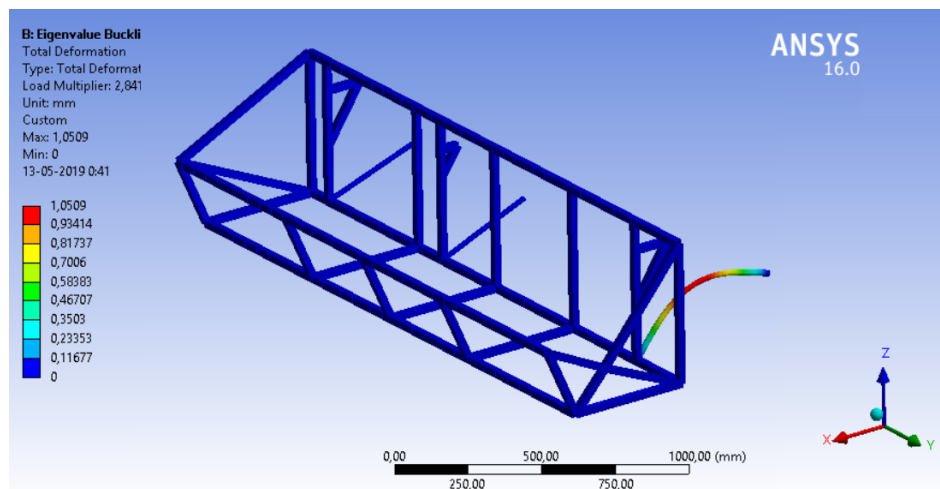


Figura 4.55: Interfaz gráfica deformación total análisis de pandeo.

4.16. Diseño y Evaluación Soportes

Los soportes superiores serán fabricados a partir de plancha de aluminio 6061-T6, con un refuerzo interno compuesto por una barra cuadrada del mismo material en el caso de los

soportes exteriores, siguiendo las medidas internas y forma de los soportes empleados en el canastillo HUB1, con el objetivo de garantizar compatibilidad con los puntos duros del helicóptero,

El primer paso consiste en determinar las cargas que debe resistir el soporte, estas serán determinadas a partir de los resultados de los cálculos realizados en la sección 4.14.10. Mediante un comando de monitoreo es posible obtener las reacciones de fuerza en las condiciones de borde correspondientes a las uniones apernadas de los soportes. Esto se realiza seleccionando la opción “Force Reaction” y “Moment Reaction” dentro de “Probe”, en la opción Insert al seleccionar el modulo “Solution” dentro del árbol de opciones de “Static Structural”, véase la figura 4.56:

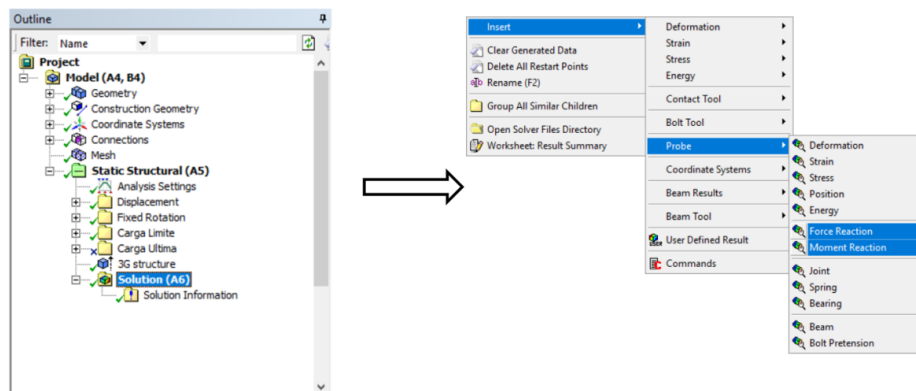


Figura 4.56: Selección de monitores “Force Reaction” y “Moment Reaction”.

Dentro de la ventana de configuración se selecciona las condiciones de borde a analizar en la opción “Boundary Condition”, véase figura 4.57:

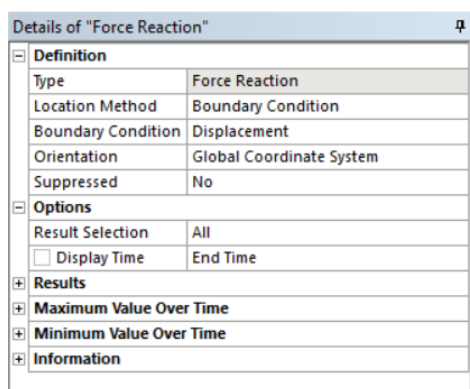


Figura 4.57: Ventana de configuración monitores.

En las tablas 4.24, 4.25 y 4.26 se presentan los valores de fuerza y momento máximos obtenidos en la evaluación de la carga ultima en cada uno de los escenarios establecidos:

Soporte Superior Delantero	Fuerza [N]			Momento [N*mm]		
Escenario	X	Y	Z	X	Y	Z
A	-44,944	4550,5	-700,53	0	7424	32721
B	-39,577	1818,6	-498,29	0	12407	24764
C	-46,657	2503,3	-82,54	0	14086	19855

Cuadro 4.24: Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Superior delantero.

Soporte Superior Intermedio	Fuerza [N]			Momento [N*mm]		
Escenario	X	Y	Z	X	Y	Z
A	207,89	3463,7	-252,05	0	22452	18498
B	129,16	459,1	-107,29	0	22169	12814
C	232,1	2187,3	781,42	0	-117,67	8286

Cuadro 4.25: Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Superior Intermedio.

Soporte Superior Trasero	Fuerza [N]			Momento [N*mm]		
	X	Y	Z	X	Y	Z
A	90,934	2909,3	-548,31	0	-1566,1	17155
B	171,86	1411,8	-423,51	0	-900,72	10041
C	73,555	1552,4	-120,84	0	-203,8	11387

Cuadro 4.26: Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Superior Trasero.

4.16.1. Soportes extremos

Los soportes extremos, dada su idéntica geometría y sollicitaciones similares, emplearan el mismo diseño. Debido a su mayor dimensión, su diseño será asistido mediante el empleo del módulo *Shape Generator* del *Autodesk Inventor*. *Shape Generator* permite optimizar la forma de la estructura basado en las cargas esperadas reduciendo la cantidad de material empelado peso de los componentes.

EL primer paso será modelar en el programa Inventor, la forma general de la estructura de manera altamente conservativa, la cual posteriormente será analizada por el módulo *Shape Generator*, véase figura 4.58:

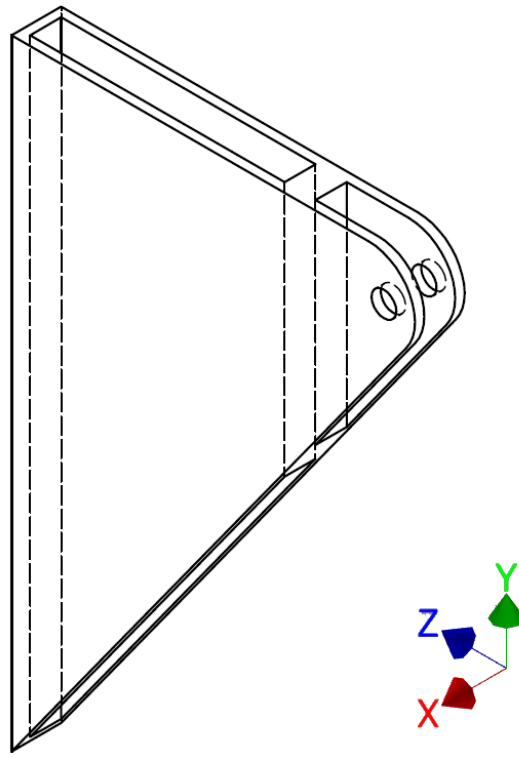


Figura 4.58: Geometría general Soporte Superior extremo.

El módulo *Shape Generator* se inicia escogiendo “Create Study” dentro de la ventana “Analysis” en la barra de trabajo de Inventor y seleccionando la opción “Shape Generator”. El primer paso consiste en la asignación del material, para este análisis se empleó el material “Aluminum 6061” existente en la base de datos de Inventor, ya que sus propiedades mecánicas coinciden con las del material de diseño, establecido en el capítulo 4.14.1, véase figura 4.59:

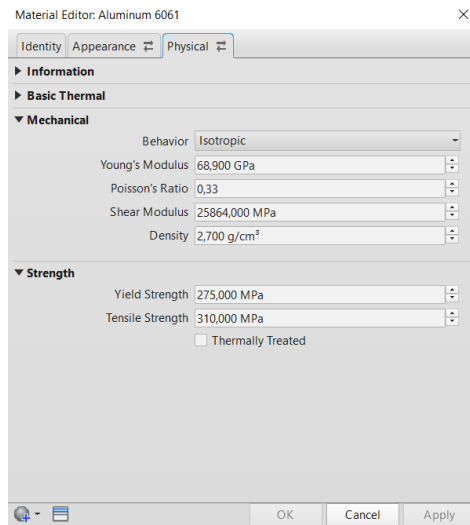


Figura 4.59: Ventana configuración selección de material.

Como condiciones de borde fueron asignadas dos secciones de superficie, representando a las zonas de contacto entre el soporte y la viga de soporte, como “Fixed Constraint”, es decir cero desplazamientos y rotación. Las cargas fueron aplicadas directamente en las superficies de contacto de los soportes con los pernos, consistiendo en una carga de rodamiento y un momento de fuerza, las cuales se presentan en la tabla 4.27:

Tipo de carga	X	Y	Z
Fuerza [N]	0	4550	700
Momento [N*mm]	0	14086	32721

Cuadro 4.27: Fuerzas aplicadas, *Shape Generator*.

Las cargas fueron conservativamente determinadas a partir de los componentes de mayor magnitud experimentados por los soportes durante los escenarios evaluados.

La componente X de la fuerza resultante no será considerada, siendo su magnitud baja comparada con los otros componentes y la superficie de contacto mucho mayor.

Dentro de las configuraciones geométricas se incluyó un plano de simetría en los ejes XY y dos secciones a preservar, con el objetivo de lograr un resultado final coherente, véase la figura 4.60:

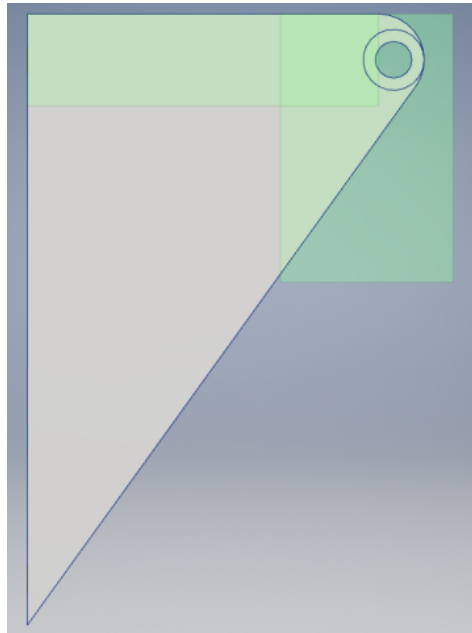


Figura 4.60: Interfaz selección secciones preservadas.

Se ejecutó el módulo *Shape Generator* especificando una reducción de masa de 35 %. El programa calcula y genera una malla tridimensional que representa, de manera generalizada, solo el material necesario que permita mantener la rigidez de la estructura ante la reducción de masa establecida. La malla obtenida es únicamente referencial y el modelo debe ser modificado manualmente, véase figura 4.61:

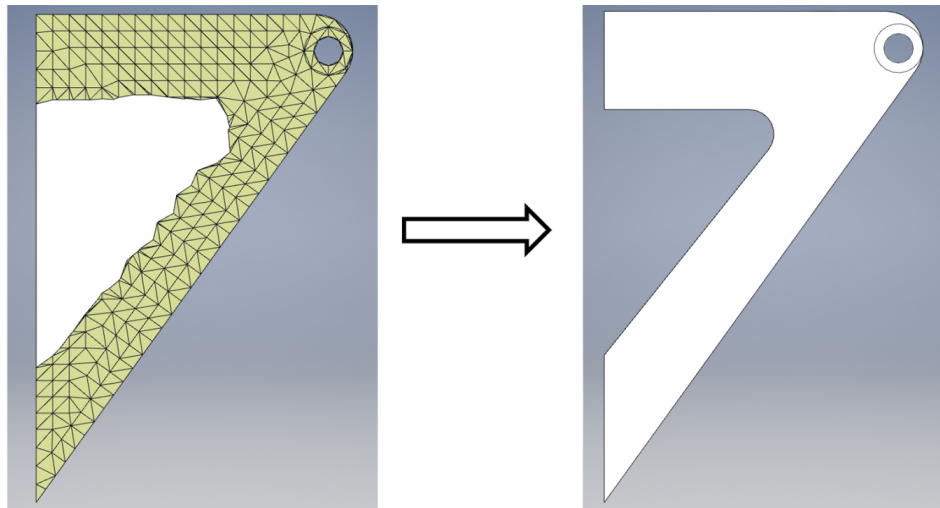


Figura 4.61: Izquierda: Malla Referencial Generada
Derecha: Modelo final modificado manualmente.

La geometría modifica fue exportada, en formato STEP, para su análisis mediante el módulo *Static Structural* de *Ansys Mechanical*. Esto se realizó escogiendo “Cad Format” dentro de la opción “Export” en el menú “File” ubicado en la barra de trabajo de Inventor. El formato STEP escogido nos garantiza una correcta compatibilidad con el programa *Ansys WorkBench*.

Los pasos para los cálculos de análisis estructural son idénticos a los realizados en la estructura en el capítulo 4.14, con la diferencia que en lugar de crear la geometría empleando el módulo *Design Modeler*, esta fue importada por programa.

La geometría fue mallada y la calidad de la malla fue verificada usando los valores estadísticos de calidad de malla otorgados por el programa en la opción “Statistics”, específicamente los valores de Oblicuidad y Calidad Ortogonal, véase figura 4.62 y tabla 4.28:

Details of "Mesh"		Details of "Mesh"	
Display		Display	
Defaults		Defaults	
Sizing		Sizing	
Inflation		Inflation	
Patch Conforming Options		Patch Conforming Options	
Patch Independent Options		Patch Independent Options	
Advanced		Advanced	
Defeaturing		Defeaturing	
Statistics		Statistics	
☐ Nodes	137974	☐ Nodes	137974
☐ Elements	83521	☐ Elements	83521
Mesh Metric	Skewness	Mesh Metric	Orthogonal Quality
☐ Min	4,018e-004	☐ Min	0,21009
☐ Max	0,91289	☐ Max	0,994
☐ Average	0,23593	☐ Average	0,85108
☐ Standard Deviation	0,13115	☐ Standard Deviation	8,4339e-002

Figura 4.62: Valores de parámetros de malla, Soporte superior Extremo.

	Oblicuidad		Calidad Ortogonal	
Mínimo	4,018e-004	Excelente	0,21009	>0,15
Máximo	0,91289	<0,94	0,994	Excelente
Promedio	0,23593	Muy Buena	0,85108	Muy Buena

Cuadro 4.28: Parámetros de malla, Soporte superior Extremo.

Se observa que los valores de otorgados indican una buena calidad y superan los requerimientos determinados, validando la malla creada.

Las condiciones de borde fueron determinadas, especificándose las superficies de contacto entre el soporte y la viga como “Fixed Support” es decir cero desplazamientos y rotación, y aplicándose un soporte sin rose a las superficies que representan el contacto entre el soporte y el punto duro de la aeronave, al igual que la zona de contacto con las golillas empleadas en las uniones apernadas.

Las cargas fueron aplicadas de manera distribuida las dos superficies de contacto con los pernos. Las cargas aplicadas se presentan en la tabla 4.29:

Tipo de carga	Componente	X	Y	Z
Limite	Fuerza [N]	0	2967	467
	Momento [N*mm]	0	9390	21814
Ultima	Fuerza [N]	0	4550	700
	Momento [N*mm]	0	14086	32721

Cuadro 4.29: Fuerzas aplicadas, análisis Soporte superior extremo.

Se agregan dos comandos de monitoreo, uno para el esfuerzo equivalente y uno para la deformación máxima, establecidas las cargas, condiciones de borde y comandos de solución se ejecuta el cálculo del análisis.

En la tabla 4.30 se presentan los valores de esfuerzo y deformación máximos obtenidos como resultado del análisis:

Tipo de Carga	Esfuerzo equivalente máximo [MPa]	Factor de Seguridad [-]	Deformación Total Máxima [mm]
Limite	177,86	1,5518	0,1298
Ultima	272,74	1,1696	0,19566

Cuadro 4.30: Resultados análisis Soporte superior extremo.

Se observa que si bien la estructura no se deforma de manera excesiva ni detrimental bajo carga, se aprecia que la estructura presenta un factor de seguridad menor al requerido ante una carga ultima. Inspección visual del monitor de esfuerzo revela una única concentración de esfuerzo en la superficie de contacto entre el perno de sujeción y la estructura, véanse las figuras 4.63 y 4.64:

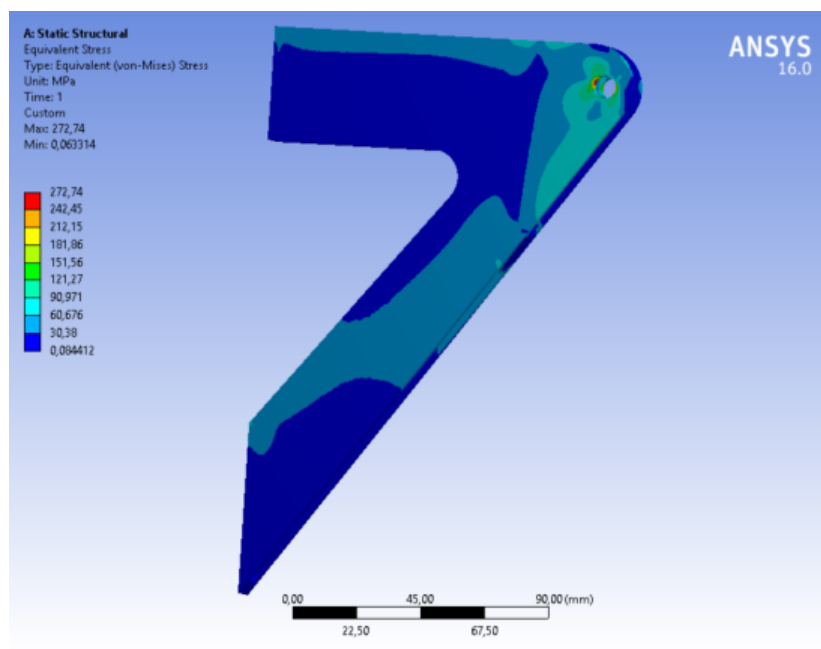


Figura 4.63: Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.

