



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Diseño estructural de la
aeronave no tripulada *CANEK*
para la competencia SAE
Aero Design 2019**

TESIS

Que para obtener el título de
Ingeniero Mecánico

P R E S E N T A

Rodrigo Ramos Sánchez Mejorada

DIRECTOR DE TESIS

Dr. Fernando Velázquez Villegas



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2020



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

Para Natalia, Gabriela y Sergio, por supuesto.

Agradecimientos

En primer lugar, quiero agradecer a la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM), y por ende a la UNAM, por brindarme todos los recursos y herramientas que fueron necesarios para realizar el proyecto, así como todo el apoyo durante la carrera y para mi aprendizaje. No hubiese podido alcanzar estos resultados de no haber sido por su ayuda incondicional.

También quiero agradecer a mi tutor Dr. Fernando Velázquez Villegas, quien me guió a través de cada una de las etapas de este proyecto con sus conocimientos y apoyo, para lograr los resultados expuestos en esta tesis.

Agradezco al equipo *UNAM Aero Design* por todos los conocimientos y experiencias que me dejó, a cada miembro del equipo por su granito de arena que al final dio un resultado laudable, y a mis amigos por todo el apoyo brindado.

A Dr. Leopoldo Adrián González González, M.I. Rogelio Darío Gutierrez Carrillo, Dr. Ricardo Yañez Valdez e Ing. Kristian Ulyses Flores Aviña por formar parte del sínido y hacerme las correcciones necesarias para poder concretar esta tesis.

Por último, quiero agradecer a mi familia, por apoyarme en cada paso de este proceso y por su cariño incondicional, que es en cada momento imprescindible para levantarme y seguir adelante.

“La mariposa recordará por siempre que fue gusano.” Mario Benedetti.

Muchas gracias a todas y a todos.

Índice general

Lista de símbolos y acrónimos	7
Introducción	8
Filosofía del equipo	9
Misión	9
Visión	9
Objetivo General	9
Objetivos Específicos	9
Organigrama	9
1. Administración	10
1.1. Estrategia de trabajo	10
1.2. Estrategia de ventas	10
2. Aviónica	11
2.1. Sistema de propulsión	11
2.1.1. Selección de motor y hélice	11
2.1.2. Pruebas del motor y hélice	11
2.2. Dimensionamiento de servomotores	12
2.3. Autonomía de la aeronave	13
2.3.1. Servomotores	14
2.3.2. Motor	14
2.4. Selección de batería	14
2.4.1. BEC (Battery Eliminator Circuit)	14
3. Aerodinámica	15
3.1. Diseño Conceptual	15
3.1.1. Localización del ala	15
3.1.2. Geometría del ala	16
3.1.3. Flaps	17
3.1.4. Empenaje	17
3.2. Diseño a detalle	17
3.2.1. Selección de perfiles	17
3.2.2. Superficie alar	18
3.2.3. Carga útil en la envergadura alar	19
3.2.4. Empenaje	20
3.2.5. Análisis de desempeño	20
3.3. Resultados	21

4. Diseño Estructural	22
4.0.1. Identificación de necesidad	22
4.0.2. Identificación del problema	22
4.0.3. Definición de necesidades y especificaciones	22
4.0.4. Definición del problema	23
4.0.5. Planeación	23
4.1. Diseño conceptual	24
4.1.1. Búsqueda de información	24
4.1.2. Diagrama de caja negra	27
4.1.3. Diagrama de descomposición funcional	27
4.1.4. Generación de conceptos	28
4.1.5. Evaluación y selección de conceptos	33
4.1.6. Definición de especificaciones finales	35
4.2. Diseño de detalle	36
4.2.1. Arquitectura del producto	36
4.2.2. Diseño de configuración	39
4.2.3. Dimensiones	49
4.2.4. Selección de materiales	50
4.3. Memoria de cálculo	51
4.3.1. Asignación del material en ANSYS	54
4.3.2. Módulo 2	55
4.3.3. Ensamble entre módulos	60
4.3.4. Módulo 3	61
4.3.5. Módulo 1	61
4.3.6. Tren de aterrizaje	64
4.4. Diseño para ensamble	67
4.5. Diseño para manufactura	67
4.6. Costos	69
5. Temática de la temporada	72
6. Producto Final	73
7. Estrategia de puntuación	75
Conclusiones	76
Anexo A	82
Principios físicos involucrados en el software ANSYS	82
Anexo B	84
Planos de la aeronave	84

Índice de figuras

1.	Organigrama del equipo.	10
2.1.	Cálculo del par requerido por el Flap con el software <i>Ruddermomente</i>	12
3.1.	Configuración de ala baja, ala media y ala alta. (Manolo, 2019).	15
3.2.	Geometría del ala.	16
3.3.	Configuraciones de empenaje. (Hernández, 2015).	17
3.4.	Matriz de decisión para el perfil alar.	18
3.5.	Gráficas de restricciones.	18
3.6.	Distribución de los coeficientes de sustentación.	19
3.7.	Bahía de carga.	19
3.8.	Componentes del empenaje.(Itmexicali, 2015).	20
3.9.	Semi alas y empenaje resultantes del proceso de diseño del sistema <i>Aerodinámica</i>	21
4.1.	Listado de actividades.	23
4.2.	Fuselaje articulado Pratt. (U.N.L.P: Departamento de Aeronáutica, 2016).	24
4.3.	Fuselaje monocasco. (Blogaviator, 2018).	25
4.4.	Fuselaje semimonocasco. (Blogaviator, 2018).	25
4.5.	Tren de aterrizaje configuración de cola . (MITMA, 2007).	26
4.6.	Tren de aterrizaje configuración de triciclo . (MITMA, 2007).	26
4.7.	Tren de aterrizaje configuración de tándem. (Emirates Airlines, 2018).	26
4.8.	Diagrama de caja negra.	27
4.9.	Diagrama de descomposición funcional.	27
4.10.	Estructura tipo semimonocasco.	29
4.11.	Estructura tipo Pratt.	29
4.12.	Estructura de caja modular.	29
4.13.	Estructura tipo gota.	30
4.14.	Tren de aterrizaje delantero: barra con doble rueda.	30
4.15.	Tren de aterrizaje delantero: barra con una rueda.	31
4.16.	Tren de aterrizaje delantero: amortiguador con doble rueda.	31
4.17.	Tren de aterrizaje delantero: amortiguador con una rueda.	31
4.18.	Tren de aterrizaje principal: doble estructura recta.	32
4.19.	Tren de aterrizaje principal: estructura recta.	32
4.20.	Tren de aterrizaje principal: arco.	32
4.21.	Tren de aterrizaje principal: lateral.	32
4.22.	Matriz de ponderación para criterios de diseño.	33
4.23.	Matriz de selección de concepto para la estructura de fuselaje.	33
4.24.	Matriz de selección de concepto para el recubrimiento de la estructura de fuselaje.	34
4.25.	Matriz de selección de concepto para el tren de aterrizaje delantero.	34
4.26.	Matriz de selección de concepto para el tren de aterrizaje principal.	34
4.27.	Concepto final.	35

4.28. Esquema del producto.	36
4.29. Agrupación de elementos del esquema.	37
4.30. Disposición geométrica aproximada.	37
4.31. Interacciones fundamentales e incidentales.	38
4.32. Localización de centro aerodinámico (NASA: Glenn Research Center, 2015).	39
4.33. Momentos realizados por cada componente de la aeronave respecto al centro de gravedad.	40
4.34. Configuración Módulo 2 (acotaciones en [mm]).	41
4.35. Unión Módulo 2 con semi alas.	41
4.36. Configuración Módulo 3.	42
4.37. Unión Módulo 3 con empenaje.	42
4.38. Configuración del Módulo 1.	43
4.39. Configuraciones propuestas para la unión de módulos.	43
4.40. Unión de Módulo 2 y 3 mediante anillares.	44
4.41. Unión de módulos mediante anillares.	44
4.42. Tren de aterrizaje delantero.	45
4.43. Configuración tren de aterrizaje delantero.	45
4.44. Tren de aterrizaje principal.	46
4.45. Configuración tren de aterrizaje principal.	46
4.46. Ensamble Módulo 2 con tren de aterrizaje principal.	47
4.47. Unión Módulo 1, motor y tren de aterrizaje delantero.	47
4.48. Ensamble pared de fuego con tren de aterrizaje delantero y motor.	48
4.49. Configuración final del prototipo <i>CANEK 2019</i>	48
4.50. Dimensiones principales.	49
4.51. Vista de planta de la estructura (acotaciones en [mm]).	49
4.52. Vista frontal de la estructura (acotaciones en [mm]).	49
4.53. Caja negra de software FEA (Bhaskaran, 2019).	51
4.54. Diagrama de caja negra de software FEA (Bhaskaran, 2019).	51
4.55. Ley de Hooke (Bhaskaran, 2019).	52
4.56. Nodos en elementos cuadráticos (Dassault Systemes, 2019).	53
4.57. Direcciones de propiedades mecánicas de la madera.	54
4.58. Propiedades mecánicas de la madera balsa en todas sus direcciones (Villacis, 2018), (Newaz, 2016), (Borrega, 2015), (Ahvenainen, 2015), (Osei-Antwi, 2013), (Bhangu, 2012) y (Ashby, 1995).	55
4.59. Condiciones de frontera para el análisis del Módulo 2.	56
4.60. Análisis de esfuerzo en el Módulo 2.	57
4.61. Objetivo de optimización topológica.	57
4.62. Respuesta de optimización topológica.	57
4.63. Variable de diseño para optimización topológica.	58
4.64. Análisis topológico de Módulo 2.	58
4.65. Condiciones de frontera para el análisis del Módulo 2.	59
4.66. Análisis de esfuerzos final del Módulo 2.	59
4.67. Condiciones de frontera para el análisis del anillar del Módulo 1.	60
4.68. Análisis de esfuerzos anillar del Módulo 2.	60
4.69. Análisis de esfuerzos y desplazamientos en el Módulo 3.	61
4.70. Condiciones de frontera para el análisis del Módulo 1.	62
4.71. Análisis de esfuerzos en el Módulo 1.	62
4.72. Condiciones de frontera para el análisis de la pared de fuego.	63
4.73. Análisis de esfuerzos en la pared de fuego.	63
4.74. Diagrama de fuerzas y distancias en trenes de aterrizaje. (Sadraey, 2012).	64

4.75. Posición de trenes de aterrizaje respecto al centro de gravedad (Vista lateral) (Acotaciones en [mm]).	65
4.76. Posición de trenes de aterrizaje respecto al centro de gravedad (Vista frontal) (Acotaciones en [mm]).	65
4.77. Condiciones de frontera para el análisis del tren de aterrizaje delantero.	66
4.78. Análisis de esfuerzos en el tren de aterrizaje delantero.	66
4.79. Corte de solera de acero para carga útil. (Mazariegos, 2018).	68
4.80. Estimación para costos de manufactura. (Ulrich, 2012).	69
4.81. Costo de materia prima (Precios cotizados en México, 2020).	70
4.82. Componentes comerciales (Precios cotizados en México, 2020).	70
6.1. Renderizado del ensamble del fuselaje y trenes de aterrizaje sin <i>monokote</i>	73
6.2. Renderizado del prototipo <i>CANEK 2019</i> . (Fernández, 2019).	73
6.3. Prototipo <i>CANEK 2019</i> en competencia <i>SAE México Aero Design 2019</i>	74
6.4. Prototipo <i>CANEK 2019</i> en pista de aterrizaje <i>SAE México Aero Design 2019</i>	74
6.5. Prototipo <i>CANEK 2019</i> en vuelo. (SR Photography, 2019).	75
7.1. Cubo de esfuerzos en las direcciones x,y,z. (Maschinenbau-Wissen, S.f.).	82
7.2. Deformación longitudinal en una barra. (Pérez, 2014).	82
7.3. Deformación transversal unitaria. (Pérez, 2014).	83
7.4. Plano de la aeronave.	84
7.5. Plano de ensambles.	85

Índice de tablas

2.1. Máximo empuje registrado por cada hélice.	12
2.2. Par requerido para el movimiento de las superficies de control con un ángulo de flexión de 10°(ángulo mínimo requerido para el funcionamiento de las superficies de control).	13
3.1. Estimación de empuje al despegue.	20
3.2. Estimación de carga al aterrizaje.	21
3.3. Polar de arrastre.	21
4.1. Tabla comparativa de propiedades y características de maderas seleccionadas.	50
4.2. Tabla de propiedades mecánicas de los metales seleccionados.	50
4.3. Tabla comparativa de tiempo y métodos de manufactura de fuselaje y trenes de aterrizaje entre las temporadas 2018 y 2019 de <i>UNAM Aero Design</i>	68
4.4. Tabla comparativa de eficiencia entre las temporadas 2018 y 2019 de <i>UNAM Aero Design</i>	71

Lista de símbolos y acrónimos

A	Área.
AR	Razón de aspecto.
B	Distacia entre el tren de nariz y el tren principal.
b	Dimensión de la base de un rectángulo.
BEC	Battery eliminator circuit.
B_m	Distacia entre el tren principal y el centro de gravedad de la aeronave.
B_n	Distacia entre el tren de nariz y el centro de gravedad de la aeronave.
C	Coefficiente de sustentación.
c	Área transversal.
C_D	Coefficiente de arrastre.
C_L	Coefficiente de sustentación.
$[C_L/C_D]$	Coefficiente aerodinámico.
CG	Centro de gravedad.
C_m	Coefficiente de estabilidad longitudinal estático.
C_{mq}	Coefficiente de estabilidad longitudinal dinámico.
C_n	Coefficiente de estabilidad direccional estático.
D	Brazo de momento.
$\{d\}$	Vector de desplazamientos.
E	Módulo de Young.
ESC	Electronic Speed Control.
F	Fuerza aplicada.
$\{f\}$	Vector de cargas.
F_n	Fuerza de reacción del tren delantero o de nariz.
F_m	Fuerza de reacción del tren principal.
γ	Deformación transversal.
h	Dimensión de la altura de un rectángulo.
I	Momento de Inercia.
[K]	Matriz de rigidez.
L	Fuerza de sustentación.
LiPo	Litio Polímero.
M	Momento flector.
m	Masa.
M_o	Magnitud del momento respecto al punto de giro.
mAh	Miliamperio hora.
$msnm$	Metros sobre el nivel del mar.
ρ	Densidad.
σ	Esfuerzo normal.
S	Superficie alar.
S_{lo}	Distancia requerida para el aterrizaje de la aeronave.
S_{to}	Distancia de rodamiento en pista por la aeronave al despegue.
T	Distancia entre llantas del tren principal.
τ	Esfuerzo cortante.
ε	Deformación longitudinal.
ν	Coefficiente de Poisson.
V	Volumen.
W	Peso de la aeronave.

Introducción

El presente escrito comprende el proceso de diseño y el desarrollo de las actividades realizadas en el prototipo de la aeronave no tripulada *CANEK 2019*, por el equipo *UNAM Aero Design*, el cual es un equipo multidisciplinario que tiene como objetivo diseñar y manufacturar prototipos de aeronaves no tripuladas para competir en los eventos de SAE¹ International y SAE México, así como impulsar el desarrollo académico de los integrantes en el campo de la aeronáutica. La aeronave presentada en esta tesis (*CANEK 2019*) se apega a los lineamientos publicados por SAE Aero Design México 2019², con los cuales las habilidades de ingeniería, diseño y administración de cada miembro del equipo son puestas a prueba.

Con el reglamento: *IX Competición oficial. Clase regular: Reglamento de competición. SAE Aero Design México 2019*³, se pretende motivar a los participantes mediante los requerimientos de diseño, en donde se menciona que SAE Intelligence Systems⁴, busca diseñar y fabricar el primer avión no tripulado del mundo con aplicaciones específicas, que enlista en:

- "Servicio de entrega a correos nacionales y extranjeros.
- Entrega de bienes o transporte de suministros a islas en el mercado asiático.
- Detección de submarinos.
- Reconocimiento y ataques militares.
- Combate a incendios."(Comisión Técnica SAE México, 2019, p.35).

A partir de esto, se publica la licitación para que equipos de diferentes universidades lleven a cabo el diseño de un prototipo que sea capaz de cumplir cada una de las misiones, con la mayor capacidad de carga útil. La carga útil tiene que permanecer centrada en el fuselaje, representada por una masa homogénea y una segunda carga útil en la envergadura alar. Entre mayor sea el peso de la carga útil, mayor será el puntaje recibido. Para la competencia SAE Aero Design México 2019, el equipo UNAM Aero Design tiene un antecedente de cuatro temporadas de continuo aprendizaje, por lo que ese conocimiento adquirido es esencial para la mejora continua del prototipo, temporada tras temporada. Para desarrollar este prototipo, fue necesario seguir un proceso de investigación, seguido de un proceso de diseño y por último de un proceso de manufactura, con lo que, siguiendo restricciones de peso, materiales, dimensiones y potencia impuestas por el reglamento, se busca una aeronave competente y adaptable a múltiples propósitos para la industria y la investigación.

El principal enfoque de este trabajo es el diseño estructural de la aeronave, para lo cual es indispensable utilizar los resultados de los demás sistemas⁵ del equipo *UNAM Aero Design*, con el objetivo de entender el porqué de las decisiones tomadas en el proceso de diseño estructural (fuselaje⁶ y trenes de aterrizaje⁷) y cómo se llegó al resultado final del diseño y manufactura del prototipo (*CANEK 2019*). Por esta razón, los procesos fuera del diseño estructural, no están desarrollados con el mismo nivel de detalle.

¹Society of Automotive Engineers. Es la organización enfocada en la movilidad de los profesionales en la ingeniería aeroespacial, automoción, y todas las industrias comerciales especializadas en la construcción de los vehículos. El principal objetivo de la sociedad es el desarrollo de los estándares para todos los tipos de vehículos, incluyendo coches, camiones, barcos, aviones, etc.<<https://www.sae.org/>>.

²Se pueden revisar los lineamientos en el reglamento correspondiente: IX Competición oficial. Clase regular: Reglamento de competición. SAE Aero Design México 2019 <<https://www.saemx.org/aerodesign-reglamento>>.

³(Comisión Técnica SAE México, 2019).

⁴Compañía ficticia.

⁵Véase: Organigrama.

⁶Cuerpo del avión donde van los pasajeros y las mercancías (RAE, 2020).

⁷Sistema mecánico dotado de ruedas o esquiés que permite el correcto aterrizaje y despegue de los aviones (RAE, 2020).

Filosofía del equipo

Misión

Expandir el potencial de cada integrante del equipo *UNAM Aero Design* en las áreas de ciencia, tecnología, ingeniería y matemáticas, administración de proyectos y manejo de empresas. Impulsar el desarrollo de proyectos dentro de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) y generar un espíritu competitivo universitario en pro de nuestro país, México.

Visión

Competir en SAE Aero Design Brasil y ser el principal equipo representativo mexicano en competencias nacionales e internacionales de SAE Aero Design. **Así como promover la apertura de una carrera afín a la aeronáutica en la UNAM.**

Objetivo General

Diseñar y manufacturar prototipos de aeronaves no tripuladas para competencias nacionales e internacionales organizadas por SAE (Society of Automotive Engineers).

Objetivos Específicos

Los objetivos específicos son exclusivos para el desarrollo del prototipo *CANEK 2019*, limitados al diseño estructural (fuselaje y trenes de aterrizaje) en esta tesis.

- I. Implementar un diseño estructural que resista las cargas propuestas.
- II. Minimizar el peso en la estructura a través de optimizaciones topológicas.
- III. Diseñar un ensamble que facilite el transporte de la aeronave.
- IV. Establecer un proceso de manufactura preciso y eficiente.
- V. Sentar un precedente documentado en el diseño estructural de aeronaves, para futuras temporadas del equipo *UNAM Aero Design*.

Organigrama

El equipo se divide en 4 sistemas: Administración, Aviónica, Aerodinámica y Diseño estructural. Cada sistema es fundamental para que el proyecto se pueda llevar a cabo, ya que cada uno tiene tareas específicas, que en conjunto, realizan la construcción de la aeronave.

El propósito de la organización del equipo fue simular una empresa de Ingeniería Aeroespacial, en donde el Faculty Advisor⁸ funge como CEO (Chief Executive Officer)⁹ de la misma, éste a su vez se comunica directamente con el COO (Chief Operating Officer)¹⁰, capitán del equipo. Los líderes de sistema tienen el rol de Functional Managers¹¹ de la compañía, teniendo a su cargo al staff¹². El staff está compuesto por todos los demás miembros del equipo, cada uno de ellos con tareas específicas.

⁸Miembro de la facultad que da consejos a los estudiantes.

⁹Director Ejecutivo.

¹⁰Director de Operaciones.

¹¹Gerente Funcional.

¹²Personal que forma parte de una organización.

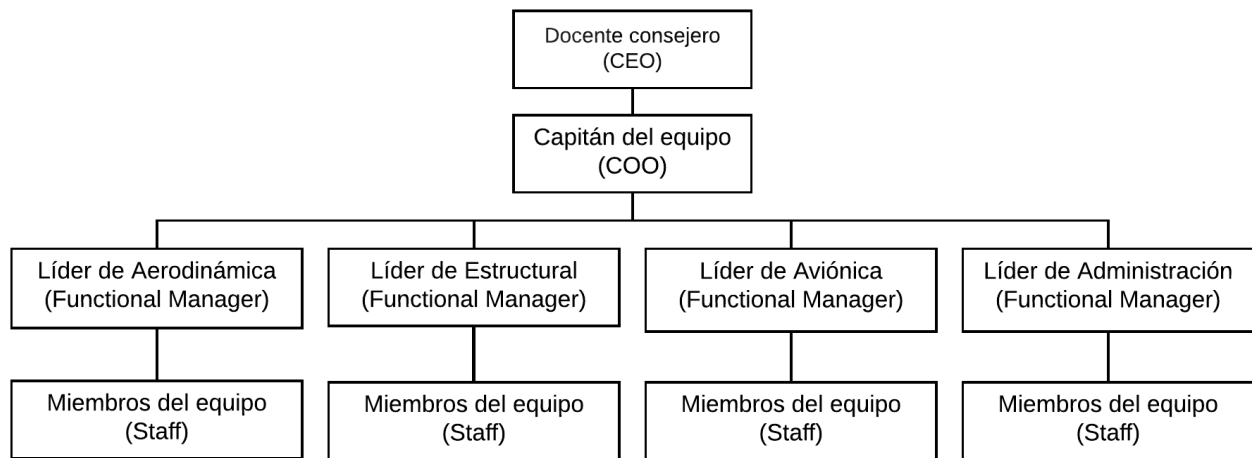


Figura 1: Organigrama del equipo.

UNAM Aero Design está conformado por alumnos de seis facultades distintas: Ingeniería, Ciencias, Contaduría y Administración, Arquitectura, Economía, y Ciencias políticas, lo que la convierte en una agrupación multidisciplinaria que integra diferentes habilidades y áreas de estudio.

Formé parte del sistema de Diseño estructural, en donde junto con mis compañeros de sistema, desarrollamos tareas específicas enfocadas al diseño y manufactura.

1 | Administración

1.1. Estrategia de trabajo

Este sistema se encarga de la administración de recursos económicos, materiales y publicidad del equipo *UNAM Aero Design* en redes sociales así como en eventos relacionados con aeronáutica en México. Es fundamental conseguir fondos para poder realizar el prototipo, este sistema a través de una estrategia de ventas¹ reúne patrocinios de diferente naturaleza, como pueden ser: materiales, manufactura por control numérico computarizado (CNC, Computer Numerical Control) y dinero que es utilizado para el pago de materiales, herramental, inscripción a las competencias SAE, etc. También se encarga de mantener un orden tanto del equipo como de su zona de trabajo y tener una base de datos con todas las propiedades del equipo debidamente clasificadas.

1.2. Estrategia de ventas

Al ser una agrupación estudiantil sin fines de lucro, se busca el financiamiento del proyecto a través de la colaboración con distintas empresas. Para que exista un beneficio mutuo, la empresa invierte en la agrupación a cambio del desarrollo tecnológico de la aeronave, que después podrá ser adaptada a los requerimientos y necesidades de ésta. Además, se le ofrece a los patrocinadores la deducción de impuestos del 100% sobre el monto patrocinado, así como que aparezcan sus logos en el prototipo y difusión de estas empresas en redes sociales.

¹Véase: 1.2 Estrategia de ventas.

2 | Aviónica

El sistema de *Aviónica* se ocupa de instalar todos los componentes y conexiones eléctricas de la aeronave, así como en las superficies de control, selección e implementación del motor, selección y pruebas de la hélice y el control del prototipo mediante un radio control. *En este capítulo se presentan únicamente los resultados finales del sistema, así como consideraciones o procedimientos esenciales para llegar a ellos.*

2.1. Sistema de propulsión

2.1.1. Selección de motor y hélice

El empuje es un factor que determina cuánta carga útil puede llevar el avión, entre mayor sea el empuje mayor carga útil llevará el avión, y se verá reflejado en un mayor puntaje dentro de la competencia *SAE*. El empuje está dado por el motor y hélice que mueven la aeronave. Para seleccionar el sistema de propulsión de la aeronave, se tomó como principal consideración la restricción establecida por el reglamento *SAE: IX Competición oficial. Clase regular: Reglamento de competición*, la cual limita la potencia utilizada por el motor a 1000 [W].

Para la selección del motor se utilizaron los software *eCalc*¹ y *MotoCalc*², la función utilizada de estos programas es la de obtener el empuje estático y dinámico con base en los parámetros de entrada introducidos (modelo de motor, tamaño de hélice y batería que alimenta el motor). Después de realizar varias iteraciones intercambiando los parámetros motor - hélice - batería, la configuración que presentó la mejor relación empuje/potencia fue la del motor cobra C-5320/22 con una hélice de 20X8 [pulgadas]³ y una batería LiPo de seis celdas con capacidad de 4,335 [mAh].

2.1.2. Pruebas del motor y hélice

Para medir el empuje real estático del motor se utilizó un banco de pruebas, en el cual se probaron hélices de tres materiales diferentes: nylon, madera y fibra de carbono, todas ellas de 20X8 [pulgadas] (Tabla 2.1). La hélice que proporciona más empuje es la de fibra de carbono, por lo que ésta fue la seleccionada para usarse en el prototipo. Para obtener la máxima eficiencia del motor es necesario calibrar de manera correcta el *ESC*⁴, es por ello que se seleccionó el *ESC Phoenix Castle* de 75 [A], ya que ofrece la opción de cambiar la frecuencia PWM⁵ con la que trabajará el motor. Se utilizó una frecuencia de 12[kHz], ya que es la recomendada por el fabricante del motor. Otro factor involucrado en el rendimiento del motor es el *Timing*, cuya función es mandar un pulso al motor para crear una fuerza electromagnética en la bobina. Un timing bajo, provee una mayor eficiencia y menor potencia, un timing alto, provee una mayor potencia a cambio de la eficiencia, lo que puede provocar un sobrecalentamiento del motor.

¹Software con versión Demo de uso libre. eCalc© by Solution for All Markus Müller <www.eCalc.ch>.

²Software de eCalc con versión Demo de uso libre. eCalc© by Solution for All Markus Müller <www.eCalc.ch>.

³Las hélices se miden en pulgadas, 20X8 [pulgadas] quiere decir 20 [pulgadas] de diámetro y 8 [pulgadas] de paso, el paso está relacionado con la cantidad de aire que mueve en cada vuelta.

⁴Por sus siglas (Electronic Speed Controller) es un controlador de velocidad electrónico. Este controlador es capaz de definir la velocidad de giro de un motor brushless mediante la generación de pulsos compatibles con este tipo de motores.

⁵Modulación de ancho de pulso (PWM, Pulse-Width Modulation), es una forma de entregar energía a través de una sucesión de pulsos en lugar de una señal (análoga) que varía continuamente. Al aumentar o disminuir el ancho de pulso, el controlador regula el flujo de energía al motor.

Hélice	Timing	PWM Rate [kHz]	Voltaje [V]	Corriente consumida [A]	Potencia [W]	Empuje [kg]
Nylon	Medio	12	25	40	1000	5.10
Madera	Medio	12	25	40	1000	5.13
Fibra de carbono	Medio	12	25	40	1000	5.25

Tabla 2.1: Máximo empuje registrado por cada hélice.

2.2. Dimensionamiento de servomotores

La posición de las superficies de control⁶, es modificada desde el mando a distancia, para esto es necesario implementar servomotores⁷ que son los que serán accionados a distancia para modificar dicha posición. El par necesario para mover cada superficie de control se calculó con la ayuda del software *Ruddermomente*.⁸ Este programa requiere el largo y ancho de la superficie de control, la velocidad máxima de la aeronave, el peso de la superficie de control y el factor de carga (Figura 2.1). La velocidad máxima estimada de la aeronave es de 14 [m/s] (se determinó dicho valor ya que es el característico de la velocidad crucero de acuerdo a la envolvente de vuelo)⁹. En la Tabla 2.2 se puede observar el par requerido por cada superficie de control considerando un factor de seguridad de 1.5.

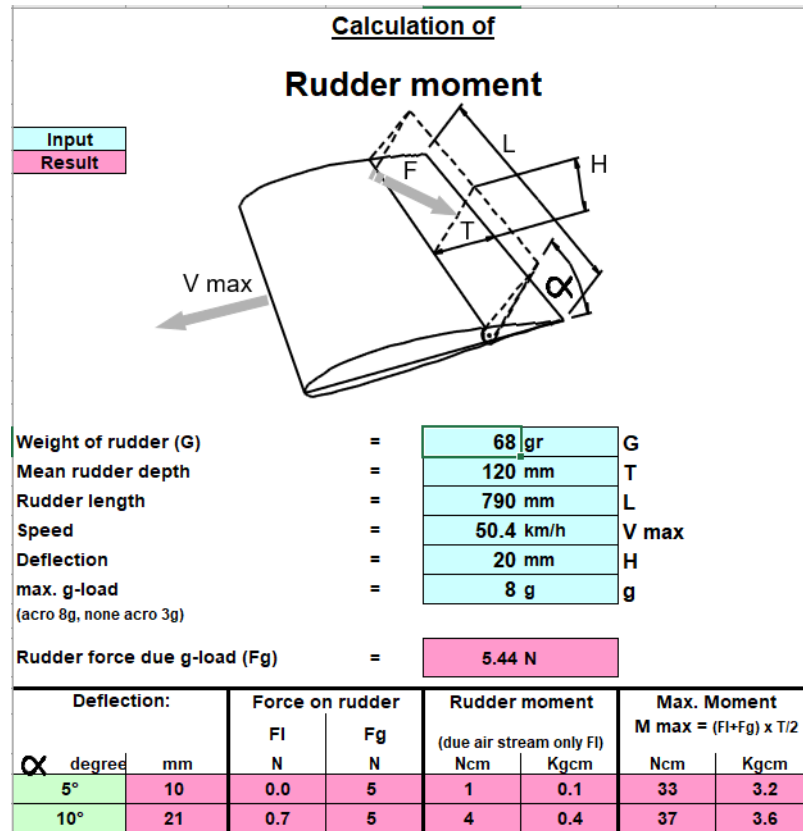


Figura 2.1: Cálculo del par requerido por el Flap con el software *Ruddermomente*.

⁶Las superficies de mando y control se pueden clasificar en primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación. Modifican la aerodinámica de la aeronave provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambia de magnitud. Este desequilibrio hace que la aeronave se mueva sobre uno o más de sus ejes, aumente la sustentación o aumente la resistencia. Las principales superficies de control son: flap, alerón, elevador y timón. (Muñoz, 2017).

⁷Dispositivos de accionamiento para el control de precisión de velocidad, par motor y posición. (CLR, 2017).

⁸Software de uso libre por eCalc© by Solution for All Markus Müller <www.eCalc.ch.>.

⁹Cálculo no mostrado en esta Tesis.

Superficie	Largo [m]	Ancho [m]	Peso [kg]	Par requerido [kg·cm]	Par con factor de seguridad [kg·cm]
Flap	0.790	0.120	0.068	3.6	5.4
Alerón	0.591	0.120	0.040	2.5	3.75
Elevador	1.000	0.063	0.040	1.2	1.8
Timón	0.400	0.063	0.025	0.6	0.9

Tabla 2.2: Par requerido para el movimiento de las superficies de control con un ángulo de flexión de 10°(ángulo mínimo requerido para el funcionamiento de las superficies de control).

Un momento o par de torsión puede definirse como: “Los giros o movimientos rotacionales, son efectos propios de las fuerzas llamados momento o bien, el momento establece la tendencia de la fuerza que se aplica sobre un cuerpo para hacerlo rotar alrededor de un eje fijo (eje de momento)” (Arellano, 2018, p.1).

Los momentos de las fuerzas son en tres dimensiones, pero se puede atender el caso donde el observador esté perpendicular al plano de acción de la fuerza y la distancia al punto de giro O . La magnitud del momento causado por esta fuerza respecto al punto de giro es:

$$|\vec{M}_o| = D|\vec{F}| \quad (2.1)$$

Donde,

D: distancia perpendicular de O a la línea de acción de la fuerza (brazo de momento).

Mo: magnitud del momento causado por la fuerza F respecto al punto de giro O .

F: fuerza aplicada.

“La dirección del momento, por tanto, es perpendicular al plano que contiene al punto O y a la fuerza F , el sentido del momento lo da el giro que provocado por la fuerza que, por convención, se catalogan como horarios (-) y antihorarios (+). Las fuerzas cuyas líneas de acción pasen por el punto en cuestión no tienen distancia perpendicular, por lo que no produce momento.” (Arellano, 2018, p.2).

El servomotor seleccionado para cada superficie de control es un BMS-621DMG que entrega un par de 7.2 [kg·cm] a 6 [V].