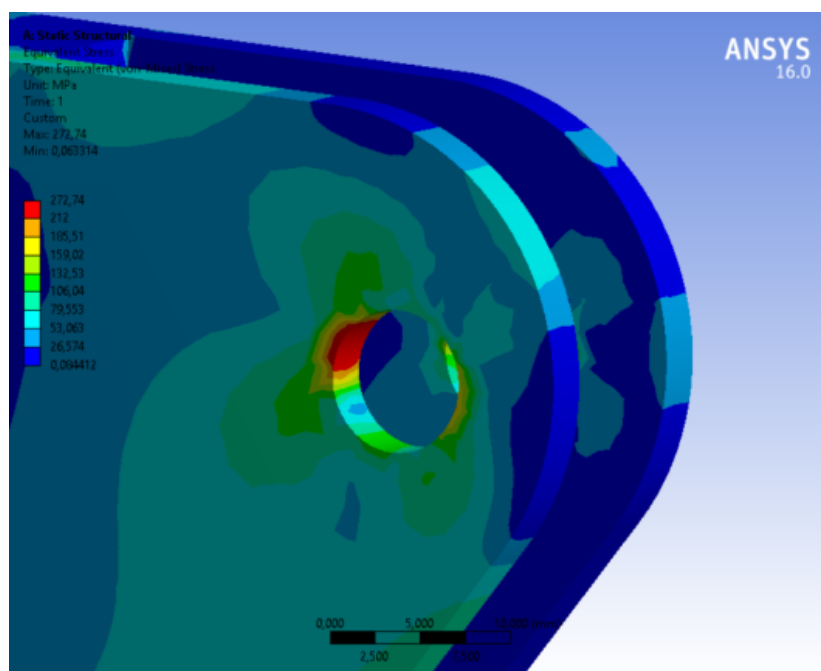


Figura 4.64: Detalle zona de alta solicitación.

Esta concentración de esfuerzo es producto de la ausencia del buje de bronce que funciona

como interfaz entre el perno de sujeción y la estructura de aluminio, y que no fue modelado en la simulación. Dado que esta condición no es representativa de la situación real y que el resto de la estructura presenta valores de esfuerzos aceptables y mínima deformación total, se concluye que diseño cumple con los requerimientos de resistencia establecidos.

4.16.2. Soporte intermedio

La geometría correspondiente al soporte intermedio fue modelada en el programa Inventor, véase figura 4.65, y posteriormente exportada, en formato STEP, empleando el mismo flujo de trabajo usado en la sección 4.14:

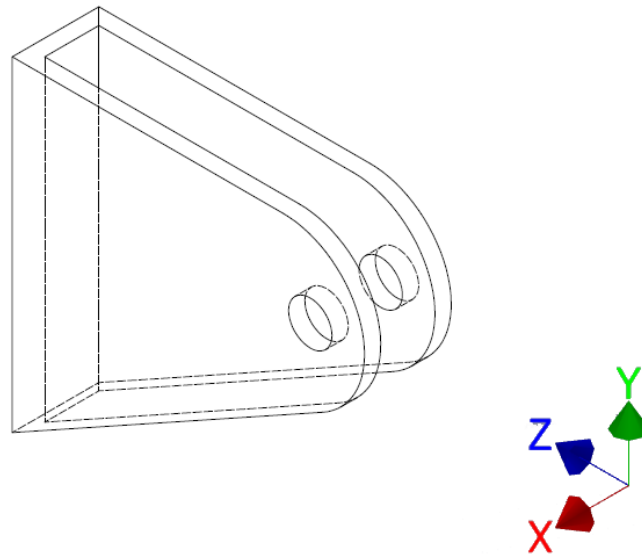


Figura 4.65: Geometría Soporte Superior Intermedio.

La geometría fue mallada y la calidad de la malla fue verificada usando los valores estadísticos de calidad de malla otorgados por el programa en la opción “Statistics”, los valores obtenidos se presentan en la tabla 4.31:

	Oblicuidad		Calidad Ortogonal	
Mínimo	1,1267e-004	Excelente	0,34235	>0,15
Máximo	0,93607	<0,94	0,99352	Excelente
Promedio	0,27507	Muy Buena	0,83421	Muy Buena

Cuadro 4.31: Parámetros de malla, Soporte superior Intermedio.

Se observa que los valores de otorgados indican una buena calidad y superan los requerimientos determinados, validando la malla creada.

Se aplicaron condiciones de borde idénticas a las empleadas en el análisis de los soportes extremos, dado a que el sentido de la fuerza en el eje Z varía entre escenarios ambos casos fueron evaluados, las cargas evaluadas se presentan en la tabla 4.32:

Tipo de carga	Componente	X	Y	Z
Limite	Fuerza [N]	0	2309,1	520,94 / -168,03
	Momento [N*mm]	0	14968	12332
Ultima	Fuerza [N]	0	3463,7	781,42 / -252,05
	Momento [N*mm]	0	22452	18498

Cuadro 4.32: Fuerzas aplicadas, análisis Soporte superior Intermedio.

En la tabla 4.33 se presentan los valores de esfuerzo y deformación máximos obtenidos como resultado del análisis:

Tipo de Carga	Esfuerzo equivalente máximo [MPa]	Factor de Seguridad [-]	Deformación Total Máxima [mm]
Limite +Z	169,76	1,6258	0,1067
Limite -Z	164,86	1,6742	0,10785
Ultima +Z	202,47	1,5755	0,13621
Ultima -Z	206,26	1,5466	0,13544

Cuadro 4.33: Resultados análisis Soporte superior Intermedio.

Como se aprecia, se cumple con el factor de seguridad establecido de 1,5 [-] según las directrices de la FAR 29 en todas las cargas estudiadas. Se observa además que la estructura

no se deforma de manera excesiva ni detrimental bajo carga, véase figura 4.66:

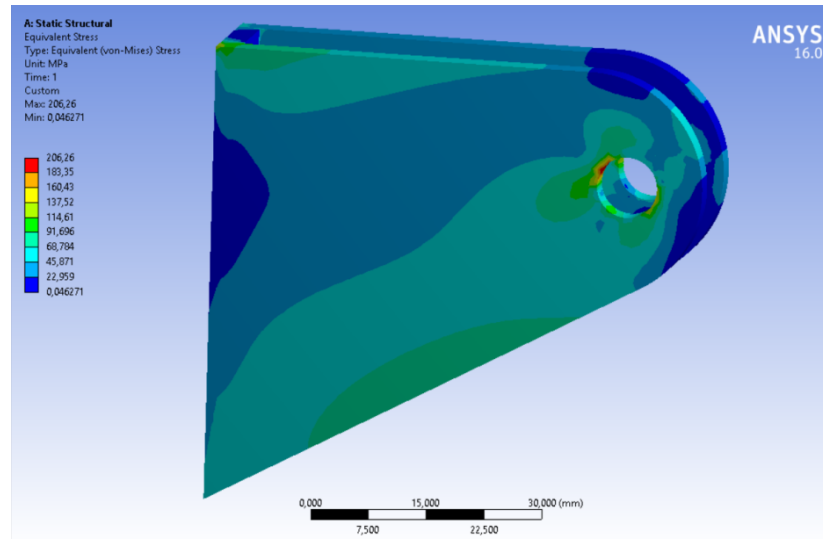


Figura 4.66: Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.

4.16.3. Soportes Inferiores

La geometría correspondiente a los soportes inferiores fue modelada en el programa Inventor y posteriormente evaluada utilizando el programa *Ansys Mechanical*, empleando el mismo flujo de trabajo usado en la sección 4.14. En la tabla 4.34, 4.35 y 4.36 se presentan los valores de fuerza y momento máximos experimentados por los puntos correspondientes a los soportes inferiores en la evaluación de la carga última en cada uno de los escenarios establecidos:

Soporte Inferior Delantero	Fuerza [N]			Momento [N*mm]		
	X	Y	Z	X	Y	Z
A	45,761	-223,15	3437,4	0	11168	5463,8
B	49,171	-16,528	180,1	0	9774,8	5020,7
C	12,683	-165,3	2546,6	0	3699,4	1748,9

Cuadro 4.34: Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Inferior Delantero.

Soporte Inferior Intermedio	Fuerza [N]			Momento [N*mm]		
Escenario	X	Y	Z	X	Y	Z
A	22,734	-108,66	1316,3	0	5426,6	4745
B	-2,1933	804,06	-391,41	0	712,83	633,21
C	41,734	-139,77	1710	0	6608,2	4561,5

Cuadro 4.35: Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Inferior Intermedio.

Soporte Inferior Trasero	Fuerza [N]			Momento [N*mm]		
Escenario	X	Y	Z	X	Y	Z
A	22,734	-108,66	1316,3	0	5426,6	4745
B	-2,1933	804,06	-391,41	0	712,83	633,21
C	41,734	-139,77	1710	0	6608,2	4561,5

Cuadro 4.36: Fuerza y Momento máximos por escenario, Soporte Inferior Trasero.

Dado a que todos los soportes inferiores comparten las mismas dimensiones se emplearán el mismo diseño, fabricado a partir de lámina de aluminio 6061-T6, véase figura 4.67:

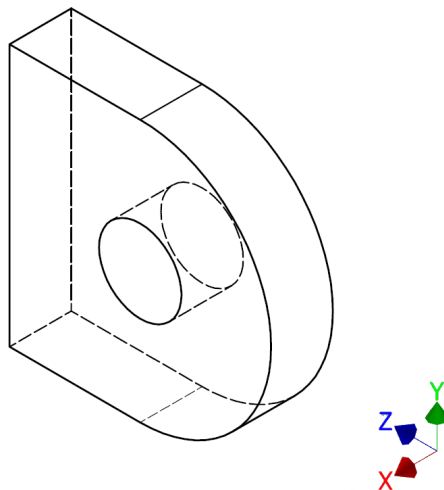


Figura 4.67: Geometría Soporte Inferiores.

La geometría fue importada al programa *Ansys Workbench* y posteriormente mallada. La calidad de la malla fue verificada usando los valores estadísticos de calidad de malla otorgados por el programa en la opción “Statistics”:

	Oblicuidad		Calidad Ortogonal	
Mínimo	3,8134e-003	Excelente	0,41341	>0,15
Máximo	0,9006	<0,94	0,99366	Excelente
Promedio	0,28923	Muy Buena	0,83072	Muy Buena

Cuadro 4.37: Parámetros de malla, Soporte Inferior.

Se observa que los valores otorgados indican una buena calidad y superan los requerimientos determinados, validando la malla creada.

La condición de borde establecida consiste en un único soporte fijo en la cara posterior, representando la zona que se encuentra en contacto rígido con el canastillo. Las situaciones con mayor sollicitación fueron evaluadas, correspondiendo a los escenarios A y B, las cargas evaluadas se presentan en la tabla 4.38:

Escenario	Tipo de carga	Componente	X	Y	Z
A	Limite	Fuerza [N]	0	-148,8	2291,6
		Momento [N*mm]	0	7445,3	3642,5
	Ultima	Fuerza [N]	0	-223,2	3437,4
		Momento [N*mm]	0	11168,0	5463,8
B	Limite	Fuerza [N]	0	536,0	-260,9
		Momento [N*mm]	0	475,2	422,1
	Ultima	Fuerza [N]	0	804,1	-391,4
		Momento [N*mm]	0	712,8	633,2

Cuadro 4.38: Fuerzas aplicadas por escenario, análisis soportes inferiores.

En la tabla 4.39 se presentan los valores de esfuerzo y deformación máximos obtenidos como resultado del análisis:

Escenario	Tipo de carga	Esfuerzo equivalente máximo [MPa]	Factor de Seguridad [-]	Deformación Total Máxima [mm]
A	Limite	119	2,3186	7,142e-002
	Ultima	178,55	1,7866	0,10713
B	Limite	39,063	7,0655	7,5669e-003
	Ultima	58,585	5,4451	1,1349e-002

Cuadro 4.39: Resultados análisis soportes inferiores.

Como se aprecia, se cumple con el factor de seguridad establecido de 1,5 [-] según las directrices de la FAR 29 en todas las cargas estudiadas. Se observa además que la estructura no se deforma de manera excesiva ni detrimental bajo carga, véase figura 4.68:

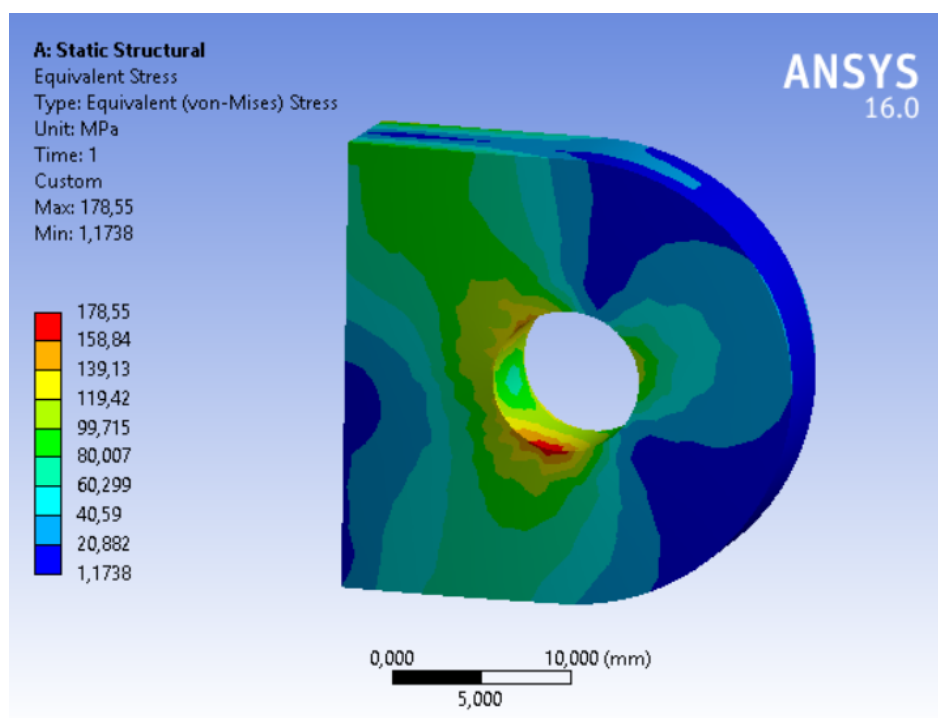


Figura 4.68: Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.

4.17. Pernos

El esfuerzo cortante aplicado en los pernos empleados en los puntos de sujeción, tanto en los soportes superiores como los tensores inferiores, debe ser calculado para verificar su resistencia estructural.

Los pernos empleados corresponden a pernos aeronáuticos NAS6605, con un diámetro nominal de 5/16 pulgadas y tensión de rotura de 160 [KSI].

Las fuerzas aplicadas sobre las uniones apernadas fueron obtenidas a partir de monitores de fuerza en los puntos correspondientes en los cálculos de carga última realizados en la sección 4.14.10. Las fuerzas evaluadas se presentan en la tabla 4.40:

Soporte	Escenario	Fuerzas Y [N]	Fuerza Z [N]	Fuerza Cortante total [N]
SD	A	4550,5	-700,53	2302,1
	B	1818,6	-498,29	942,8
	C	2503,3	-82,54	1252,3
SI	A	3463,7	-252,05	1736,4
	B	459,1	-107,29	235,7
	C	2187,3	781,42	1161,3
ST	A	2909,3	-548,31	1480,3
	B	1411,8	-423,51	737,0
	C	1552,4	-120,84	778,5
ID	A	-223,15	3437,4	3444,6
	B	-16,528	180,1	180,9
	C	-165,3	2546,6	2552,0
II	A	-108,66	1316,3	1320,8
	B	804,06	-391,41	894,3
	C	-139,77	1710	1715,7
IT	A	-185,19	2709,3	2715,6
	B	-72,857	990,54	993,2
	C	-124,18	1813	1817,2

Cuadro 4.40: Fuerza y Momento máximos en las uniones apernadas, por escenario.

El caso más crítico corresponde a la unión apernada inferior delantera. El esfuerzo cortante

fue calculado según la fórmula:

$$\tau_s = \frac{4 * F_c}{\pi * d^2}$$

En la tabla 4.41 se presenta el resultado de los cálculos del factor de seguridad del perno ante el esfuerzo cortante:

Fuerza cortante	d	Esfuerzo Cortante	Tensión de rotura	Factor Seguridad
[N]	[mm]	[MPa]	[MPa]	[-]
3444,6	7,9375	69,61157	1103,16	7,9237

Cuadro 4.41: Cálculos factor Seguridad Perno.

Se observa que los pernos cumplen con el factor de seguridad establecido de 1,5 [-] ante los esfuerzos de corte evaluados.

4.18. Tapa

Si bien la tapa del canastillo no recibe cargas significativas durante el uso normal del canastillo, si debe poseer suficiente rigidez para soportar uso brusco y ser capaz de resistir el peso de una persona en caso de que se realice una evacuación de emergencia por el costado derecho de la aeronave. Con este propósito la estructura fue rigidizada mediante una viga que atraviesa la tapa de manera longitudinal reforzada por 3 grupos de travesaños, los cuales permiten además una superficie de apoyo para la instalación de la malla protectora. El perfil de la tapa fue suavizado, aumentando la ergonomía y disminuyendo posibles superficies de riesgo, véase figura 4.69:

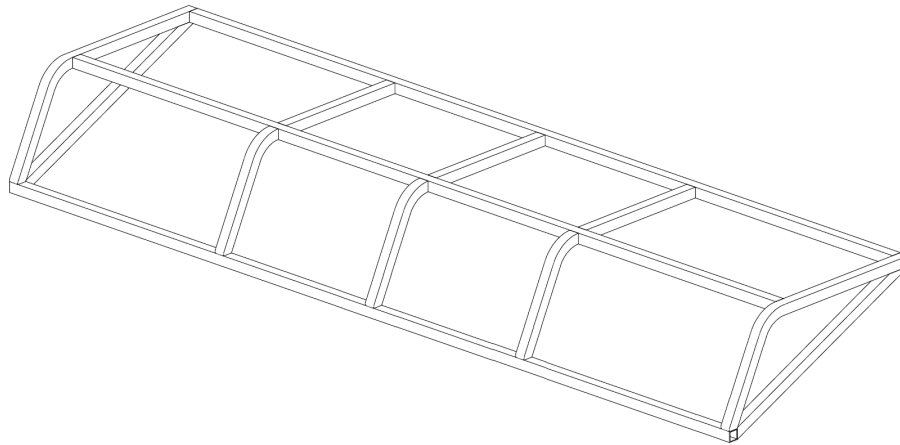


Figura 4.69: Geometría Final Tapa.

Para evaluar la resistencia de la tapa esta fue analizada siguiendo el mismo flujo de trabajo empelado en el capítulo 4.14, una geometría simplificada de la estructura fue elaborada mediante el módulo *Design Modeler* de *Ansys*. La tabla de puntos de construcción se presenta en el anexo A.3. A los componentes de la estructura les fueron asignados una sección transversal cuadrada hueca de 25,4 [mm] de ancho y 1,65 [mm] de grosor.

Se le asignó la propiedad de desplazamiento vertical cero a las vigas que conforman el perímetro en contacto con la estructura de la base y una combinación de desplazamiento cero y rotación fija, en los ejes y y z , a los vértices que representan a las uniones abisagradas. Una fuerza de 1500 [N] fue asignada a los perfiles centrales de la tapa, representando de manera conservativa el peso de un brigadista completamente equipado. véase figura 4.70:

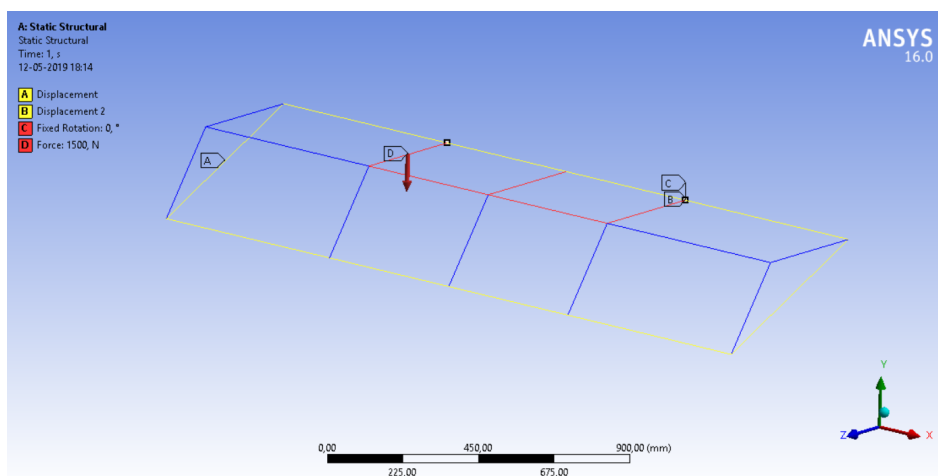


Figura 4.70: Interfaz aplicación de condiciones de bordes.

Es posible apreciar a partir de valores entregados por el monitor de esfuerzos, que la estructura a pesar de estar afecta a cargas equivalentes a más de 150[kg] no presenta deformación excesiva ni permanente, véase figura 4.71:

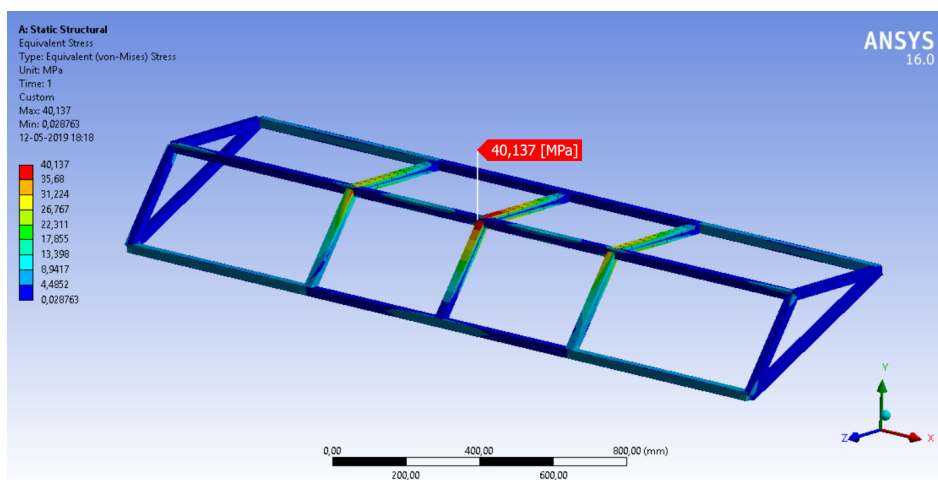


Figura 4.71: Interfaz gráfica esfuerzo equivalente.

Se concluye que el diseño de la estructura tapa cumple con los requerimientos de resistencia establecidos.

4.19. Soldadura

Los perfiles de la estructura se encuentran unidos por medio de uniones soldadas, las cuales deben ser analizadas para prever que estas puedan representar un punto débil en el diseño. En esta sección se establecerán recomendaciones del tipo y grosor del cordón de soldadura a emplear durante su fabricación.

Como fue mencionado en la sección capítulo 3.6, la zona afectada térmicamente durante el proceso de soldadura de una estructura de aluminio presenta una significativa reducción en resistencia mecánica. Esto puede ser remediado aplicando un tratamiento térmico a la estructura post-soldadura, que permita al metal recuperar sus propiedades originales, cuyo resultado es altamente dependiente del tipo de electrodo de soldadura empleado.

Dado que el material de diseño de la estructura corresponde a aleación de aluminio 6061-T6, el electrodo recomendado para su fabricación corresponde a electrodo de aluminio 4043.

El electrodo 4043, especificaciones en el anexo A.4, consiste en un electrodo de aleación de aluminio cuyo principal componente aleante es Silicio. Es ampliamente usado para trabajo con aleación de aluminio 6061-T6 ya que durante el proceso de soldado magnesio es incorporado desde el metal base al cordón, generando una aleación que puede posteriormente ser tratada térmicamente, permitiendo obtener propiedades mecánicas muy cercanas a las originales.

Para determinar el esfuerzo aplicado en los cordones de soldadura se hizo uso de los cálculos estructurales realizados en la sección 4.14.10, en su escenario más crítico.

Dentro de las soluciones especificadas, fueron agregados comandos de monitoreo para la fuerza axial, cortante, torsional y momentos flectores en cada vértice relevante de la estructura. Los diagramas referenciales y los datos obtenidos se presentan en los anexos A.5 y A.6 respectivamente.

Para calcular el esfuerzo en las uniones soldadas se hizo uso de la metodología establecida en el capítulo 9 "Soldadura, adhesión y diseño de uniones permanentes" del libro "Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley"[67], la cual desprecia el ancho de la soldadura en el cálculo de esfuerzo de flexión y torsión, permitiendo trabajar con el segundo momento unitario de área y segundo momento polar unitario de área respectivamente. Las uniones soldadas fueron determinadas de perímetro completo, y de penetración completa, véase figura 4.72:

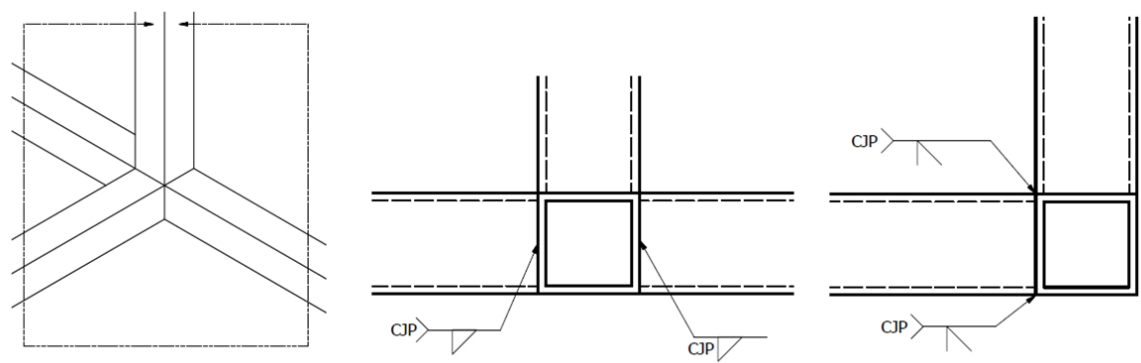


Figura 4.72: Diagrama cordones de soldadura.

En la figura 4.73 se presentan las características geométricas de los cordones de soldadura evaluados:

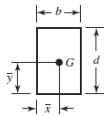
Soldadura	Área de la garganta	Ubicación de G	Segundo momento polar unitario del área	Segundo momento unitario del área
	$A = 1.414h(b + d)$	$\bar{x} = b/2$ $\bar{y} = d/2$	$J_u = \frac{(b + d)^3}{6}$	$I_u = \frac{d^2}{6}(3b + d)$

Figura 4.73: Propiedades geométricas soldadura de perímetro completo.

En las tablas 4.42 y 4.43 se presentan los valores calculados para las uniones soldadas a evaluar:

b	d	Perímetro cordón (P)	Área de garganta
[mm]	[mm]	[mm]	[mm2]
25,4	25,4	101,6	71,83 h

Cuadro 4.42: Propiedades geométricas calculadas cordón de soldadura, parte 1.

Ubicación de G	Radio aplicación (R)	segundo momento polar unitario de área (J)	segundo momento unitario de área (I)
[mm]	[mm]	[mm ³]	[mm ³]
$\bar{x} = 12,7$ $\bar{y} = 12,7$	18	21849,42	10924,70

Cuadro 4.43: Propiedades geométricas calculadas cordón de soldadura, parte 2

Los esfuerzos fueron calculados de manera vectorial y posteriormente combinados para determinar el máximo esfuerzo aplicado al cordón de soldadura, en la tabla 4.44 se presentan los componentes de esfuerzo y su vector unitario correspondiente.

	Tensión	Cortante primario	Cortante primario	Esfuerzo Torsional	Esfuerzo Torsional	Cortante Secundario	Cortante Secundario
Componente	$\hat{i}$	$\hat{j}$	$\hat{k}$	$\hat{j}$	$\hat{k}$	$\hat{i}$	$\hat{i}$
Esfuerzo	$\frac{F_i}{P}$	$\frac{F_j}{P}$	$\frac{F_k}{P}$	$\frac{0,707 * F_i * R}{J}$	$\frac{0,707 * F_i * R}{J}$	$\frac{M_y * \bar{x}}{I}$	$\frac{M_z * \bar{y}}{I}$

Cuadro 4.44: Componentes esfuerzos calculados.

La magnitud del vector de esfuerzo combinado máximo se obtiene mediante una suma vectorial de los componentes de esfuerzo, según la fórmula:

$$\sigma_{max}[N/mm] = \sqrt{(\sum \sigma_i)^2 + (\sum \sigma_j)^2 + (\sum \sigma_k)^2} \quad (4.19.1)$$

Considerando un factor de seguridad de 1,5 [-] y una reducción de resistencia mecánica de 0,9, el espesor de el cordón de soldadura queda dado por la ecuación:

$$h = 1,5 * \frac{\sigma_{max}}{0,577 * 0,707 * S_y * 0,9} \quad (4.19.2)$$

En el anexo A.7 se presenta la tabla con los valores calculados. Como se aprecia en la tabla el ancho de cordón de soldadura máximo requerido es de 3,5 [mm], condición que es factible técnicamente.

A partir del análisis realizado en las secciones 4.14, 4.16, 4.17, 4.18 y 4.19, se concluye que el diseño de la estructura base del canastillo, una vez realizadas las modificaciones

establecidas en la sección 4.14.9, satisface las condiciones de resistencia estructural necesarias para cumplir los requerimientos establecidos en el reglamento de aeronavegabilidad DAR-08 de la DGAC. Los planos dimensionados y de fabricación de la estructura se presentan en el anexo A.8.

4.20. Componentes no Estructurales

4.20.1. Mecanismo Cierre

EL canastillo emplea un mecanismo de cierre frontal que mantiene la tapa cerrada de manera segura durante el transporte de carga y que permite su operación, tanto la apertura como el cierre, empleando una sola mano.

El mecanismo se encuentra compuesto por una manilla horizontal conectada a la cara frontal de la tapa mediante dos uniones apernadas, tensionadas por medio de resortes y dos puntos de enganche fijos en la estructura base.

Al cerrar la tapa el perfil lateral de la manilla engancha en los puntos de enganche de la base y permanece así producto de la tensión de los resortes, previniendo que la tapa pueda ser abierta. La puerta es liberada al aplicar fuerza lateral sobre la manilla, la cual posteriormente puede ser empleada como apoyo para levantar la tapa, véase figura 4.74:

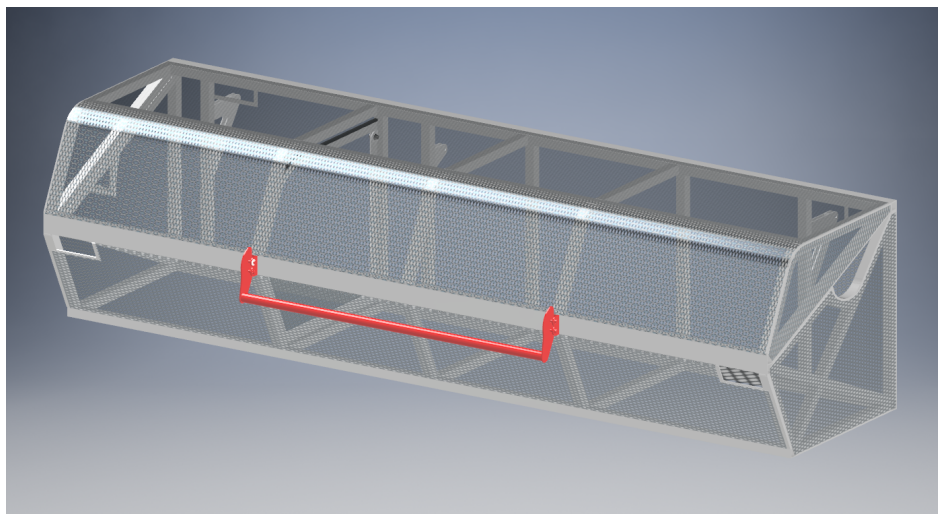


Figura 4.74: Modelo 3D Manilla de Cierre.

Los planos de fabricación y dimensiones del mecanismo de cierre se presentan en el anexo

A.8:

4.20.2. Brazo articulado

EL canastillo incorpora un mecanismo que permite fijar la tapa en su posición abierta para facilitar el manejo de carga. Este se encuentra ubicado de manera externa, en la cara posterior del canastillo para prevenir que interfiera con el volumen de carga y se encuentra compuesto por dos tubos unidos por un pin, anclados mediante uniones pivotadas a la tapa y base del canastillo. Un mango deslizante desciende por gravedad cuando la tapa es extendida, fijando el pivoteo del brazo y anclando la tapa en su posición. Para liberar la tapa el mango deslizante es elevado manualmente, lo que libera la unión pivotada y permite el plegado del brazo, véase figura 4.75:

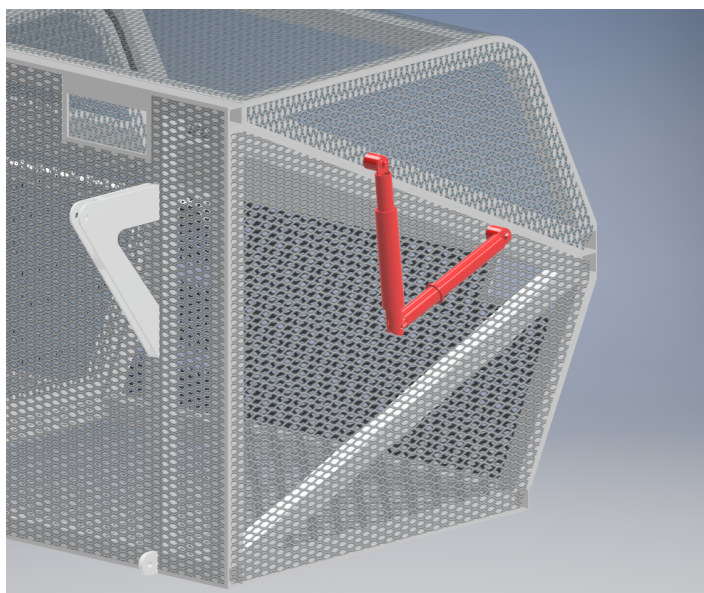


Figura 4.75: Modelo 3D Brazo Articulado.