2.3. Autonomía de la aeronave

Para realizar el cálculo de la carga eléctrica consumida por los diferentes componentes eléctricos del prototipo, se utilizó la fórmula de la corriente eléctrica (Ecuación 2.2), la cual fue modificada para obtener el resultado en mAh, ya que es la medida comercial de las baterías de aeromodelismo (Sadraey, 2012):

$$Q[mAh] = I[A] * t[min] * \left(\frac{60[s]}{1[min]} \right) * \left(\frac{0.2777[mAh]}{1[A.s]} \right) \quad (2.2)$$

El tiempo promedio por ronda en la competencia SAE es de cinco minutos, por lo que este parámetro fue tomado en cuenta para los cálculos.

2.3.1. Servomotores

Para obtener la corriente consumida por un servomotor se aplicó al servomotor el par de torsión requerido por cada superficie de control¹⁰ y con ayuda de un osciloscopio se midió la corriente demandada. La corriente media registrada fue de 1 [A]. Considerando que la aeronave consta de siete servomotores, la corriente total requerida es de 7 [A]. Sustituyendo en la ecuación de carga eléctrica.

$$Q[mAh] = 7[A] * 5[min] * \left(\frac{60[s]}{1[min]} \right) * \left(\frac{0.2777[mAh]}{1[A.s]} \right) = 583[mAh] \quad (2.3)$$

Aplicando un factor de seguridad de 1.5 tenemos que la carga consumida por los servomotores en una ronda de vuelo es $Q = 874.5[mAh]$.

2.3.2. Motor

Para calcular la carga eléctrica del motor se hicieron dos consideraciones:

- I. Un tiempo de despegue y aterrizaje total de 2 [min]¹¹ en donde se registra que la corriente máxima consumida es de 45.22 [A], medido con Multímetro Digital PROMAX PD 351 con *Bluetooth*.

$$Q[mAh] = 45.22[A] * 2[min] * \left(\frac{60[s]}{1[min]} \right) * \left(\frac{0.2777[mAh]}{1[A.s]} \right) = 1,506.911[mAh] \quad (2.4)$$

- II. Un tiempo de 3 [min]¹² en el cual la aeronave tiene una velocidad crucero de 12.5 [m/s]¹³, asimismo la corriente consumida a esa velocidad es de 16 [A], medido con Multímetro Digital PROMAX PD 351 con *Bluetooth*.

$$Q[mAh] = 16[A] * 3[min] * \left(\frac{60[s]}{1[min]} \right) * \left(\frac{0.2777[mAh]}{1[A.s]} \right) = 799.776[mAh] \quad (2.5)$$

Sumando ambas cantidades para obtener el consumo total del motor y aplicando el factor de seguridad de 1.5 tenemos que la carga requerida es $Q = 3,460.030[mAh]$.

2.4. Selección de batería

De los resultados obtenidos en la sección 2.3 *Autonomía de la aeronave*, se concluye, sumando las cargas eléctricas requeridas de todos los componentes, que es necesaria una batería de al menos 4,335 [mAh] para poder alimentar al motor y a los servomotores durante los cinco minutos de la ronda de vuelo. Por lo tanto, se seleccionó una batería LiPo de seis celdas con una capacidad de 5000 [mAh] y una tasa de descarga de 50 [C] para el sistema de propulsión. Además, con el fin de proveer una alimentación continua a nuestros servomotores y que el motor aproveche toda la energía proporcionada por la batería principal, se decidió utilizar una batería LiPo de dos celdas con una capacidad de 2200 [mAh] exclusivamente para este uso.

2.4.1. BEC (Battery Eliminator Circuit)

La corriente demandada por los servomotores sobrepasa los 5 [A] que proporciona el BEC interno del ESC seleccionado, es por esto que es necesario un BEC externo (CC BEC PRO) de 13 [A] para alimentar los servomotores.

¹⁰Véase: Tabla 2.2.

¹¹Estimación de prototipos de temporadas pasadas del equipo *UNAM Aero Design*.

¹²*Ídem*.

¹³Cálculo no mostrado en esta Tesis.

3 | Aerodinámica

Este sistema diseña y manufactura el sistema de sustentación de la aeronave, que son las semi alas¹ y el empenaje². Así como resolver la sujeción de estos componentes con el fuselaje³. *En este capítulo se presentan únicamente los resultados finales del sistema, así como consideraciones o procedimientos esenciales para llegar a ellos.*

3.1. Diseño Conceptual

3.1.1. Localización del ala

Para la selección de la configuración a ocupar se consideraron los siguientes parámetros: accesibilidad a la parte interna del fuselaje, altura del tren de aterrizaje⁴, manufactura, estabilidad, control y desempeño aerodinámico.

La configuración alar se divide principalmente en tres posiciones (Figura 3.1): ala baja, ala media y ala alta.

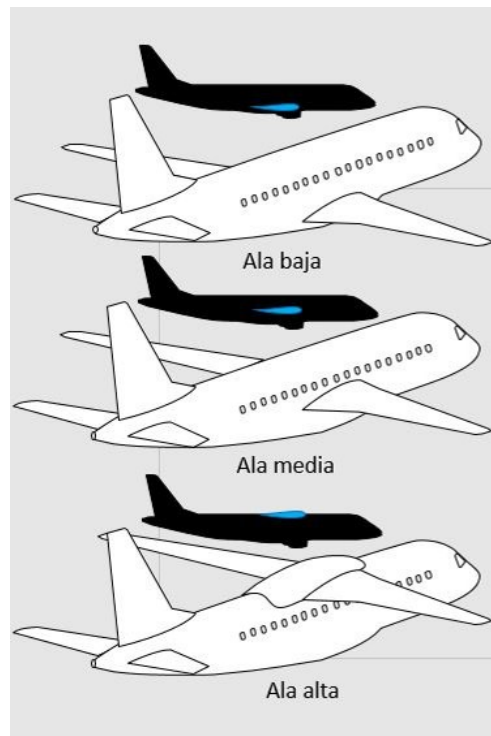


Figura 3.1: Configuración de ala baja, ala media y ala alta. (Manolo, 2019).

¹Cada una de las partes que a ambos lados del avión presentan al aire una superficie plana y sirven para sustentar el aparato en vuelo. (RAE, 2020).

²Cola del avión, donde (en las configuraciones clásicas) suelen estar situados el estabilizador horizontal (encargado de controlar el picado del avión) y estabilizador vertical (encargado de controlar la guñada del avión usando el timón). (RAI, 2020).

³Cuerpo del avión donde van los pasajeros y las mercancías (RAE, 2020).

⁴Véase: 4.2.6. Tren de aterrizaje.

- “Ala baja: esta configuración distribuye la totalidad del peso sobre el ala y hace que el control de la aeronave sea más complicado. La ventaja que aporta es un diseño más robusto y amplía la capacidad de carga del avión (e.g. dc-3 y aviones comerciales típicos). El ala baja mantiene mayor contacto alar con el aire ya que se emplea toda la superficie alar incluido el centro de la misma lo que no sucede las otras dos configuraciones.
- Ala media: configuración por excelencia para modelos acrobáticos. El ala en esta posición permite mayores velocidades y giros sobre el eje longitudinal del avión. (e.g. p51d-mustang, extra 300).
- Ala alta: se encuentra en la parte superior del fuselaje y el peso del avión queda por debajo del ala, esto hace que la aeronave se mantenga estable y con tendencia a la corrección en vuelo. (e.g. cessna, piper cub). El ala alta plana mantiene mejor contacto con el fluido de aire haciendo el vuelo estable y con un mejor control de la aeronave.” (X-Plane, 2015).

Con una evaluación de ventajas y desventajas se decidió utilizar una configuración de ala alta recta, debido a que brinda un vuelo más estable y un mejor control sobre la aeronave. De la misma forma, es la que mayor facilidad tiene para ensamblar ya que no interfiere con los elementos internos del fuselaje, permite la carga y descarga de la carga útil y brinda mayor espacio interno en el fuselaje.

3.1.2. Geometría del ala

Para la selección de la geometría alar se buscó el cumplimiento de los siguientes objetivos de diseño:

- Generar la sustentación necesaria para un vuelo exitoso con una envergadura⁵ fija.
- Generar un comportamiento de entrada en pérdida suave.
- Ofrecer características de alabeo aceptables.

Para esta aeronave se decidió implementar una geometría Schuemann, debido a las semejanzas aerodinámicas con un ala elíptica. “En realidad, la llamada geometría Schuemann es solo una manera para los modeladores RC de aproximar la forma elíptica ideal.” (Strojnik, 1983).

Gracias a esta semejanza se pudo obtener un comportamiento del coeficiente de sustentación alto y uniforme en un 85 % del ala, mientras se obtuvo un bajo coeficiente de sustentación en las puntas del ala, con lo que se logró minimizar el arrastre inducido y producir un flujo homogéneo del aire a lo largo de la mayor parte del ala⁶.

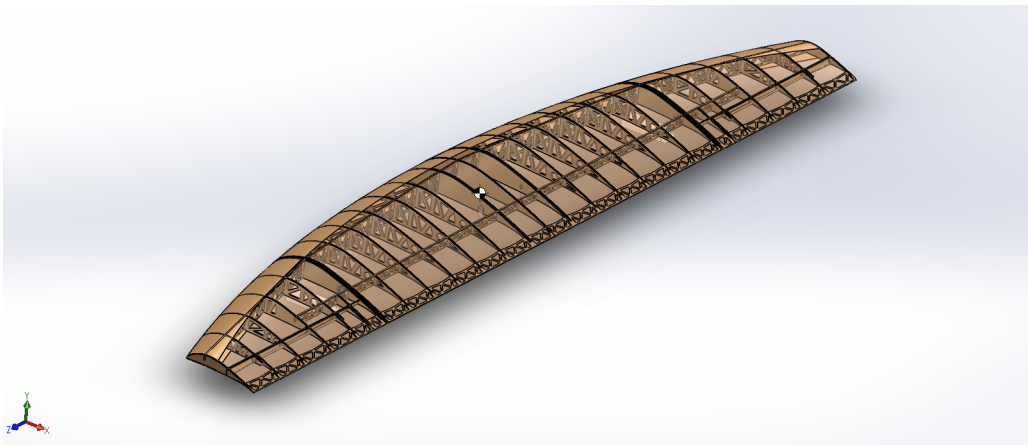


Figura 3.2: Geometría del ala.

⁵Distancia entre los extremos de las alas de un avión. (RAE, 2020).

⁶Véase: 3.2. Diseño a detalle.

3.1.3. Flaps

Se decidió utilizar flaps⁷ simples, tanto por su manufactura como por el bajo incremento de arrastre que generan con la deflexión, especialmente en el rango de 10° al sólo moverse en rotación. Además, se fijó la máxima deflexión en 15° por ser el ángulo en el cual aún no se presenta la separación de la capa límite (Gudmundsson, 2013).

3.1.4. Empenaje

Para el empenaje, entre las distintas configuraciones (Figura 3.3) se utilizó la de cola cruciforme o *T* invertida debido a su eficiencia aerodinámica y a su manufactura, que al ser utilizada en temporadas anteriores por el equipo UNAM Aero Design se verificó su funcionamiento en prototipos similares y se tiene conocimiento previo de su manufactura. (UNAM Aero Design, 2018).

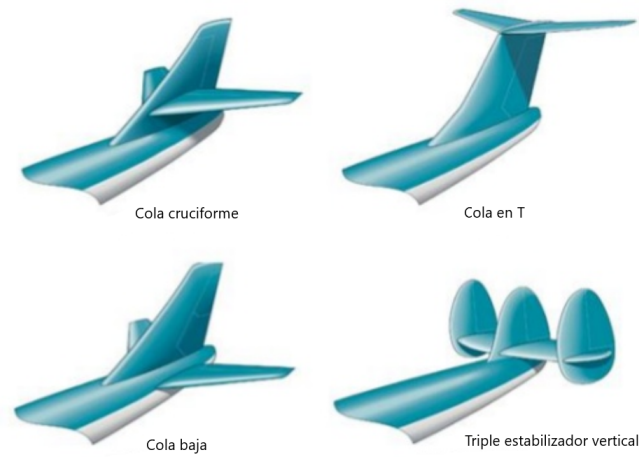


Figura 3.3: Configuraciones de empenaje. (Hernández, 2015).

3.2. Diseño a detalle

3.2.1. Selección de perfiles

Se efectuó el cálculo para el coeficiente de sustentación teórico necesario que debería de tener el perfil alar para el vuelo en crucero (3.1) (Campuzano, 2009). Fueron consideradas las condiciones de un vuelo en la CDMX, es decir a una altura de 2250 [m].

$$C_{crucero} = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{20[Kg] * 9.77[m/s^2]}{\frac{1}{2} * 0.97[Kg/m^3] * 12.5^2[m/s] * 1.84[m^2]} = 1.40 \quad (3.1)$$

Donde:

L - Fuerza de sustentación⁸ [N].

ρ - Densidad del aire en CDMX [Kg/m³].

V - Velocidad crucero del prototipo.⁹ [m/s].

S - Superficie alar.¹⁰ [m²].

C crucero - Coeficiente de sustentación [adimensional].

⁷Superficie de control que sirve para variar la superficie y forma del ala con el fin de aumentar la sustentación a bajas velocidades. (Teodoro J., 2008).

⁸Véase: 3.2.6. Análisis de desempeño.

⁹Cálculo no mostrado en esta Tesis.

¹⁰Véase: 3.2.2. Superficie alar.

Una vez calculado el valor del coeficiente teórico requerido para el vuelo y considerando un camber¹¹ de entre 13 % y 15 % de la cuerda¹², se analizó un conjunto de perfiles alares que cumplen con estas características en el software libre *XFLR5*. Para escoger el perfil que mejor se ajustara a los objetivos de diseño se elaboró una matriz de decisión en donde se hizo uso de un sistema de ponderación donde se evaluaron las características más relevantes de estos. Finalmente, se realizó una suma de todos los valores correspondientes obtenidos de la ponderación de los perfiles. El que obtuvo la mayor calificación fue el perfil alar Eppler E216, por lo que fue seleccionado.

Perfil	Espesor (%)	Mejor T	CL	Mejor CL	CD	Mejor CD	CI/Cd	Mejor CI/Cd	Cm	Mejor Cm	Máx CI/Cd	Mejor Máx CI/Cd	Σ
AG12	6.20	87.10	1.00	64.37	0.06	94.49	17.84	60.83	-0.03	78.89	33.15	86.45	66.79
AG13	5.80	93.10	1.00	64.69	0.06	90.61	17.19	58.61	-0.03	71.96	34.15	89.06	66.50
AG14	5.40	100.00	1.01	65.08	0.06	88.39	16.87	57.53	-0.03	68.49	34.76	90.64	66.69
AG35	8.70	62.07	1.17	75.63	0.06	92.59	20.53	70.03	-0.02	100.00	32.12	83.76	68.50
AG24	8.40	64.29	1.14	73.37	0.06	85.71	18.44	62.89	-0.03	66.15	34.72	90.52	65.99
E387	9.10	59.34	1.22	78.70	0.06	84.17	19.43	66.25	-0.04	58.68	37.50	97.78	68.20
S9000	9.00	60.00	1.19	76.58	0.05	99.04	22.24	75.85	-0.04	58.36	34.67	90.40	70.65
E216	10.40	51.92	1.55	100.00	0.05	100.00	29.32	100.00	-0.12	17.43	38.35	100.00	79.33
HQ 2.5/9 B	9.00	60.00	1.07	69.28	0.06	90.11	18.31	62.43	-0.04	60.51	38.07	99.26	67.33

Figura 3.4: Matriz de decisión para el perfil alar.

3.2.2. Superficie alar

Para determinar las dimensiones de la superficie alar se consideraron las limitantes de diseño expuestas en el reglamento *IX Competición oficial. Clase regular: Reglamentode competición. SAE Aero Design México 2019*. Las cuales son envergadura de 3.6 [m], distancia de despegue en 60 [m] y la potencia al motor de 1000 [W] (Figura 3.5). Como resultado se obtuvo un AR^{13} de 7.0261, un área de 1.84 m^2 y una carga alar de 12.5 kg/m^2 .

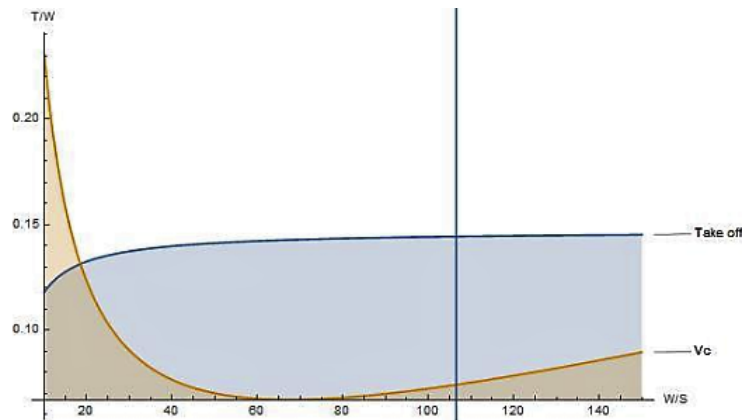


Figura 3.5: Gráficas de restricciones.

¹¹Asimetría entre las dos superficies de actuación de un perfil aerodinámico, con la superficie superior de un ala que es comúnmente más convexa (camber positivo). Un perfil aerodinámico que no está abombado se llama perfil aerodinámico simétrico. Los beneficios de abombado fueron descubiertos y utilizados por primera vez por Sir George Cayley en el siglo XIX. (Desktop Aeronautics, Inc., 2007).

¹²Se refiere a la línea recta imaginaria que une el borde de salida con el centro de la curvatura del borde de ataque de un perfil alar o álabe cualquiera. La longitud de la cuerda es la distancia entre el borde de salida y el punto del borde de ataque donde la cuerda se interseca con este último. (Clancy, 1975).

¹³Relación de Aspecto: es una medida de cuán larga y delgada es un ala de punta a punta. La relación de aspecto de un ala se define como el cuadrado de la envergadura del ala dividida por el área del ala y se le da el símbolo AR. (WebAero, 2011).

3.2.3. Carga útil en la envergadura alar

En el reglamento (Comisión Técnica SAE México, 2019) se indica que además de la carga útil en el fuselaje, se debe cargar una segunda en la envergadura alar (Bahías de carga). Para determinar la posición lateral de las bahías de carga se graficó el coeficiente de sustentación a lo largo de la semi-ala (Figura 3.6), el punto donde el coeficiente es máximo se encuentra entre los 0.6 [m] y 0.8 [m] en donde se colocaron las bahías de carga.

Considerando el volumen de las bahías como restricción se fijó el volumen para la bahía A (Carga útil en la semi ala izquierda, tomando como referencia la vista frontal del prototipo), y bahía B (Carga útil en la semi ala derecha, tomando como referencia la vista frontal del prototipo) en $4.3e-4 [m^3]$. Y buscando un peso de entre 0.5 y 0.7 [Kg] para cada bahía, se determinó mediante la *Ecuación 3.2* que el material a emplear tuviera una densidad entre 1400 y 1600 [kg/m³]. Buscando obtener el mayor peso posible del intervalo, se seleccionó Nylamid con una densidad de 1570 [kg/m³] dando como resultante un peso de 0.675 [Kg] en cada bahía.

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (3.2)$$

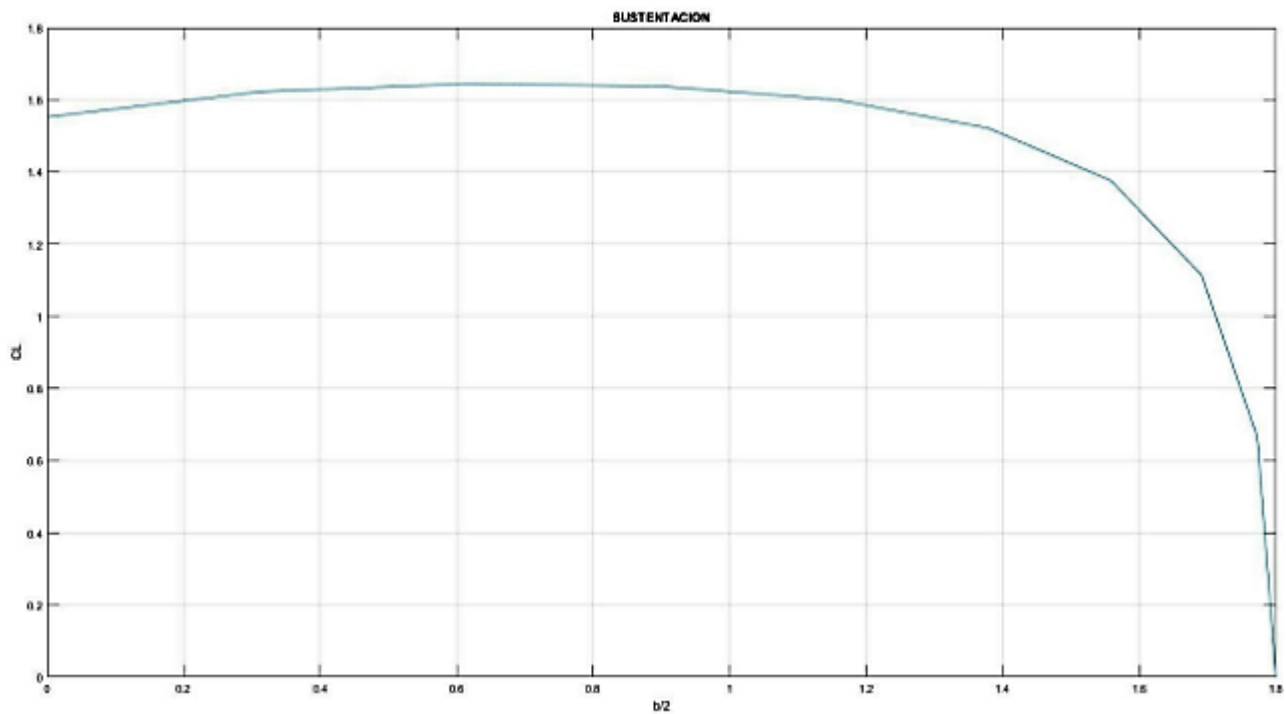


Figura 3.6: Distribución de los coeficientes de sustentación.



Figura 3.7: Bahía de carga.

3.2.4. Empenaje

Una vez elegida la configuración a usar en el empenaje¹⁴ se tomaron consideraciones esenciales para su diseño; respecto al control lateral del avión se calculó¹⁵ el coeficiente de estabilidad longitudinal estática (C_m)¹⁶, para asegurar la estabilidad estática longitudinal se necesita que ante cualquier cambio en el ángulo de ataque de la aeronave, se genere un momento de cabeceo en sentido contrario que restablezca el equilibrio (García, 2010).

De forma similar se debe contemplar la estabilidad de la aeronave en movimiento por lo que se calculó¹⁷ el coeficiente de estabilidad longitudinal dinámico (C_{m_q}), este considera la razón de cambio del momento de cabeceo con respecto a la razón de cabeceo.

Por último, para analizar el control direccional se usó el coeficiente de estabilidad direccional estático (C_n)¹⁸, que toma en cuenta la razón del cambio del momento de viraje con respecto al coeficiente de viraje. (Caughey, 2011).

De manera análoga al ala, los perfiles alares usados en el empenaje se escogieron haciendo énfasis en el impacto en la aeronave de las características y desempeño de cada perfil.

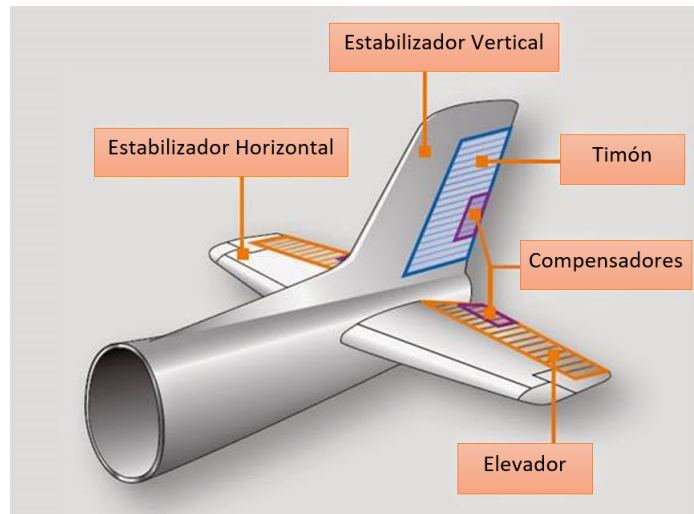


Figura 3.8: Componentes del empenaje.(Itmexicali, 2015).

3.2.5. Análisis de desempeño

Despegue: Uno de los objetivos de diseño es lograr que el prototipo despegue antes de los 61 [m] con la máxima carga posible. Para predecir la distancia de despegue se ocupó una relación entre el empuje requerido y la carga alar, se consideró una carga de 20 [kg] y una altitud de 540 [msnm] ya que es la altitud donde se lleva a cabo la competencia *SAE Aero Design México 2019*. Con lo ya dicho, se logró determinar que el empuje requerido es de 19.62 [N] \approx 20 [N].

Empuje [N]	Sto [m]	Carga [kg]
11.72	17.5048	12
13.73	26.008	14
15.69	36.2178	16
17.65	48.87	18
19.42	60.1071	19.8
19.62	61	20

Tabla 3.1: Estimación de empuje al despegue.

¹⁴Véase: 3.1.4. Empenaje.

¹⁵Cálculo no mostrado en esta tesis.

¹⁶Se refiere al movimiento del avión sobre su eje transversal y determina en gran medida las características de cabeceo, particularmente las relativas a la pérdida. (Muñoz, 2017).

¹⁷Cálculo no mostrado en esta tesis.

¹⁸Se refiere a la estabilidad de un cuerpo o vehículo en movimiento sobre un eje perpendicular a su dirección de movimiento. La estabilidad de un vehículo es la capacidad para regresar a su posición original cuando es perturbado por el medio en el que se encuentra y las fuerzas lo hacen girar con respecto a su dirección original. (Gómez, 2012).

Aterrizaje: Para predecir la distancia de aterrizaje se consideró que al momento de tocar la pista, el prototipo tiene velocidad de pérdida^a.

^aEs la velocidad mínima a la que una aeronave es capaz de volar manteniéndose en el aire, es decir, consiguiendo una sustentación que sea capaz de igualar su peso. (Pardo, 1995).

Análisis de arrastre: La ecuación (3.4) se conoce como *Polar de Arrastre* (Drag Polar) y virtualmente contiene toda la información aerodinámica de la aeronave necesaria para cualquier análisis de desempeño (Palomino, 1999). La polar de arrastre representa una curva que muestra la relación entre el coeficiente de arrastre y el coeficiente de sustentación de una aeronave completa. Para la eficiencia de arrastre del ala se observa que por cada unidad de (C_L) se genera 0.09 de (C_D) siendo una excelente condición para el vuelo (Palomino, 2019).

W [N]	Slo [m]	Carga [kg]
117.6	93.84	12
137.2	109.48	14
156.8	126	16
176.4	140.76	18
196	156.47	20

Tabla 3.2: Estimación de carga al aterrizaje.

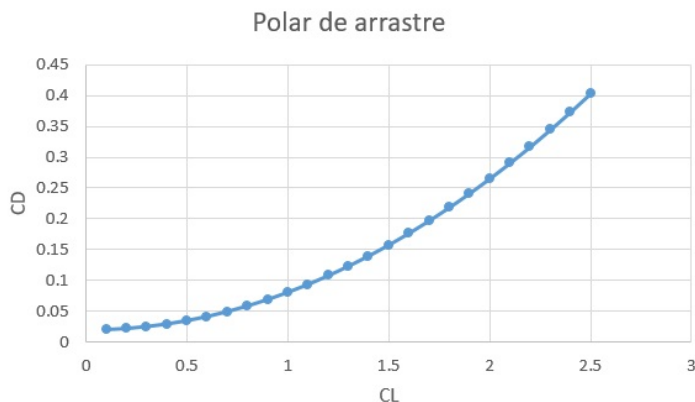
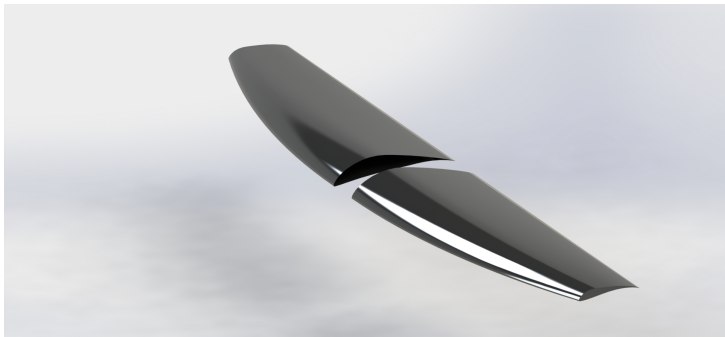


Tabla 3.3: Polar de arrastre.

3.3. Resultados



((a)) Semi alas recubiertas con monokote.



((b)) Estructura del empenaje.

Figura 3.9: Semi alas y empenaje resultantes del proceso de diseño del sistema *Aerodinámica*.

Una vez diseñada la estructura de las semi alas y el empenaje se hicieron análisis estructurales FEM (Finite Element Method) y aerodinámicos CFD (Computational Fluid Dynamics) para la verificación del diseño. Posteriormente fueron manufacturadas con madera balsa¹⁹; debido a su baja densidad y alta resistencia mecánica, dichas estructuras se recubrieron con monokote²⁰ para darles el acabado final, estando listas para su ensamble con el fuselaje. Finalmente probadas en vuelo para su validación.

¹⁹Véase: 4.2.1. Selección de Material.

²⁰El *Monokote* es una cubierta de plástico termorretráctil aplicada que tiene un material de poliéster transparente recubierto con un adhesivo pigmentado. El *Monokote* se une a una estructura desnuda con una plancha de sellado y luego se contrae por calor. (Air Field Models, 2002).

4 | Diseño Estructural

El sistema de diseño estructural, diseña, analiza y manufactura el fuselaje y trenes de aterrizaje de la aeronave.

Como estrategia de diseño se buscó maximizar la capacidad de carga total con la que la aeronave fuese capaz de operar, para después optimizar la estructura del prototipo en pro de la reducción de peso de la estructura. Se utilizaron diversas herramientas de software (*Solid Works Student 2018*¹ y *Ansys Academic*² *R3 y R19.2*), con las cuales se realizaron los modelados y análisis estructurales correspondientes al diseño para garantizar la integridad estructural de toda la aeronave en todas las etapas de vuelo. Es decir, para cualquier decisión de diseño se buscó tener presentes los objetivos ya señalados, y así garantizar un prototipo competitivo.

4.0.1. Identificación de necesidad

Crear el fuselaje de la aeronave no tripulada *CANEK 2019* que sea capaz de llevar la carga útil (deberá permanecer centrada en el fuselaje), según se menciona en el reglamento *IX Competición oficial. Clase regular: Reglamento de competición. SAE Aero Design México 2019*³. Así como crear los trenes de aterrizaje que deben soportar el peso total del prototipo más la carga útil, sobre todo en el despegue y aterrizaje del mismo.

4.0.2. Identificación del problema

Las aeronaves RC convencionales (aeromodelismo), están diseñadas para realizar acrobacias, por lo tanto, no son una guía factible para el diseño del prototipo ya que éste es una aeronave de carga.

En temporadas pasadas del equipo *UNAM Aero Design*, el fuselaje y trenes de aterrizaje presentaron un peso muy elevado.

Encontrar un material cuyas propiedades mecánicas permitan usarlo estructuralmente, pero que a su vez tenga una baja densidad para disminuir el peso de la aeronave.

4.0.3. Definición de necesidades y especificaciones

- Crear el fuselaje de la aeronave no tripulada *CANEK 2019* que tenga un peso menor a 3[Kg], debido a que se pretende disminuir el peso del fuselaje respecto a la temporada pasada (2018) de 4 [Kg].
- Crear un tren de aterrizaje capaz de soportar 20 [Kg] (peso máximo del prototipo) y las fuerzas resultantes en el instante de aterrizaje.
- Diseño manufacturable.
- El fuselaje debe ser menor a 3 [m] de longitud según lo establecido en el reglamento (Comisión Técnica SAE México, 2019).
- Ensamble fuselaje - semi alas. No permanente.

¹Versión estudiantil, licencia proporcionada por *Dassault Systèmes* al equipo *UNAM Aero Design* al ser miembros de *SAE Aero Design*.

²Versión estudiantil, software proporcionado por ANSYS, Inc. a todos los alumnos universitarios.

³(Comisión Técnica SAE México, 2019).

4.0.4. Definición del problema

Consideraciones:

- Materiales con alta densidad implican mayor peso.
- Aeronaves RC comerciales no son de carga.
- Método de manufactura ineficiente en temporadas pasadas del equipo *UNAM Aero Design*.

Diseñar y manufacturar el fuselaje y los trenes de aterrizaje para una aeronave de carga, aplicando optimización de forma y materiales de baja densidad. Implementando un método eficiente de manufactura.

4.0.5. Planeación

Semana	Actividades/Etapa	Descripción
0 - 1	Investigación previa	Investigación partes de aeronaves, conceptos básicos, fuselaje, trenes de aterrizaje, etc.
2	Investigación y reconocimiento (Estructural)	Plan de trabajo, revisión bibliográfica.
3		Revisión de reglamento.
4		Investigación de materiales y ensambles.
5		Análisis de estructuras.
6	Diseño conceptual	Identificación de necesidades y problemas.
7		Lluvia de ideas, restricciones de diseño.
8 - 9		Identificación de partes y propuestas conceptuales.
10 - 11		Análisis de propuestas conceptuales, aplicación de matrices de decisión.
12 - 13		Evaluación y selección de conceptos.
14 - 15		Definición de especificaciones finales.
16		Modelo conceptual.
17		Selección de materiales.
18 - 20	Diseño a detalle	Definición de medidas, propuestas y resoluciones de ensambles, establecimiento método de manufactura.
21 - 24		Modelos CAD 3D de todas las piezas.
25 - 28		Ensamblajes y análisis estructurales.
29		Diseño final. Planos para manufactura.
30 - 34	Manufactura	Manufactura de piezas y elementos principales.
35 - 37		Ensamblajes y acabados.
38	Ensamble del prototipo	Ensamble final de la aeronave.
39	Entrega final para pruebas	Prototipo listo para prueba de vuelo.