Los planos de fabricación y dimensiones del mecanismo de cierre se presentan en el anexo A.8:

4.20.3. Manillas de transporte

Aperturas en la malla debajo de los marcos laterales, proveen al personal de tierra puntos de sujeción que facilitan el transporte canastillo e instalación del canastillo, véase figura 4.76:

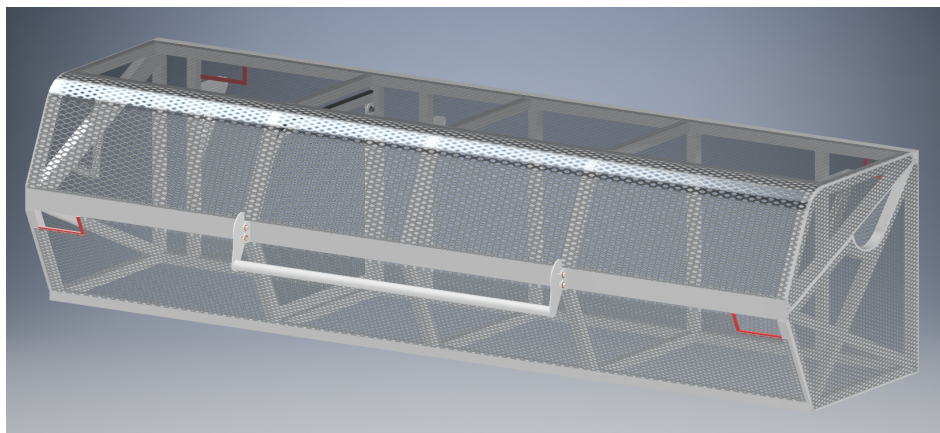


Figura 4.76: Modelo 3D Detalle Manilla de transporte.

4.20.4. Lazos elásticos

Aros metálicos fijos al interior de la estructura sirven de puntos para el enganche de correas y amarras elásticas con el propósito de asegurar y fijar carga al interior del canastillo.

Capítulo 5

Estimación de costos

Los costos fueron estimados a partir de los valores presentes en el mercado local e internacional, con el valor del dólar y Euro en 665 y 755 pesos chilenos respectivamente.

5.1. Calculo Costo Materiales

En la tabla 5.1 se presenta el detalle de los cálculos y costos de materiales y componentes:

Material	Detalle	#	Unidad	\$	Proveedor
Perfiles Cuadrados	6061-T6 / 1"x 0.065"	28	[m]	109.368	OnlineMetals.com
	6061-T6 / 1"x 0.125"	3	[m]	22.004	OnlineMetals.com
Perfiles Redondos	6061-T6 / 0.75"D x 0.083"	2,2	[m]	77.546	OnlineMetals.com
	6061-T6 / 1"D x 0.083"	1	[m]	18.073	OnlineMetals.com
Barra Cuadrada	6061-T6 / 10x10	0,2	[m]	6.195	OnlineMetals.com
Plancha	6061-T6 / e=3mm	0,18	[m2]	30.985	OnlineMetals.com
Perno	NAS6605	9	[u]	7.781	Aircraft Spruce Co.
	NAS1104	2	[u]	3.924	Aircraft Spruce Co.
Golillas	AN960	22	[u]	3.365	Aircraft Spruce Co.
Tuercas	BAC-N10	11	[u]	14.630	Military-Fasteners.com
Mallas	1280AF (24x6,8)	4	[m2]	57.284	EMC
	3/4"x .080"	1	[m2]	58.357	OnlineMetals.com
Costo Total				409.511	

Cuadro 5.1: Cálculos Costo Materiales

5.2. Calculo Costo Mano de Obra

En las tablas 5.2 y 5.3 se presenta el detalle de los cálculos y costos de mano de obra estimados:

Parámetro	#	Unidad	Fuente
Mano de Obra Taller	4.278	\$/hh	INE Chile
Hora Hombre Ingeniería	14.875	\$/hh	Conexión Ingenieros

Cuadro 5.2: Cálculos Costo Mano de Obra

Parámetro	#	Unidad
Mano de Obra Taller	8	h
Hora Hombre Ingeniería	2	h
Costo Mano de obra mecanizado	34.224	\$
Costo Mano de obra Ingenieril	29.750	\$
Costo Mano de Obra Total	63.974	\$

Cuadro 5.3: Cálculos Costo Mano de Obra

5.3. Calculo Costo Soldadura

La estimación de costos de soldadura fue realizada según lo establecido en el Manual de Sistemas y Materiales de Soldadura INDURA [68], el detalle de los valores se presenta en la tabla 5.5:

Parámetro	#	Unidad	Proveedor
Valor Electrodo	13.090	\$/Kg	Kezver Chile
Valor Gas	5.200	\$/m3	MGASES
Mano de Obra Soldadura	9.766	\$/h	Estudios Tarifarios SISS

Cuadro 5.4: Costo Insumos de Soldadura

Parámetro	#	Unidad
Metal depositado	0,358	[Kg/m.l.]
Eficiencia aportación	0,95	[-]
Velocidad	1,55	[kg/h]
Factor Operación	0,15	[-]
Flujo de Gas	0,8	[m3/h]
Costo electrodo	4.933	\$/m
Costo M.O. y G. Grales.	15.037	\$/m
Costo gas	961	\$/m
Costo total por unidad Lineal	20.931	\$/m
Longitud Total Soldadura	2,54	m
Costo Total Soldadura	53.164	\$
Costo Tratamiento Térmico post-soldadura	200.000	\$
Inspección Radiográfica (20 % uniones)	400.000	\$

Cuadro 5.5: Calculo Costo Soldadura

5.4. Calculo Costo Total por Unidad

El costo estimado total por unidad, obtenido de la suma de los costos estimados de mano de obra, materiales y costos de soldadura, se presenta en la tabla 5.6

Parámetro	Monto	Unidad
Costo Total Materiales	409.511	\$
Costo Total Mano de Obra	63.974	\$
Costo Total Soldadura	53.164	\$
Costo Tratamiento Térmico post-soldadura	200.000	\$
Inspección Radiográfica	400.000	\$
Costo Estimado Total por Unidad	1.126.649	\$

Cuadro 5.6: Calculo Costo Total por Unidad

Capítulo 6

Evaluación y Comparación

El diseño elaborado en esta memoria de titulación cumple tanto con los requerimientos explícitos establecidos así como con los determinados durante el levantamiento y análisis de información, contando con la capacidad tanto másica, de 130[kg], como volumetrica, de 0,48[m³], para transportar las cargas establecidas, empleando materiales con alta resistencia a la corrosión, y cumpliendo de manera rigurosa con las normas y requerimientos establecidos en el reglamento de aeronavegabilidad vigente, DAR-08 de la DGAC.

El diseño propuesto ofrece un aumento en la capacidad de carga másica de 10 % y volumetrica de 92 % en comparación al canastillo modelo HUB1 y presenta una mayor resistencia a la corrosión al estar fabricado de aluminio en lugar del acero SAE 1010 recubierto con primer epóxico.

El diseño cuenta con características que comparativamente potencian sus facultades como estructura de carga multipropósito, manteniendo un diseño ergonómico, así como la altura de acceso del original. El canastillo HUB2 emplea los mismos puntos duros en el fuselaje y retiene los mismos métodos de operación y manejo empleados por el canastillo HUB1.

El diseño propuesto, pesando aproximadamente 24 [kg], tiene además un peso 22 % menor en comparación al canastillo HUB1, facilitando su manejo y transporte por parte del personal de tierra, así como aumentando el rendimiento de la aeronave durante su uso.

Capítulo 7

Recomendaciones de Fabricación

Para garantizar lo determinado por la evaluación estructural realizada en el capítulo 4.14, se plantean las siguientes recomendaciones de fabricación:

Emplear material certificado y/o verificar la resistencia del material adquirido mediante un ensayo de las propiedades mecánicas del material, con el objetivo de garantizar que este cumple con las especificaciones de diseño empleadas en este trabajo.

Las uniones soldadas deben ser realizadas por un soldador certificado y sometidas a verificación radiográfica. A partir de los cálculos realizados en el capítulo 4.19 se recomienda una soldadura de filete de penetración completa, a perímetro completo y con un ancho de cordón de soldadura de 3,5 [mm].

En el caso de elaboración de un gran número de unidades, se recomienda el diseño y elaboración de un Jig de manufactura, que facilite y aumente la eficiencia del proceso.

Capítulo 8

Conclusiones

El presente trabajo de título cumplió con los objetivos establecidos, elaborando un diseño final que cumple satisfactoriamente con los requerimientos explícitamente establecidos así como con los determinados de manera independiente durante el proceso de levantamiento y análisis de información.

La normativa vigente fue estudiada y considerada en el diseño, cumpliendo este con los requerimientos establecidos para acreditar aeronavegabilidad.

Se realizaron estimaciones de los costos de fabricación, y se obtuvo un costo por unidad de \$1.126.649 resultó acorde a lo esperado para dispositivos dentro del rubro. El empleo de perfiles de aluminio comerciales y otros elementos “off-the-shelf” redujo el costo de materiales y procesos de manufactura. A mayor abundamiento, se elaboró recomendaciones y planos de fabricación.

Gracias a el uso de recursos computacionales y una cuidadosa selección de materiales fue posible expandir en un rubro altamente solicitante como lo es el área aeronáutica.

El empleo de material adecuado, con una mayor relación resistencia/peso y una significativa optimización del diseño producto del uso de software de diseño asistido por computadora, conllevó a que el diseño elaborado ofreciera capacidades de carga tanto másica como volumetrica superiores en comparación al canastillo modelo HUB1, con un incremento de 10 % y 92 % respectivamente, contando con un peso estructural 22 % menor y ofreciendo al mismo tiempo un incremento en su resistencia a la corrosión.

Los principales contratiempos encontrados durante el desarrollo de este trabajo consistieron en dificultades en la configuración y empleo de software, y el acceso dentro de Chile a

proveedores de aleaciones aluminio y a empresas que contaran con personal con experiencia y conocimiento en el trabajo del mismo.

A

Anexos

A.1. Puntos Construcción Base

1	1	0	0	0
1	2	0	0	500
1	3	440	0	0
1	4	550	0	250
1	5	0	-620	0
1	6	0	-620	500
1	7	440	-620	0
1	8	550	-620	250
1	9	0	-1072	0
1	10	0	-1072	500
1	11	440	-1072	0
1	12	550	-1072	250
1	13	0	-1525	0
1	14	0	-1525	500
1	15	440	-1525	0
1	16	550	-1525	250
1	17	0	-2120	0
1	18	0	-2120	500
1	19	440	-2120	0
1	20	550	-2120	250
1	21	0	-255	0
1	22	0	-255	500
1	23	0	-255	405
1	24	-133	-255	405
1	25	-554	-255	179
1	26	0	-1385	0
1	27	0	-1385	500
1	28	0	-1385	405
1	29	-68	-1385	405
1	30	-342	-1385	139
1	31	0	-2047	0
1	32	0	-2047	500
1	33	0	-2047	405
1	34	-133	-2047	405
1	35	0	-2047	305
1	36	-380	-2047	130
1	37	0	-2047	204
1	38	0	-255	204

A.2. Puntos Construcción Adicionales Base

1	1	316	0	136
---	---	-----	---	-----

A.3. Puntos Construcción Tapa

1	1	0	250	375
1	2	0	250	0
1	3	0	0	550
1	4	-620	250	375
1	5	-620	250	0
1	6	-620	0	550
1	7	-1072	250	375
1	8	-1072	250	0
1	9	-1072	0	550
1	10	-1525	250	375
1	11	-1525	250	0
1	12	-1525	0	550
1	13	-2145	250	375
1	14	-2145	250	0
1	15	-2145	0	550

A.4. Especificaciones Electrodo 4043



ALLOY 4043 WELD DATA SHEET

TYPICAL APPLICATIONS

- Welding Filler Wire
- Spray and Flame Metallizing Wire

GENERAL INFORMATION

- Trade Designation: Almigweld and Altigweld
- Non-Heat treatable
- Similar to AlSi5 (Germany), BS N21 (United Kingdom)
- EN ISO 18273 designation AlSi5
- Principle alloying element: Silicon
- Applicable specifications: ANSI/AWS A5.10 (ER & R), AMS 4190 (Chemistry Only)

WELDING APPROVALS

- Canadian Welding Bureau Lloyd's Register
- CE DB

TYPICAL PROPERTIES

Melting range: 1065 - 1170°F
 Conductivity: 42 % IACS (-O)
 Density: .097 lbs./cu. in.

Resistance to corrosion: B (Gen) A (SCC)
 Anodize Color: Gray

CHEMISTRY

<u>SILICON</u>	<u>IRON</u>	<u>COPPER</u>	<u>MANGANESE</u>	<u>MAGNESIUM</u>	<u>CHROMIUM</u>	<u>ZINC</u>	<u>TITANIUM</u>	<u>BERYLLIUM</u>	<u>OTHERS</u>		<u>ALUM</u>
									<u>EACH</u>	<u>TOTAL</u>	<u>REM</u>
4.5-6.0	0.8	0.30	0.05	0.05	----	0.10	0.20	0.0003	0.05	0.15	

NOTE: SINGLE VALUES ARE MAXIMUM UNLESS OTHERWISE NOTED.

TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES OF GTAW GROOVE JOINT WELDS

BASE ALLOY	BASE ALLOY PROPERTIES			AS WELDED			POSTWELD HEAT-TREATED AND AGED ¹		
	UTS (KSI)	UYS (KSI)	ELONG (%)	UTS (KSI)	UYS (KSI)	ELONG (%)	UTS (KSI)	UYS (KSI)	ELONG (%)
2014-T6	70	60	13	34	28	4	50	-----	2
6061-T4	35	21	22	27	18	8	35 ²	-----	8 ²
6061-T6	45	40	12	27	18	8	44	40	5
6063-T4	25	22	22	20	10	12	30	-----	13

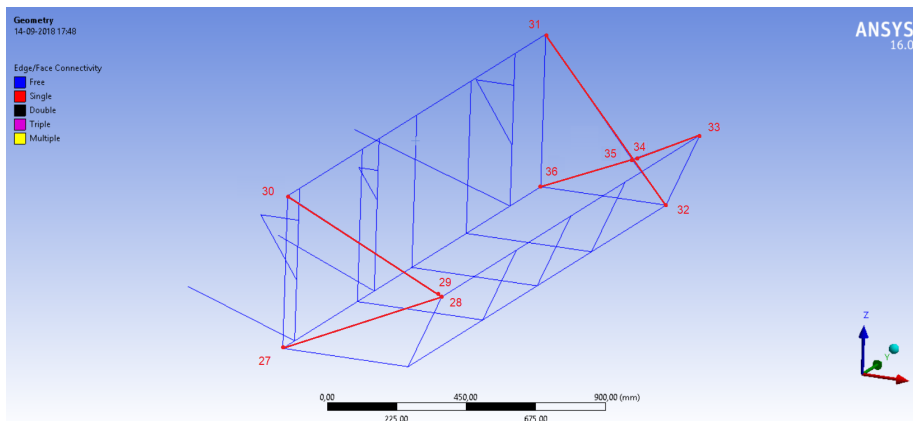
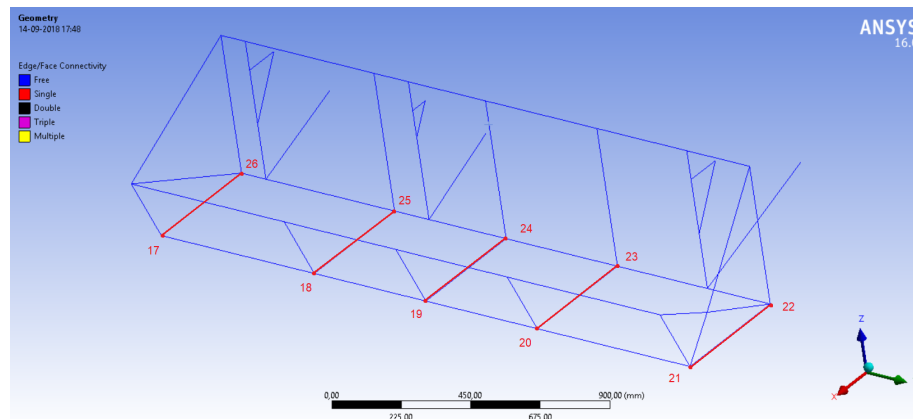
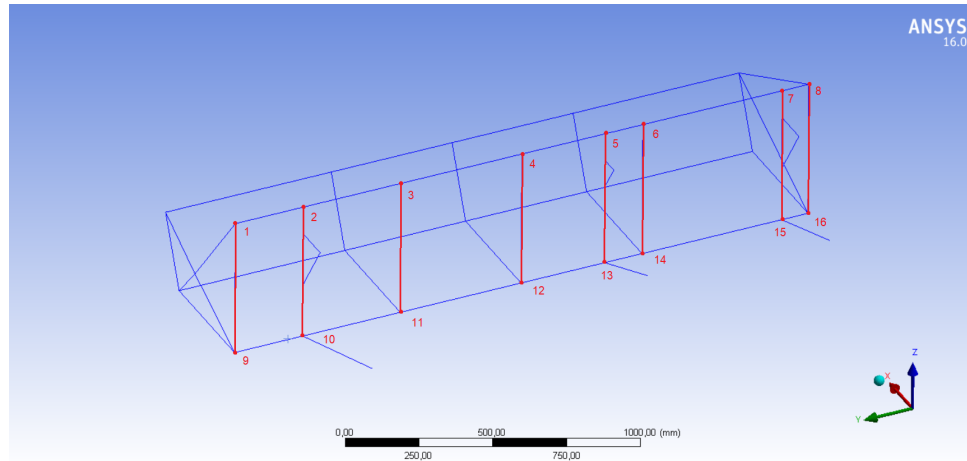
(1) REQUIRES SUFFICIENT DILUTION OF BASE METAL INTO WELD POOL FOR HEAT TREAT AND/OR AGE RESPONSE. REFER TO ALCOTECHNIC CONCERNING ALLOY 4643 FOR ADDITIONAL INFORMATION

(2) POSTWELD AGED ONLY.

AlcoTec Wire Corporation

2750 Aero Park Dr., Traverse City, MI 49686-9263 U.S.A. 1-800-228-0750 FAX: 231-941-9154
 E-mail: sales@alcotec.com Website: www.alcotec.com

A.5. Diagramas Referencia Uniones Soldadas



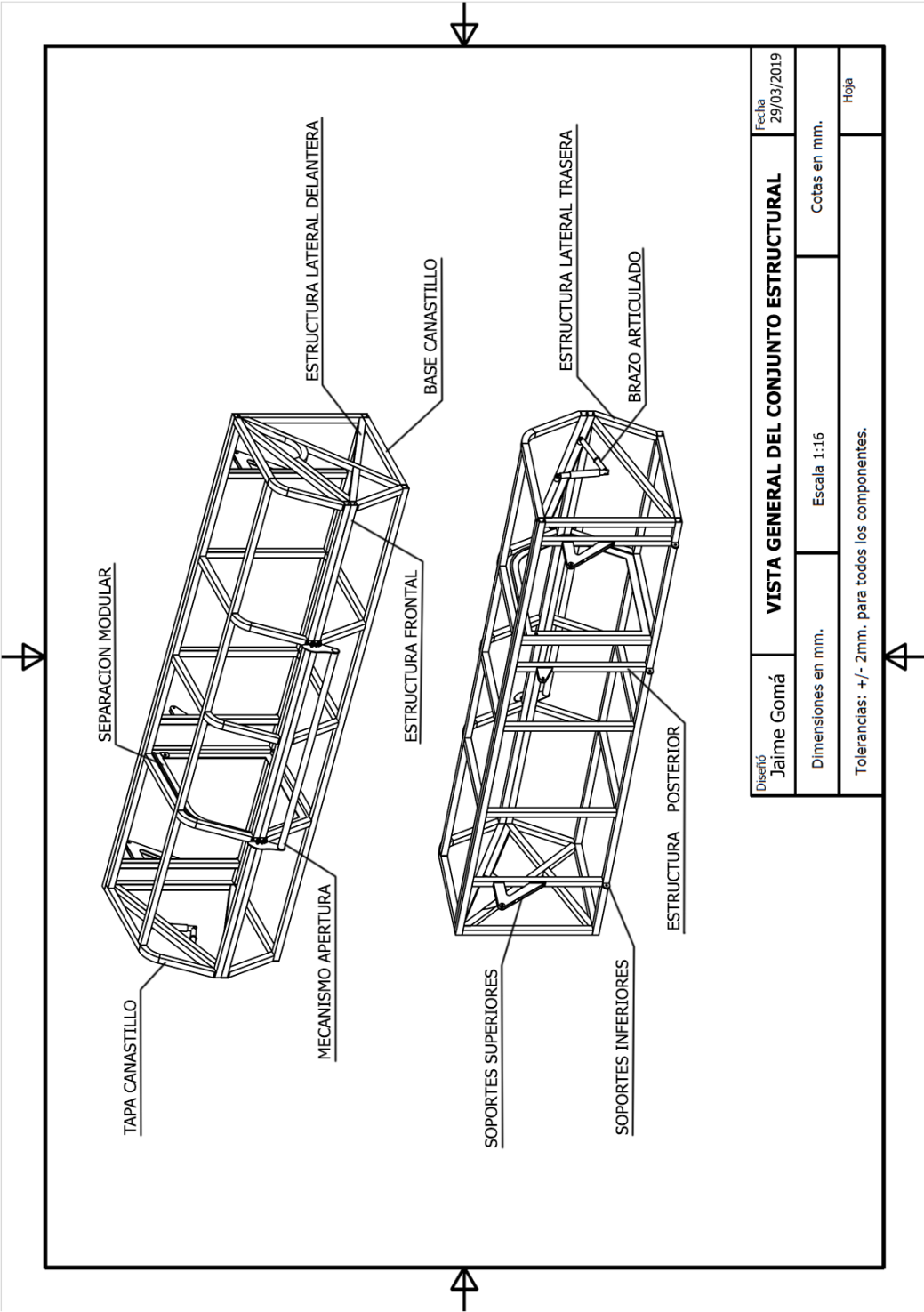
A.6. Fuerzas y Momentum en Uniones Soldadas

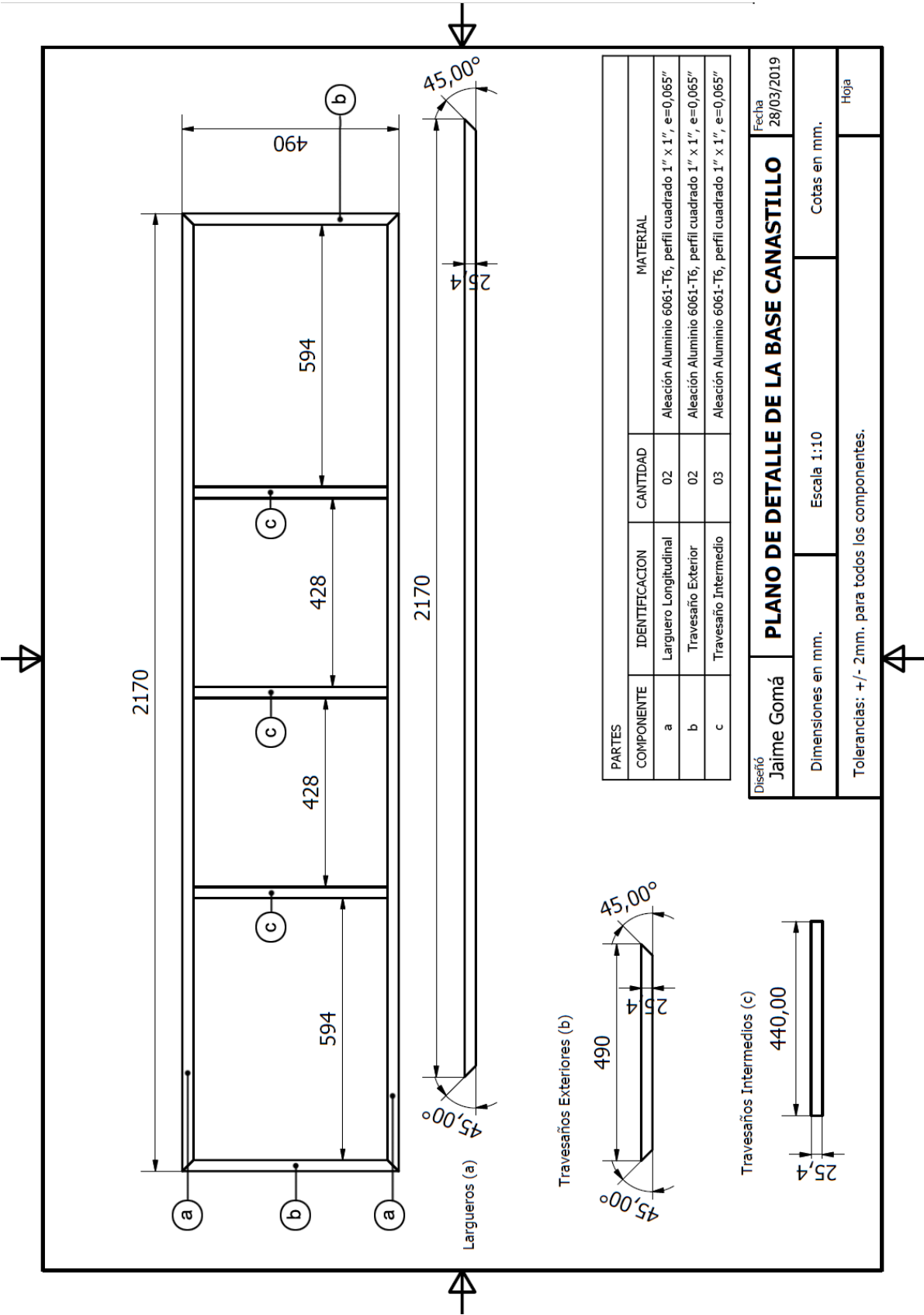
Unión	Fuerza			Momentum		
	[N]	[N]	[N]	[Nmm]	[Nmm]	[Nmm]
	Ax	Fy	Fz	Tx	My	Mz
1	320	35	129	25196	37609	6187
2	1778	1444	248	65403	15757	40028
3	725	-299	-321	6164	84390	-38774
4	737	-272	149	-3496	36874	114300
5	1452	399	298	-8152	39820	53672
6	691	305	-132	-537	32735	-49715
7	299	1363	4,3	31103	14178	41131
8	205	-24	-65	14525	17805	-12702
9	-323,44	34	129	-25916	2215,6	-11702
10	2782	-2064	-172	-29924	-24745	113710
11	720	-299	-321	6164	-80418	114480
12	731	272	149	-3496	-39783	-25359
13	1843	-780	-99	132	-5837	102370
14	691,15	-305	-132	-537	-35059	107000
15	2542,9	-1357	-439	26771	-69735	63890
16	205	-24	-65	14525	-15555	25
17	196	138	203	-15615	14000	-24286
18	-132	-49	-346	-13799	-70702	-10111
19	215	-101	175	1741	-31825	-22603
20	-82	-100	231	-802	-49018	-40670
21	-1389	-176	-202	11581	15000	-38985
22	-1389	-233	297	11581	35539	51108
23	-82	731	-157	-802	162950	16045
24	215	-158	675	1741	155280	34583
25	-132	-49	-845	-13799	191520	-10111
26	196	80	-296	-15615	33741	23701
27	-1611	85,5	21	-10455	8455	-29468
28	-1608	85,5	15	-10455	-2377	22229
29	1339	9,3	-38	-3535	8102	33207
30	1342	9,3	-31	-3535	-12718	27545
31	1714	177	15	-9561	-2294	81269
32	1797	-350	-15	-1122	-994	48402
33	256	173	-10	17600	3586	-8708
34	255	173	-7	17600	1438	53751
35	316	-355	56	7878	-3027	42862
36	314	-355	60	7878	16726	79279