Figura 4.1: Listado de actividades.

4.1. Diseño conceptual

En este proceso se establece la estructura funcional del producto⁴, se buscan las estructuras físicas adecuadas y se combinan para obtener la estructura final que definirá el concepto. La metodología propuesta por la norma VDI 2221 considera en esta fase una sub-etapa explícita de división del producto en módulos realizables que facilita en gran manera el proceso de diseño y etapas posteriores de desarrollo del producto (mantenimiento, adaptabilidad, gamma de producto, futuras modificaciones, etc.). En este momento se define, por tanto, la distribución preliminar, el dimensionamiento inicial y la selección preliminar de materiales. (Ullman, 2013).

4.1.1. Búsqueda de información

El tema de interés es la estructura del fuselaje y trenes de aterrizaje por lo que el criterio utilizado para la búsqueda fue investigar las configuraciones principales de estos en aviones.

Fuselaje

“El fuselaje es el cuerpo central de un avión y está diseñado para dar cabida a la tripulación, pasajeros y carga. También proporciona la conexión estructural de las alas y el empenaje.” (Preciado, S.f.).

Los principales tipos de fuselaje son:

1. **Fuselaje articulado Pratt:** se forma a partir de unas vigas que recorren el fuselaje a lo largo de su eje longitudinal (largueros). Los largueros están unidos entre sí por pequeñas vigas verticales y horizontales (montantes). Para soportar los esfuerzos cortantes, se usan cables tensores que trabajan a tracción. Es una estructura común en los comienzos de la aviación (Padilla, 2018). (Figura 4.2).

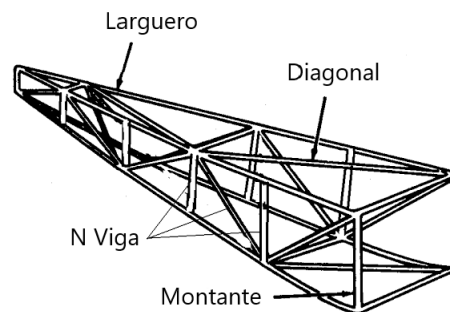


Figura 4.2: Fuselaje articulado Pratt. (U.N.L.P: Departamento de Aeronáutica, 2016).

2. **Fuselaje monocasco:** los fuselajes monocasco (Figura 4.3) pueden estar reforzados mediante elementos estructurales curvos que dan la forma al revestimiento y sirven como apoyo del mismo, están colocados de forma transversal. Además, como el revestimiento no soporta eficientemente los esfuerzos de compresión, se pueden añadir otros refuerzos extra (García-Cuevas, 2012). El fuselaje monocasco utiliza un revestimiento extremadamente grueso para soportar las cargas de pandeo.

⁴En esta tesis, el concepto *producto* se refiere únicamente al fruto del proceso de diseño, sin intención de comercializarlo u obtener remuneración económica.

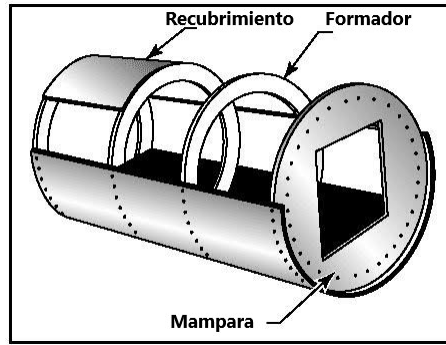


Figura 4.3: Fuselaje monocasco. (Blogaviator, 2018).

3. **Fuselaje semimonocasco:** es el tipo de fuselaje más habitual en la actualidad (Figura 4.4). Puede verse como una evolución del fuselaje monocasco reforzado. En su exterior, está formado por un revestimiento fino que flexiona con facilidad. Para evitar esto, se coloca una serie de elementos adicionales: larguerillos; que son una serie de pequeñas vigas que recorren el fuselaje longitudinalmente, mamparos de presión; que delimitan la zona presurizada en su parte posterior y anterior.

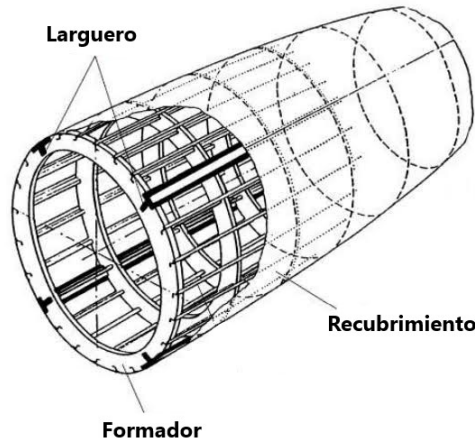


Figura 4.4: Fuselaje semimonocasco. (Blogaviator, 2018).

Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es el conjunto de ruedas, soportes, amortiguadores y otros equipos que un avión utiliza para aterrizar o maniobrar sobre una superficie. El peso del tren de aterrizaje está entre un 4% y un 7% del peso de despegue del avión (Plus Ultra, S.f.). El tren de aterrizaje es la parte de la aeronave que absorbe energía cinética producida por el contacto con la pista durante el aterrizaje y despegue. También se hace posible trasladar la aeronave vía terrestre por la pista.

Las configuraciones más comunes son:

1. **Configuración de cola:** Este tipo de tren cuenta con dos ruedas principales por delante del centro de gravedad de la aeronave ancladas al fuselaje mediante una estructura que las conecta y una rueda mucho más pequeña en la cola de la aeronave anclada al fuselaje. La distancia entre la rueda trasera y el fuselaje es mínima, mientras que la distancia entre las ruedas delanteras y el fuselaje es mayor, dando una inclinación de cola a la aeronave. (Figura 4.5).



Figura 4.5: Tren de aterrizaje configuración de cola . (MITMA, 2007).

2. **Configuración de triciclo:** Es la más común en las aeronaves actuales, el tren principal se encuentra detrás del centro de gravedad de la aeronave y el tren delantero se encuentra en la nariz de la aeronave. Ambos trenes se unen al fuselaje mediante su respectiva estructura, quedando a la misma altura de la rueda al fuselaje. (Figura 4.6).



Figura 4.6: Tren de aterrizaje configuración de triciclo . (MITMA, 2007).

3. **Tándem:** es empleado para aviones con grandes dimensiones, las ruedas se encuentran en línea, bajo el fuselaje y las ruedas estabilizadoras. (Figura 4.7).



Figura 4.7: Tren de aterrizaje configuración de tándem. (Emirates Airlines, 2018).

4.1.2. Diagrama de caja negra

Para el modelo de caja negra (Bhaskaran, 2019), la entrada se forma por todos los componentes de la aeronave, que tienen que ser almacenados y ensamblados a un cuerpo para poder formar la aeronave (Figura 4.8), que a su vez, debe poder trasladarse en tierra. Los elementos y funciones específicas se pueden observar en el diagrama funcional⁵.

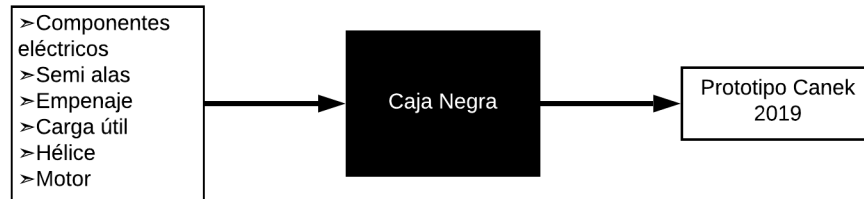


Figura 4.8: Diagrama de caja negra.

4.1.3. Diagrama de descomposición funcional

Para el diagrama funcional se utilizaron las entradas y salidas de la Figura 4.8. La entrada de componentes eléctricos se refiere a los seleccionados por el sistema *Aviónica*⁶: ESC, interruptor de emergencia (shunt plug), limitador, servomotores, baterías y receptor. Dentro de la caja negra se establecieron tres sistemas principales para poder obtener al final el prototipo *CANEK 2019*, los cuales son: sistema de almacenamiento (parte interna del fuselaje), sistema de sujeción y ensamble (parte externa del fuselaje) y sistema de rodamiento (trenes de aterrizaje). La interacción de estos sistemas se engloba en el diagrama funcional (Figura 4.9).

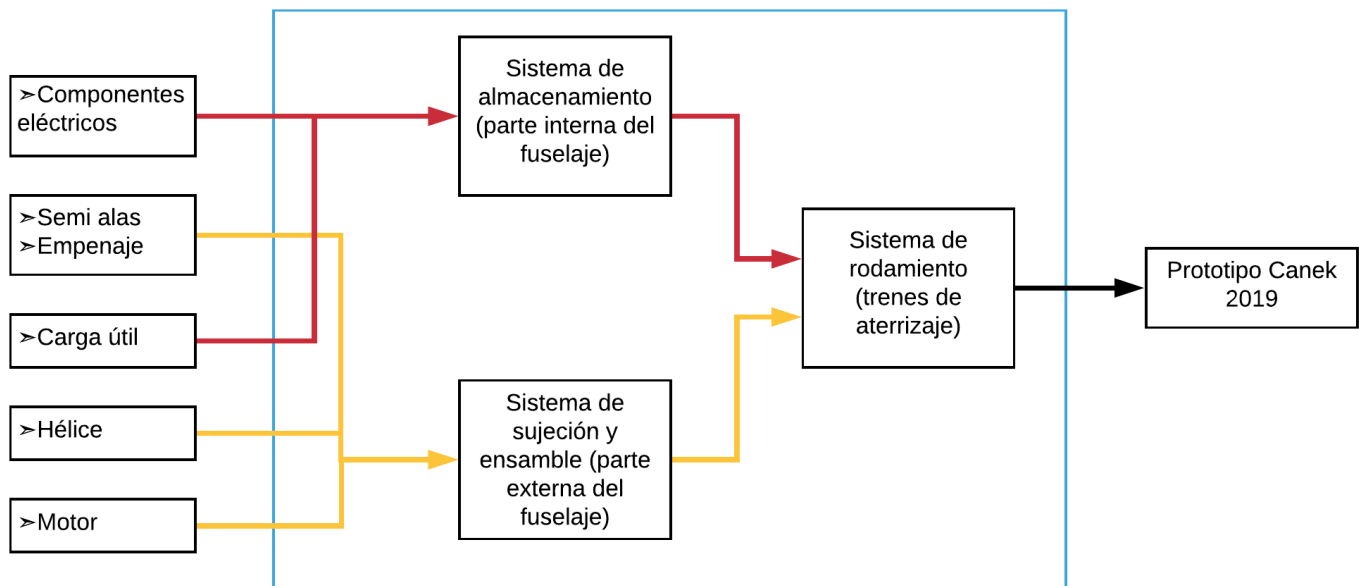


Figura 4.9: Diagrama de descomposición funcional.

⁵Véase: 4.1.3. Diagrama de descomposición funcional.

⁶Véase: 2| Aviónica.

Descripción de funciones

El fuselaje funge como el cuerpo de la aeronave, está diseñado para dar cabida a la tripulación, pasajeros y carga; en este caso únicamente albergará carga útil así como los componentes eléctricos que harán funcionar el prototipo. También proporciona la conexión estructural de las alas, el empenaje y el motor con la hélice. Por lo que el fuselaje se puede dividir en dos sistemas principales: sistema de almacenamiento (parte interna del fuselaje), y sistema de sujeción y ensamble (parte externa del fuselaje). El primero se refiere a que dentro del fuselaje debe ir la carga útil fija y el acomodo de los componentes eléctricos, el segundo es la parte externa del fuselaje que sirve como cuerpo de apoyo para sujetar las semi alas, proporciona la estructura para fijar el empenaje, motor y hélice mediante los ensambles correspondientes.

El tren de aterrizaje es un sistema de rodamiento que permite el movimiento de la aeronave en tierra y es la parte que absorbe energía cinética producida por el contacto con la pista durante el aterrizaje y despegue. Este se contempló como un sólo sistema que cumple con estas funciones y es en donde descansa la totalidad del fuselaje, fijando los trenes de aterrizaje en la parte inferior del mismo.

4.1.4. Generación de conceptos

La generación de conceptos fue a través del método de lluvia de ideas; en la cual cada integrante del equipo aporta ideas para solucionar el diseño de los sistemas seleccionados⁷, sin ser criticadas por ningún otro miembro. Obteniendo muchas soluciones al problema y finalmente seleccionando las mejores según criterios establecidos.

Selección de sistema

Esta selección se hizo a partir de sistemas que representaran alguna problemática en el desarrollo del proyecto. Por lo que se seleccionaron: sistema de almacenamiento (parte interna del fuselaje), sistema sujeción y ensamble (parte externa del fuselaje); estos dos sistemas se simplificaron para poder llevar a cabo una buena selección de diseño, resultando en *estructura de fuselaje y recubrimiento de estructura del fuselaje*.

De igual forma se seleccionó el sistema de rodamiento, debido a que el prototipo a diseñar *CANEK 2019* es una aeronave no tripulada de carga, se llegó rápidamente a la conclusión de que para el tren de aterrizaje no se puede utilizar la configuración de cola ya que implica una inclinación en la carga útil y por lo tanto consuecencias perjudiciales en maniobrabilidad y balanceo; una configuración tándem implica un aumento significativo en el peso de la aeronave debido a la cantidad de ruedas y estructuras que conlleva por lo que también fue descartada; quedando como opción la configuración de triciclo que se dividió en *tren de aterrizaje delantero*⁸ y *principal*⁹, para fines prácticos.

Lluvia de ideas

La lluvia de ideas fue para generar conceptos que solucionaran el funcionamiento de los sistemas previamente mencionados. Esta actividad se desarrolló con el objetivo de generar el mayor número de ideas en el menor tiempo posible, enfocándose en la cantidad de ideas y no en la calidad de estas.

Selección de ideas

Seguido a la lluvia de ideas se realizó una discusión ordenada de selección, cada integrante del equipo comentó el funcionamiento y ventajas de sus ideas, con el fin de hacer una selección de las ideas comentadas. Posteriormente se desarrolló un diagrama de afinidad, agrupando las ideas por similitud a criterio del equipo. Finalmente se hizo una votación para la selección de cuatro ideas por cada uno de los sistemas, considerando su utilidad, manufactura, peso y ensambles.

⁷Véase: Selección de sistema.

⁸Tren de aterrizaje ubicado en la nariz de la aeronave (por delante del centro de gravedad).

⁹Tren de aterrizaje ubicado detrás del centro de gravedad de la aeronave.

Resultados estructura de fuselaje

1. **Estructura tipo semimonocasco:** se forma a partir de anillares de diferentes diámetros, acomodados de tal forma que lateralmente se aproxima a la forma de un perfil alar biconvexo simétrico como sería el *NACA 2315* (Allen, 2017), los anillares son unidos y fijados a través de largueros. (Figura 4.10).

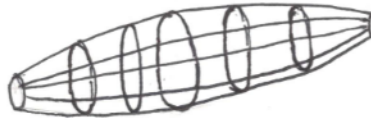


Figura 4.10: Estructura tipo semimonocasco.

2. **Estructura tipo Pratt:** se forma a partir de unas vigas que recorren el fuselaje a lo largo de su eje longitudinal (largueros). Los largueros están unidos entre sí por pequeñas vigas verticales y horizontales (montantes). (Figura 4.11).

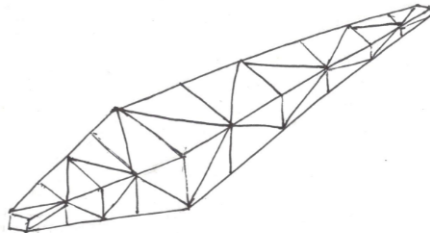


Figura 4.11: Estructura tipo Pratt.

3. **Estructura de caja modular:** es una estructura conformada de una combinación de prismas rectangulares y armadura tipo Pratt, que está dividida en 3 módulos, los cuales pueden separarse para su transporte y volverse a unir para formar el fuselaje de la aeronave. Es decir, una estructura armable y desarmable tantas veces como sea necesario. (Figura 4.12).

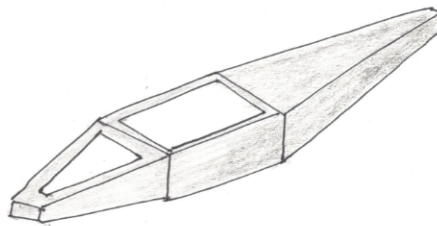


Figura 4.12: Estructura de caja modular.

4. **Estructura tipo gota:** estructura de cascarón que lateralmente se aproxima a la forma de un perfil alar biconvexo simétrico como sería el *NACA 2315* (Allen, 2017). Es el resultado de la unión de sus dos mitades termoformadas. (Figura 4.13).

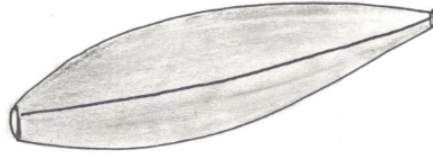


Figura 4.13: Estructura tipo gota.

Resultados recubrimiento de estructura del fuselaje

1. **Carcasa sólida:** cascarón con una configuración aerodinámica para reducir el arrastre, que cubra en su totalidad la estructura del fuselaje para que esta no tenga contacto con el exterior y, a su vez, que tenga función estructural apoyando la estructura interna.
2. **Monokote:** recubrir la estructura del fuselaje con *monokote* para impedir el paso del aire y protegerla de la intemperie. Sin ofrecer mayor ventaja estructural, pero reduciendo en gran medida el peso de la aeronave.

Resultados tren de aterrizaje delantero

1. **Barra con doble rueda:** barra cilíndrica fija de un extremo a la parte inferior de la nariz de la aeronave (parte anterior del fuselaje) y del otro extremo conectado a dos ruedas, cada una colocada a los extremos laterales de la barra, mediante un eje. (Figura 4.14).

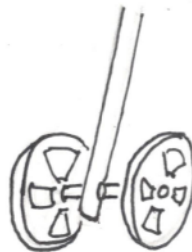


Figura 4.14: Tren de aterrizaje delantero: barra con doble rueda.

2. **Barra con una rueda:** barra cilíndrica fija de un extremo a la parte inferior de la nariz de la aeronave (parte anterior del fuselaje) y del otro extremo conectado a una rueda colocada al extremo lateral de la barra, mediante un eje. (Figura 4.15).



Figura 4.15: Tren de aterrizaje delantero: barra con una rueda.

3. **Amortiguador con doble rueda:** estructura triangular (dos barras prismáticas unidas con un amortiguador) fija de un extremo a la parte inferior de la nariz de la aeronave (parte anterior del fuselaje) y del otro extremo conectado a dos ruedas, colocadas a los extremos laterales de la estructura, mediante un eje. (Figura 4.16).



Figura 4.16: Tren de aterrizaje delantero: amortiguador con doble rueda.

4. **Amortiguador con una rueda:** estructura triangular (dos barras prismáticas unidas con un amortiguador) fija de un extremo a la parte inferior de la nariz de la aeronave (parte anterior del fuselaje) y del otro extremo conectado a una rueda colocada al extremo lateral de la estructura, mediante un eje. (Figura 4.17).



Figura 4.17: Tren de aterrizaje delantero: amortiguador con una rueda.

Resultados tren de aterrizaje principal

1. **Doble estructura recta:** una estructura independiente para cada rueda (dos en total) de barra prismática rectangular. Cada una unida de un extremo a la parte inferior del fuselaje, quedando posterior al centro de gravedad de la aeronave y del otro a una rueda mediante un eje. (Figura 4.18).

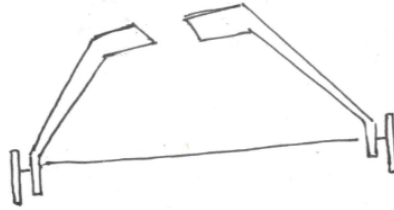


Figura 4.18: Tren de aterrizaje principal: doble estructura recta.

2. **Estructura recta:** similar a la doble estructura recta pero de una sola pieza para las dos ruedas. En cada extremo lleva una rueda unida mediante un eje. Fija a la parte inferior del fuselaje, quedando posterior al centro de gravedad de la aeronave. (Figura 4.19).

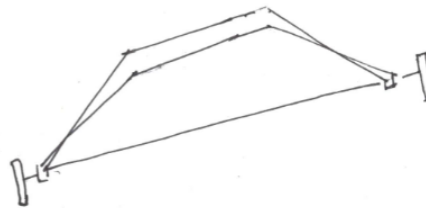


Figura 4.19: Tren de aterrizaje principal: estructura recta.

3. **Arco:** Arco de una sola pieza que en cada extremo lleva una rueda unida mediante un eje. La clave del arco fija a la parte inferior del fuselaje, quedando posterior al centro de gravedad de la aeronave. (Figura 4.20).



Figura 4.20: Tren de aterrizaje principal: arco.

4. **Lateral:** una barra prismática rectangular recta para cada rueda (dos en total) se fijan de un extremo a las secciones laterales del fuselaje respectivamente, quedando posterior al centro de gravedad de la aeronave, y del otro a una rueda unida mediante un eje. (Figura 4.21).

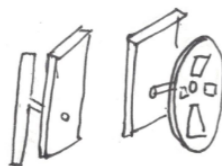


Figura 4.21: Tren de aterrizaje principal: lateral.

4.1.5. Evaluación y selección de conceptos

Una vez que se tienen los 4 conceptos preseleccionados para cada sistema, se debe seleccionar los conceptos que se usarán en el producto final según sus beneficios o prestaciones respecto a los demás (Ulrich, 2012). Para comenzar, se genera una matriz de ponderación binaria (Figura 4.22), donde se jerarquiza la importancia de cada uno de los requerimientos en el diseño y para la selección de los conceptos finales. En la matriz se compara cada uno de los criterios contra los demás, calificando con 1 al más importante de los dos y con 0 al otro, en algunos casos donde la importancia de dos criterios se considera la misma, se coloca un 1 a ambos. Ya habiendo comparado todos los requerimientos entre ellos se suman las calificaciones de cada uno, dando una calificación individual total, y al sumar cada una de estas se tiene el total de puntos. Este total se utiliza para determinar la importancia porcentual de cada parámetro, al dividir la calificación individual total entre dicho total de puntos.

Criterios de diseño	Comparación entre criterios de diseño															Σ	%
	1/2	1/3	1/4	1/5	1/6	2/3	2/4	2/5	2/6	3/4	3/5	3/6	4/5	4/6	5/6		
(1) Manufactura	1	1	1	0	1											4	19%
(2) Peso	1					1	1	1	1							5	24%
(3) Costo		1				0				1	1	0				3	14%
(4) Transporte			1				0			1			1	1		4	19%
(5) Ensamblés				1				0			0		1		1	3	14%
(6) Estética					0				0			1		0	1	2	10%
Total																21	100%

Figura 4.22: Matriz de ponderación para criterios de diseño.

Cabe destacar que el peso resulta el requerimiento más importante dados los objetivos que se plantean para la construcción de la aeronave. Asimismo, el transporte de la estructura y manufactura tanto del fuselaje como del tren de aterrizaje resultan primordiales para el diseño. Al ser un prototipo para competencia, la estética también fue un parámetro considerado, sin embargo, tiene una importancia menor. Finalmente, el costo es un parámetro que prácticamente en todos los casos se considera, y si bien tiene una calificación baja para enfocarse en cumplir con los demás requerimientos principales, es un criterio que siempre se tiene en mente para poder llevar a cabo un proyecto.

Una vez determinada la jerarquización e importancia de cada parámetro (mediante un valor porcentual), se puede utilizar para calificar cada uno de los conceptos según su desempeño en cada uno de los requerimientos. En este caso se califica del 1 al 4, siendo 4 la calificación más alta y 1 la más baja. Dependiendo de la calificación asignada, cada parámetro obtendrá el valor porcentual correspondiente a la calificación asignada; sumando estos valores se obtiene el valor porcentual para cada concepto obteniendo una calificación final sobre el 100%. El concepto con la calificación final más alta es el seleccionado para la aeronave.

Se comienza por los conceptos de estructura de fuselaje (Figura 4.23) comparando los cuatro conceptos previamente elegidos¹⁰. La estructura de caja modular obtuvo la mayor calificación. Debido a su división modular, puede ser transportada de una manera más práctica que las otras estructuras que son de una pieza; a pesar que obtuvo baja calificación en estética es el parámetro con menor valor porcentual, obteniendo una buena calificación en los demás parámetros.

Estructura de fuselaje	Manufactura [19%]	Peso [24%]	Costo [14%]	Transporte [19%]	Ensamblés [14%]	Estética [10%]	Σ [%]
Estructura tipo semimonocasco	1	2	2	2	1	4	46.75%
Estructura tipo Pratt	2	4	4	1	2	2	64.25%
Estructura de caja modular	3	3	3	4	3	1	74.75%
Estructura tipo gota	4	1	1	3	4	3	64.25%

Figura 4.23: Matriz de selección de concepto para la estructura de fuselaje.

¹⁰Véase: 4.1.4. Generación de conceptos.

Una vez seleccionada la estructura del fuselaje, se evaluaron los conceptos¹¹ para su recubrimiento (Figura 4.24). Pensando en la estructura modular, el monokote tuvo gran ventaja sobre la carcasa sólida debido a su peso, método de aplicación sobre la estructura ya que se puede aplicar sobre cada módulo por separado, no se tendría que transportar una carcasa a parte de la estructura y el costo de transporte es menor; aunque se deja de lado la estética ya que el fuselaje adopta la forma de la estructura.

Recubrimiento estructura de fuselaje	Manufactura [19%]	Peso [24%]	Costo [14%]	Transporte [19%]	Ensamblajes [14%]	Estética [10%]	Σ [%]
Carcasa sólida	2	2	2	1	2	4	50.25%
Monokote	4	4	3	4	3	2	88%

Figura 4.24: Matriz de selección de concepto para el recubrimiento de la estructura de fuselaje.

Para el tren de aterrizaje, primero se evaluaron los conceptos de tren de aterrizaje delantero¹² (Figura 4.25). La configuración de barra cilíndrica con una rueda fue la elegida, debido a su alta calificación en manufactura, peso y transporte. En comparación con las configuraciones con dos ruedas ésta es más ligera y ocupa menos espacio para su transporte, sin mencionar que reduce el costo del tren delantero. Y comparado con la configuración de amortiguador, lleva menos ensamblajes, reduce el peso y el costo.

Tren de aterrizaje delantero	Manufactura [19%]	Peso [24%]	Costo [14%]	Transporte [19%]	Ensamblajes [14%]	Estética [10%]	Σ [%]
Barra con doble rueda	3	3	1	2	3	2	60.75%
Barra con una rueda	4	4	3	4	4	1	89%
Amortiguador con doble rueda	1	1	2	1	1	3	33.5%
Amortiguador con una rueda	2	2	4	3	2	4	66.75%

Figura 4.25: Matriz de selección de concepto para el tren de aterrizaje delantero.

Finalmente, se evaluaron los conceptos del tren de aterrizaje principal¹³ (Figura 4.26). La configuración mejor calificada (doble estructura recta) deja atrás -en cuanto a calificación- a la estructura recta y arco en todos los parámetros, mientras que comparado con la configuración lateral es mejor en cuanto a estética y a ensamblajes.

Tren de aterrizaje principal	Manufactura [19%]	Peso [24%]	Costo [14%]	Transporte [19%]	Ensamblajes [14%]	Estética [10%]	Σ [%]
Doble estructura recta	3	3	4	3	4	4	84.5
Estructura recta	2	1	1	2	3	2	44
Arco	1	2	2	1	1	3	39.5
Lateral	4	4	3	4	2	1	82

Figura 4.26: Matriz de selección de concepto para el tren de aterrizaje principal.

¹¹Ídem.

¹²Véase: 4.1.4. Generación de conceptos.

¹³Ídem.

4.1.6. Definición de especificaciones finales

Con las matrices de decisión¹⁴, se obtienen los conceptos que mejor se adaptan a los requerimientos, generando una configuración final (Figura 4.27) que abarque todos los sistemas.

El concepto final es un fuselaje modular; estructura conformada de una combinación de prismas rectangulares y armadura tipo Pratt¹⁵, es decir a cada prisma rectangular se le aplica una armadura para reducir material y obtener mejor rendimiento estructural. La estructura está dividida en tres módulos, los cuales pueden separarse para su transporte y volverse a unir. Además será recubierta con monokote para impedir el paso del aire y protegerla de la intemperie. La estructura cumplirá con la función de los dos sistemas planteados: sistema de almacenamiento (parte interna del fuselaje) y sistema de sujeción y ensamble (parte externa del fuselaje).

Para el sistema de rodamiento se seleccionó una configuración de triciclo, que se divide en tren de aterrizaje delantero y principal, usando una barra cilíndrica con una rueda y una doble estructura recta, respectivamente.

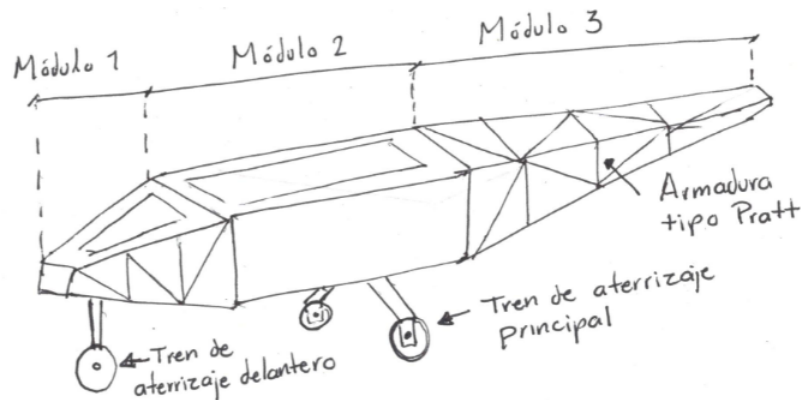


Figura 4.27: Concepto final.

¹⁴Véase: 4.1.5. Evaluación y selección de conceptos.

¹⁵Las armaduras son estructuras construidas con elementos longitudinales los cuales se articulan en sus extremos formando nodos, tiene como característica que las fuerzas son aplicadas en los nodos y que ningún elemento continúa más allá del nodo. (Padilla, 2018).

4.2. Diseño de detalle

En esta etapa se definen la configuración final así como las formas, dimensiones y propiedades superficiales de todas las piezas y componentes del diseño, la selección definitiva de materiales, los procedimientos de fabricación y la estimación de costos. Como resultado de esta etapa se obtienen los documentos para la producción: planos de pieza y de conjunto, todos con su correspondiente denominación, codificación y especificaciones técnicas necesarias, planos de soldadura, de montaje, lista de componentes y piezas (Blanco, 2015).

4.2.1. Arquitectura del producto

Es la asignación de los elementos funcionales de un producto a los elementos de construcción físicos de éste. Su propósito es definir los elementos físicos de construcción del producto en términos de lo que hacen aquellos y de lo que son sus interfaces para el resto del dispositivo. (Burgos, 2017).

Sus elementos principales son:

1. Elementos funcionales de un producto: cambios y operaciones individuales que contribuyen al rendimiento general.
2. Elementos físicos de un producto: partes, componentes y subconjuntos que hacen posible las funciones del producto. Los elementos físicos de un producto están organizados en elementos físicos de construcción más grandes llamados sistemas.

Por lo que la arquitectura del producto es el esquema por el cual los elementos funcionales del producto se acomodan en sistemas físicos y por medio del cual estos interactúan. Partiendo del diagrama funcional, nuestro producto presenta una arquitectura integral, ya que un sólo sistema activa más de un elemento funcional, es decir el fuselaje sirve como apoyo estructural para los componentes aerodinámicos (ala, empenaje, motor y hélice) y tren de aterrizaje, pero al mismo tiempo como sistema de almacenamiento para los componentes eléctricos y carga útil.

Pasos para establecer la arquitectura del producto:

1. **Crear un esquema del producto:** diagrama que representa la idea que se tiene de los elementos constitutivos del producto. Este esquema (Figura 4.28) debe reflejar las funciones del producto, pero no tiene que contener todos los detalles específicos. Se puede usar el diagrama de descomposición funcional creado en el diseño conceptual¹⁶.

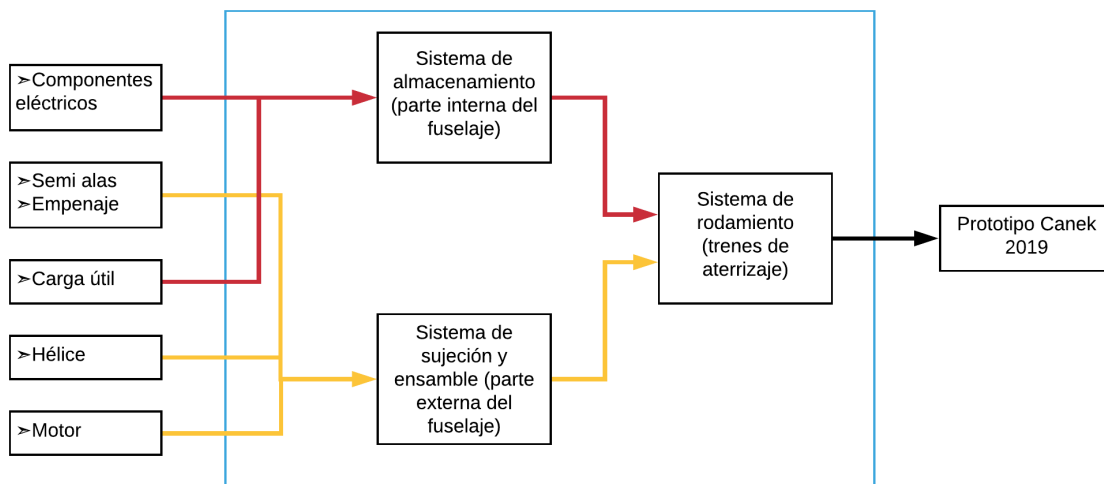


Figura 4.28: Esquema del producto.