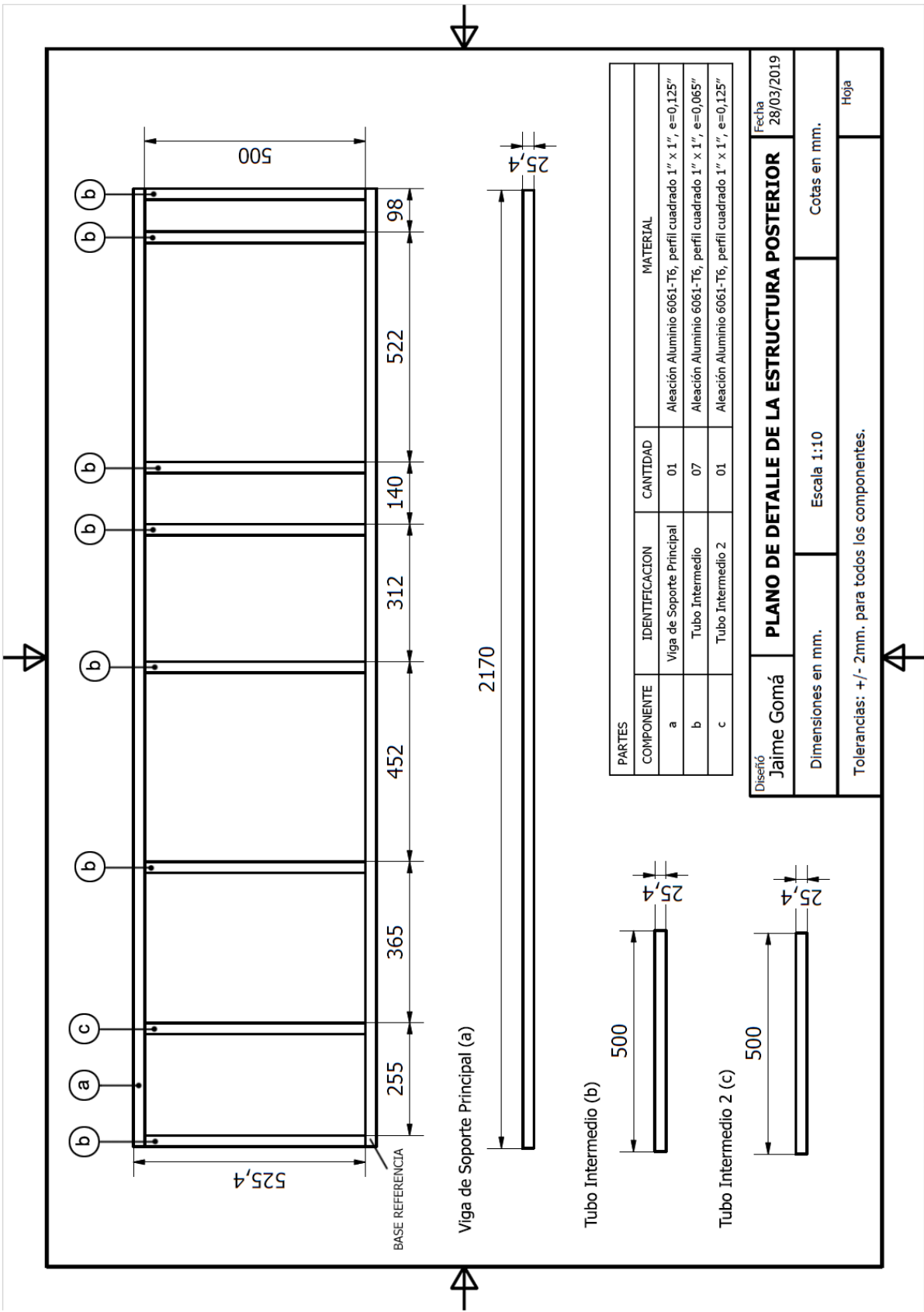
A.7. Cálculos Esfuerzo Uniones Soldadas

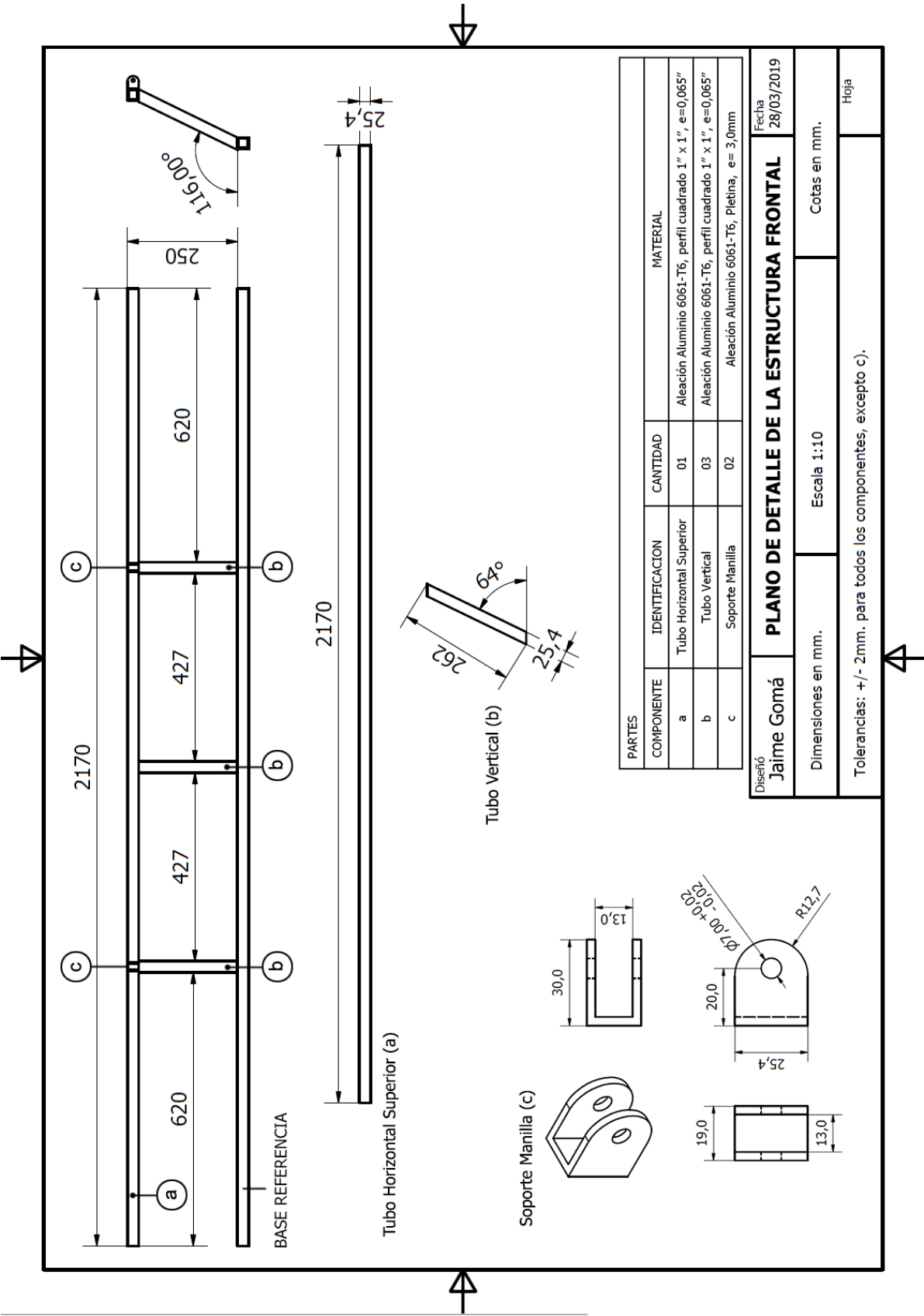
Esfuerzos							Resultados	
N/mm i	N/mm j	N/mm k	N/mm i	N/mm k	N/mm i	N/mm i	N/mm	mm
Axial Streets	Direct Y	Direct Z	Torsional j	Torsional k	Streets My	Streets Mz	Ft	h
3,1	0,3	1,3	14,6	14,6	43,7	7,2	58,3	0,8
17,5	14,2	2,4	38,0	38,0	18,3	46,5	105,6	1,6
7,1	2,9	3,2	3,6	3,6	98,1	45,1	150,6	2,2
7,3	2,7	1,5	2,0	2,0	42,9	132,9	183,1	2,7
14,3	3,9	2,9	4,7	4,7	46,3	62,4	123,5	1,8
6,8	3,0	1,3	0,3	0,3	38,1	57,8	102,7	1,5
2,9	13,4	0,0	18,1	18,1	16,5	47,8	76,4	1,1
2,0	0,2	0,6	8,4	8,4	20,7	14,8	39,5	0,6
3,2	0,3	1,3	15,1	15,1	2,6	13,6	29,6	0,4
27,4	20,3	1,7	17,4	17,4	28,8	132,2	193,0	2,9
7,1	2,9	3,2	3,6	3,6	93,5	133,1	233,8	3,5
7,2	2,7	1,5	2,0	2,0	46,2	29,5	83,1	1,2
18,1	7,7	1,0	0,1	0,1	6,8	119,0	144,1	2,1
6,8	3,0	1,3	0,3	0,3	40,8	124,4	172,0	2,6
25,0	13,4	4,3	15,6	15,6	81,1	74,3	183,7	2,7
2,0	0,2	0,6	8,4	8,4	18,1	0,0	23,7	0,4
1,9	1,4	2,0	9,1	9,1	16,3	28,2	48,9	0,7
1,3	0,5	3,4	8,0	8,0	82,2	11,8	96,3	1,4
2,1	1,0	1,7	1,0	1,0	37,0	26,3	65,5	1,0
0,8	1,0	2,3	0,5	0,5	57,0	47,3	105,1	1,6
13,7	1,7	2,0	6,7	6,7	17,4	45,3	77,4	1,2
13,7	2,3	2,9	6,7	6,7	41,3	59,4	115,2	1,7
0,8	7,2	1,5	0,5	0,5	189,4	18,7	209,0	3,1
2,1	1,6	6,6	1,0	1,0	180,5	40,2	223,0	3,3
1,3	0,5	8,3	8,0	8,0	222,6	11,8	236,4	3,5
1,9	0,8	2,9	9,1	9,1	39,2	27,6	70,4	1,1
15,9	0,8	0,2	6,1	6,1	9,8	34,3	60,7	0,9
15,8	0,8	0,1	6,1	6,1	2,8	25,8	45,4	0,7
13,2	0,1	0,4	2,1	2,1	9,4	38,6	61,3	0,9
13,2	0,1	0,3	2,1	2,1	14,8	32,0	60,1	0,9
16,9	1,7	0,1	5,6	5,6	2,7	94,5	114,4	1,7
17,7	3,4	0,1	0,7	0,7	1,2	56,3	75,2	1,1
2,5	1,7	0,1	10,2	10,2	4,2	10,1	23,1	0,3
2,5	1,7	0,1	10,2	10,2	1,7	62,5	68,5	1,0
3,1	3,5	0,6	4,6	4,6	3,5	49,8	57,3	0,9
3,1	3,5	0,6	4,6	4,6	19,4	92,2	115,1	1,7

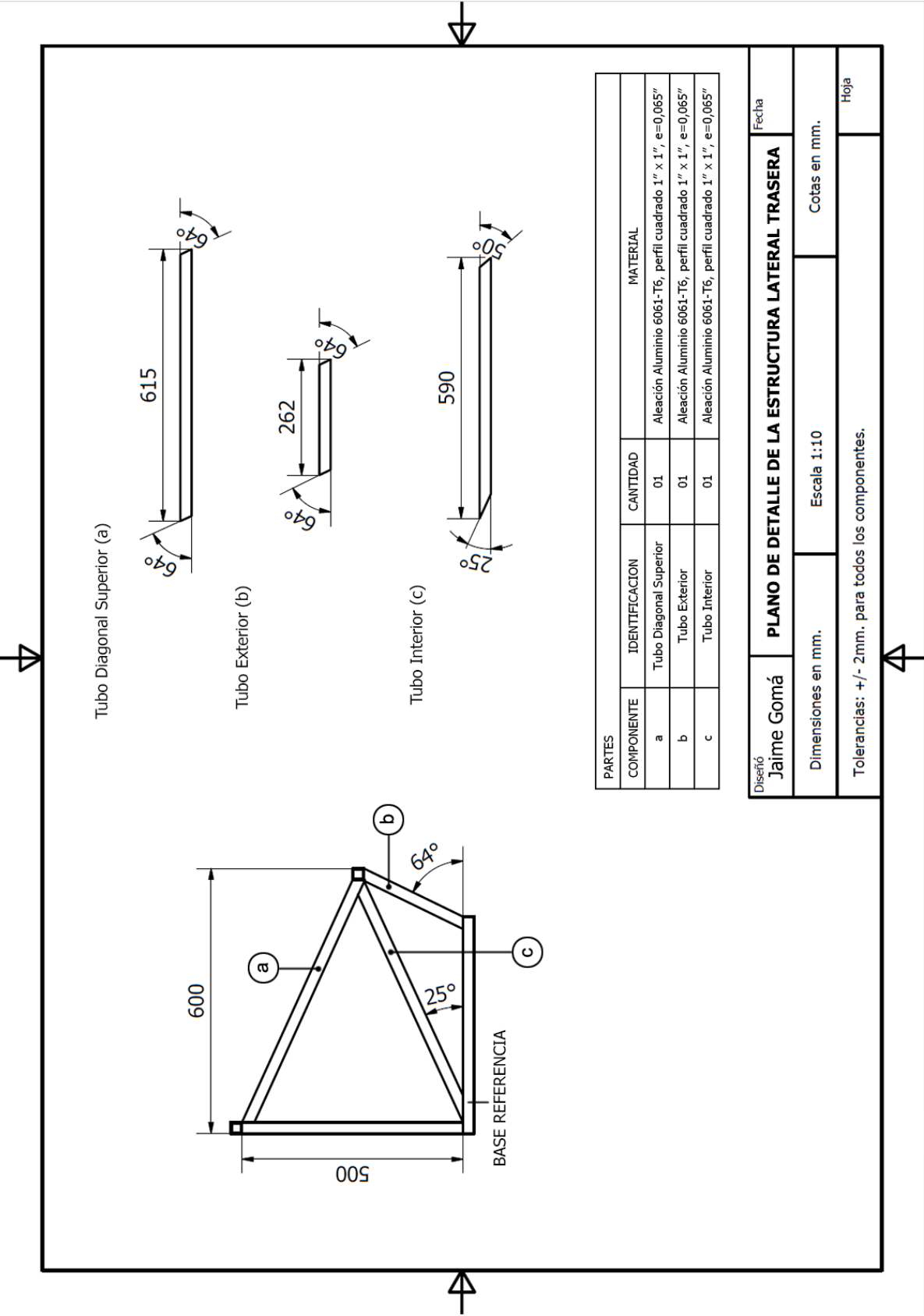
A.8. Planos de Estructurales de Fabricación