¹⁶Véase: 4.1.3. Diagrama de descomposición funcional.

2. **Agrupar lo elementos del esquema:** El objetivo de este paso es asignar cada uno de los elementos del esquema a un sistema (Figura 4.29). Los factores para agrupar fueron: integración geométrica y función compartida.

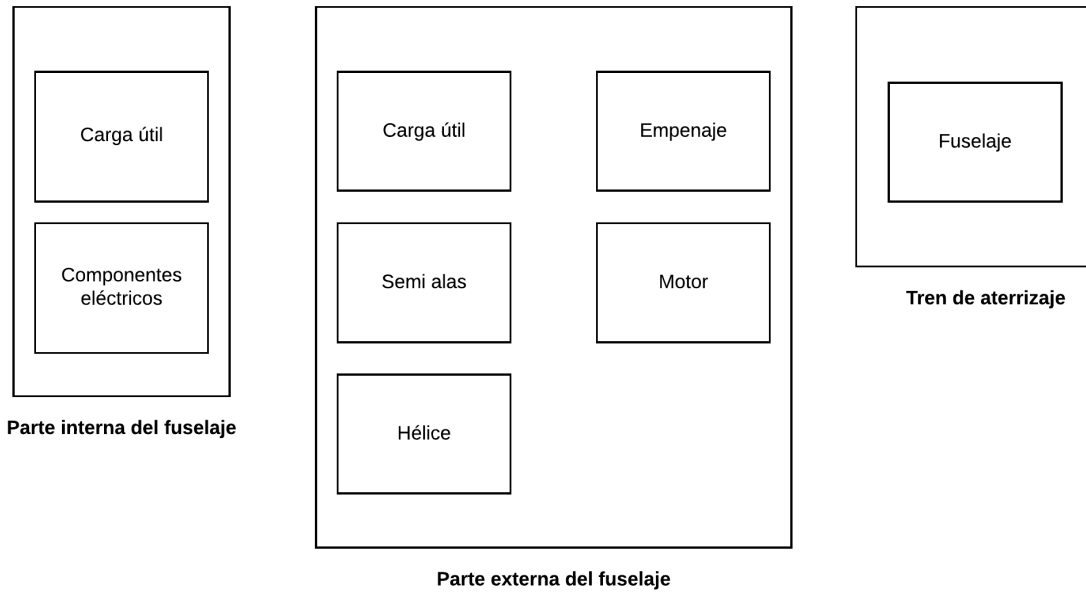


Figura 4.29: Agrupación de elementos del esquema.

3. **Crear una disposición geométrica aproximada:** es una aproximación al resultado final (Figura 4.30). Esto muestra si las interfaces geométricas entre los sistemas son factibles y a resolver las relaciones dimensionales básicas entre estos. Partiendo del esquema y agrupación de elementos se realizó una geometría aproximada del producto, teniendo en cuenta los acoplamientos necesarios entre sistemas y los medios por los cuales interactúan. Teniendo así un producto coherente entre sus partes.

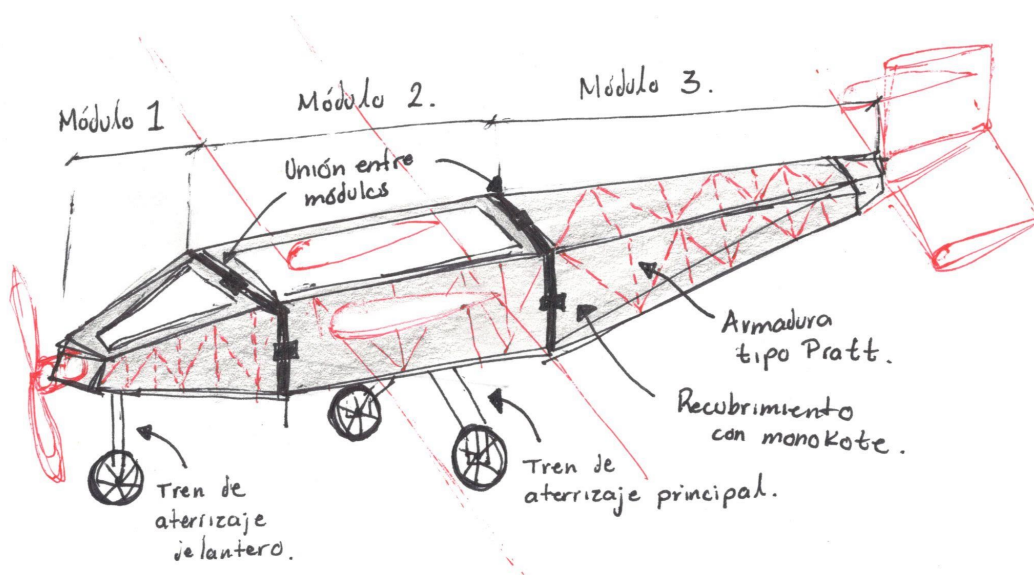


Figura 4.30: Disposición geométrica aproximada.

4. **Identificar interacciones fundamentales e incidentales:** se deben identificar las interacciones conocidas entre sistemas. Hay dos categorías de interacción: interacciones fundamentales; que corresponden a las líneas del esquema que conectan los sistemas unos con otros, e interacciones incidentales; son las que resultan de la activación física particular de los elementos funcionales o debido al arreglo geométrico de los sistemas (Figura 4.31).

Interacciones fundamentales			Interacciones incidentales		
Semi alas	→	Módulo 2 (Externo)	Módulo 1	→	Módulo 2
Empenaje	→	Módulo 3 (Externo)	Módulo 2	→	Módulo 3
Motor y Hélice	→	Módulo 1 (Externo)			
Carga útil	→	Módulo 2 (Interno)			
Componentes eléctricos	→	Módulo 1 (Interno)			
Módulo 1	→	Tren de aterrizaje delantero			
Módulo 2	→	Tren de aterrizaje principal			
Monokote	→	Fuselaje			

Figura 4.31: Interacciones fundamentales e incidentales.

El conjunto de los cuatro pasos anteriores conjuntamente forma la arquitectura del producto, con lo cual se resumen las funciones de éste y define los elementos físicos de construcción del producto en términos de lo que hacen aquellos y de lo que son sus interfaces para el resto del dispositivo. Así como sus interacciones, que hay que tener en cuenta para el diseño de configuración y su correcto funcionamiento.

4.2.2. Diseño de configuración

Partiendo de la arquitectura del producto¹⁷, se realizó el diseño de configuración, que debe seguir las interacciones fundamentales e incidentales de sus sistemas, así como un orden lógico y funcional de todas sus partes.

Se debe elegir una configuración de acuerdo con las necesidades y las especificaciones, en el caso del fuselaje, debe estar dividido en tres módulos que al juntarse mediante algún tipo de ensamble conformen el cuerpo de la aeronave, también debe de reducirse el peso en lo posible y estar diseñado para que tenga una eficiencia estructural adecuada a su funcionamiento. En cuanto al tren de aterrizaje, debe ser ligero y a su vez resistir los esfuerzos solicitados por éste.

“La estética es una rama de la filosofía relacionada con la esencia y la percepción de la belleza y la fealdad.” (Baena, 2008, p.3). Desde la antigüedad el ser humano ha asociado la simetría como un factor determinante en la belleza, y más aún si las formas que se observan son figuras geométricas puras. Entonces para el fuselaje de la aeronave se busca una configuración que además de fungir como estructura, sea estéticamente agradable, haciendo uso de la simetría y de figuras geométricas sencillas como prismas rectangulares.

“El diseño de configuración parte de los bocetos de los conceptos generados y de las relaciones entre los sistemas y funciones. Se debe crear un diagrama esquemático del producto con la combinación de conceptos propuestos.” (González, 2020). Por lo tanto, para el diseño de configuración se deben tener en cuenta los siguientes factores y que estos tengan una coherencia conjunta para formar el resultado que se busca con la configuración más precisa:

- Esquema del producto (Figura 4.28).
- Agrupación de elementos del esquema (Figura 4.29).
- Disposición geométrica aproximada (Figura 4.30).
- Interacciones fundamentales e incidentales (Figura 4.31).
- Estética del producto.
- Bocetos de los conceptos generados.

Con los resultados obtenidos por el sistema de *Aerodinámica* respecto a la localización del centro aerodinámico es decir a 73.92 [mm] del inicio de la cuerda del perfil alar (1/4 de la cuerda) (Figura 4.32), el balance del prototipo se realizó alineándolo con el centro de gravedad de la aeronave, es decir, se determinó que el centro aerodinámico coincidiera con el de gravedad, para que a partir del centro de gravedad se realizara la configuración de la aeronave (Figura 4.33). Mediante un proceso iterativo fue posible definir las dimensiones y configuración de los *módulos* que conforman el fuselaje y la unión entre ellos, también la localización de cada componente respecto al centro de gravedad. Obteniendo la sumatoria de momentos igual a cero respecto a éste, teniendo así una configuración balanceada de la aeronave.

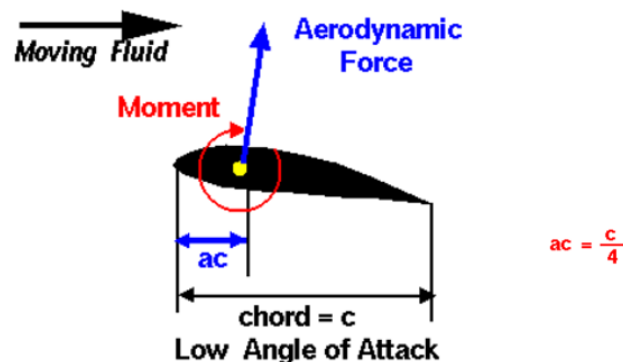


Figura 4.32: Localización de centro aerodinámico (NASA: Glenn Research Center, 2015).

¹⁷Véase: 4.2.1. Arquitectura del producto.

Aviónica			
Elemento	Peso [g]	Brazo [mm]	Momento [Kgf*m]
Motor y hélice	654	863	0.564
ESC	149	592.16	0.088
Shunt Plug	137	504.55	0.069
Limitador	19	475.33	0.009
Servomotor	55	651.6	0.036
Batería 1	730	420.16	0.307
Batería 2	120	546.49	0.066
Receptor	17	592.16	0.010

Aerodinámica			
	Peso [g]	Brazo [mm]	Momento [Kgf*m]
Alas	3700	0	0
Empenaje	330	1787	0.590

Estructural			
	Peso [g]	Brazo [mm]	Momento [Kgf*m]
Módulo 1	271	510.32	0.138
Módulo 2	950	48.87	0.046
Módulo 3	443	1374.09	0.609
Anillar 1	100	413	0.041
Anillar 2	100	479.94	0.048
Caja de carga	9980	0	0
Tren Principal	475	153	0.073
Tren Delantero	350	732.6	0.256

	Componente anterior al centro de gravedad
	Componente posterior al centro de gravedad
	Componente ubicado en el centro de gravedad

Sumatoria de momentos	0 [Kgf*m]
Peso total	19 [Kg]

Figura 4.33: Momentos realizados por cada componente de la aeronave respecto al centro de gravedad.

Primero se analizó la geometría y la configuración de cada módulo, siguiendo las dimensiones determinadas mediante el cálculo de momentos (Figura 4.33). Partiendo de la disposición de geometría aproximada (Figura 4.30) para obtener un diseño final, el que posteriormente es sometido a análisis estructurales¹⁸.

1. **Módulo 2:** Este módulo se planteó como una caja en el diseño conceptual, ya que es el que lleva la carga útil de 9.98 [Kg], por la parte inferior se posa sobre el tren de aterrizaje principal y por las paredes laterales se ensambla con las semi alas. Y a su vez debe estar ensamblado con el módulo 1 y 3 por lo que la configuración de caja es una buena opción capaz de cumplir con esto. Para mejorar la estética y facilidad de ensamble con las semi alas, las paredes laterales en la parte superior siguen la forma del perfil alar (Figura 4.34). Se colocaron vigas en el área transversal como soporte estructural, una abertura en la parte inferior de pared lateral para poder meter o sacar la carga útil y una abertura en la parte anterior de la pared lateral para poder manipular cables a la hora de ensamblar los módulos. Con medidas 292 x 890 x 247 [mm].

¹⁸Véase: 4.3. Memoria de cálculo.

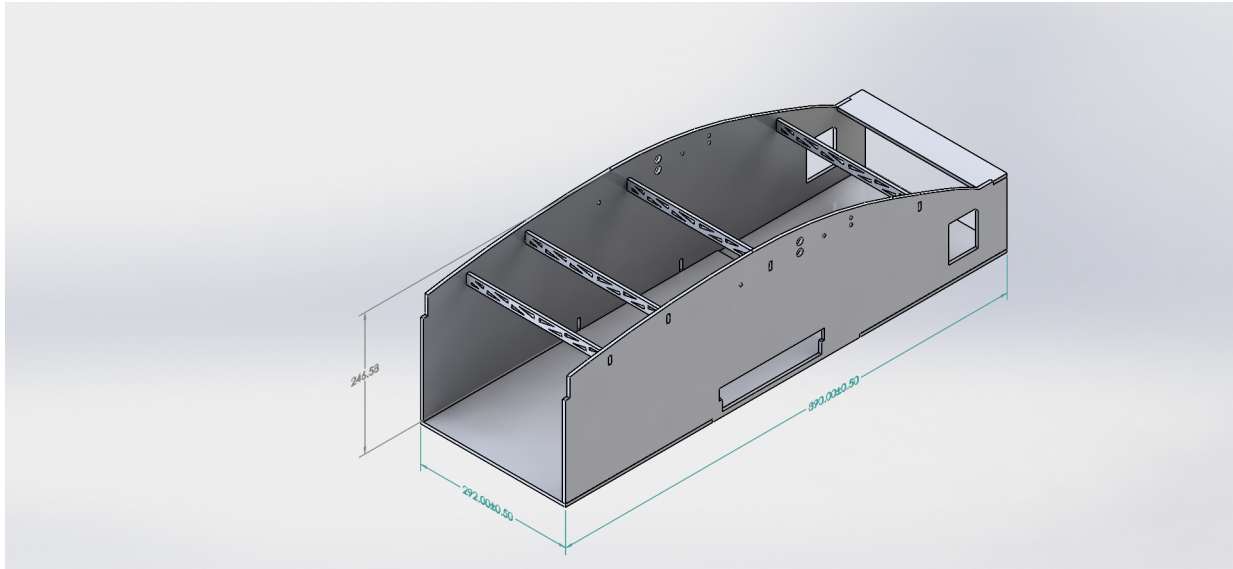


Figura 4.34: Configuración Módulo 2 (acotaciones en [mm]).

Debido a que es el módulo que más carga debe soportar, no se aplicó armadura tipo Pratt, sino que una vez decidido el material del que estará hecho, mediante una optimización topológica se podrá ver en qué secciones es factible quitar material y aplicar el concepto de armadura. La unión del Módulo 2 con las semi alas es mediante dos tubos de aluminio 6061 T6 de 1/2" (12.7 [mm] de diámetro) establecido por el sistema de *Aerodinámica* (Figura 4.35).

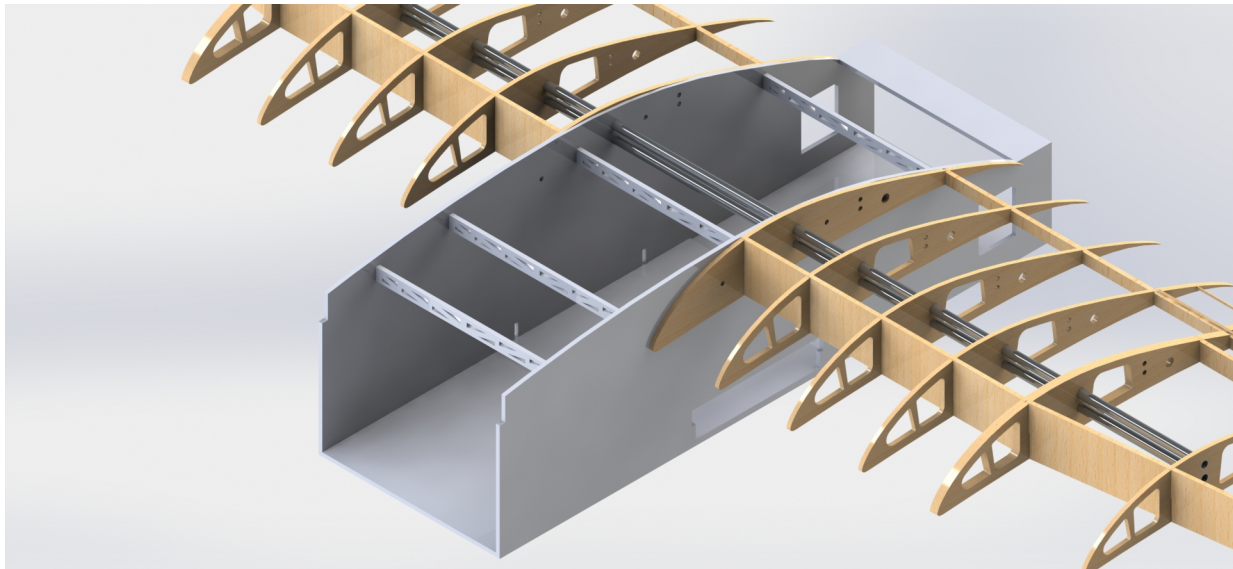


Figura 4.35: Unión Módulo 2 con semi alas.

2. **Módulo 3:** Es el encargado de proporcionar el ensamble del empenaje con el resto de la aeronave, ya que su única función es la de sostener el empenaje, se implementó desde un principio la armadura tipo Pratt en toda su configuración para ahorrar peso (Figura 4.36). Al estar unido con el Módulo 2, debe tener una inclinación para que el empenaje quede a la altura del ala y proporcione la estabilidad deseada. Así que un extremo de este módulo va unido al Módulo 2, mientras el otro extremo elevado es unido al empenaje.

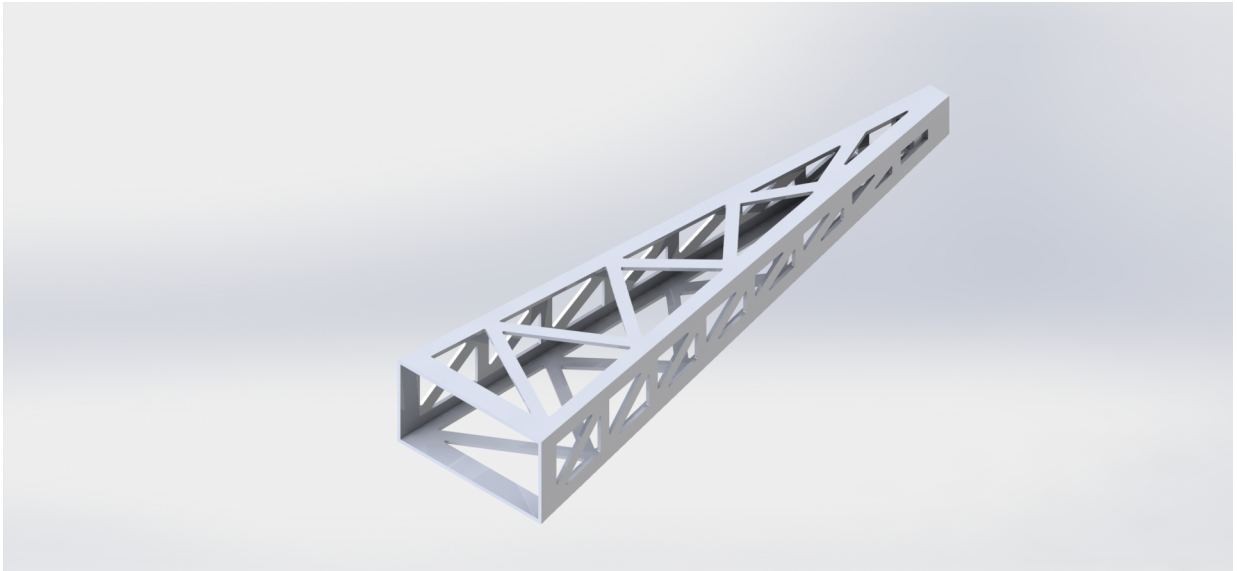


Figura 4.36: Configuración Módulo 3.

En el extremo elevado, para poder sostener el empenaje es necesario implementar una pieza extra, que tenga como función el ensamble del empenaje mediante tornillos y tuercas (ensamble mecánico no permanente) y mantenerlo en una posición recta paralela al suelo (Figura 4.37).

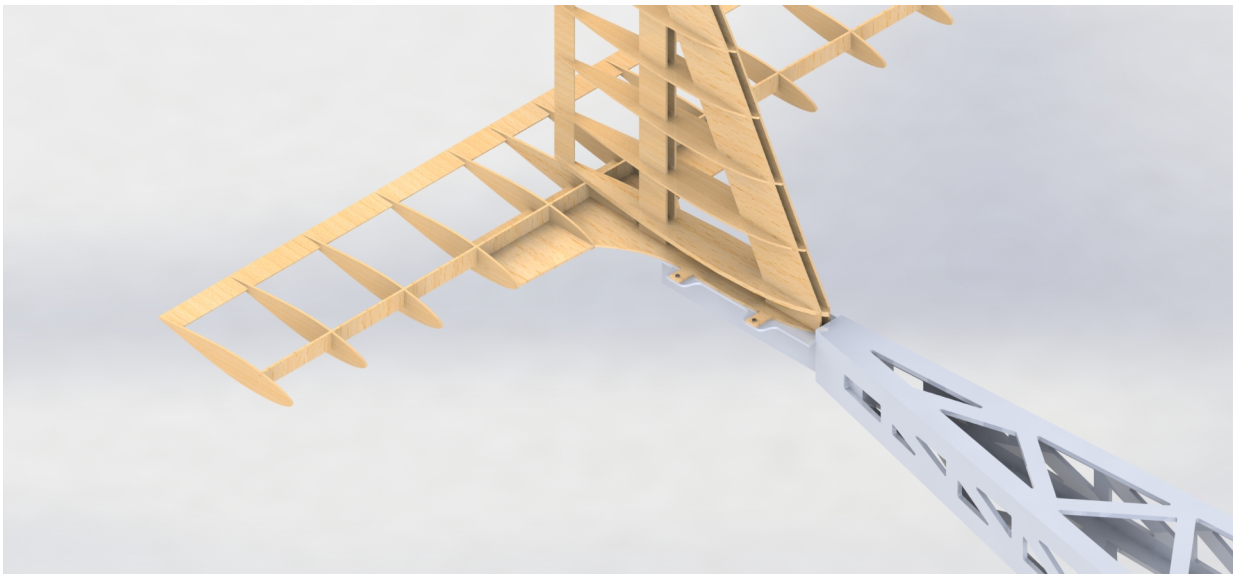


Figura 4.37: Unión Módulo 3 con empenaje.

- Módulo 1:** Este módulo (Figura 4.38) cumple la función de almacenar los componentes eléctricos establecidos por el sistema de *Aviónica*, por lo que se debe tener fácil acceso al interior, debido a esto tiene una abertura en la parte superior por donde se puede manipular el interior directamente con la mano. También es el soporte estructural del tren de aterrizaje delantero, debido a que este tren es el que da la dirección en tierra, debe estar unido a un servomotor que lo haga girar, el servomotor al igual que el tren de aterrizaje debe ir en la parte inferior del módulo. De un extremo debe sostener al motor y del otro está unido al Módulo 2. Se implementó un piso medio en la parte interna del módulo para fijar los componentes eléctricos y tener acceso a ellos por la parte superior.

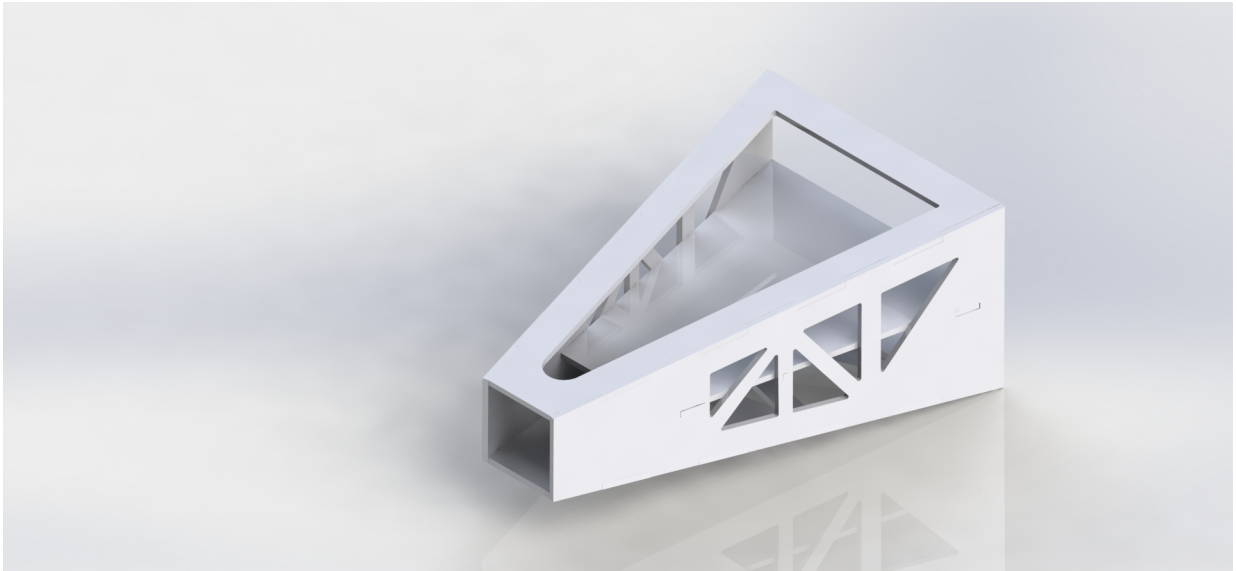


Figura 4.38: Configuración del Módulo 1.

4. **Unión entre módulos:** Una vez obtenidas las diferentes configuraciones de los módulos se propusieron tres diferentes tipos de unión, dos de ellas de forma externa y una interna. La ventaja de la configuración interna es que no implica mayor arrastre durante el vuelo, pero complica el método de unión ya que no es sencillo manipular herramientas al interior del fuselaje. Mientras que las configuraciones externas hacen muy sencillo el armado mediante ensambles mecánicos (tornillos y tuercas), pero se aumenta el arrastre a la hora de vuelo. Tomando en cuenta que es una aeronave de competencia, se busca poder reemplazar algún módulo lo más rápido posible durante las pruebas de vuelo, mientras que en la competencia no se toma en cuenta la velocidad de la aeronave para aumentar puntaje, por lo tanto la opción más conveniente es la configuración externa.

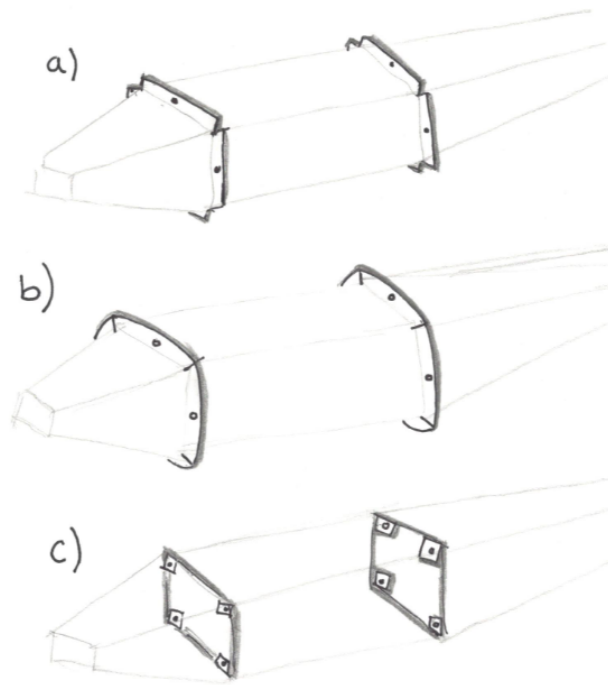


Figura 4.39: Configuraciones propuestas para la unión de módulos.

De las configuraciones externas (Figura 4.39 (a y b)) debido al ensamble con los módulos y la estética se eligió la opción b) ya que es un anillar de una sola pieza (Figura 4.40). Cada uno de los tres módulos debe tener uno de estos anillares en el extremo que va unido con otro módulo, así que el Módulo 1 tendrá un anillar que se une a un anillar del Módulo 2, el Módulo 2 tendrá dos anillares y el Módulo 3 únicamente uno que se une al otro anillar del Módulo 2 (Figura 4.41). La unión entre anillares se da mediante un tornillo y una tuerca por cada lado del anillar (cuatro tornillos y cuatro tuercas por anillar).

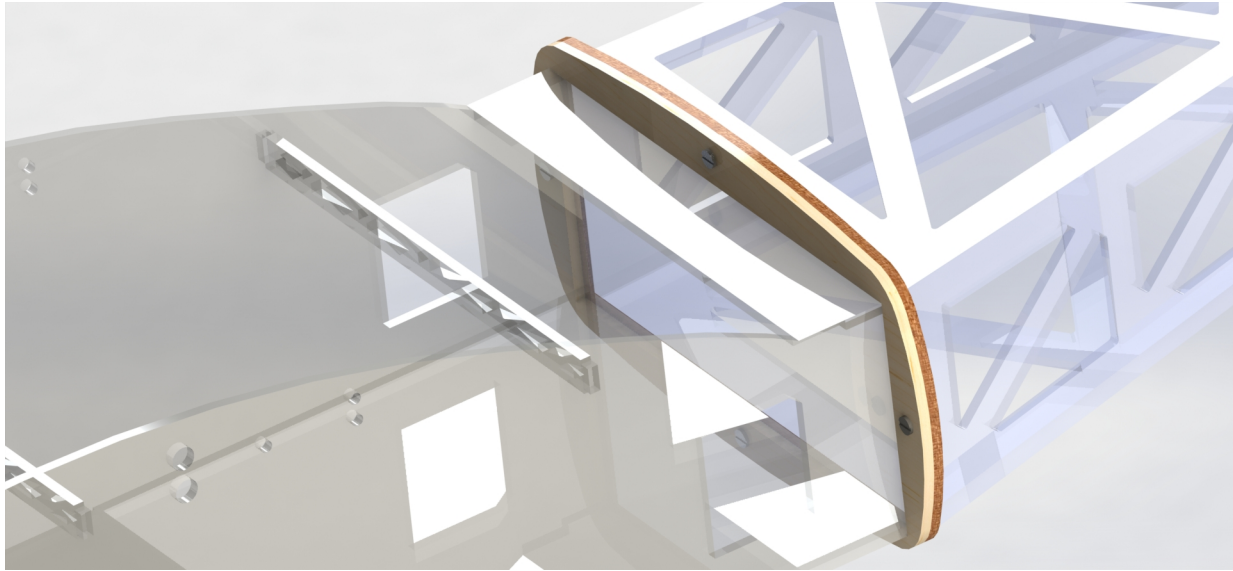


Figura 4.40: Unión de Módulo 2 y 3 mediante anillares.

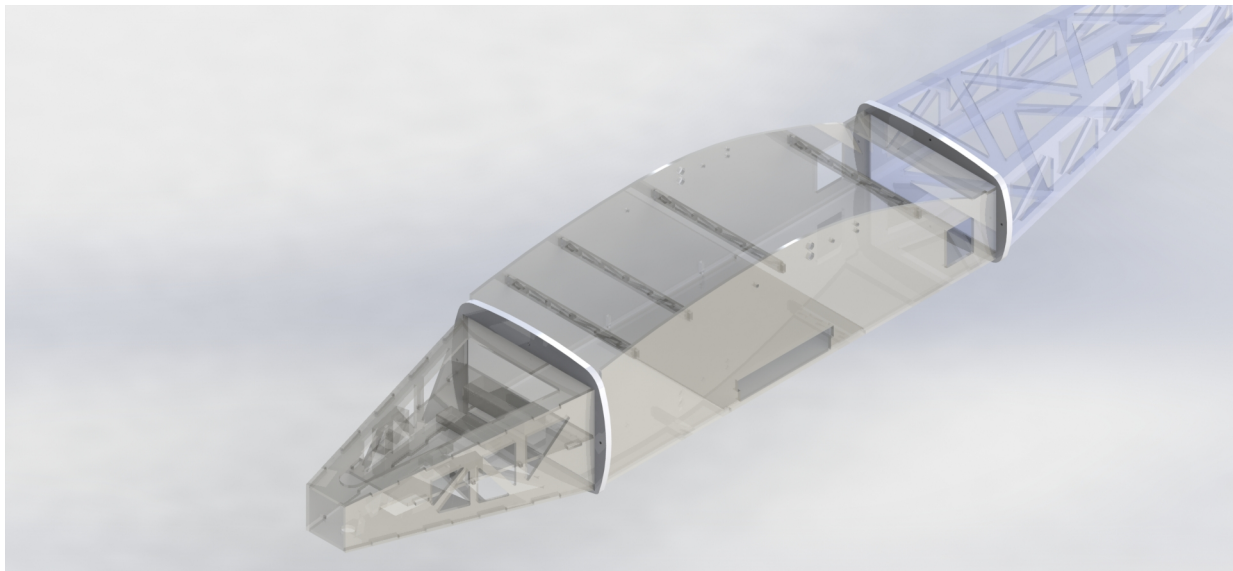


Figura 4.41: Unión de módulos mediante anillares.

5. **Trenes de aterrizaje:** Para el tren de aterrizaje delantero se seleccionó la configuración de barra cilíndrica con una rueda (Figura 4.25), esta configuración es una barra cilíndrica que de un extremo va unida a la parte inferior del Módulo 1 y del otro a una rueda (Figura 4.42).