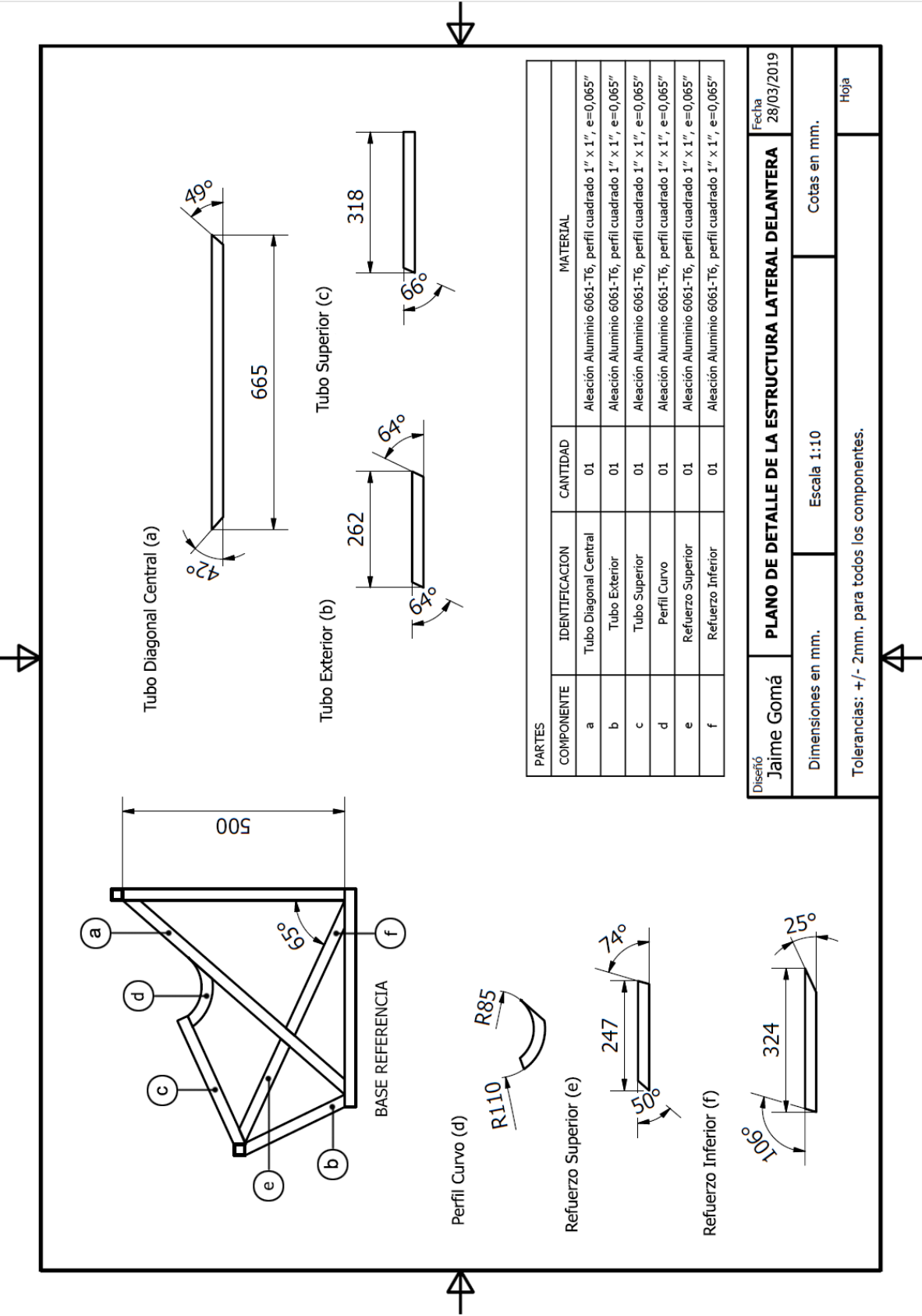


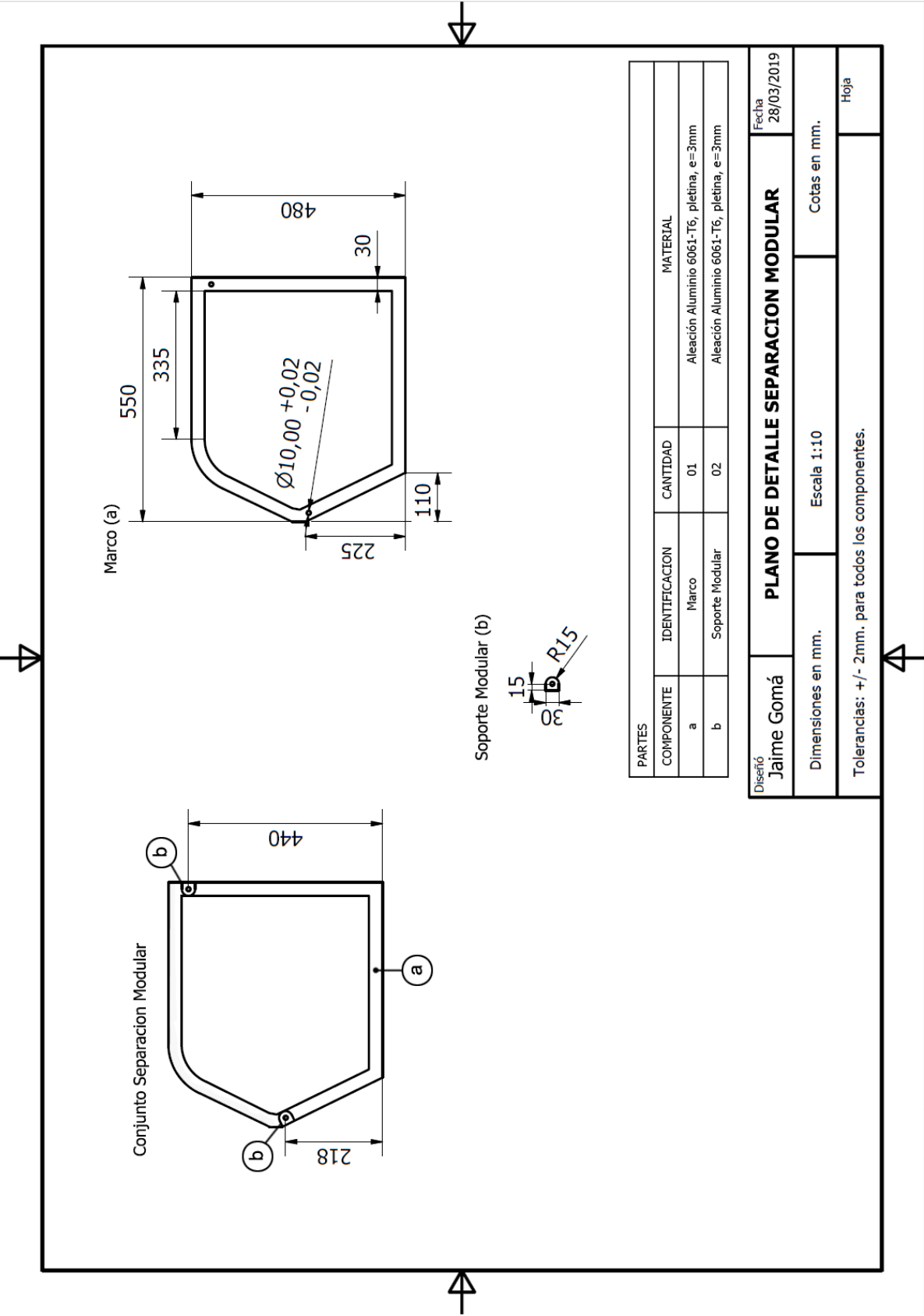


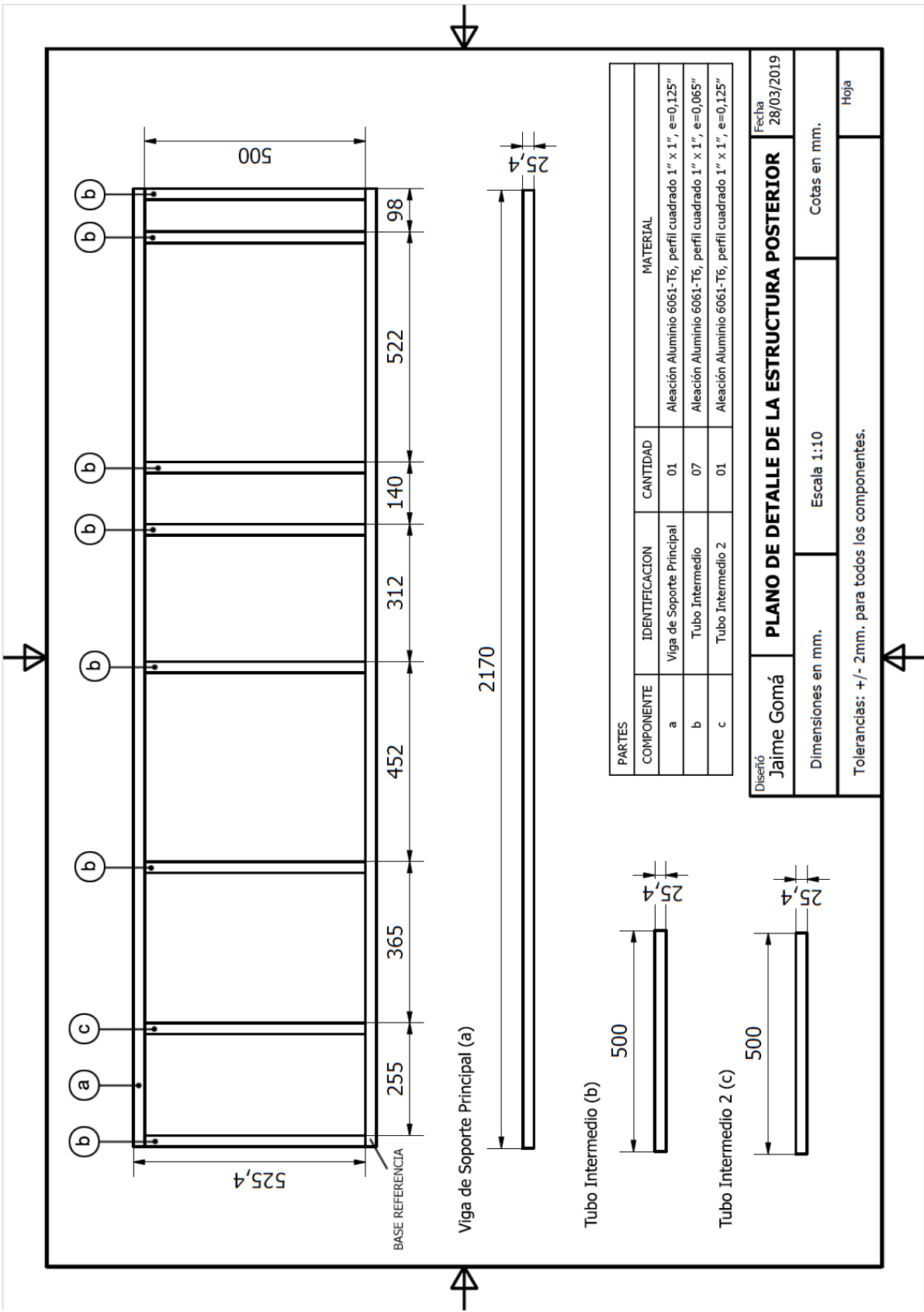


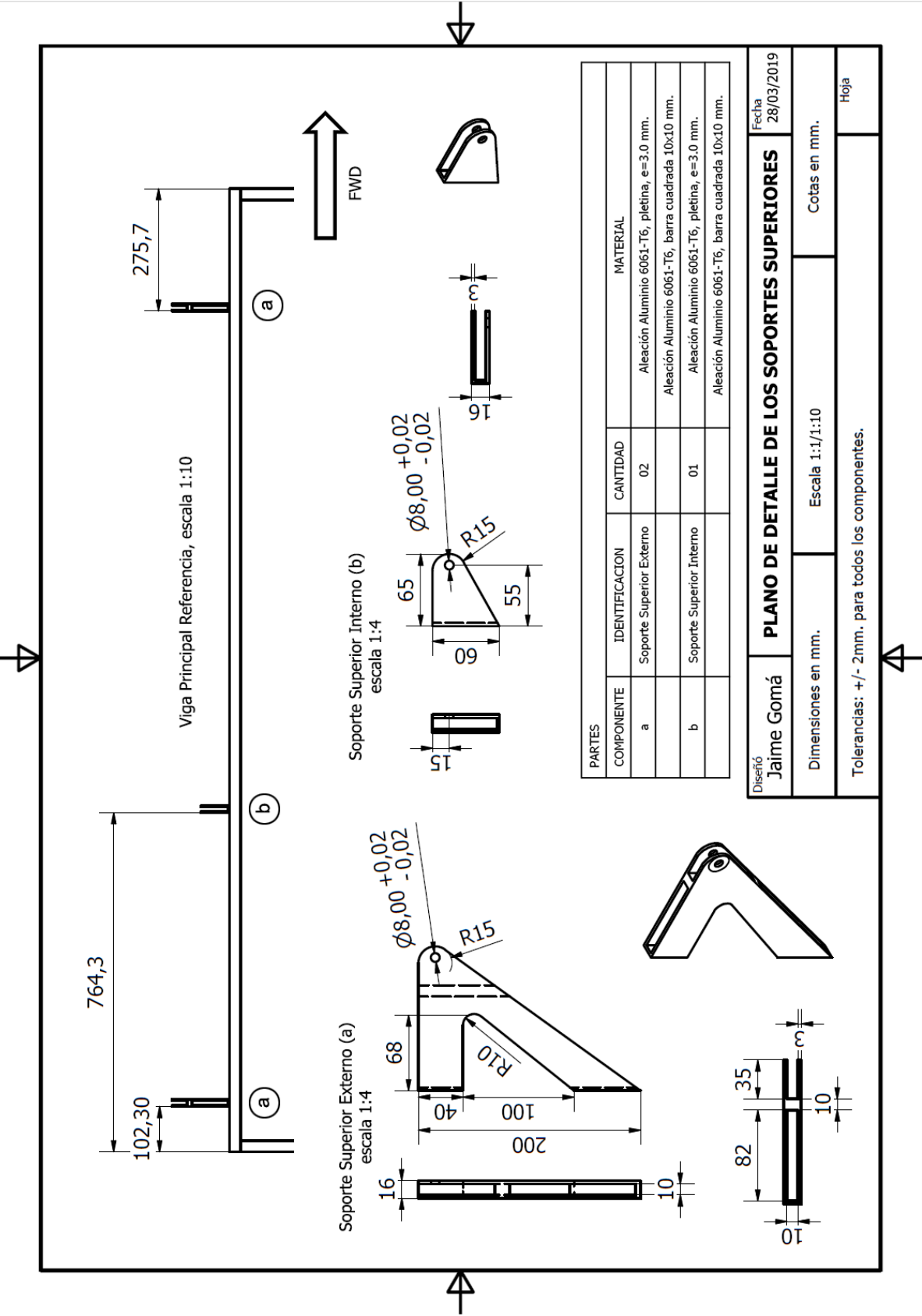


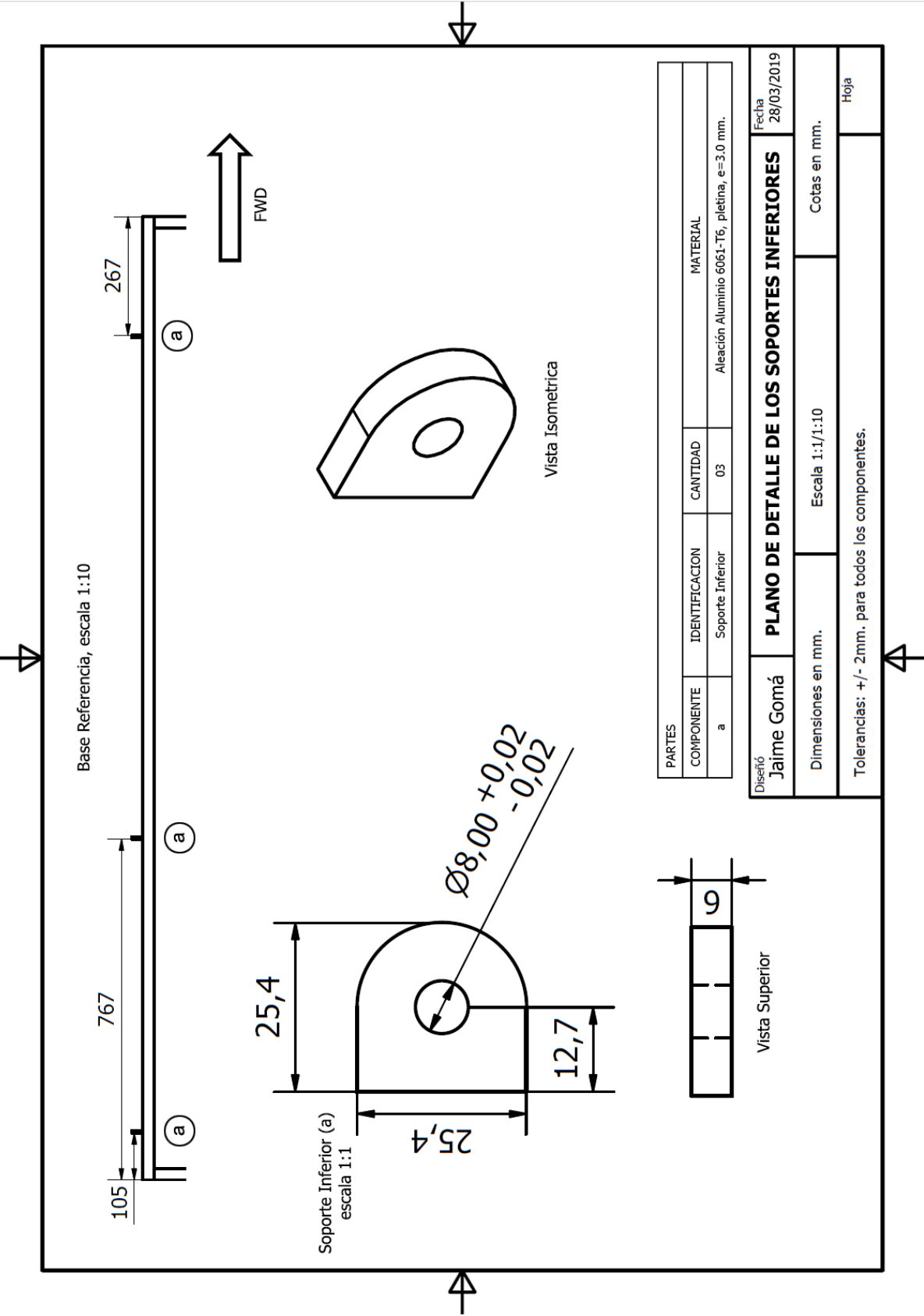


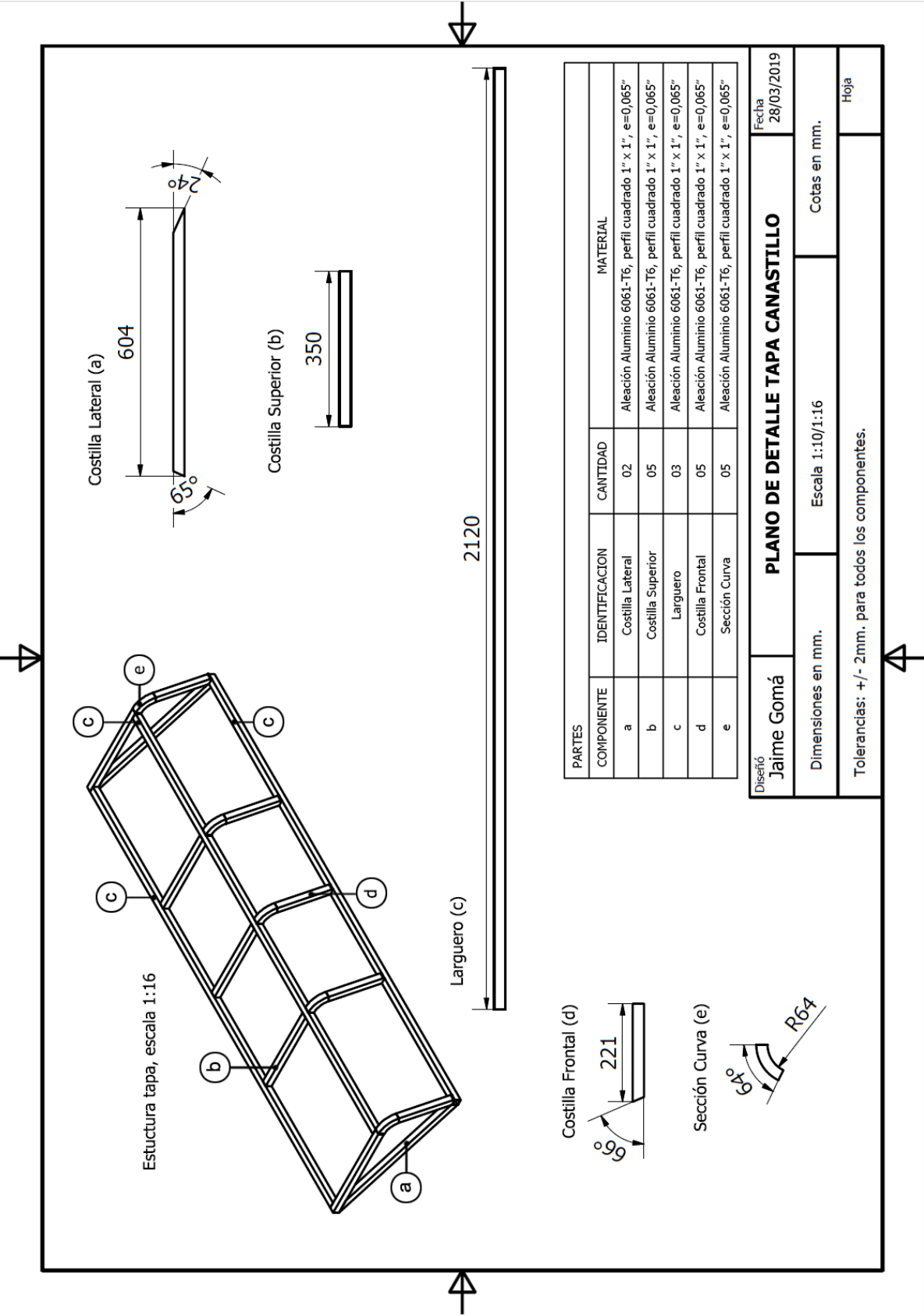


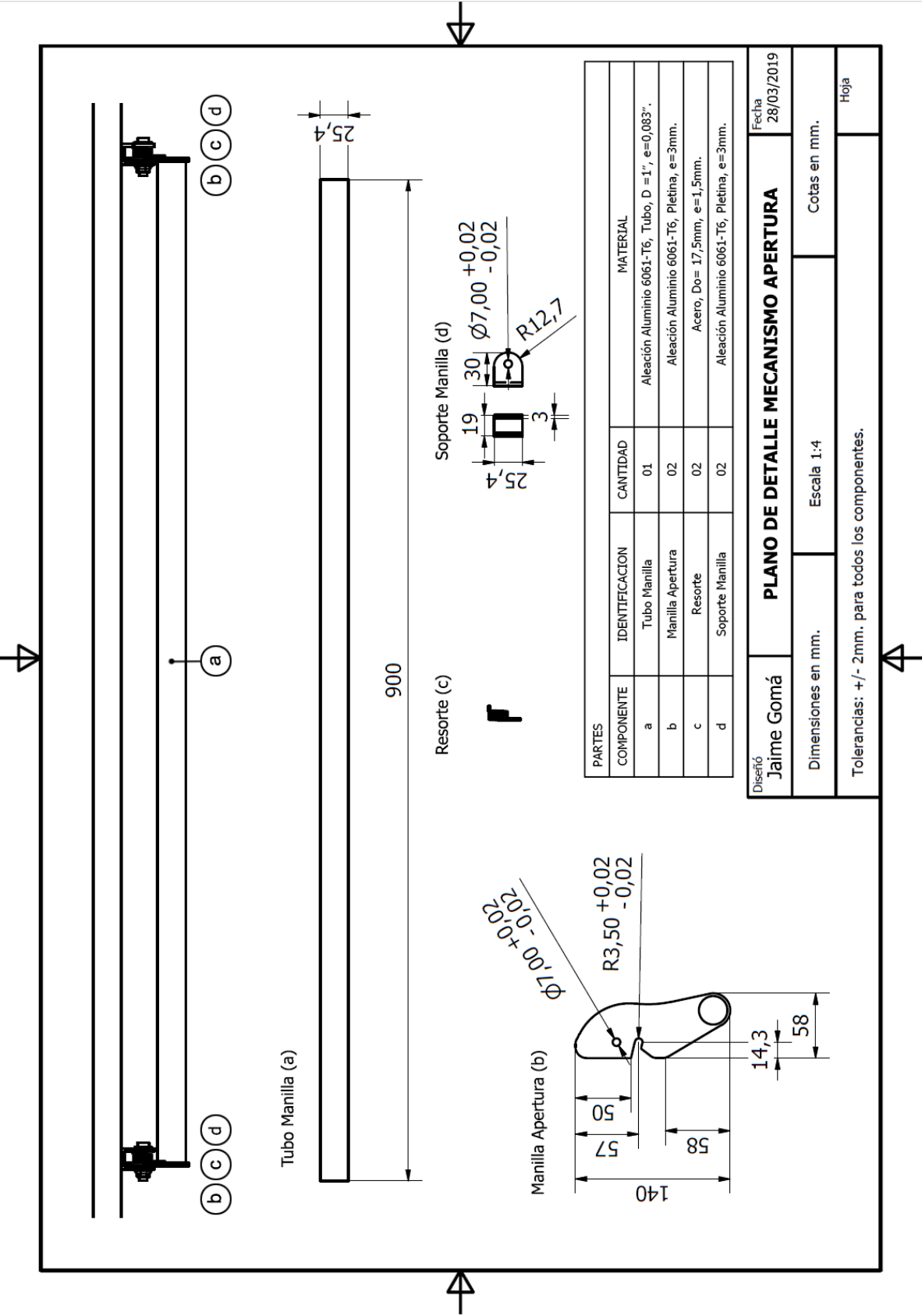


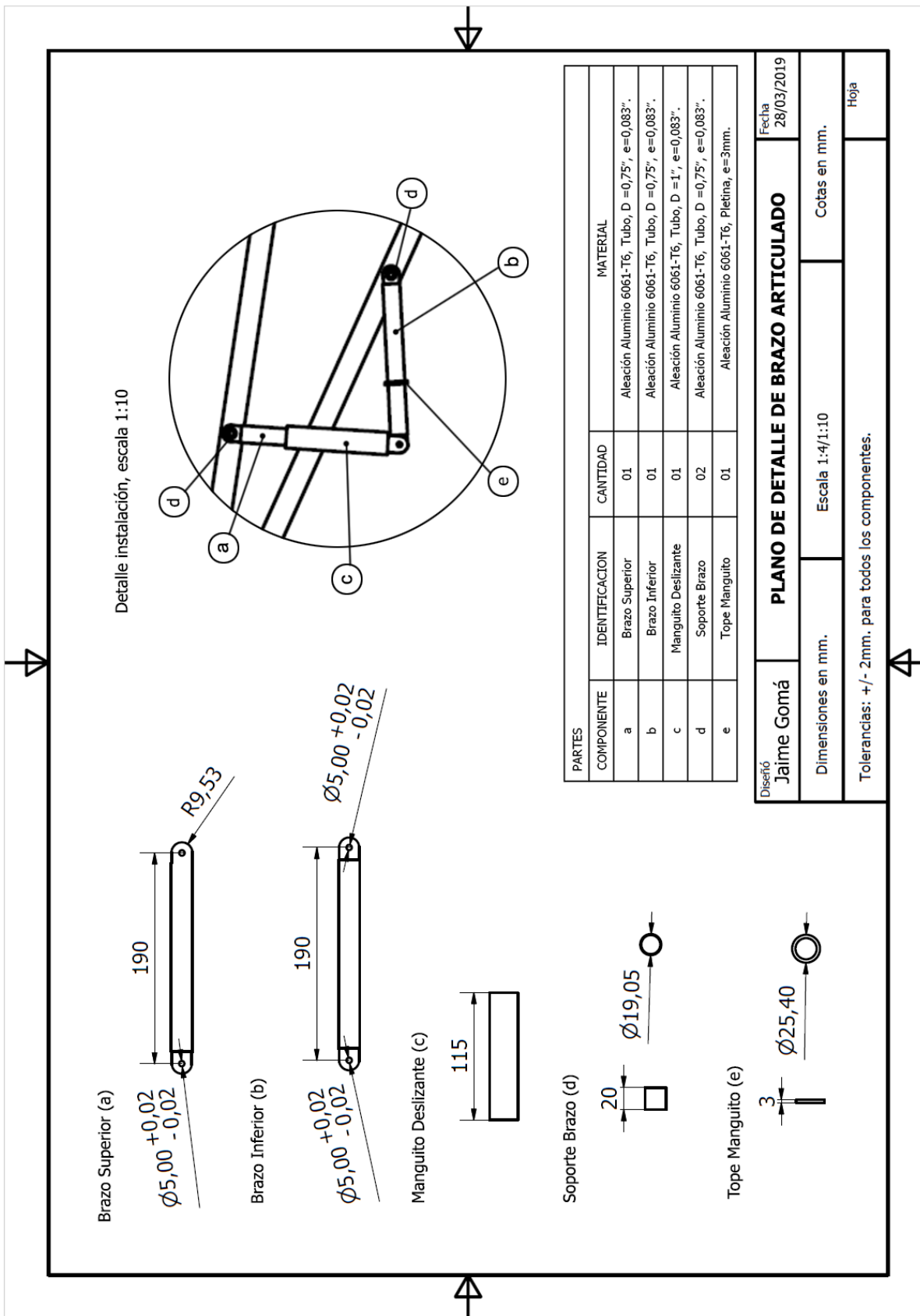


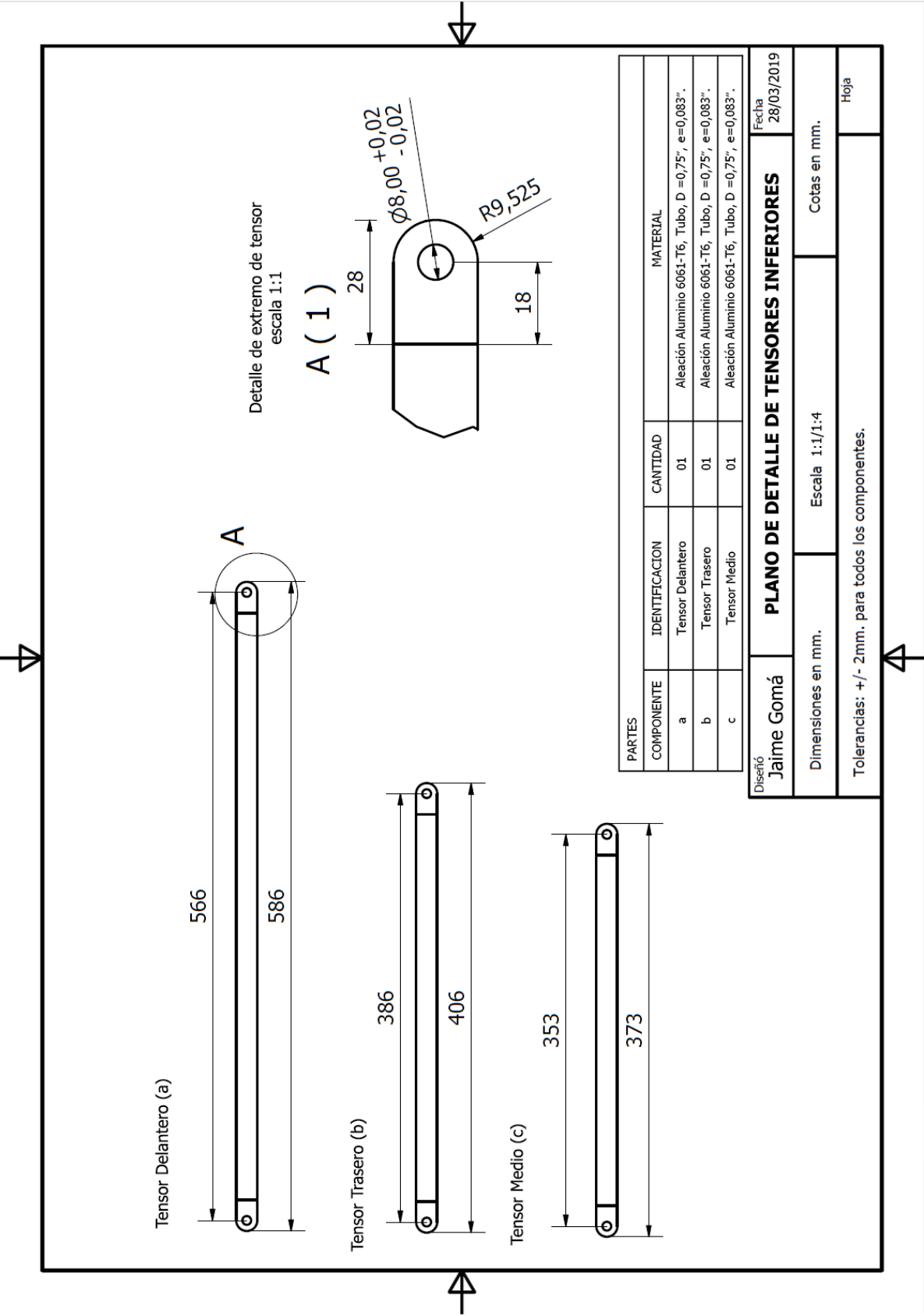












Bibliografía

- [1] WATERAX. *Wildfire MARK-3 Data Sheet*, Mayo 2018.
- [2] Asm aerospace specification metals inc. Aluminum 6061-T6. [en línea]
<<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma6061t6>>. [consulta: Marzo 2019].
- [3] Dirección General de Aeronáutica Civil. *DAN 14 155 - Diseño y Operación de Helipuertos*, mar 2017.
- [4] Ukessays. Advantage And Disadvantages Of Fixed Wing Versus Rotor Wing Engineering Essay. [en línea]
<<https://www.ukessays.com/essays/engineering/advantage-and-disadvantages-of-fixed-wing-versus-rotor-wing-engineering-essay.php>>. [consulta: Marzo 2019].
- [5] International Civil Aviation Organization. *Annex 7 to the Convention on International Civil Aviation*, Marzo 2018.
- [6] National aeronautics and space administration. What Is a Helicopter? [en línea]
<<https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-a-helicopter-58.html>>. [consulta: Marzo 2019].
- [7] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. *Rotorcraft Flying Handbook*, Marzo 2000.
- [8] Greg goebel. The Bell UH-1 Huey. [en línea]
<<https://web.archive.org/web/20080711193041/http://www.vectorsite.net/avhuey.html>>. [consulta: Marzo 2019].

- [9] U.S. Army. *Manuals Combined: UH-1 HUEY Army Helicopter Maintenance, Parts and Repair Manuals*, Octubre 1984.
- [10] Naval helicopter association. Huey/USMC “Slick” Helicopter. [en línea] <<http://www.nhahistoricalociety.org/index.php/uh-hh-1bcelkm-bell-204-205-huey-usmc-slick-helicopter/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [11] Hueycouk. Bell Model 205A. [en línea] <http://www.huey.co.uk/huey_servicebook.php/>. [consulta: Marzo 2019].
- [12] Aircraftinteriorsca. Bell 205 Passenger Troop Seat Cushions. [en línea] <<http://www.aircraftinteriors.ca/helicopters/Bell-Helicopters/bell-205/bell-205-troop-seat-cushions/index.php/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [13] Aviapro. El helicóptero UH-1. [en línea] <<http://avia-es.com/blog/vertolet-uh-1-iroquois-foto-video-harakteristiki/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [14] Flugzeuginfo.net. Bell Helicopter Bell 205. [en línea] <http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_205_en.php/>. [consulta: Marzo 2019].
- [15] Sei industries ltd. Bambi Bucket, The Ultimate Aerial Firefighter. [en línea] <<https://www.sei-ind.com/products/aerial-firefighting//>>. [consulta: Marzo 2019].
- [16] Nasa kennedy. ‘Bambi Bucket’ Training Prepares Helicopter Crews for Fighting Fires. [en línea] <<https://www.nasa.gov/content/bambi-bucket-training-prepares-helicopter-crews-for-fighting-fires/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [17] Conaf. Operaciones aéreas. [en línea] <<http://www.conaf.cl/incendios-forestales/>>

[combate-de-incendios-forestales/operaciones-areas//>](#).
[consulta: Marzo 2019].

- [18] Steve brachmann. Don Arney's Bambi Bucket, a major contribution to aerial firefighting tech from the 1980s. [en línea]
<<http://www.ipwatchdog.com/2017/10/02/don-arneys-bambi-bucket-aerial-firefighting-tech/id=88568//>>. [consulta: Marzo 2019].
- [19] Departamento Seguridad Operacional, Subdepartamento Licencias, DGAC. *BELL 204/205/UH-1 SERIES (UH-1)*.
- [20] SEI Industries LTD. *Bambi Bucket Operational Manual*, Julio 2013.
- [21] CONAF. *La brigada de heliataque y los procedimientos de trabajo con helicópteros*, Abril 2010.
- [22] CONAF. *Manual para el entrenamiento y adiestramiento de brigadistas forestales*, Febrero 2010.
- [23] Aero design ltd. Frequently Asked Questions. [en línea]
<<https://www.aerodesign.ca/products-solutions/frequently-asked-questions/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [24] Conaf. CONAF traslada brigadistas para apoyar el combate de incendios forestales. [en línea] <<http://www.conaf.cl/conaf-traslada-brigadistas-para-apoyar-el-combate-de-incendios-forestales/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [25] Forestal MinincoS.A. *Manual de operaciones Aéreas*, 2013.
- [26] Dirección General de Aeronáutica Civil. *Reglamento de aeronavegabilidad*, 2004.
- [27] Dgac. Reglamentos Aeronáuticos DAR. [en línea]
<<https://www.dgac.gob.cl/normativa/reglamentacion-aeronautica/reglam-aeronautica/>>. [consulta: Marzo 2019].

- [28] Electronic code of federal regulations. Title 14: Aeronautics and Space . [en línea] <<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.14>>. [consulta: Marzo 2019].
- [29] helicópteros del Pacífico. *STC DGAC-CHILE N° SH0001CL*, 2008.
- [30] Nisbert K. Budynas R. *Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley*, chapter 2. Editorial McGraw Hill, 2008.
- [31] Nisbert K. Budynas R. *Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley*, chapter 5. Editorial McGraw Hill, 2008.
- [32] Simscale. What is von Mises Stress? [en línea] <<https://www.simscale.com/docs/content/simwiki/fea/what-is-von-mises-stress.html/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [33] Universidad politécnica de valencia. Aleaciones de aluminio. [en línea] <https://www.upv.es/materiales/Fcm/Fcm13/fcm13_4.html>. [consulta: Marzo 2019].