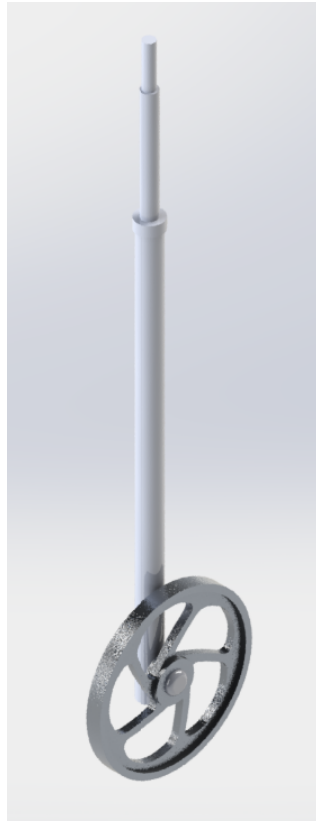


Figura 4.42: Tren de aterrizaje delantero.

Para la unión de la barra con la rueda es necesario un eje con prisioneros en ambos extremos y un balero de rodamiento en la llanta para que permita el giro con el eje (Figura 4.43).



Figura 4.43: Configuración tren de aterrizaje delantero.

El tren de aterrizaje principal tiene una configuración de doble estructura recta (Figura 4.26), ésta se divide en dos partes, por la parte superior van unidas a la parte inferior del Módulo 2 y de la parte inferior a una rueda (Figura 4.44).

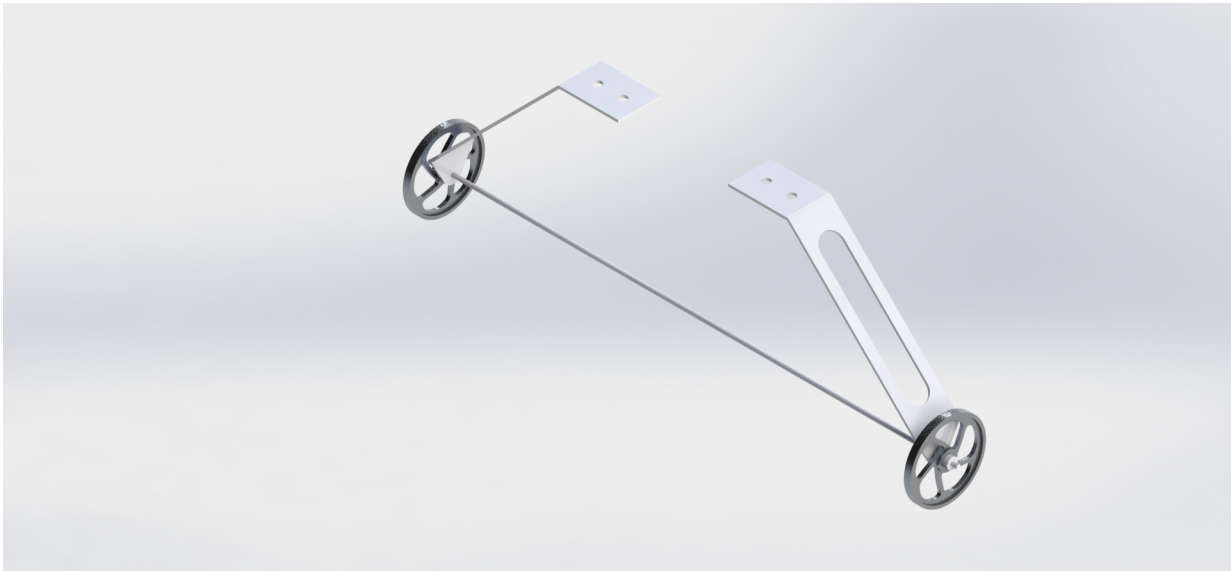


Figura 4.44: Tren de aterrizaje principal.

Para la unión de las ruedas es necesario un eje ($3/16''$) con prisioneros en ambos extremos y un balero de rodamiento en cada llanta para que permita el giro con el eje (Figura 4.45). El eje es el mismo para el ensamble de las dos ruedas, ya que de forma empírica se ha observado en temporadas pasadas del equipo *UNAM Aero Design* que el tren de aterrizaje principal tiende a abrirse al aterrizar la aeronave, por lo que el eje a su vez sirve como tensor.

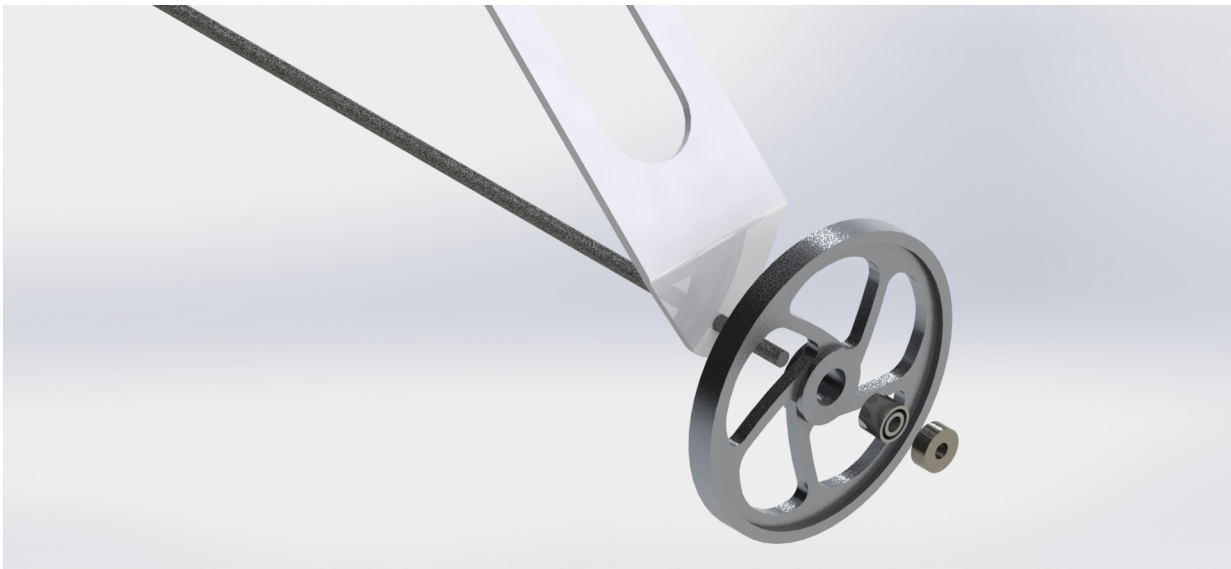


Figura 4.45: Configuración tren de aterrizaje principal.

6. **Unión módulo 2 y tren de aterrizaje principal:** este ensamble se da con los extremos de la estructura del tren de aterrizaje principal y la parte inferior del Módulo 2, para esto se refuerza la zona del Módulo 2 que estará unida al tren (parte en color rojo de la Figura 4.46) mediante un ensamble mecánico no permanente (tornillos y tuercas).

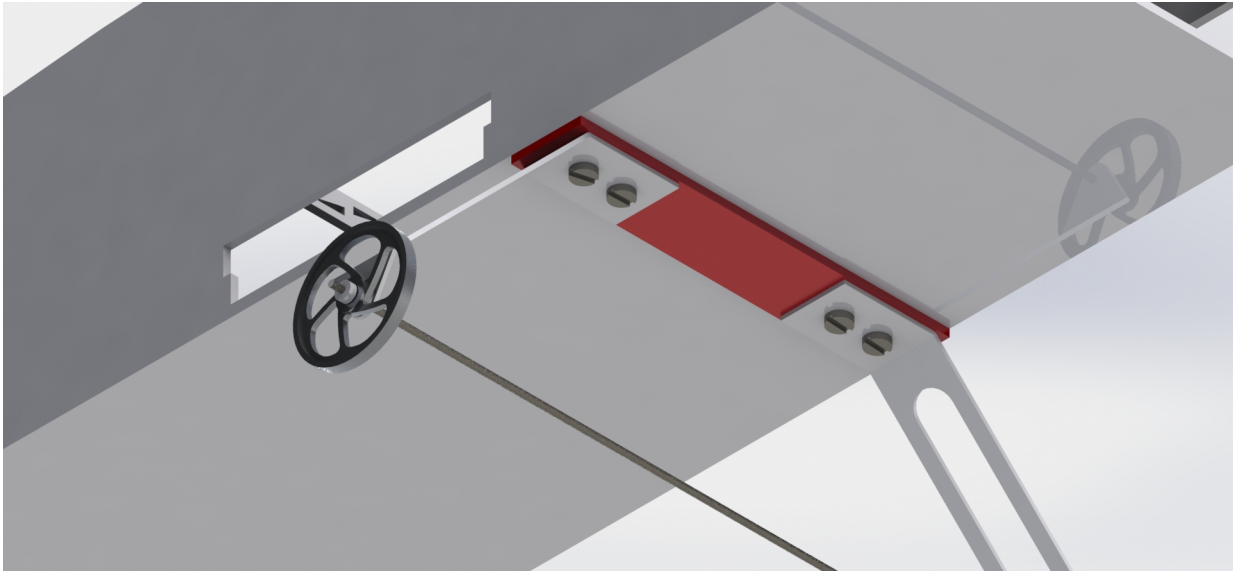


Figura 4.46: Ensamble Módulo 2 con tren de aterrizaje principal.

7. **Unión módulo 1, motor y tren de aterrizaje delantero:** para solucionar este ensamble fue necesario implementar una *pared de fuego*; sección de la aeronave en la cual se ensambla el motor y el tren de aterrizaje delantero, la pared de fuego a su vez va ensamblada en la parte frontal interna del Módulo 1 (Figura 4.47).

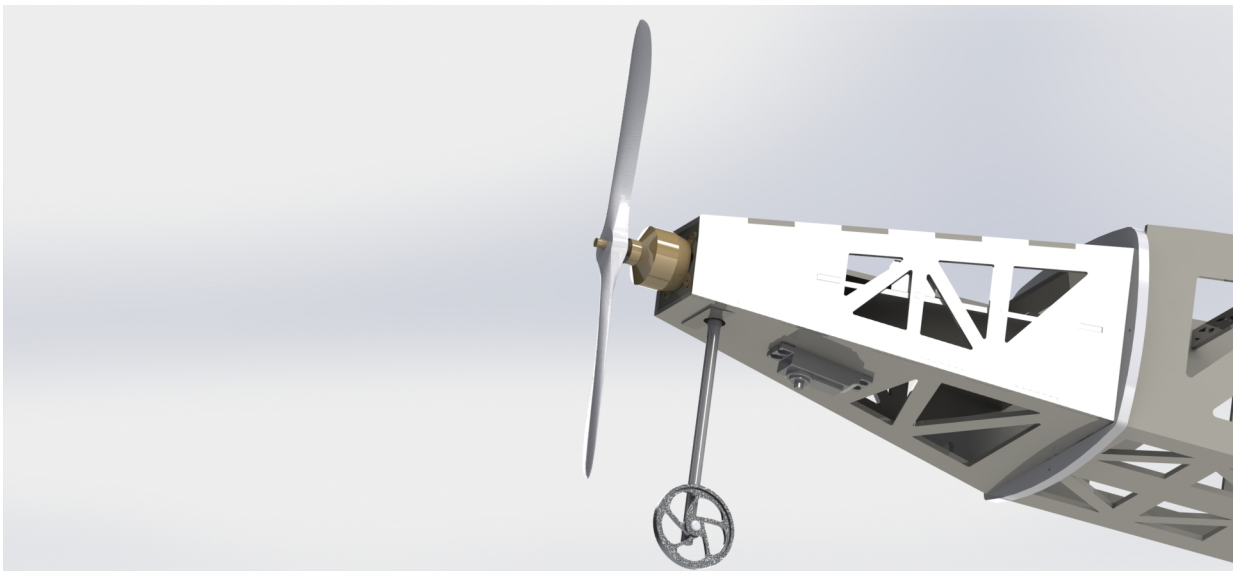


Figura 4.47: Unión Módulo 1, motor y tren de aterrizaje delantero.

Por la parte inferior de la pared de fuego, entra la barra del tren de aterrizaje delantero, que se sostiene mediante un buje en la parte superior que permite el giro del eje. En la parte frontal de la pared de fuego se ensambla el motor mediante tornillos y tuercas que fijan la estrella del motor con la pared de fuego (Figura 4.48).



Figura 4.48: Ensamble pared de fuego con tren de aterrizaje delantero y motor.

8. **Configuración final de fuselaje y trenes de aterrizaje:** a partir del diseño de configuración del fuselaje y trenes de aterrizaje, se pueden añadir los elementos de entrada del diagrama de descomposición funcional (Figura 4.9) establecidos por los sistemas de *Aviónica* y *Aerodinámica* para obtener la configuración final del prototipo *CANEK 2019* (Figura 4.49). Para cubrir los accesos superiores a los Módulos 1 y 2, son necesarias tapas a la medida de madera balsa de 1.5 [mm] de espesor, cubiertas con *monokote*.

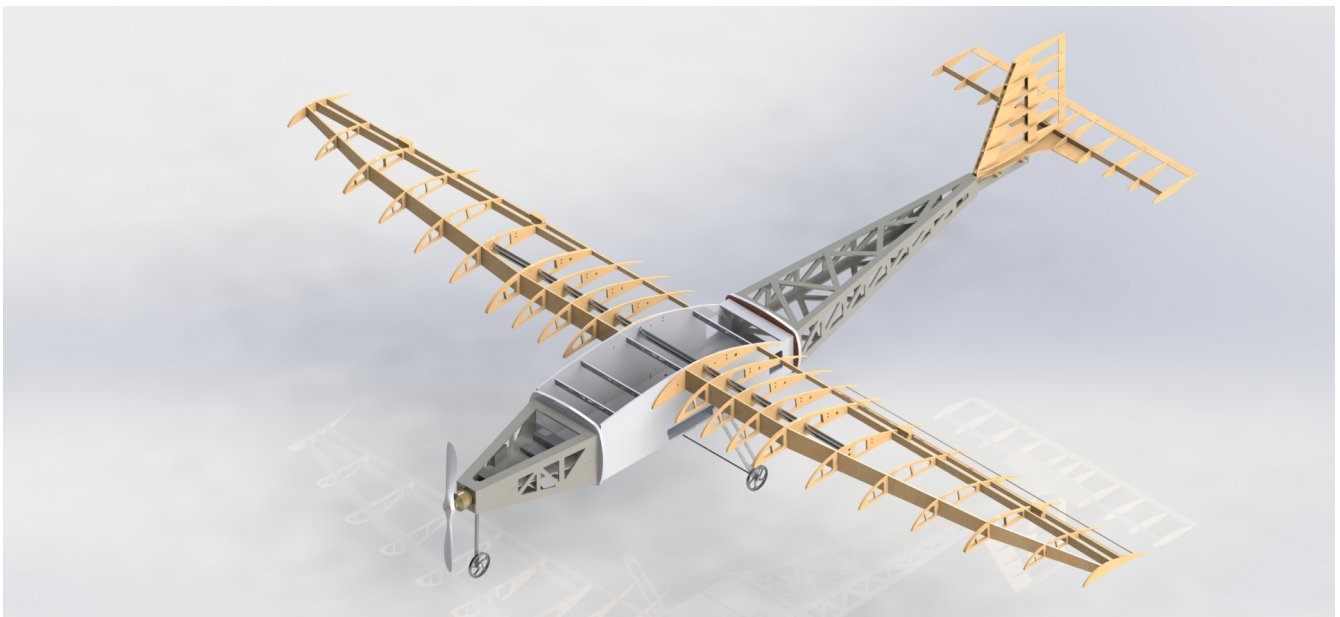


Figura 4.49: Configuración final del prototipo *CANEK 2019*.

4.2.3. Dimensiones

Pieza o sección	Dimensiones [mm]
Longitud Módulo 1	450
Longitud Módulo 2	887
Longitud Módulo 3	1193.5
Longitud total fuselaje	2530.5
Ancho máximo fuselaje	331.78
Altura máxima fuselaje	249.24
Ancho tren de aterrizaje principal	602
Altura tren de aterrizaje principal	179
Ancho tren de aterrizaje delantero	30
Altura tren de aterrizaje delantero	210.84
Envergadura alar	3594.30
Longitud total del prototipo	2880.03

Figura 4.50: Dimensiones principales.

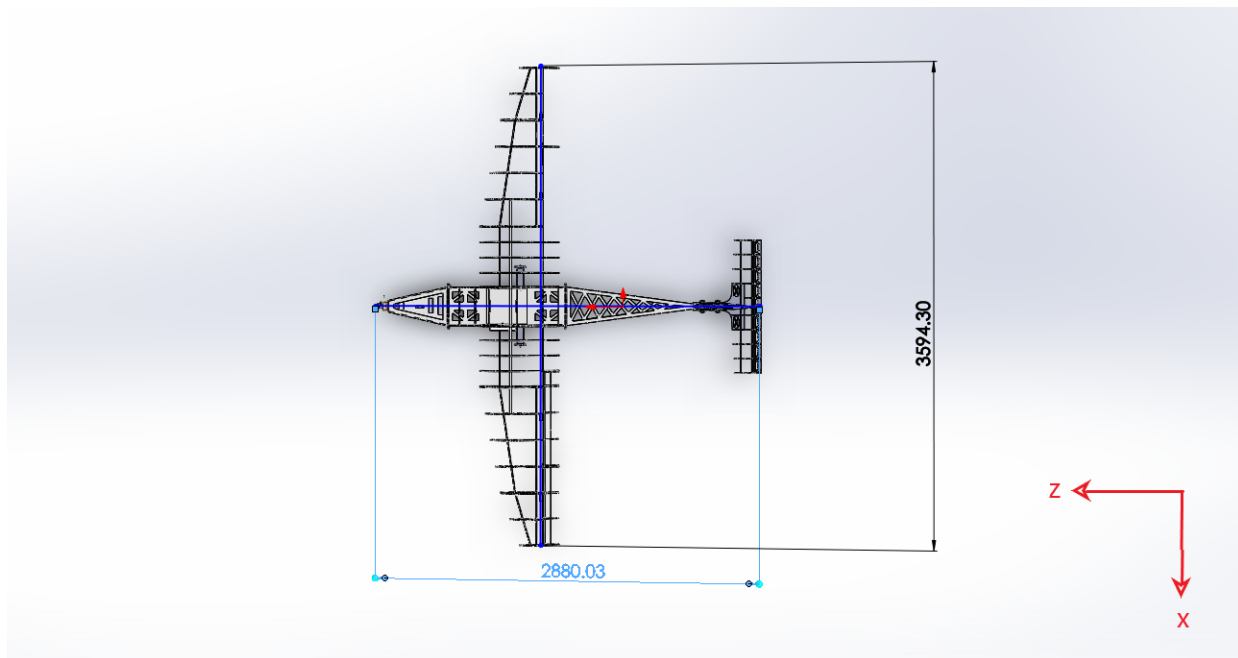


Figura 4.51: Vista de planta de la estructura (acotaciones en [mm]).

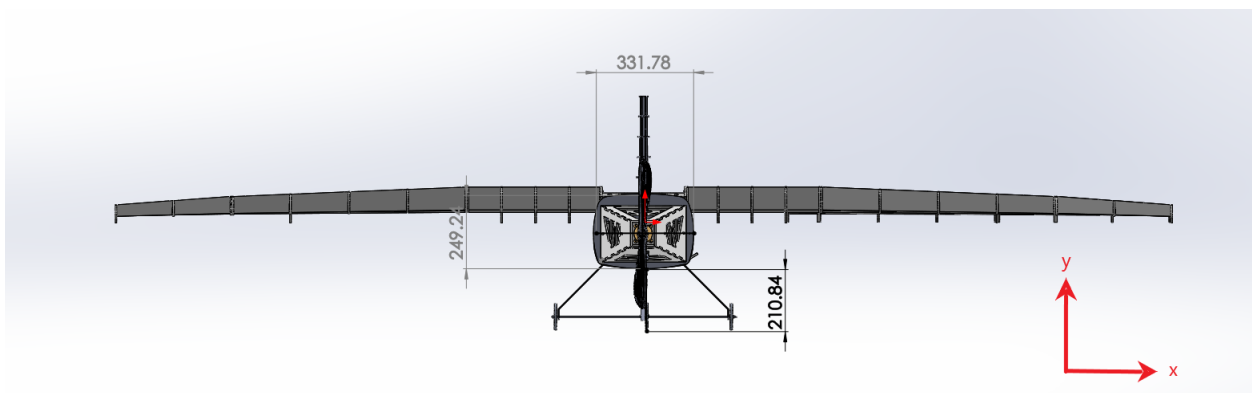


Figura 4.52: Vista frontal de la estructura (acotaciones en [mm]).

4.2.4. Selección de materiales

Una vez que se tuvo en diseño propuesto con sus respectivas dimensiones en el diseño a detalle, se hizo la selección del material. El reglamento (*Comisión Técnica SAE México, 2019*) restringe el uso de materiales compuestos. Dada su baja densidad y sus propiedades mecánicas, la madera balsa fue considerada como punto de partida para la estructura para el fuselaje. Para analizar estructuralmente el Módulo 2, fueron contemplados los momentos generados por los Módulos 1 y 3, utilizando una fuerza total de 386 [N]¹⁹ la cual se genera por el tren principal, como condiciones de carga de diseño para el Módulo 2.

La fuerza correspondiente al tren principal se aplicó con una tabla de madera balsa (890x292x6 [mm]) que representa el piso del Módulo 2. Sin embargo, para asegurar que la madera no fallará debido al impacto, se evaluó por flexión obteniendo los siguientes resultados:

$$I = \frac{(b * h^3)}{12} = \frac{(292[mm] * 6^3[mm])}{12} = 5.256 \times 10^{-9}[m^4] \quad (4.1)$$

$$M = 386[N] * 0.517[m] = 199.562[N * m] \quad (4.2)$$

$$\sigma = (M/I) * c = \frac{199.562[N * m]}{5.256 \times 10^{-9}[m^4]} * 0.003[m] = 113.91 \times 10^6[N/m^2] = 113.91[MPa]. \quad (4.3)$$

Como el esfuerzo obtenido es igual a 113.91 [MPa] y éste supera módulo de ruptura de la madera balsa que es igual a 21.6 [MPa]²⁰, fue necesario reforzar la zona central del Módulo 2 siguiendo un análisis costo-resistencia-peso, Tabla 4.1, donde el contrachapado de pino resultó ser el más conveniente, ya que tiene un módulo de ruptura de 120 [MPa]. (Cai, Z. 2010).

Siguiendo esta lógica la madera balsa fue seleccionada como material principal del fuselaje y de la pared de fuego, reforzando con contrachapado de pino las zonas que fueran necesarias²¹.

	Módulo de ruptura [MPa]	Compresión [x] [MPa]	Corte [xy] [MPa]	Densidad [kg/m ³]	Precio [\$ MXN]
Pino (6mm X 1220mm X 2440mm)	120	53	11	420	200 - 380
Caoba (6mm X 1220mm X 2440mm)	79.3	46.7	8.5	490	260 - 317
Maple (6mm X 1220mm X 2440mm)	92	46	12	550	479
Balsa (6mm X 76mm X 915mm)	21.6	28.1	2.5	160	136

Tabla 4.1: Tabla comparativa de propiedades y características de maderas seleccionadas.

Para los trenes de aterrizaje y ruedas se decidió utilizar aluminio 6063 T5 debido a su baja densidad y buenas propiedades mecánicas, además de que sirvió satisfactoriamente en trenes de aterrizaje de temporadas anteriores del equipo *UNAM Aero Design*. Para el eje tensor del tren principal se buscó una pieza comercial con esas medidas (4.7 [mm] de diámetro y 630 [mm] de longitud) la cual se encontró de Acero AISI 1010.

	Esfuerzo último [MPa]	Esfuerzo de cedencia [MPa]	Módulo de elasticidad [GPa]	Densidad [kg/m ³]
Aluminio 6063 T5	186	145	68.9	2700
Acero AISI 1010	360	240	200	7870

Tabla 4.2: Tabla de propiedades mecánicas de los metales seleccionados.

¹⁹Ver sección 4.2.6.

²⁰Ver sección 4.2.2.

²¹Véase: 4.3. Memoria de cálculo.

4.3. Memoria de cálculo

Para verificar que el fuselaje y trenes de aterrizaje cumplieran con su función estructural, resistieran a los refuerzos sometidos y para saber si es necesario implementar algún refuerzo en la estructura, se realizaron análisis de elemento finito (FEA, por sus siglas en inglés de Finite Element Analysis) mediante el software *ANSYS Academic R3* y *R19.2*. Para entender mejor los resultados es necesario entender qué es lo que hace el software para obtenerlos, para esto se plantea primero el diagrama de caja negra (Figura 4.53), en donde como entradas están los datos introducidos por el usuario y como salida imágenes de colores y otros resultados.



Figura 4.53: Caja negra de software FEA (Bhaskaran, 2019).

Dentro de la caja negra se encuentran una serie de procesos que el software debe hacer para llegar a los resultados (Figura 4.54). Es importante realizar un análisis previo, ya sea con cálculos²² u obtener datos experimentales, para tener una idea de si los resultados obtenidos con el software son coherentes con lo que se está buscando.

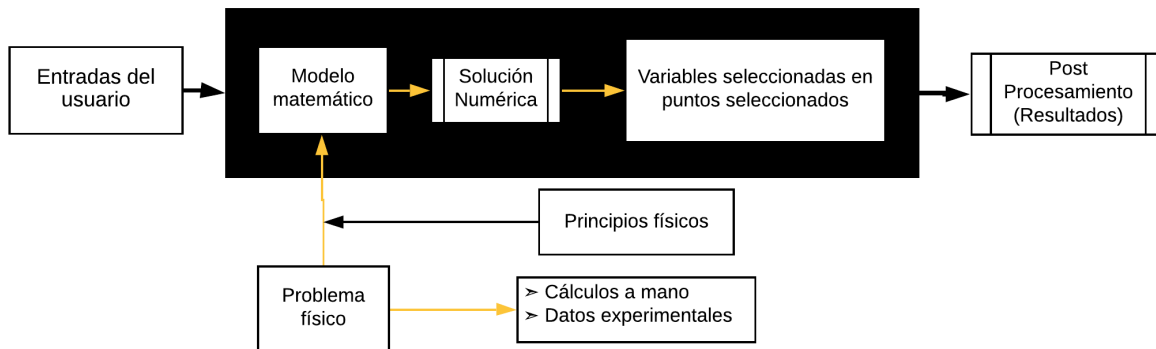


Figura 4.54: Diagrama de caja negra de software FEA (Bhaskaran, 2019).

En este caso el problema físico es analizar estructuralmente el fuselaje (cada módulo independientemente) y trenes de aterrizaje; para saber si con los materiales seleccionados, resisten las cargas propuestas o es necesario agregar refuerzos o cambiar de material u optimizar los módulos. Debido a que son análisis estructurales, *ANSYS* utiliza un modelo matemático en específico que se rige por ecuaciones que lo gobiernan, estas ecuaciones están basadas en elasticidad 3D, que para ser entendidas se deben conocer los principios físicos involucrados²³.

Conociendo estos principios físicos se pueden entender las ecuaciones que gobiernan el modelo matemático. Primero se tienen las ecuaciones de equilibrio, que debido a que se quiere analizar una estructura estática, se debe contemplar el equilibrio de un elemento infinitesimal:

$$\sum \vec{F}_i = 0 \quad (4.4)$$

²²Véase: 4.2.4. Selección de Materiales (Ecuación 4.1, 4.2 y 4.3).

²³Véase: Anexo A.

Si se toma en cuenta que el elemento infinitesimal está en tres dimensiones, se puede aproximar al cubo de la Figura 7.2, considerando los esfuerzos normales y cortantes en las tres direcciones y aplicando el equilibrio de fuerzas de la ecuación (4.4) se obtienen las ecuaciones diferenciales de equilibrio en las tres direcciones x (ecuación 4.5), y (ecuación 4.6), z (ecuación 4.7).

$$\frac{\delta\sigma_x}{\delta x} + \frac{\delta\tau_{xy}}{\delta y} + \frac{\delta\tau_{xz}}{\delta z} + fx = 0 \quad (4.5)$$

$$\frac{\delta\tau_{xy}}{\delta x} + \frac{\delta\sigma_y}{\delta y} + \frac{\delta\tau_{yz}}{\delta z} + fy = 0 \quad (4.6)$$

$$\frac{\delta\tau_{xz}}{\delta x} + \frac{\delta\tau_{yz}}{\delta y} + \frac{\delta\sigma_z}{\delta z} + fz = 0 \quad (4.7)$$

Lo que nos deja con tres ecuaciones de balance de fuerzas en las direcciones x, y, z. Y con seis incógnitas ($\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{xy}$) por lo que es necesario implementar más ecuaciones para que el sistema se pueda resolver.

Otra de las ecuaciones que gobierna el modelo matemático es la ley de Hooke (Figura 4.55), que establece que la deformación que experimenta un cuerpo es directamente proporcional al esfuerzo producido (Singer, S.f.), por lo tanto, relaciona los esfuerzos con las deformaciones. Es necesario implementar esta ecuación para que el sistema se pueda resolver, asumiendo que el material a analizar va a trabajar dentro de su rango elástico y es isotrópico. Con la ley de Hooke se agregan seis ecuaciones al sistema, pero también seis incógnitas ($\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z, \gamma_{yz}, \gamma_{xz}, \gamma_{xy}$).

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1-2\nu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1-2\nu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1-2\nu \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$$

Figura 4.55: Ley de Hooke (Bhaskaran, 2019).

En donde;

ν : Coeficiente de Poisson.

ϵ : Deformación longitudinal.

γ : Deformación transversal.

E : Módulo de Young.

Por lo tanto, es necesario adicionar las ecuaciones de deformación longitudinal en las tres direcciones: x (ecuación 7.3), y (ecuación 7.4), z (ecuación 7.5) y las ecuaciones de deformación transversal en las tres direcciones: x (ecuación 7.6), y (ecuación 7.7), z (ecuación 7.8). Por lo que se agregan seis ecuaciones al sistema, pero tan solo tres incógnitas (u, v, w).

Entonces se tienen tres ecuaciones de balance de fuerzas en el elemento infinitesimal (direcciones x,y,z), seis de la ley de Hooke en tres dimensiones y seis de las relaciones de desplazamiento longitudinal y transversal, lo que da un total de 15 ecuaciones. En cuanto a las incógnitas, se tienen tres esfuerzos normales ($\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$), 3 esfuerzos cortantes ($\tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{xy}$), tres deformaciones longitudinales ($\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$), tres deformaciones transversales ($\gamma_{yz}, \gamma_{xz}, \gamma_{xy}$) y tres componentes de desplazamiento (u, v, w), teniendo un total de 15 incógnitas, por lo que se cumple el sistema para poderse resolver.

El software ANSYS para poder resolver este modelo matemático necesita datos iniciales (condiciones de frontera) que son definidos por el usuario y dependen del problema físico que se desea resolver. En cada punto de la frontera el desplazamiento o tracción debe estar definido, adicionalmente en cada punto de la frontera se tienen tres componentes de desplazamiento, por lo que se necesita saber tanto la dirección normal, como las tangenciales. Las condiciones de frontera pueden incluir tanto restricciones de movimiento en la estructura como cargas aplicadas a ésta.

Teniendo las condiciones de frontera, ANSYS debe resolver el modelo matemático usando el método de elementos finitos. Para esto se discretiza el dominio en elementos (malla) normalmente cúbicos (elemento a la derecha de la Figura 4.56) o tetraédricos (elemento a la izquierda de la Figura 4.56), teniendo un dominio tridimensional. Reduciendo el problema en determinar los desplazamientos únicamente en los nodos (Figura 4.59), para obtener la interpolación polinomial de segundo orden. En cada nodo, se debe calcular tres componentes de desplazamiento (u,v,w), en los elementos cúbicos se tienen 20 nodos y en los tetraédricos 10 nodos, por lo que se va a tener la misma cantidad de nodos que de valores para interpolar.

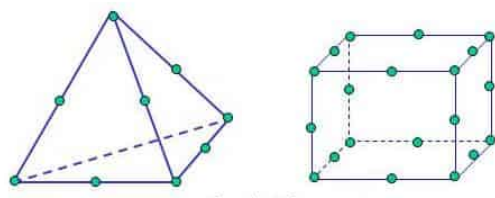


Figura 4.56: Nodos en elementos cuadráticos (Dassault Systemes, 2019).

Para determinar los desplazamientos nodales, ANSYS a partir del modelo matemático (problema con condiciones de frontera) establece un sistema de ecuaciones algebraicas para los desplazamientos nodales usando una aproximación polinomial por partes para cada variable (u, v, w); cada ecuación algebraica relacionará un desplazamiento nodal con sus nodos vecinos, por lo que si un nodo tiene 50 nodos vecinos, pero cada uno de esos vecinos tiene tres valores, entonces tiene que relacionarlo con 150 valores.

En lo que respecta al solucionador de elementos finitos, todo se reduce a escribir relaciones entre un nodo y sus vecinos, este sistema de ecuaciones se puede expresar en forma de matriz de rigidez²⁴.

$$[K] \{d\} = \{f\} \quad (4.8)$$

Donde;

$[K]$ = Matriz de rigidez.

$\{f\}$ = Vector de cargas.

$\{d\}$ = Vector de desplazamientos.

ANSYS invierte la matriz de rigidez para obtener los desplazamientos nodales. Una vez que se obtienen todos los desplazamientos nodales, se pueden determinar los desplazamientos, deformaciones, esfuerzos, en cualquier parte de la estructura. La solución de elementos finitos, no satisface las ecuaciones diferenciales de equilibrio, lo que significa que si se toma la solución de elementos finitos para verificar si un trozo infinitesimal de material está en equilibrio, no lo está. Por lo tanto cada elemento finito tampoco estará en equilibrio, con los elementos finitos vecinos, sino que toda la estructura estará en equilibrio, es decir, el equilibrio se dará en conjunto (Bhaskaran, 2019).

Ya que el software realizó la solución numérica, y se tienen las variables seleccionadas (incógnitas) en los puntos seleccionados (nodos) se pasa al post procesamiento, donde el usuario le dice al software qué resultados quiere conocer y cómo los quiere visualizar, es una configuración para que al ser desplegados los resultados, el usuario sea capaz de interpretarlos. Finalmente ANSYS muestra los resultados, la manera más amigable y común de visualizarlos es a través de imágenes de colores, lo que hace el software es indicar una escala de variables y colores, en donde cada resultado numérico es representado con un color, mostrando estos colores sobre la estructura y así saber a qué zona de la estructura le corresponde el color del resultado numérico expresado en la escala.

²⁴La matriz de rigidez conceptualmente relaciona los desplazamientos de una serie de puntos o nodos, con los esfuerzos puntuales efectivos en dichos puntos. Desde un punto de vista operativo relaciona los desplazamientos incógnita de una estructura con las fuerzas exteriores conocidas, lo cual permite encontrar las reacciones, esfuerzos internos y tensiones en cualquier punto de la estructura. (Felippa, 2005).

4.3.1. Asignación del material en ANSYS

Una vez seleccionados los materiales²⁵ a implementar en las piezas de fuselaje y trenes de aterrizaje, se deben asignar a los modelados²⁶ correspondientes, para la estructura de los trenes de aterrizaje y para el eje del tren principal es una asignación simple ya que el aluminio 6063 T5 y el acero AISI 1010 son materiales isotrópicos y se va a trabajar dentro de su rango elástico.

En cambio el material del fuselaje es madera, por lo que se le deben dar instrucciones especiales al software para que asigne correctamente el material a las piezas y los análisis sean acertados. Ya que la madera es un material ortótropo²⁷, la fibra que la compone posee tres ejes ortogonales y sus propiedades mecánicas varían dependiendo de la dirección de cada eje donde sean medidas. Es importante destacar que las fibras que componen la madera llevan todas la misma orientación, pero tienen una forma alargada por lo que si las propiedades de rigidez y dureza son medidas desde un eje es igual en cada punto de esa cara pero si se mide desde otro eje, estas propiedades varían. A esto se le conoce como veta y se pueden observar como líneas longitudinales en una tabla de madera. (Greemap, S.f.).

Debido a que las propiedades para la madera balsa no se encuentran en ANSYS, se creó la tabla de propiedades, no se encontraron las propiedades documentadas en una sola fuente, por lo que se compilaron las propiedades mecánicas (en todas las direcciones) obteniendo la información de distintas fuentes²⁸, hasta reunir todos los datos necesarios de las propiedades mecánicas de la madera balsa (Figura 4.58). Para el contrachapado de pino, al ser la unión de láminas de madera con las vetas encontradas no es necesario aplicar las propiedades en cada dirección, ya que se contrarrestan por lo que se usó la propiedad de pino incluida en el software.

Debido a que las propiedades de la madera cambian dependiendo del eje (x, y, z) y a que tienen que tener un orden específico relacionado al sentido de la veta. Al asignar las propiedades en el software se debe utilizar el comando para asignar direcciones de propiedades, sobre el plano que se encuentre la cara de la madera se debe asignar en x dirección de la veta, y en contra de la veta y z se asigna automáticamente en la dirección faltante (Figura 4.57).

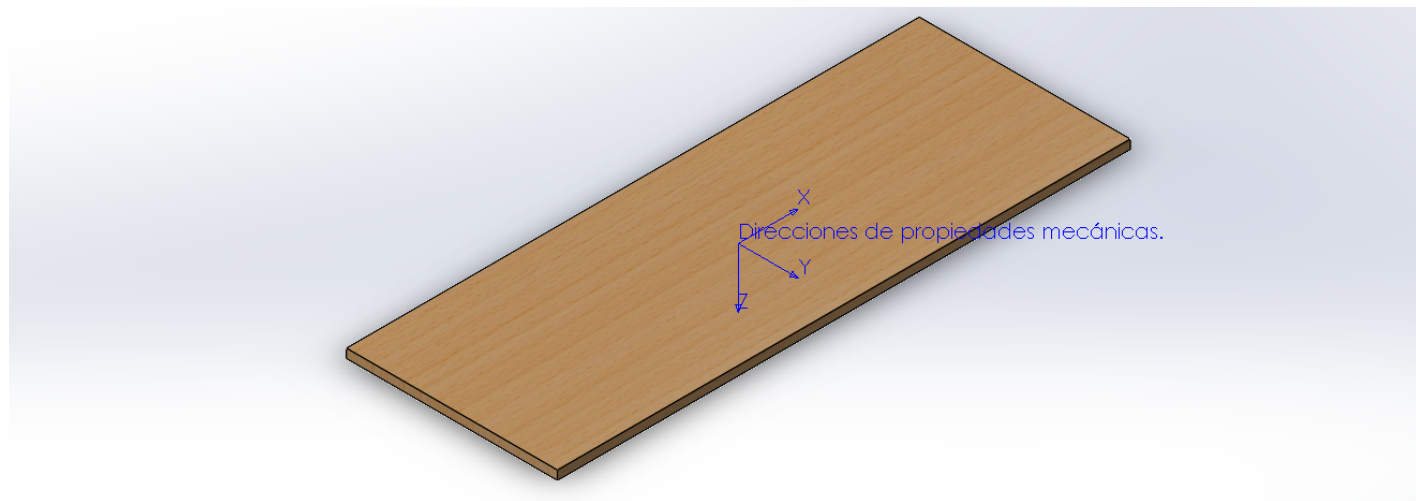


Figura 4.57: Direcciones de propiedades mecánicas de la madera.

²⁵Véase: 4.2.4. Selección de materiales.

²⁶Modelados 3D de las piezas que componen el fuselaje y trenes de aterrizaje realizados en el software *SolidWorks 2018 Student Edition*.

²⁷Es decir, que tenga diferentes características mecánicas (módulos de elasticidad y resistencias), según la dirección en que se le aplique una carga. (Peña, S.f.).

²⁸(Villacis, 2018), (Newaz, 2016), (Borrega, 2015), (Ahvenainen, 2015), (Osei-Antwi, 2013), (Bhangu, 2012) y (Ashby, 1995).

Density	160 kg/m ³
Structural	
▼Orthotropic Elasticity	
Young's Modulus X direction	3.74e+09 Pa
Young's Modulus Y direction	5.61e+07 Pa
Young's Modulus Z direction	1.7204e+08 Pa
Poisson's Ratio XY	0.488
Poisson's Ratio YZ	0.231
Poisson's Ratio XZ	0.229
Shear Modulus XY	1.3838e+08 Pa
Shear Modulus YZ	1.87e+07 Pa
Shear Modulus XZ	2.0196e+08 Pa
▼Orthotropic Stress Limits	
Tensile X direction	3.22e+07 Pa
Tensile Y direction	1.24e+06 Pa
Tensile Z direction	1.63e+06 Pa
Compressive X direction	-2.81e+07 Pa
Compressive Y direction	-1.24e+06 Pa
Compressive Z direction	-1.63e+06 Pa
Shear XY	2.5e+06 Pa
Shear YZ	2.1e+07 Pa
Shear XZ	3.63e+06 Pa

Figura 4.58: Propiedades mecánicas de la madera balsa en todas sus direcciones (Villacis, 2018), (Newaz, 2016), (Borrega, 2015), (Ahvenainen, 2015), (Osei-Antwi, 2013), (Bhangu, 2012) y (Ashby, 1995).

4.3.2. Módulo 2

El Módulo 2 es la parte central del fuselaje, en donde se llevará la carga útil estática obligatoria para el puntaje de la competencia *SAE Aero Design México* y el tren de aterrizaje principal en su parte inferior y en su parte superior lateral se ensambla con las semi alas mediante dos tubos de aluminio. Se decidió sujetarla mediante dos tubos ya que así se asegura el ensamble con el fuselaje y evita el momento ocasionado por la fuerza de sustentación sobre las semi alas.

Se colocaron formadores de madera balsa en la sección transversal (superior) de este módulo para evitar la flexión en sus paredes laterales y así fuera más sencillo colocar las semi alas.

Para este análisis se consideró una fuerza distribuida transversalmente en la parte inferior, generada por el tren principal de aterizaje de 386 [N]²⁹ y una fuerza en los orificios destinados al ensamble con las semi alas de 120 [N]³⁰. (Figura 59).

²⁹Ver sección 4.2.6.

³⁰Cálculo realizado por el sistema de aerodinámica, no mostrado en este trabajo.

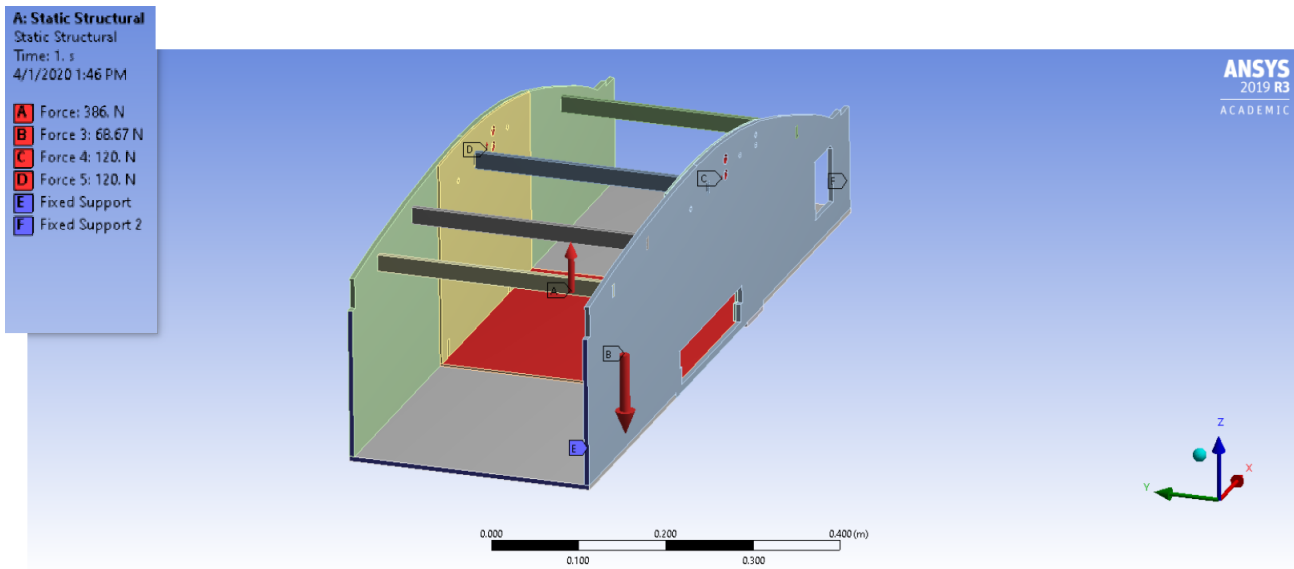


Figura 4.59: Condiciones de frontera para el análisis del Módulo 2.

Primero se realizó un análisis en el software ANSYS³¹ del módulo sin ningún tipo de refuerzos, es decir, todo el módulo de madera balsa, comprobando los cálculos de la Ecuación 4.3. Por lo que se le colocó el refuerzo de contrachapado de pino de 3 [mm] de espesor y se volvió a analizar en ANSYS. Cuyo valor máximo fue igual a 5.6 [MPa] en los concentradores de esfuerzos (Figura 4.60); tomando en cuenta que los concentradores de esfuerzos se encuentran en las zonas de refuerzo de contrachapado de pino y debido a que en el contrachapado las vetas están encontradas, se puede suponer como un material isotrópico, entonces ya que la resistencia máxima a tracción del contrachapado de pino es de 31.05 [MPa] (MatWeb, S.f.), se comprobó que el resultado está muy alejado de este valor.

En cuanto a la madera balsa no se puede hacer esta suposición y se tiene que tomar en cuenta que es un material ortotrópico. Para el cálculo del esfuerzo sólo se toma en cuenta la fuerza aplicada y la geometría del objeto (área donde se aplica la fuerza). En específico el criterio de Von Mises utiliza los esfuerzos principales del tensor de esfuerzos en un punto del sólido deformable. En ningún momento se toma en cuenta el material. Por lo que el esfuerzo máximo será el mismo siempre en el mismo elemento mediante las mismas sollicitaciones independientemente del material.

El criterio de falla de von-Mises o teoría de la energía de la deformación máxima anticipa que la falla causada por fluencia ocurre cuando la energía de deformación total en un volumen unitario iguala o excede el valor de la energía de deformación en el mismo volumen correspondiente a la resistencia de fluencia en tensión, o bien en compresión. (Mireles, 1992).

La energía de deformación es el aumento de energía interna acumulada en el interior de un sólido deformable como resultado del trabajo realizado por las fuerzas que provocan la deformación. (Pérez, 2014).

Dado que la madera tiene un comportamiento dúctil es aplicable el criterio de von Mises, pero debido a que el esfuerzo de cedencia es próximo al esfuerzo último se puede tomar como un material semi-frágil, y por lo tanto es válido comparar el esfuerzo equivalente de von-Mises con el esfuerzo último de la madera. Entonces, ya que el criterio de von-Mises se aplica a materiales isotrópicos, en los resultados no se obtienen los esfuerzos equivalentes en cada eje, por lo tanto para poder usarlo en madera se debe comparar el esfuerzo equivalente máximo de von-Mises con la resistencia máxima de la madera en su eje tangencial (es tangente a los anillos de crecimiento) que es el eje donde tiene la menor resistencia.

En la Figura 4.60 se observa que la madera balsa no percibe esfuerzos mayores a 0.444 [MPa], comparándolo con la resistencia máxima de la madera balsa en su eje tangencial (es tangente a los anillos de crecimiento) 1.24[MPa], se comprueba que la estructura no falla.

³¹Nota: la calidad de malla se vio afectada debido a las limitantes que tiene ANSYS Academic en el número de nodos disponibles para el mallado.

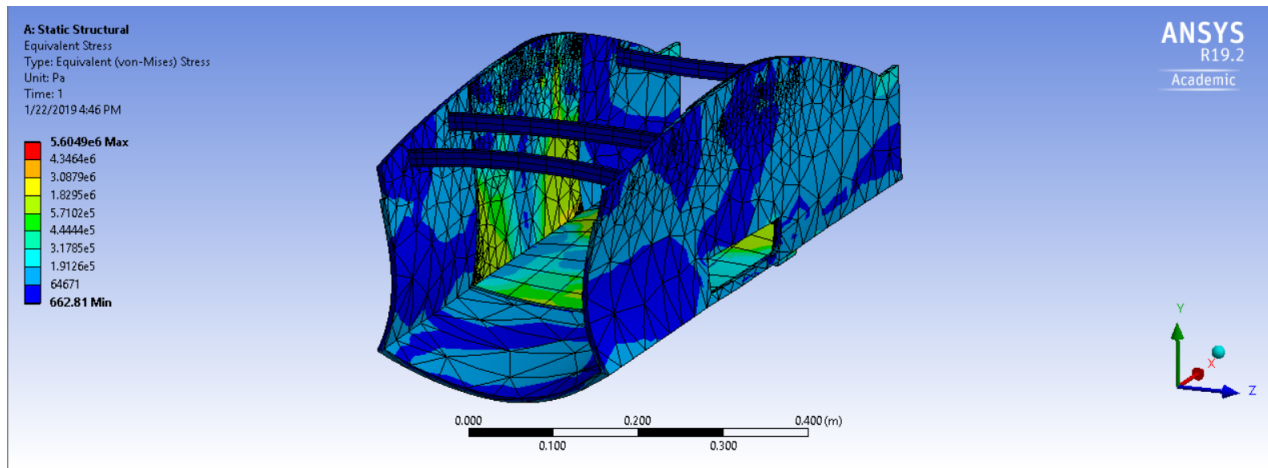


Figura 4.60: Análisis de esfuerzo en el Módulo 2.

Posteriormente, se optimizó topológicamente el módulo (Figura 4.64) con la finalidad de obtener mayor eficiencia estructural, logrando reducir el peso inicial de 1.4 [Kg] alrededor del 30 % sin comprometer la estructura de la aeronave. Siguiendo estos resultados se modificó el módulo, quitando el material innecesario para reducir el peso lo más posible, siguiendo la armadura tipo Pratt.

Para la optimización topológica se establecieron 2 objetivos de rediseño:

1. Reducir por lo menos el 28.57 % del peso total del componente.
2. Que el esfuerzo máximo equivalente de von-Mises no supere 31.05 [MPa].

Para lograr cumplir estos objetivos de diseño se realizó una optimización topológica, para poder hacer dicha optimización es necesario implementar un **objetivo**, una **restricción o respuesta** y una **variable de diseño**.

Como **objetivo** se fijó minimizar el compliance. En mecánica, compliance es aproximadamente lo contrario de rigidez. Para mejorar la integridad estructural, a menudo es posible que desee minimizar las tensiones en la estructura, lo que significa minimizar el compliance o maximizar la rigidez. (Figura 4.61).

Enabled	Response Type	Goal
<input checked="" type="checkbox"/>	Compliance	Minimize

Figura 4.61: Objetivo de optimización topológica.

Como **restricción o respuesta** que quitara el 35 % de material (encontrar el porcentaje correcto fue un proceso iterativo para lograr que quitara la cantidad más conveniente de material). (Figura 4.62).

[-] Scope	
Scoping Method	Optimization Region
Optimization Region Selection	Optimization Region
[-] Definition	
Type	Response Constraint
Response	Mass
Define By	Constant
<input checked="" type="checkbox"/> Percent to Retain	65 %
Suppressed	No

Figura 4.62: Respuesta de optimización topológica.

Como **variable de diseño** la mayor parte del Módulo 2, dejando como variables de no diseño las partes que tienen contacto directo con otros componentes de la aeronave. (Figura 4.63).

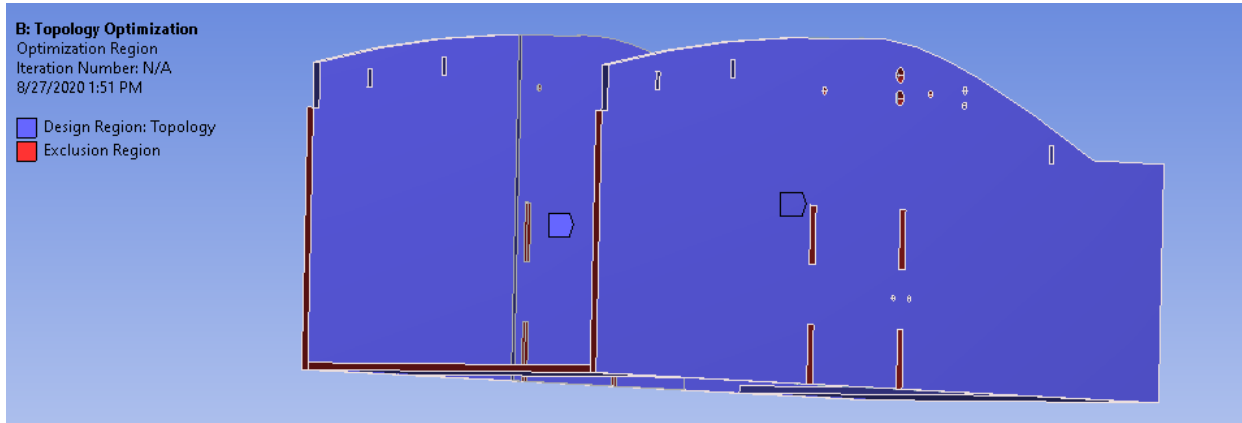


Figura 4.63: Variable de diseño para optimización topológica.

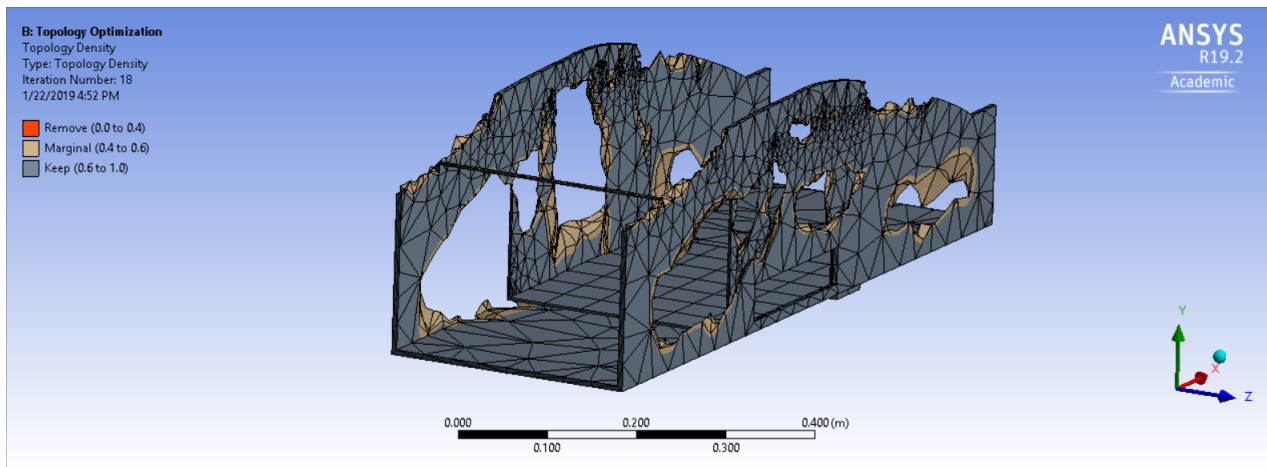


Figura 4.64: Análisis topológico de Módulo 2.

A partir de los resultados (Figura 4.64) se rediseñó el Módulo 2 en el software *SolidWorks Student Edition 2018* quitando el material innecesario complementando con armadura tipo Pratt (Figura 4.65), logrando reducir el 30 % del peso inicial del módulo, pesando 0.980 [Kg].

Posteriormente se efectuó un análisis de verificación de la estructura con las mismas condiciones de frontera mencionadas anteriormente (Figura 4.65). Considerando los refuerzos y la optimización topológica realizada, los resultados arrojaron esfuerzos de 9.72 [MPa] (Figura 4.66) en la zona del refuerzo de contrachapado de pino, por lo que una vez más se comprueba que la estructura no falla comparándolo con la resistencia máxima a tracción del contrachapado de pino 31.05 [MPa]. La madera balsa no percibe esfuerzos mayores a 0.72 [MPa], comparándolo con la resistencia máxima de la madera balsa en su eje tangencial (es tangente a los anillos de crecimiento) 1.24[MPa], se comprueba que la estructura no falla.

Las uniones de los refuerzos con el módulo fueron modelados mediante coincidencia de las caras y contacto, ya que en el prototipo estarán unidas mediante una resina (pegamento). Al compararlos con las propiedades de los materiales utilizados, se puede apreciar que el módulo cumple con los requerimientos.

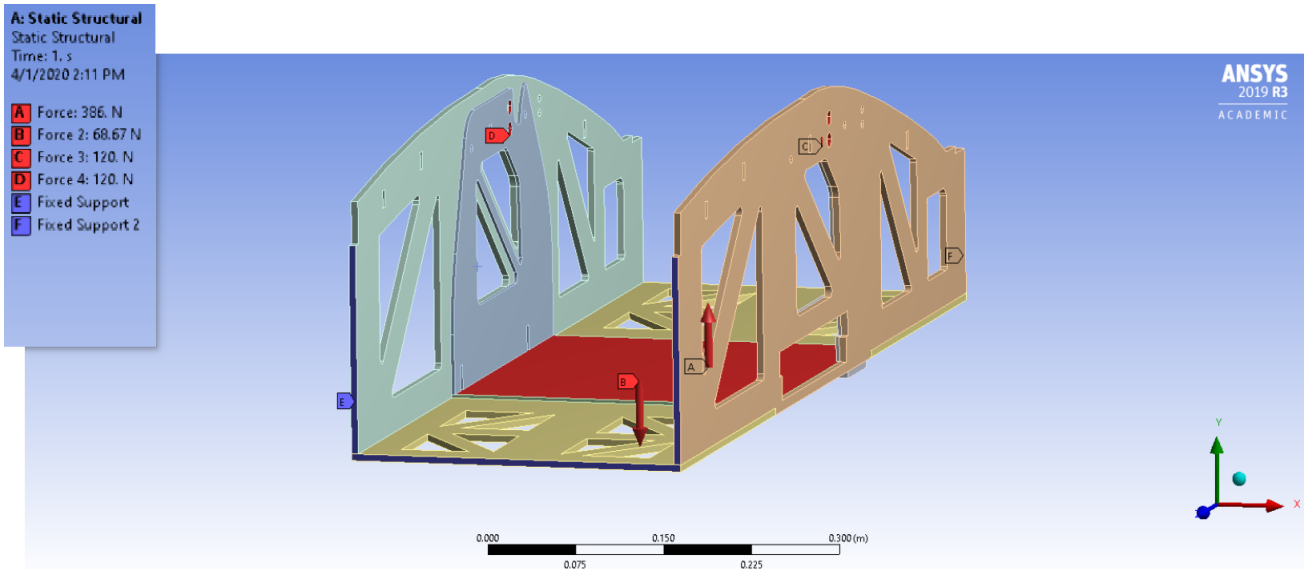


Figura 4.65: Condiciones de frontera para el análisis del Módulo 2.

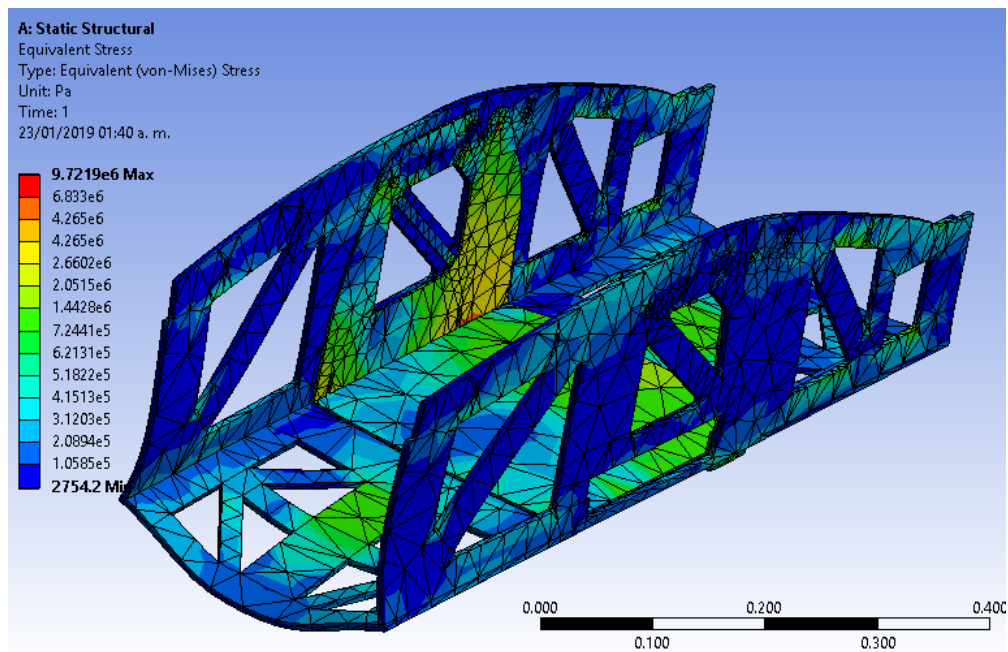


Figura 4.66: Análisis de esfuerzos final del Módulo 2.

4.3.3. Ensamble entre módulos

El ensamble entre módulos se concretó a partir de anillares, piezas fabricadas de madera balsa reforzada con contrachapado de pino. Fueron diseñados considerando el peso de los elementos estructurales y las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre ellos (Figura 4.67), resultando como esfuerzo máximo de 3.42 [MPa] (Figura 4.68); quedando por debajo de la resistencia máxima a tracción del contrachapado de pino 31.05 [MPa]. Estos fueron ensamblados a los módulos con cionocrilato³² y para la unión entre anillares se usaron tornillos y tuercas como unión mecánica.

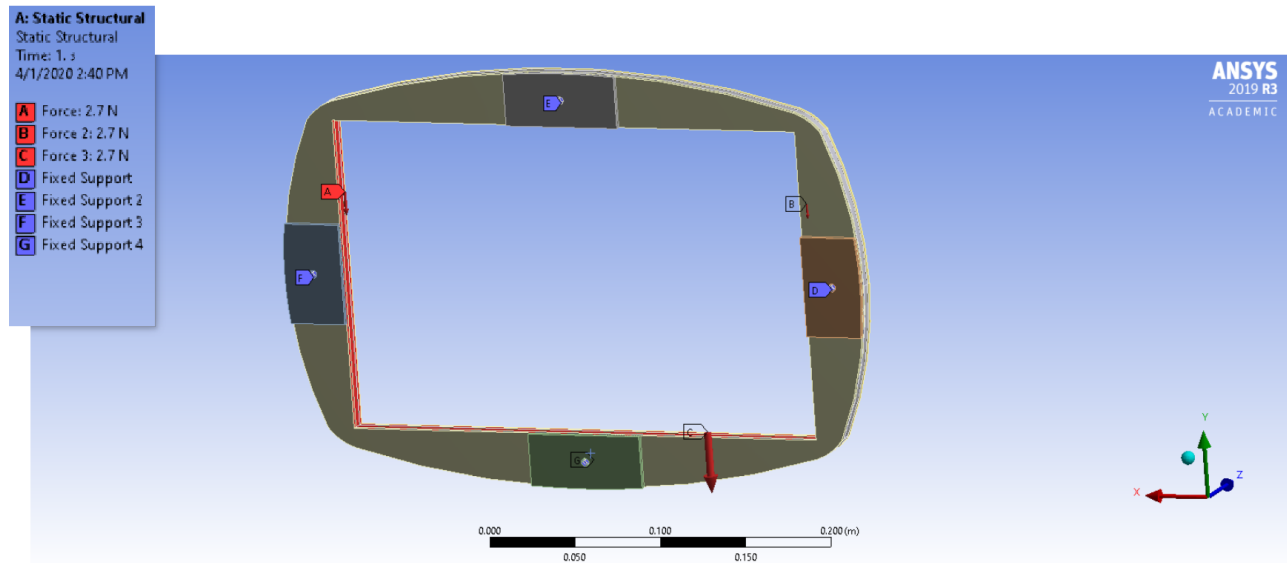


Figura 4.67: Condiciones de frontera para el análisis del anillar del Módulo 1.

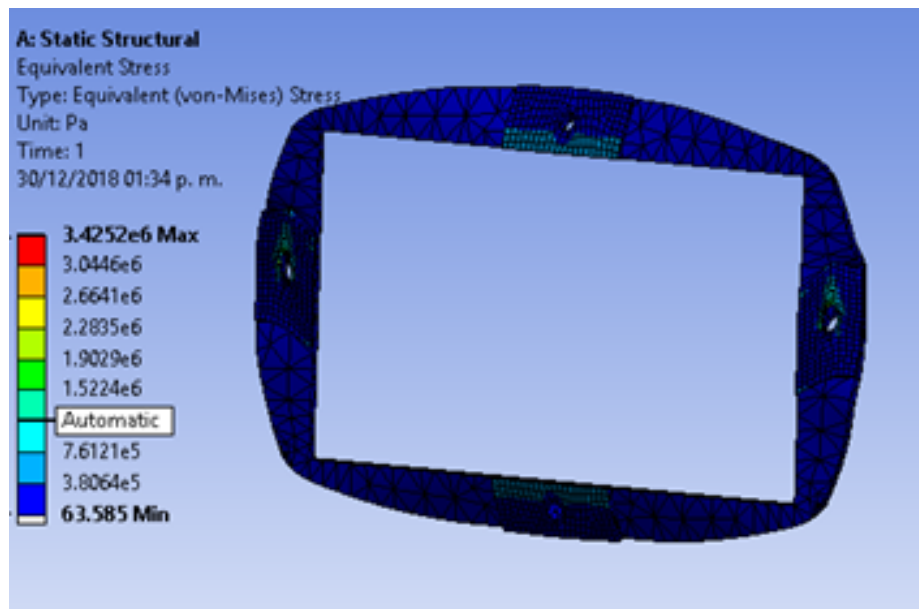


Figura 4.68: Análisis de esfuerzos anillar del Módulo 2.

³²Véase: 4.5. Diseño para manufactura.

4.3.4. Módulo 3

El Módulo 3, se distingue por unir el empenaje con el fuselaje, a partir de un anexo que le permite al empenaje estar paralelo respecto al suelo. La fuerza de diseño del módulo es igual a 15 [N]^{33} , fuerza generada por la sustentación del fuselaje, mientras que el otro extremo se consideró fijo debido a su unión al Módulo 2 mediante anillares; observando así en la Figura 4.66a que el esfuerzo máximo presentado sobre la madera balsa es igual a 1.09 [MPa] , comparándolo con la resistencia máxima de la maderabalsa en su eje tangencial (es tangente a los anillos de crecimiento) 1.24 [MPa] , se comprueba que la estructura no falla (Figura 4.69a). Con esto se demuestra que el desplazamiento máximo en el elemento es de 0.97 mm (Figura 4.69b).