- [34] ASM International. *Aluminum and Aluminum Alloys*, 2001.
- [35] Bright hub engineering. What is Heat Treatment?. [en línea] <<https://www.brighthubengineering.com/manufacturing-technology/30476-what-is-heat-treatment/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [36] Asm international. What is Heat Treating?. [en línea] <<https://www.asminternational.org/web/hts/about/what-is>>. [consulta: Marzo 2019].
- [37] Grupo de investigación: DETECAL. *Modelamiento de endurecimiento por precipitación en aleaciones de aluminio tratable termicamente*, 2009.
- [38] ASM International. *Heat Treating of Aluminum Alloys*, 1991.
- [39] Esab. The HAZ In Aluminum Welds. [en línea] <<https://www.esabna.com/us/en/education/blog/the-haz-in-aluminum-welds.cfm>>. [consulta: Marzo 2019].

- [40] Alcoa Engineered Products. *Understanding Extruded Aluminum Alloys*.
- [41] ASM International. *ASM Handbook Volume 4, Heat Treating*, 1991.
- [42] Alcotec. How does welding affect the HAZ of the weld?. [en línea] <<http://www.alcotec.com/us/en/education/knowledge/qa/How-does-welding-affect-the-HAZ-of-the-weld.cfm>>. [consulta: Marzo 2019].
- [43] Lincolnelectric. Common Design Mistakes in Aluminum. [en línea] <<https://www.lincolnelectric.com/en-us/support/welding-how-to/Pages/aluminum-design-mistakes-detail.aspx>>. [consulta: Marzo 2019].
- [44] Siemens plm. Ingeniería asistida por ordenador (CAE). [en línea] <<https://www.plm.automation.siemens.com/global/es/our-story/glossary/computer-aided-engineering-cae/13112>>. [consulta: Marzo 2019].
- [45] Simscales. What is CAE — Computer-Aided Engineering? [en línea] <<https://www.simscales.com/docs/content/simwiki/general/whatiscae.html>>. [consulta: Marzo 2019].
- [46] Esss. Ingeniería Asistida por Computadora: ¿que es y cómo funciona? [en línea] <<https://www.esss.co/blog/es/ingenieria-asistida-por-computadora-que-es-y-como-funciona>>. [consulta: Marzo 2019].
- [47] Simscales. What is FEA — Finite Element Analysis? [en línea] <<https://www.simscales.com/docs/content/simwiki/fea/whatisfea.html/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [48] Autodesk inc. What is finite element analysis software? [en línea] <<https://www.autodesk.com/solutions/finite-element-analysis>>. [consulta: Marzo 2019].
- [49] Nisbert K. Budynas R. *Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley*, chapter 19. Editorial McGraw Hill, 2008.

- [50] Frank M. White. *Fluid Mechanics*, chapter 8. Editorial McGraw Hill, 1998.
- [51] Pre technologies ltd. Advantages of computacional fluid dynamics. [en línea] <<http://www.pretechnologies.com/services/computational-fluid-dynamics/advantage>>. [consulta: Marzo 2019].
- [52] Simscale. What is CFD — Computational Fluid Dynamics? [en línea] <<https://www.simscale.com/docs/content/simwiki/cfd/whatiscfd.html>>. [consulta: Marzo 2019].
- [53] John D. Anderson. *Computational Fluid Dynamics*. Editorial McGraw Hill, first edition, 1995.
- [54] Conaf. Herramientas y equipos. [en línea] <<http://www.conaf.cl/incendios-forestales/combate-de-incendios-forestales/herramientas-y-equipos/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [55] Evo. Men's Ski Size Chart. [en línea] <<https://www.evo.com/guides/mens-ski-size-chart>>. [consulta: Marzo 2019].
- [56] Aircraft spruce and specialty co. General Aluminum Information. [en línea] <<https://www.aircraftspruce.com/catalog/mepages/aluminfo.php>>. [consulta: Marzo 2019].
- [57] Sharcnet. Fluid Flow (Fluent). [en línea] <https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/wb2_help/wb2h_FFfluent.html>. [consulta: Marzo 2019].
- [58] Ozen engineering. ANSYS DesignModeler). [en línea] <<https://www.ozeninc.com/ansys-workbench/ansys-designmodeler/>>. [consulta: Marzo 2019].
- [59] Padt, inc. Know your mesh quality statistics. [en línea] <<http://www.padtinc.com/blog/the-focus/when-the-going-gets-tough-the-tough-use-ansys-for-cfd-meshing>>. [consulta: Marzo 2019].

- [60] Cfd online. Velocity-pressure coupling). [en línea] <https://www.cfd-online.com/Wiki/Velocity-pressure_coupling>. [consulta: Marzo 2019].
- [61] Sharcnet. Initializing the Solution). [en línea] <<https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node1033.htm>>. [consulta: Marzo 2019].
- [62] Sharcnet. Hybrid Initialization). [en línea] <https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu_ug/flu_ug_sec_init_hybrid.html>. [consulta: Marzo 2019].
- [63] Nasa glenn research center. Lift and Drag). [en línea] <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/kiteincl.html>>. [consulta: Marzo 2019].
- [64] Machine design. Buckling Analysis with FEA). [en línea] <<https://www.machinedesign.com/fea-and-simulation/buckling-analysis-fea>>. [consulta: Mayo 2019].
- [65] Cae associates inc. Nonlinear Buckling Analysis — ANSYS e-Learning. [en línea] <<https://caeai.com/engineering-consulting/fea-consulting-services>>. [consulta: Mayo 2019].
- [66] Sharcnet. Eigenvalue Buckling Analysis). [en línea] <https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/wb_sim/ds_buckling_analysis_type.html>. [consulta: Marzo 2019].
- [67] Nisbert K. Budynas R. *Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley*, chapter 9. Editorial McGraw Hill, 2008.
- [68] INDURA. *Manual de Sistemas y Materiales de Soldadura*, 2019.