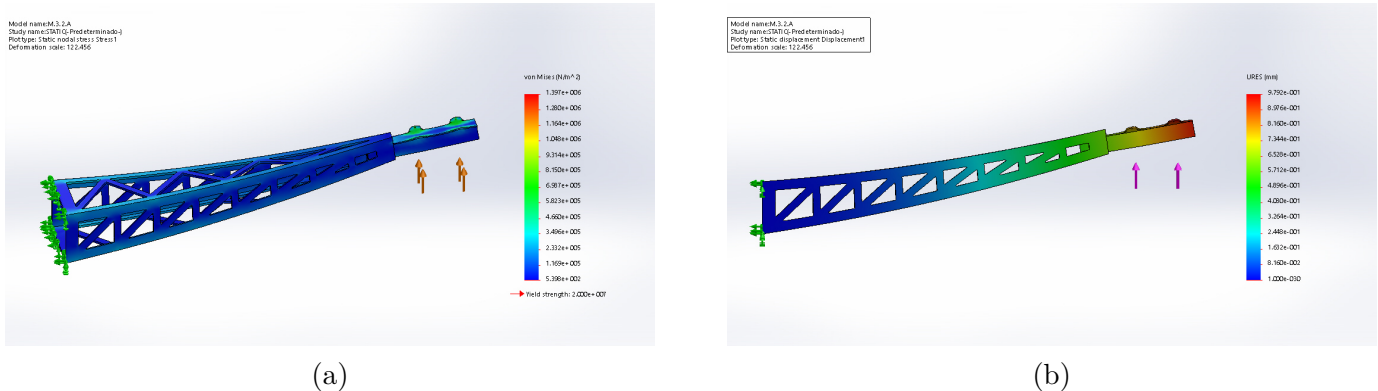


Figura 4.69: Análisis de esfuerzos y desplazamientos en el Módulo 3.

4.3.5. Módulo 1

En el proceso de diseño, se realizó la suma de momentos generados por los elementos presentes en el prototipo (Figura 4.33), dejando como variable la longitud del Módulo 1, tal que la suma de dichos momentos, tomando como referencia el centro aerodinámico del ala, sea igual a cero, obteniendo así la longitud del mismo; quedando en 451.8 [mm] . Se agregó un piso a mediana altura del módulo, para que ahí se pudieran colocar todos los componentes de aviónica destinados a estar en la nariz de la aeronave. En el diseño se implementó una armadura tipo Pratt, ya que se necesita una eficiencia estructural máxima en este módulo debido a que contiene la pared de fuego.

Se hizo un análisis estructural estático en el Módulo 1. Para éste análisis se asignó la fuerza generada por el empuje del motor, 50 [N]^{34} , el tren delantero, 88 [N]^{35} y el peso propio de los componentes de aviónica³⁶ (Figura 4.70). Como resultado (Figura 4.71), las paredes presentaron un esfuerzo máximo de 12.7 [MPa] (39.44 %), en este módulo la madera balsa está orientada toda en la misma dirección, trabajando en sobre el eje paralelo a las fibras de la madera, por lo que en este caso se usa el valor de resistencia máxima en ese eje 32.2 [MPa] así que no fue necesario agregar refuerzos de pino.

En todos los análisis se utilizó una malla tetraédrica, debido a que las propiedades ortotrópicas de un material solo pueden ser aplicadas a un sólido (3D). El modelado 3D no impone restricciones a la deformación de la estructura y todas las deformaciones de la estructura se pueden simular con el modelado adecuado, pero el modelado 2D asume que el modelo es rígido en cierto sentido. Por ejemplo, los elementos del cascarón asumen que la sección no se puede deformar en absoluto (es decir, la sección es rígida) a lo largo de la dirección del espesor. Además, asume que la deformación varía linealmente a lo largo del espesor en cualquier punto del elemento. (Abbas, 2019).

Los elementos 3D se diferencian de los 2D, ya que un elemento bajo un análisis 2D actúa como si tuviera un cascarón y puede arrojar en los resultados esfuerzos muy grandes por el muy bajo espesor de la pieza; en los elementos 3D toma como un sólido. El espacio 3D en los modelos FEA nos permite tener en cuenta automáticamente la rigidez de todo lo que se modela.

³³Cálculo realizado por el sistema de aerodinámica, no mostrado en este trabajo.

³⁴Cálculo realizado por el sistema de aviónica, no mostrado en este trabajo.

³⁵Ver sección 4.2.6.

³⁶Ver Figura 4.8.

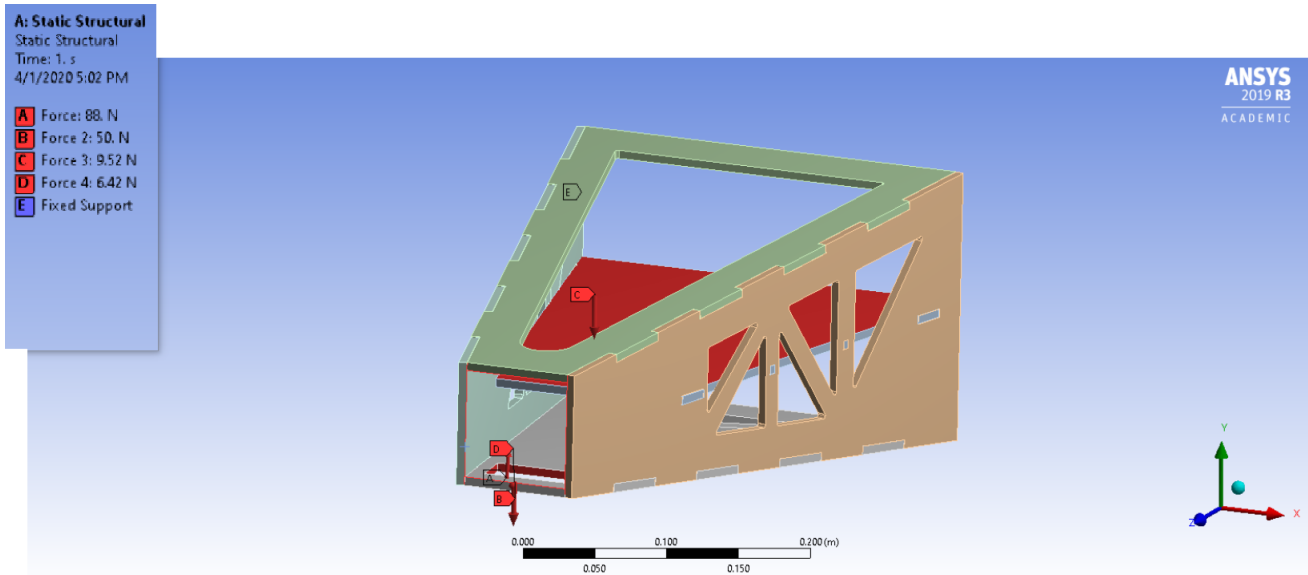


Figura 4.70: Condiciones de frontera para el análisis del Módulo 1.

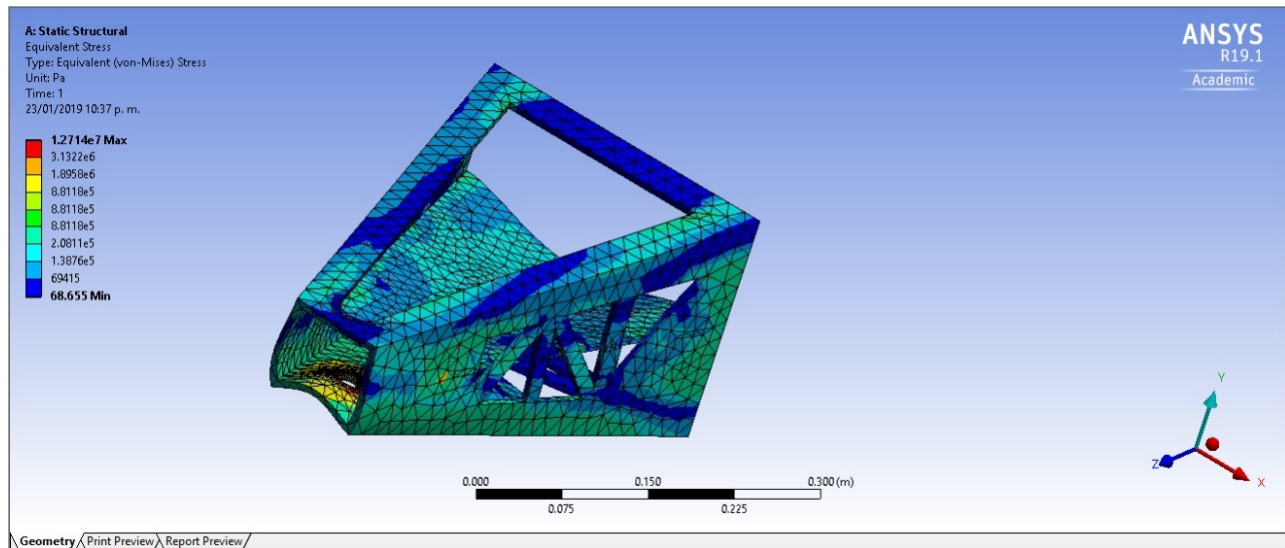


Figura 4.71: Análisis de esfuerzos en el Módulo 1.

Debido a que la pared de fuego debe unirse al Módulo 1, se realizó un análisis estructural de la misma para asegurar su funcionamiento. El material implementado en esta pieza es madera balsa; para no agregar peso innecesario en la nariz de la aeronave. Al ser el soporte del motor y tren de aterrizaje delanteros, se consideraron las condiciones de carga generadas por estos en el análisis, en la parte frontal de la pared de fuego (ensamble con el motor) se aplicó una fuerza perpendicular a la cara (A) de 50 [N] que es el empuje generado por el motor y el peso de este componente (C) de 6.45 [N].

En la parte inferior de la pared de fuego (ensamble con el tren de aterrizaje delantero) se consideró la fuerza resultante del tren (B) 88 [N]. En las paredes que se unen al Módulo 1 se aplicó un soporte fijo (D). (Figura 4.72).

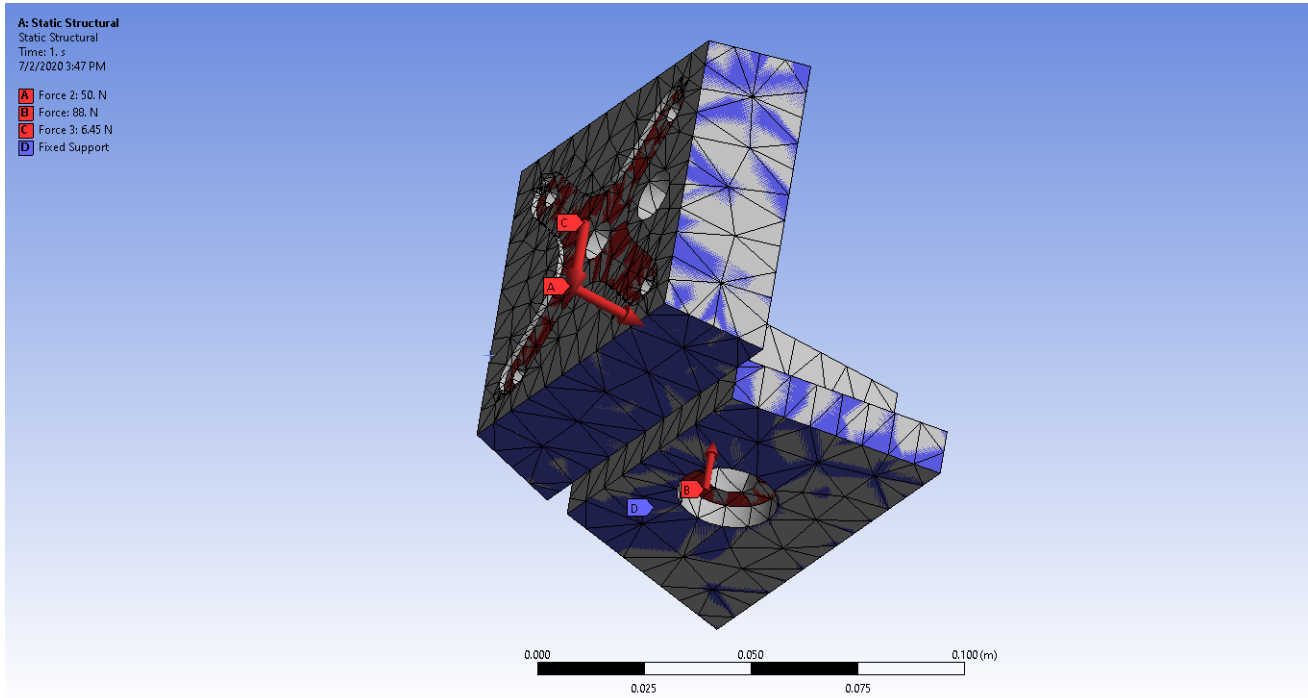


Figura 4.72: Condiciones de frontera para el análisis de la pared de fuego.

Los resultados del análisis (Figura 4.73) muestran que el máximo esfuerzo se da en la zona de ensamble con el tren de aterrizaje delantero, siendo de 0.55 [MPa] que es el 44.35 % de la resistencia máxima de la maderabalsa en su eje tangencial (es tangente a los anillos de crecimiento) 1.24[MPa], por lo que la pared de fuego puede manufacturarse de madera blasa y así reducir peso en la nariz de la aeronave.

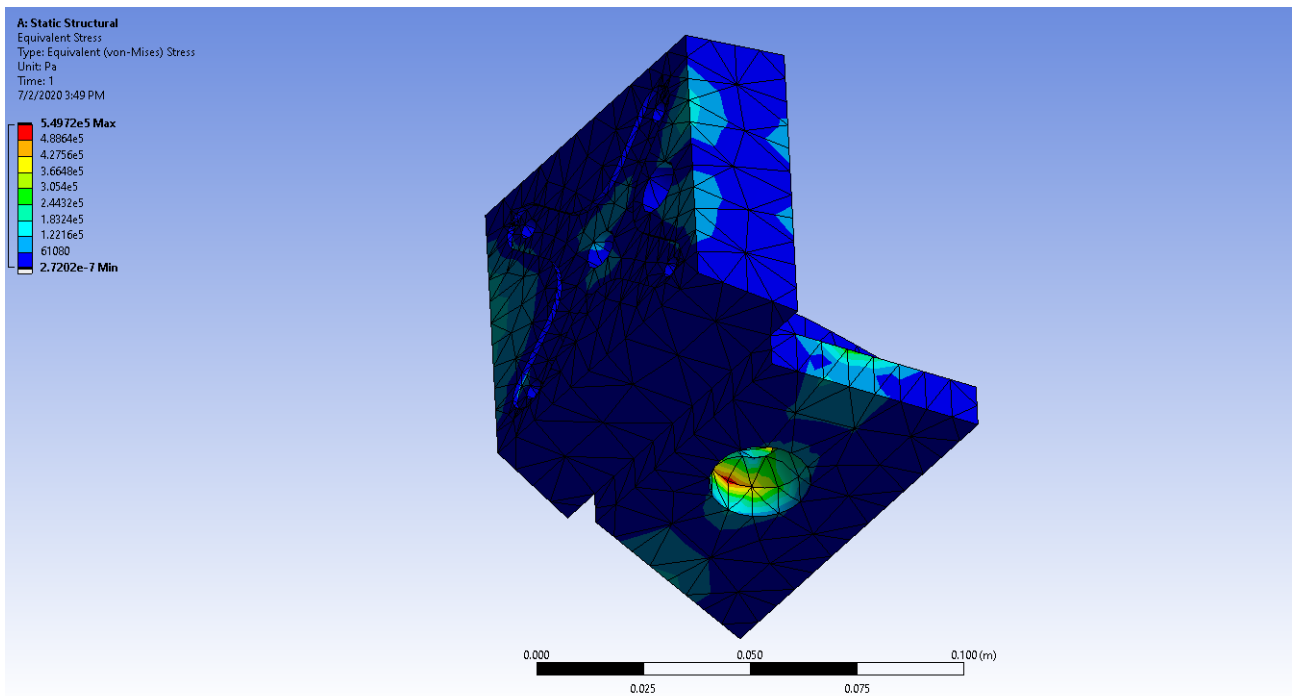


Figura 4.73: Análisis de esfuerzos en la pared de fuego.

4.3.6. Tren de aterrizaje

Basándose en el enfoque propuesto en el libro Aircraft Design: a Systems Engineering Approach³⁷, se contempló una condición estática y dinámica para los trenes de aterrizaje, simulando las condiciones de carga semejantes a las reales. Para el análisis estático, se consideraron 20 [kg] de masa total para el prototipo (aeronave) completamente cargado, mientras que para el análisis dinámico, se ocuparon parámetros obtenidos empíricamente, como una aceleración de 2.94 [m/s²] durante el despegue, una desaceleración igual a 1.33 [m/s²] para el aterrizaje, tiempo de despegue correspondiente a 4.07 [s] partiendo del reposo y 9 [s] de frenado durante el aterrizaje partiendo de la velocidad crucero. (Sadraey, 2012).

A partir de la Figura 4.74, lo primero que se hizo fue una sumatoria de momentos en o igual a cero:

$$\sum M_o = 0 \Rightarrow F_n B - W B_m = 0 \quad (4.9)$$

El valor de la carga estática que es soportada por el tren delantero o de nariz es:

$$F_n = \frac{B_m}{B} W \quad (4.10)$$

Por consiguiente el valor de la carga estática que es soportada por el tren principal es:

$$F_m = \frac{B_n}{B} W \quad (4.11)$$

El tren delantero o de nariz soporta no menos del 5% de la carga total y tampoco debe transportar más del 20% de la carga total. Por lo tanto, el tren principal soporta alrededor del 80-95% de la carga de la aeronave. Así que, la rueda del tren delantero podría ser mucho más pequeña que las ruedas principales.

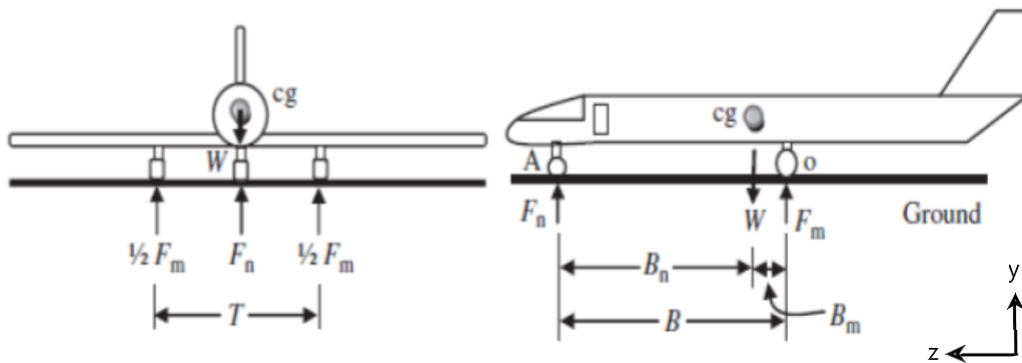


Figura 4.74: Diagrama de fuerzas y distancias en trenes de aterrizaje. (Sadraey, 2012).

Se realizó un proceso iterativo para determinar la posición tanto del tren principal como del delantero (Figura 4.75 y 4.76), estableciendo las cargas en un 14% para el tren delantero y en un 86% para el principal, obteniendo una fuerza actuante de 88 [N] y 386 [N] respectivamente, contemplando un factor de seguridad de 1.5 para ambos casos; ya que las cargas últimas son las cargas límites multiplicadas por un factor de seguridad (FS), este factor, para las estructuras de las aeronaves vale 1.5 a no ser que los requerimientos estimen otro valor (Departamento de Aeronáutica, 2015).

³⁷(Sadraey, 2012).

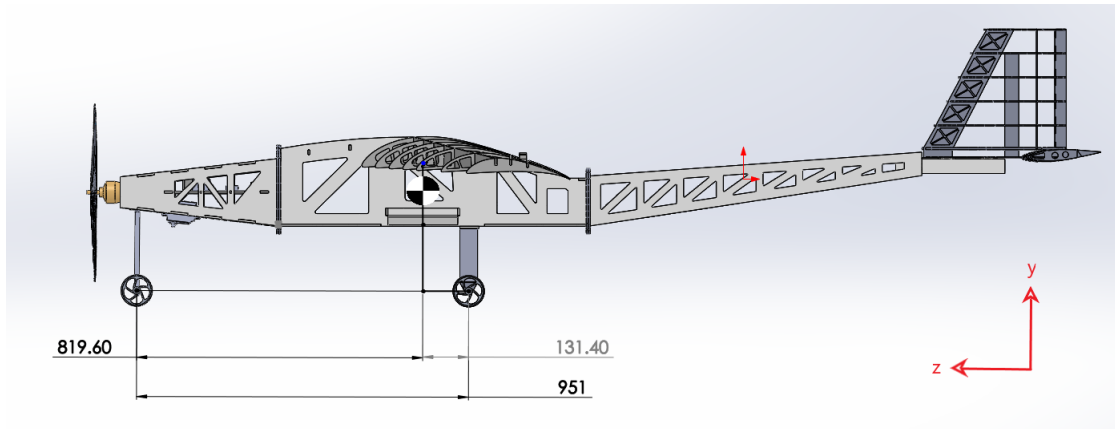


Figura 4.75: Posición de trenes de aterrizaje respecto al centro de gravedad (Vista lateral) (Acotaciones en [mm]).

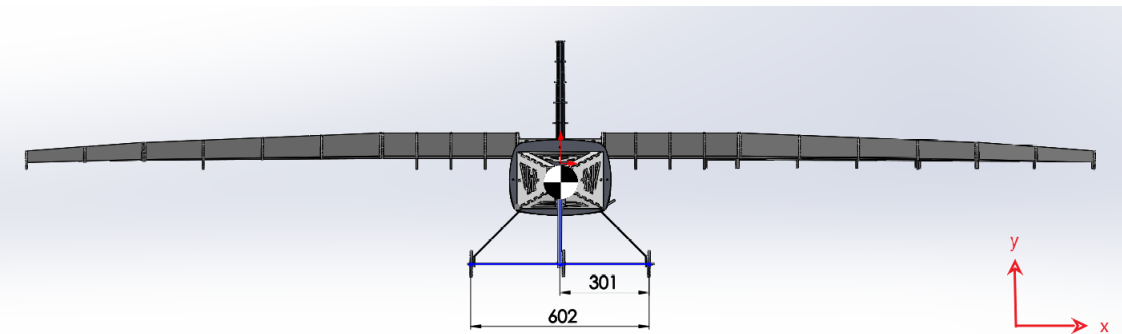


Figura 4.76: Posición de trenes de aterrizaje respecto al centro de gravedad (Vista frontal) (Acotaciones en [mm]).

Para el sistema del tren principal se determinó una configuración de geometría trapezoidal con soleras, estableciendo un ángulo de apertura de 45° con respecto al fuselaje, la fuerza establecida para el tren de aterrizaje principal es de 386 [N], fijando la parte superior de la estructura a la parte inferior del Módulo 2, consideraciones tomadas como condiciones de frontera para el análisis estructural. Anexándole un tensor en forma de barra entre ambas piezas que le otorgan rigidez al elemento e incrementan su capacidad de carga (Figura 4.44), contemplando las propiedades mecánicas del acero AISI 1010 para el tensor y del aluminio 6063 T5 para el resto del sistema, debido a su bajo costo y disponibilidad comercial. La configuración del tren principal es muy similar a la utilizada en la temporada *UNAM Aero Design 2018*, por lo que su correcto funcionamiento ha sido validado experimentalmente, dado las observaciones registradas con esta configuración, empíricamente se decidió agregar el tensor, ya que además de fungir como un elemento estructural, evita la ligera apertura del tren en dirección x al momento de aterrizar.

Se determinó una barra de aluminio 6063 T5 para el tren delantero de $1/2''$ de diámetro. Para obtener las características de comportamiento de dicho elemento, se realizó un análisis estructural, considerando la fuerza que actúa sobre el tren delantero 88 [N], por lo tanto se fijó la parte superior de la barra (B), ya que es la parte que topa con la pared de fuego y en el barreno de la parte interior se colocó una fuerza (A) de 88 [N] ya que en esa parte resentirá el esfuerzo cuando la llanta toque el suelo (Figura 4.77).

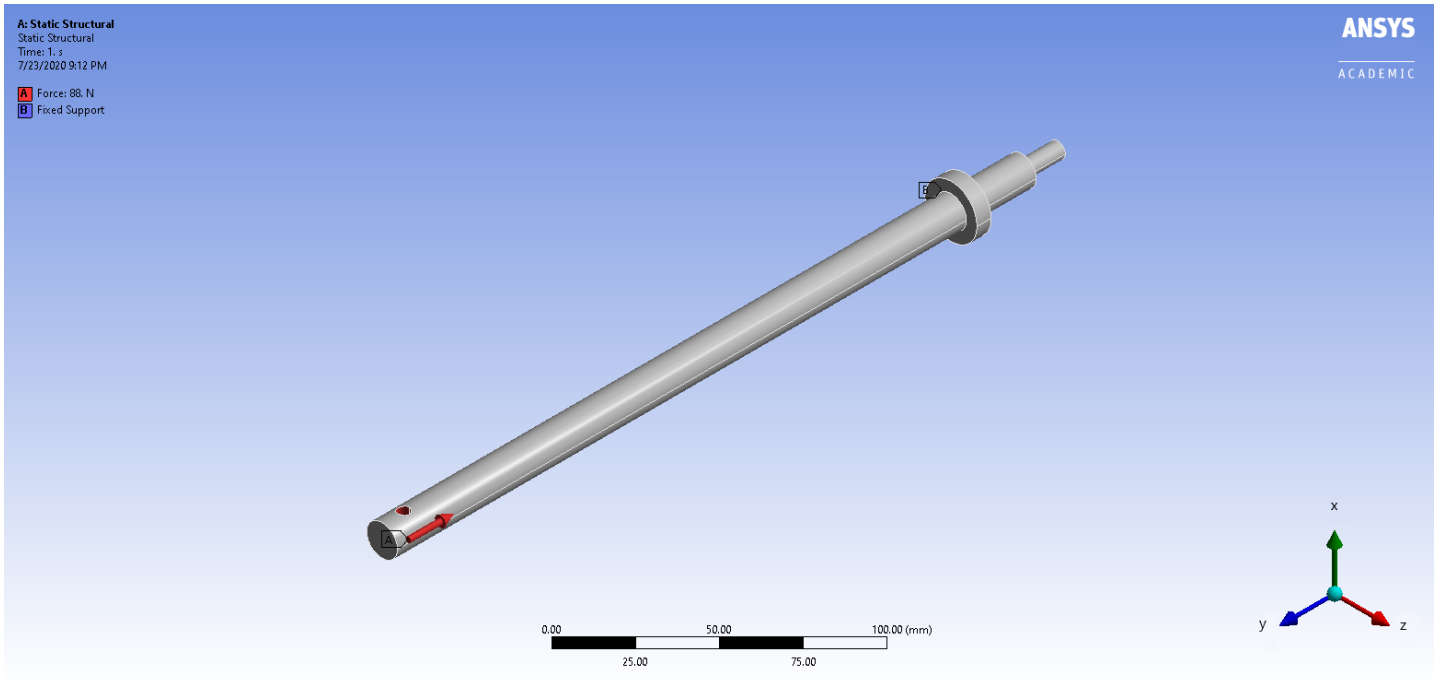


Figura 4.77: Condiciones de frontera para el análisis del tren de aterrizaje delantero.

En los resultados (Figura 4.78) se observa como se distribuyen los esfuerzos a lo largo de la barra, siendo el esfuerzo máximo de 1.27 [MPa], tan sólo el 6.8 % del esfuerzo último del aluminio 6063 T5, por lo que tiene mucho margen por si las condiciones de aterrizaje no son favorables.

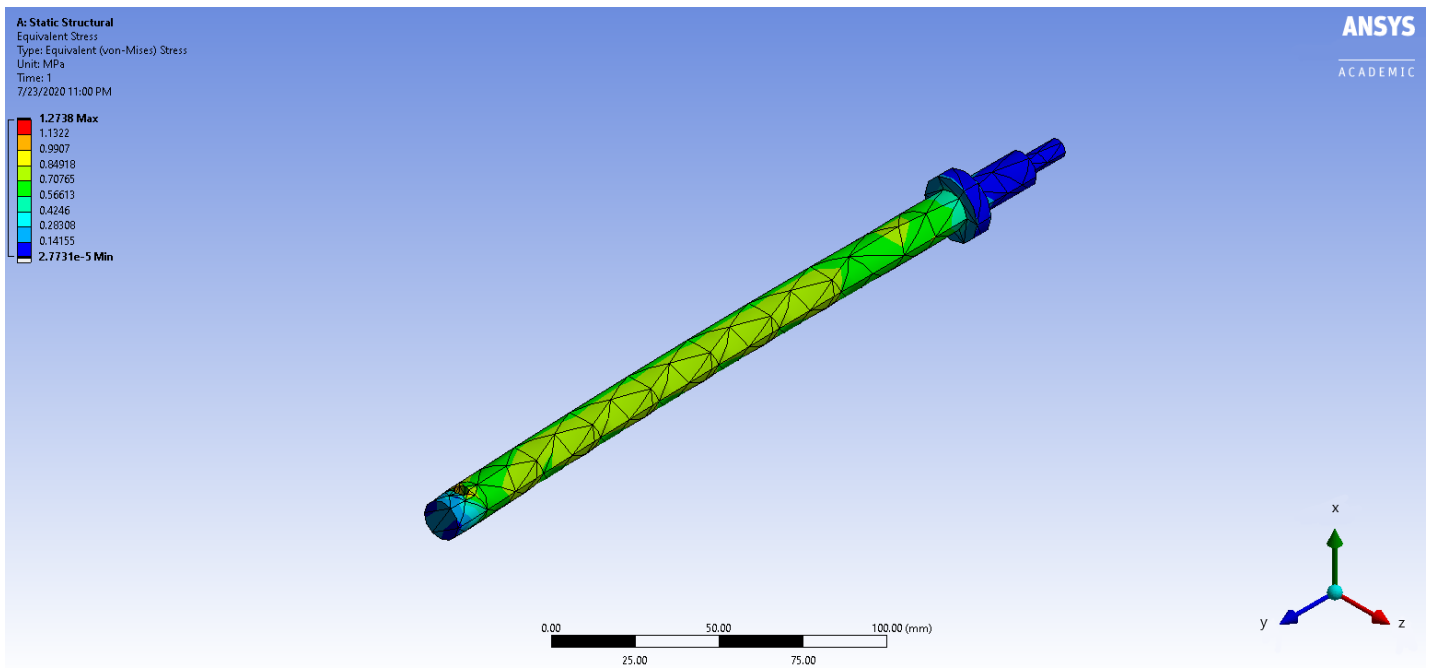


Figura 4.78: Análisis de esfuerzos en el tren de aterrizaje delantero.

4.4. Diseño para ensamble

Es necesario considerar el esamble de los componentes que constituyen el producto al diseñar, para facilitar la unión durante el armado. Entre menos piezas tenga un producto, el tiempo de armado es menor, pero no sólo hay que contemplar reducir el tiempo de armado, sino la facilidad de éste con ensambles intuitivos y que embonen de una forma específica como lo hacen los rompecabezas. Además, si los componetes tienen características para que sea más sencillo de manipular manualmente, orientar e insertar, esto también reducirá el tiempo y costos de montaje. Se buscó utilizar el menor número de piezas posible, así como ensambles mediante presión y piezas mecánicas comerciales (Figura 4.82) como tornillos, tuercas y collar de eje, los cuales son sencillos de ensamblar con las herramientas adecuadas. La idea es que cada módulo esté totalmente ensamblado para que el armar el fuselaje sólo implique la unión de anillares (mediante tornillos y tuercas), tren de aterrizaje delantero con la pared de fuego (mediante el buje de *nylon*) y tren de aterrizaje principal con el Módulo 2 (mediante tornillos y tuercas).

En caso de que la aeronave sufra algún daño grave en alguno de los módulos del fuselaje o trenes de aterrizaje, se puede reemplazar únicamente el módulo o tren dañado, lo que es una ventaja durante la competencia ya que las reparaciones se hacen contra reloj. Otra ventaja de poder armar y desarmar el fuselaje mediante los anillares es el transporte de éste, ya que al dividirse ocupa menos espacio. El prototipo al estar recubierto de *monokote* únicamente se tendrá que limpiar el producto exteriormente con un trapo húmedo. En caso de que se quiera limpiar por dentro tiene que ser con un trapo seco, desarmando el fuselaje.

Nota: Para los planos de sistema y de ensamble véase Anexo B.

4.5. Diseño para manufactura

El diseño de manufactura son técnicas y herramientas por las cuales un material que fue seleccionado en una etapa anterior es convertido a su forma final con la estructura y propiedades necesarias para su uso deseado. La mayor porción del proceso es darle la forma deseada. El procesamiento del producto puede ser sencillo; una operación de un solo paso o una secuencia de varios pasos (procesos), dependiendo en qué tan procesable es el material que se usa y las especificaciones para la parte terminada. El método de selección del proceso apropiado está cercanamente sujeto a la selección del material, es por ello por lo que se le invierte mucho tiempo en esto. El desempeño de cualquier proceso de manufactura depende de:

- La tasa de producción: el flujo del material a través del sistema.
- El costo: material, mano de obra, herramental, equipamiento.
- El tiempo: tiempo de entrega para procurar materiales, tiempo de procesamiento, tiempo de preparación.
- La calidad de manufactura: no deformaciones, no rechupes en las piezas. (Ulrich, 2012).

Para la manufactura se llevaron a cabo procesos de corte con máquinas de control manual y control numérico, respecto a los componentes de aluminio (trenes de aterrizaje y ruedas) y *nylon* (buje para el ensamble del tren de aterrizaje delantero). Para las piezas de madera (componentes del fuselaje y los anillares) fue suficiente el corte láser para su manufactura, ya que el diseño de las piezas ocupa el espesor de la madera balsa y contrachapado de pino comerciales (6 [mm] y 3[mm]). La madera balsa fue unida mediante cianocrilato debido a sus propiedades adhesivas. “El cianoacrilato es generalmente una resina acrílica, que polimeriza rápidamente en presencia de agua formando cadenas largas y fuertes. Son líquidos incoloros y de baja viscosidad, la fuerza adhesiva de este compuesto depende de la polimerización de monómeros de cianoacrilato formándose uniones muy fuertes” (González, 2012) . Los refuerzos de contrachapado de pino, unidos con pegamento blanco, debido a sus mejores propiedades adhesivas para este tipo de madera.

Cabe mencionar que la completa planeación del prototipo corresponde a un carácter semi industrial, de forma que es posible repetir el modelo con precisión y exactitud gracias al diseño para ensambles y manufactura. De esta forma no se depende de la destreza de quién lo manufacture, más bien del correcto seguimiento del protocolo de manufactura, garantizando de esta forma calidad en cada uno de los componentes.

El acabado general del modelo está dado por el *monokote*, proveyéndolo no sólo una estética que integra todos los elementos del prototipo, sino que aporta rigidez y estructura, gracias al adhesivo que libera al aplicarle calor. El *monokote* se coloca sobre la estructura de madera balsa con la ayuda de planchas de calor especiales ya que con la temperatura dada por éstas, el *monokote* se adhiere a la estructura y se expande para evitar dejar arrugas sobre la superficie.



Figura 4.79: Corte de solera de acero para carga útil. (Mazariegos, 2018).

En comparación con temporadas anteriores, la temporada de *UNAM Aero Design 2019* tuvo una importante mejora en el proceso y tiempo de construcción del fuselaje y trenes de aterrizaje, debido a la planeación anticipada de manufactura y planos realizados fue más eficiente en cuanto a tiempo. En la Tabla 4.3 se puede observar la comparación de tiempo y métodos de manufactura de fuselaje y trenes de aterrizaje entre las temporadas 2018 y 2019, el tiempo de manufactura de la temporada 2018 fue un 75 % mayor que el de la temporada 2019, se logró reducir en ese porcentaje los tiempos debido a los métodos de manufactura implementados, la mayor diferencia se aprecia en la manufactura de la carcasa, en la temporada 2018 al ser termoformado, se tuvo que manufacturar el molde para lo que se tomó aproximadamente 3 semanas; en cambio para la temporada 2019 para la manufactura de la carcasa se implementó únicamente recubrir la estructura con *monokote* tardando menos de una semana.

	Temporada 2018	Temporada 2019
Tiempo de manufactura	7 semanas	4 semanas
Manufactura de estructura	Impresión 3D	Corte láser y pegado con resina
Manufactura de carcasa	Termoformado	Recubrimiento con <i>monokote</i>
Manufactura de tren de aterrizaje principal	Doblado	Doblado y freseado
Manufactura de tren de aterrizaje delantero	Torneado	Torneado
Manufactura de ruedas para tren de aterrizaje	CNC	CNC

Tabla 4.3: Tabla comparativa de tiempo y métodos de manufactura de fuselaje y trenes de aterrizaje entre las temporadas 2018 y 2019 de *UNAM Aero Design*.

4.6. Costos

Los costos de producción engloban toda la parte de manufactura. Un diseño económicamente exitoso es, en consecuencia, aquel que asegura una alta calidad del producto al mismo tiempo que minimiza el costo de manufactura (Ulrich, 2012). El diseño para manufactura es un método para alcanzar esta meta; reducir costos de manufactura sin sacrificar calidad del producto.

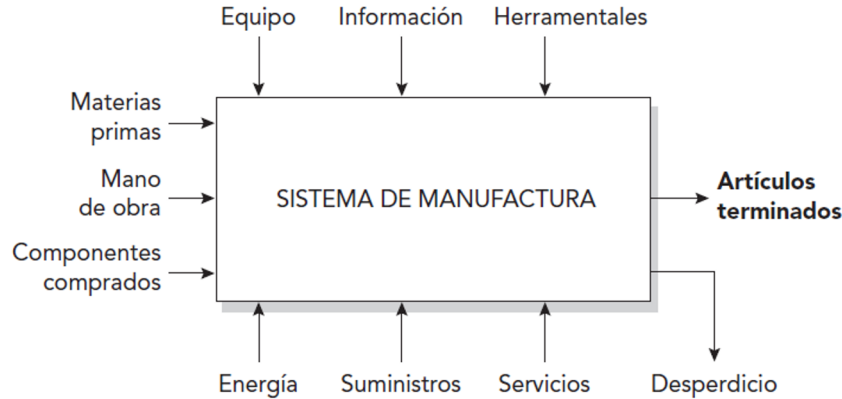


Figura 4.80: Estimación para costos de manufactura. (Ulrich, 2012).

De la Figura 4.80 se obtienen todas las entradas y salidas para los costos de producción, ese diagrama está pensado para la manufactura de todas las piezas, debido a que en el proyecto no se busca la compra de maquinaria industrial para manufactura, ya que la *Facultad de Ingeniería* de la *Universidad Nacional Autónoma de México* (UNAM) presta herramientas y máquinas para manufactura a las agrupaciones estudiantiles de la misma. Por lo tanto, se pueden descartar de las entradas: equipo, herramientas, servicios, energía y suministros; ya que estos corren por parte de la universidad.

Tan sólo hay que tener en cuenta el costo de la materia prima, componentes comprados, mano de obra, información y ensamble. En cuanto a mano de obra, información y ensamble, son actividades que llevan a cabo los miembros del equipo *UNAM Aero Design*, por lo que no representan costo adicional. Entonces el costo de producción radica principalmente en el costo de la materia prima (Figura 4.81) y componentes comprados (Figura 4.82).

Para calcular el precio del material necesario para cada parte se realizó el cálculo con la ecuación 4.12.

$$\text{\$} = (V[m^3] \cdot \rho[\frac{Kg}{m^3}]) \cdot PU[\frac{\text{\$}}{Kg}] \quad (4.12)$$

Donde:

V: volumen de la pieza a fabricar [m^3].

ρ : densidad del material de la pieza a fabricar [Kg/m^3].

PU: precio unitario del material.

En este caso el costo de producción está dado por la suma del costo de materia prima (\$2, 722.62) y los componentes comerciales (\$3, 803.20) dando un total de **\$ 6,525.82** para la producción del fuselaje y trenes de aterrizaje; cabe aclarar que el costo es ideal, ya que no se puede comprar únicamente la materia prima necesaria debido a sus medidas comerciales, lo que genera finalmente un desperdicio que se traduce en pérdidas.

Componente	Material	Masa [Kg]	Material (Precio unitario) [\$MXN]/Kg	Material (Precio por volumen del componente) [\$ MXN]
Módulo 1	Madera balsa	0.2581	2037.45	525.86
Módulo 2	Madera balsa	0.6072	2037.45	1237.14
Módulo 3	Madera balsa	0.3091	2037.45	629.78
Pared de fuego	Madera balsa	0.0384	2037.45	78.2
Refuerzo Módulo 2	Contrachapado pino	0.2575	38.67	9.95
Refuerzo Módulo 3	Contrachapado pino	0.0203	38.67	1
Anillar 1-2	Madera balsa	0.0224	2037.45	45.54
Anillar 2-1	Madera balsa	0.0224	2037.45	45.54
Anillar 2-3	Madera balsa	0.0171	2037.45	34.84
Anillar 3-2	Madera balsa	0.0171	2037.45	34.84
Refuerzo anillar 1-2	Contrachapado pino	0.0586	38.67	2.26
Refuerzo anillar 2-1	Contrachapado pino	0.0586	38.67	2.26
Refuerzo anillar 2-3	Contrachapado pino	0.0447	38.67	1.73
Refuerzo anillar 3-2	Contrachapado pino	0.0447	38.67	1.73
Tren de delantero	Al 6063 T5	0.0961	123	11.82
Tren principal	Al 6063 T5	0.1786	123	21.97
Ruedas (3)	Al 6063 T5	0.1414	123	17.39
Eje tren delantero	Acero AISI 1010	6.04E-03	223.86	1.35
Eje tren principal	Acero AISI 1010	0.0860	223.86	19.256
Buje tren delantero	Nylon en barra	2.01E-03	81	0.16
Total [\$ MXN]				2,722.62

Figura 4.81: Costo de materia prima (Precios cotizados en México, 2020).











Componente	Cantidad	Medidas	Presentación	Costo Unitario [\$ MXN]	Costo Total [\$ MXN]
Balero	3	Diámetro externo: 1/2" diámetro interno: 3/16"		10	30
Collar de eje	4	diámetro interno: 3/16"		30	120
Arandela plana	20	Diámetro externo: 3/4" diámetro interno: 3/16"		0.5	10
Arandela plana	4	Diámetro externo: 1/2" diámetro interno: 3/8"		0.5	2
Tornillo tren	4	G2 3/8"-16 x 1"		2.7	10.8
Tornillo anillares	8	3/16" x 3/4" 10-24 UNC		0.5	2
Tuerca tren	4	Hex 3/8"-16		2	8
Tuerca anillares	8	Hex 3/16" 10-24 UNC		0.25	2
Monokote	4	Ancho: 0.66 [m] Largo: 1.80 [m]		821	3284
Cianoacrilato	4	260 [ml]		83.60	334.4
Total [\$ MXN]				3,803.2	

Figura 4.82: Componentes comerciales (Precios cotizados en México, 2020).

“La eficiencia analiza el volumen de recursos gastados para alcanzar las metas. Una actividad eficiente hace un uso óptimo de los recursos y, por tanto, tiene el menor costo posible. En el análisis de eficiencia se utilizan indicadores de costo-beneficio. El análisis de la eficiencia es utilizado para comparar entre diferentes alternativas de acciones de formación.” (Ecuación 4.13) (CINTERFOR, S.f.).

$$\text{Eficiencia (Costo-Beneficio)} = \frac{\text{Valor presente de los beneficios}}{\text{Valor presente de los costos}} \quad (4.13)$$

El VP (valor presente) es la forma de valorar activos (Ecuación 4.14), cuyo cálculo es el descontar el flujo futuro en base a una tasa de rentabilidad ofrecida por alternativas de inversión comparables, denominada costo de capital o tasa mínima. (Broseta, 2020).

$$VP = \frac{VF}{1 + i^n} \quad (4.14)$$

Donde:

VP: Valor presente.

VF: Valor futuro.

i: tasa de interés.

n: periodo.

Para ambas temporadas se fijó un beneficio de \$11,000 MXN, presupuesto para fuselaje y trenes de aterrizaje obtenido de patrocinios, a esta cantidad aplicando la Ecuación 4.14 se le obtuvo el valor presente con una tasa de interés de 4.5 % (tasa de interés del Banco Central de México, agosto de 2020) a un periodo de un año; obteniendo un valor presente de \$10,526.32 MXN. Realizando el mismo procedimiento para los costos, en la temporada 2018 se tuvieron egresos de \$10,654.10 MXN y para la temporada 2019 de \$ 6,525.82 MXN, con valores presentes de \$10,195.31 MXN y \$ 6,244.8 MXN respectivamente.

Para el cálculo de la eficiencia es necesario hacer una relación costo-beneficio, para esto se emplea la Ecuación 4.13 con los valores de cada temporada, mostrados en la Tabla 4.4. Se dice que cuando la relación costo-beneficio es mayor a uno (Costo-Beneficio>1) el proyecto es viable, cuando la relación es igual a uno es indiferente (Costo-Beneficio=1) y cuando es menor que uno el proyecto no es viable (Costo-Beneficio<1). (CINTERFOR, S.f.). En ambas temporadas la relación es mayor a uno, por lo que los proyectos son viables, la temporada 2019 presenta un valor de relación costo-beneficio mayor que la temporada 2018 (1.69>1.03), por lo que se justifica la eficiencia de esta temporada sobre las anteriores con una mejora considerable.

	Beneficios (VP)	Costos (VP)	Eficiencia (Costo-Beneficio)
Temporada 2018	\$ 10,526.32 MXN	\$ 10,195.31 MXN	1.03
Temporada 2019	\$ 10,526.32 MXN	\$ 6,244.8 MXN	1.69

Tabla 4.4: Tabla comparativa de eficiencia entre las temporadas 2018 y 2019 de *UNAM Aero Design*.

5 | Temática de la temporada

Para la temporada *UNAM Aero Design 2019* se acordó con los miembros del equipo que el color predominante del prototipo *CANEK 2019* fuera negro, además de que tuviera un diseño estético relacionado con México prehispánico. Por lo tanto el nombre del prototipo y el diseño tienen que estar relacionados con ambos.

Buscando sobre algo que cumpliera con las expectativas, se encontró el nombre Canek (en maya: Kaan ek, Serpiente negra), nombre que aparece en la leyenda de la princesa Sac-Nicté, mencionada en el Chilam Balam de Chumayel.

“Los Libros de Chilam Balam son varios manuscritos mayas, que contienen textos de diferentes épocas y estilos, con un contenido religioso profético, médico e histórico, principalmente cronológico. Su nombre deriva del de un sacerdote, Chilam Balam”. (Médiz, 1941).

Cuenta la leyenda que “en el Mayab, cuando Chichén-Itzá, Uxmal y Mayapán se encontraban en su plenitud, nacieron en estas ciudades: Sac-Nicté o Blanca Flor, princesa de Mayapán e hija del rey Hunac-Ceel; Ulil, príncipe de Uxmal; y Canek, o Serpiente Negra, príncipe de Chichén-Itzá.” (Médiz, 1941).

Un día Canek vió Sac-Nicté y quedó enamorado de ella, pero Sac-Nicté estaba destinada a casarse con Ulil, príncipe heredero de Uxmal. Pasó el tiempo y llegó el día de la boda, entonces Canek decidió luchar por su amor y levantarse en armas contra Ulil, por lo que se desató la guerra, Mayapán y Uxmal contra Chichen Itzá, lo que causó la división y fin del reinado de Mayab. Canek a lado de Sac-Nicté, guió a su pueblo y abandonaron Chichen Itzá por lo que los ejércitos de Uxmal y Mayapán encontraron los palacios y templos vacíos, finalizando la gloria de Chichen Itzá.

A partir de esta leyenda, se decidió que leyendas mayas fuera la temática de la temporada y Canek el nombre y diseño de la aeronave, para caracterizar el prototipo se empleó *monokote* negro para recubrir la estructura (fuselaje, semi alas y empenaje) y sobre el monokote se empleó un vinil turquesa de serpiente.

6 | Producto Final

El sistema de *Diseño estructural* fue el encargado de manufacturar y ensamblar el fuselaje y trenes de aterrizaje (Figura 6.1), siguiendo las especificaciones del proceso de diseño de estos componentes.

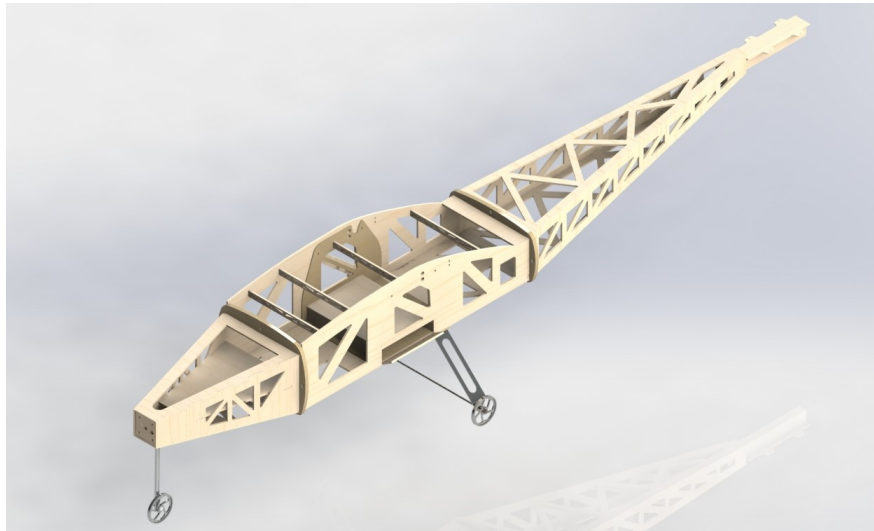


Figura 6.1: Renderizado del ensamblaje del fuselaje y trenes de aterrizaje sin *monokote*.

Una vez manufacturado y ensamblado el fuselaje (recubierto con *monokote* negro) con trenes de aterrizaje, se ensamblaron los componentes de los sistemas de *Aviónica* (motor, hélice, componentes eléctricos) y *Aerodinámica* (semi alas y empenaje, recubierto con *monokote* negro), quedando la aeronave lista para el vuelo. Estéticamente se aplicaron los viniles de la caracterización del prototipo¹ sobre el *monokote* del fuselaje, escudo de la UNAM sobre la tapa del Módulo 2, nombre del prototipo, escudos de las facultades participantes, y logotipos de patrocinadores del equipo *UNAM Aero Design* sobre el *monokote* de las semi alas (Figura 6.2).

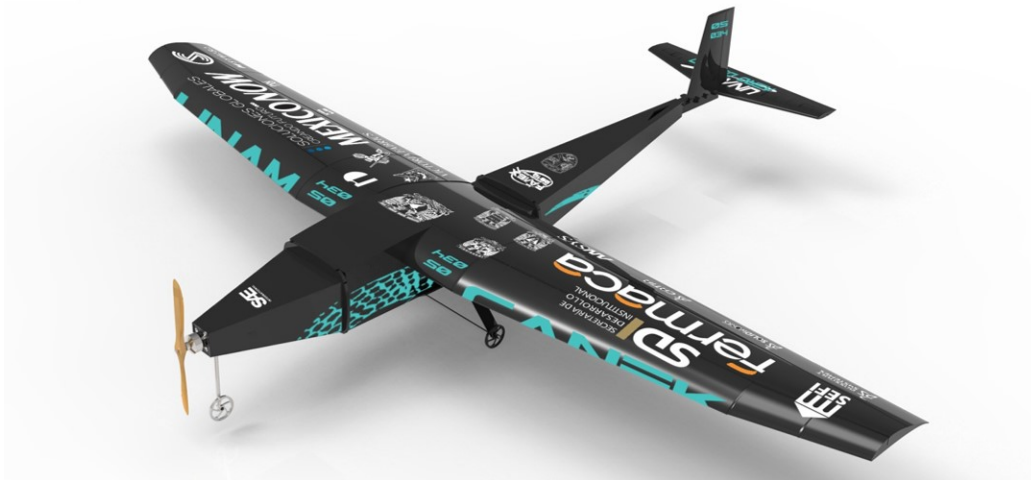


Figura 6.2: Renderizado del prototipo *CANEK 2019*. (Fernández, 2019).

¹Véase: 5. Temática de la temporada.



Figura 6.3: Prototipo CANEK 2019 en competencia SAE México Aero Design 2019.



Figura 6.4: Prototipo CANEK 2019 en pista de aterrizaje SAE México Aero Design 2019.



Figura 6.5: Prototipo *CANEK 2019* en vuelo. (SR Photography, 2019).

7 | Estrategia de puntuación

De acuerdo con el reglamento (Comisión Técnica SAE México, 2019), entre mayor sea el peso de la carga útil (en el fuselaje) y bahías de carga (en las semi alas), mayor será la puntuación obtenida por ronda de vuelo. Hay cinco rondas de vuelo en total y cada equipo puede decidir qué cantidad de peso cargará su aeronave en cada ronda. Debido a que la sede de la competencia: *IX Competición oficial. SAE Aero Design México 2019* es Monterrey, NL¹ y las condiciones atmosféricas son diferentes que en la Ciudad de México, el equipo *UNAM Aero Design* decidió que la primera ronda de vuelo se cargaría tan solo el 50% de la carga útil estática (5 [Kg]) aumentando un 10% en cada ronda de vuelo, para que en la última ronda cargara el total de carga útil estática (10 [Kg]), a partir de la segunda ronda de vuelo se le coloca la totalidad de las bahías de carga (0.675 [Kg] cada una). Aspirando no a la mayor calificación, pero a que la aeronave realizara rondas de vuelo seguras.

¹Altitud: 540 [m] sobre el nivel del mar.
Presión atmosférica: 1015 [hPa].

Conclusiones

El objetivo primordial del proyecto fue diseñar y manufacturar una aeronave competitiva conforme a las restricciones establecidas por *SAE Aero Design México*. Por lo que todo el proceso de diseño por parte de cada sistema estaba restringido al reglamento.

Después de la realización de las pruebas, pudimos determinar que, con el motor seleccionado, una configuración adecuada del ESC y la implementación de una hélice de fibra de carbono se obtuvo un empuje mayor con respecto a los otros motores analizados. Además, dado que la aeronave requería siete servos digitales, la implementación del BEC externo y una batería adicional fue una decisión conveniente, ya que permite que las superficies de control tengan el rendimiento que cumple con los parámetros requeridos. El ala y empenaje, cumplieron con la capacidad de carga estimada (20 [Kg]), durante el vuelo mantuvo una sustentación adecuada y las superficies de control cumplieron la labor de equilibrar y direccionar la aeronave durante el vuelo.

Parte de los objetivos consiste en implementar un diseño estructural que resista las cargas propuestas, minimizar el peso en la estructura a través de optimizaciones topológicas, esta temporada (2019) se comprobó que la selección de madera balsa como material predominante fue eficiente, ya que se elaboraron estructuras útiles de alta complejidad con un peso muy reducido. Por otra parte, la dificultad en la manufactura del prototipo disminuyó en comparación de temporadas anteriores, mejorando el proceso y tiempo de construcción del mismo. El utilizar el criterio de von-Mises es para tener un acercamiento viable con el comportamiento de la madera, pero al hacer esta comparación es muy factible que se esté sobre diseñando, porque la resistencia de la madera en el eje longitudinal (es paralelo a la dirección de la fibra) y el eje radial (sigue la dirección de los anillos de crecimiento) es generalmente bastante más grande que en el eje tangencial. Por lo tanto lo ideal sería utilizar un criterio de falla propio de la madera como lo es el de Tsai-Hill, debido a que este tipo de criterios no están por defecto en los softwares FEA sería necesario hacer la programación y ajustes indispensable para lograr un análisis con un criterio de falla específico. El criterio de von-Mises logra su objetivo, evitar la falla de la pieza diseñada, como es el caso del prototipo *CANEK 2019*.

Otra parte de los objetivos es diseñar un ensamblaje que facilite el transporte de la aeronave y establecer un proceso de manufactura preciso y eficiente, el prototipo *CANEK 2019* cuenta con un diseño práctico en cuanto a la manufactura, con facilidad de embalaje y disposición de módulos de repuesto debido al uso de anillares, haciendo el intercambio de partes muy sencillo y eficaz. Los refuerzos de contrachapado de pino dieron buenos resultados, debido a que resistieron los esfuerzos presentes en el fuselaje con la aeronave estática y en vuelo. Las dimensiones del fuselaje fueron notoriamente grandes, se puede trabajar con dimensiones menores que cumplan los objetivos para reducir peso en la estructura. En cuanto a los anillares, tuvieron un buen desempeño en la función de unir los módulos, pero generaron un arrastre no deseado, por lo que se tiene que buscar la manera de que, sin sacrificar la facilidad de ensamblaje entre anillares, se realice por dentro del fuselaje. Los trenes de aterrizaje (tanto delantero como principal) tuvieron un muy buen desempeño durante el despegue y aterrizaje, no sufrieron ningún tipo de deformación como lo habían hecho los trenes de aterrizaje en temporadas pasadas. Vale la pena rescatar que el diseño es **innovador** debido a su configuración modular, lo cual es viable implementar en temporadas posteriores.

Durante el proyecto se buscó ceñirse al cumplimiento de los objetivos de la competencia, lo que llevó a buscar soluciones innovadoras, esto le permitió al equipo crecer en el ámbito intrapersonal y profesional. Con esta tesis se busca sentar un precedente documentado en el diseño estructural de aeronaves, para futuras temporadas del equipo *UNAM Aero Design* y que puedan mejorar el trabajo realizado para crear mejores prototipos, partiendo de un proceso de diseño que se comprueba es eficiente.

Referencias

- [1] Abbas, Mir. (2019). How to justify that 3D result is more accurate than 2D result?. Recuperado el 20 de julio de 2020, de https://www.researchgate.net/post/How_to_justify_that_3D_result_is_more_accurate_than_2D_
- [2] Ahvenainen, P., Borrega, M., Serimaa, R., & Gibson, L. (2015). *Composition and structure of balsa (Ochroma pyramidale) wood*. Wood science and technology, 49(2), 403-420.
- [3] Airfieldmodels. (2002). Monokote. Recuperado el 20 de marzo de 2020, de https://www.airfieldmodels.com/information_source/glossary/entry.php?Term=Monokote.
- [4] Alibaba.com. (2020). Aluminio 6063 t5 precio por Kg. Recuperado el 29 de mayo de 2020, de <https://spanish.alibaba.com/g/6063-t5-aluminum-price-per-kg.html>
- [5] Allen, B. (2017). NACA Airfoils. Recuperado el 20 de abril de 2020, de <https://www.nasa.gov/image-feature/langley/100/naca-airfoils>
- [6] Arellano, F. J.(2018). Resultantes de los sistemas de fuerzas que actúan sobre el cuerpo rígido. Recuperado el 2 de abril de 2020, de <http://dcb.ingenieria.unam.mx/wp-content/themes/temperachild/CoordinacionesAcademicas/CA/M/E/Monografias/ResultantesFuerzasCuerpoRigido.pdf>.
- [7] Ashby, M. F., Gibson, L. J., Wegst, U., & Olive, R. (1995). *The mechanical properties of natural materials. I. Material property charts*. Proceedings of the Royal Society of London. Series A: Mathematical and Physical Sciences, 450(1938), 123-140.
- [8] Baena, J. (2008). *Glosario Imagen y diseño*. Pereira: UCPR
- [9] Bhangu, S. S. (2012). *Effect of Moisture Absorption on the Mechanical Properties of Balsa Wood*. The UNSW Canberra at ADFA Journal of Undergraduate Engineering Research, 5(1).
- [10] Bhaskaran, R. (2019), *A Hands-on Introduction to Engineering Simulations*, Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering: Cornell University.
- [11] Blanco, R. E. (2015), *Metodología para el diseño de máquinas adaptadas a comunidades en desarrollo*, Programa de Doctorado en Sostenibilidad: Universitat Politècnica de Catalunya.
- [12] Blogaviator. (2018). Conceptos básicos pero importantes del fuselaje de una aeronave. Recuperado el 10 de abril de 2020, de <https://uniaeronautico.home.blog/2018/12/03/conceptos-basicos-pero-importantes-del-fuselaje-de-una-aeronave/>
- [13] Borrega, M.,& Gibson, L. J. (2015). *Mechanics of balsa (Ochroma pyramidale) wood*. Mechanics of Materials, 84, 75-90.
- [14] Broseta, A. (2020). Valor presente y valor futuro: definición, fórmulas y ejemplos. Recuperado el 16 de agosto de 2020, de <https://www.rankia.cl/blog/analisis-ipsa/3345472-valor-presente-futuro-definicion-formulas-ejemplos>
- [15] Burgos, A. (2017). *Análisis bursátil avanzado*. México: Experts Training.
- [16] Cabrero, M. (2010). Evaluation of failure criteria in wood members. World Conference on timber engineering.
- [17] Cai, Z. Ross, R. (2010), *Mechanical Properties of Wood-Based Composite Materials*, Wood Handbook.
- [18] Campuzano, E. (2009). Coeficiente y Fuerza de Sustentación. Recuperado el 11 de febrero de 2020, de <https://sites.google.com/site/0902eliezerc/coeficiente-y-fuerza-de-sustentacin>.
- [19] Canek. (2006). Serpiente Negra. Recuperado el 2 de junio de 2020, de <https://aztlan.fciencias.unam.mx/canek/pensadero/2006/08/11/serpiente-negra/>

- [20] Caughey, A. (2011). Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes for M&AE 5070. Recuperado el 12 de abril de 2020, de https://courses.cit.cornell.edu/mae5070/Caughey_2011_04.pdf
- [21] Clancy, L.J. (1975), Aerodynamics, Section 5.2, Pitman Publishing Limited, London. ISBN 0-273-01120-0
- [22] CINTERFOR. (Sin fecha). ¿Cómo se analizan la eficacia y eficiencia?. Recuperado el 15 de agosto de 2020, de <https://guia.oitcinterfor.org/como-evaluar/como-se-analizan-eficacia-eficiencia>.
- [23] CLR. (2017). ¿Qué es un servomotor y cuándo se utiliza?. Recuperado el 27 de febrero de 2020, de <https://clr.es/blog/es/?s=que+es+un+servomotor>.
- [24] Comisión Técnica SAE México (2019), *Reglamento oficial: SAE Aero Design México clase regular*, SAE México.
- [25] Dassault Systemes. (2008). Abaqus Theory Manual. Recuperado el 25 de mayo de 2020, de http://130.149.89.49:2080/v6.11/pdf_books/THEORY.pdf
- [26] Departamento de Aeronáutica. (2015), *Cátedra Diseño y Construcción de aeronaves*, Facultad de Ingeniería, UNLP .
- [27] Desktop Aeronautics, Inc. (2007). Airfoil Geometry. Recuperado el 22 de marzo de 2020, de <https://web.archive.org/web/20080804122746/http://www.desktopaero.com/appliedaero/airfoils1/airfoilgeometry.html>.
- [28] El Sol de Toluca. (2017, 18 de febrero). Leyenda de Sac-Nicté y Canek [en línea]. El Sol de Toluca sección cultura. Recuperado el 2 de junio de 2020, de <https://www.elsoldetoluca.com.mx/cultura/leyenda-de-sac-nicte-y-canek-298636.html>
- [29] Emirates Airlines. (2020). The Emirates Photo Gallery. Recuperado el 9 de marzo de 2020, de <https://www.emirates.com/mx/english/experience/our-fleet/photo-gallery/>.
- [30] Escobar, R. R. (2015). *Guía para diseño de trenes de aterrizaje de aeronaves pequeñas mediante ANSYS-CATIA*. Tesis de licenciatura. Instituto Politécnico Nacional.
- [31] Fantasías Miguel. (2020). Pegatodo. Recuperado el 27 de mayo de 2020, de https://www.fantasiasmiguel.com/fantasias/productodetalle.aspx?c=7197&md=7271&gclid=Cj0KCQjw9IX4BRCCARIsAOD2OB1LymyvivJ1z36J0sQmRsoxe16so2sRugn833H1x-iCfKkJg_UvATYaAjxyEALw_wcB
- [32] Felippa, C. (2005). *Introduction to Finite Element Method*. University of Colorado
- [33] Fernández, C. A. (2019). *Renderizado del prototipo CANEK 2019.*. Centro de Investigaciones de Diseño Industrial: Universidad Nacional Autónoma de México.
- [34] García-Cuevas, G. LM. (2012), *Arquitectura general de aeronaves*, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos: Universitat Politècnica de València.
- [35] García, R. M. (2010). *Diseño de un UAV ligero de propulsión eléctrica para monitorización medioambiental*. Tesis de licenciatura. Universidad de Sevilla.
- [36] Glosarios.servidor-alicante.com. (2016). Timing signal. Recuperado el 7 de marzo de 2020, de <https://glosarios.servidor-alicante.com/electronica-informatica-telecomunicacionesen/timing-signal>.
- [37] Gómez, T. Pérez, M. Puentes, C. (2012). *Mecánica del Vuelo*. (2ª ed.). Madrid: Garceta.
- [38] González, G. J.M. (2012), *Cianoacrilato. Definición y propiedades. Toxicidad y efectos secundarios.*, ISSN 0213-1285.
- [39] González, L. (2020). *Diseño de configuración*. Facultad de Ingeniería: UNAM
- [40] Grainger. (2020). Collar de Eje de Acero, Tipo de Cuello Tornillo de Fijación, Diám. del Orificio 3/16". Recuperado el 27 de mayo de 2020, de <https://www.grainger.com.mx/producto/DAYTON-Collar-de-Eje-de-Acero%2C-Tipo-de-Cuello-Tornillo-de-Fijaci%C3%B3n%2C-Di%C3%A1m-del-Orificio-3-16%22/p/1L626?analytics=searchResults>

- [41] Greemap. (Sin fecha). Propiedades de la madera. Recuperado el 29 de mayo de 2020, de <https://greemap.es/maderas/propiedades-de-la-madera/?lang=en>
- [42] Gudmundsson, S. (2013). *General Aviation Aircraft Design*. UK: El Sevier.
- [43] Hernández, T. Escobar, R. Cepeda, M. Castillo, U. (2015). *Reporte de diseño para un vehículo aéreo biplano*. México: Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL).
- [44] Itmexicali.edu. (Sin fecha). Empenaje. Recuperado el 18 de febrero de 2020, de <http://www.itmexicali.edu.mx/jljv/mecatronica/aeronaves/emp/index.htm>.
- [45] Johnson, R. H. (1986, febrero). A Flight Test Evaluation of the Discus. Revista Soaring.
- [46] Jones, R. T (1979, octubre). Minimizing Induced Drag. Revista Soaring.
- [47] Manolo.(2019). Ala alta vs ala baja. Recuperado el 15 de marzo de 2020, de <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2019/02/ala-alta-vs-ala-baja.html>.
- [48] Maschinenbau-Wissen.de. (Sin fecha). Der Spannungstensor. Recuperado el 22 de mayo de 2020, de <http://www.maschinenbau-wissen.de/skript3/mechanik/festigkeitslehre/116-spannungstensor>
- [49] Masisa. (Sin fecha). Triplay. Recuperado el 30 de mayo de 2020, de https://www.masisa.com/mex/wp-content/files_mf/1492444591CATALOGOPRODUCTOS_TRIPLAY.pdf
- [50] MatWeb. (Sin fecha). Tropical Balsa Wood. Recuperado el 16 de abril de 2020, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=368427cdadb34b10a66b55c264d49c23>
- [51] MatWeb. (Sin fecha). Aluminum 6063-T5. Recuperado el 15 de abril de 2020, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=79875d1b30c94af39029470988004fb6>
- [52] MatWeb. (Sin fecha). AISI 1010 Steel, CQ sheet,1.6-5.8 mm round or thickness. Recuperado el 15 de abril de 2020, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=d1fb033eaa044f2fa6e074dfaaa05a51>
- [53] MatWeb. (Sin fecha). Overview of materials for Nylon 66/6. Recuperado el 15 de abril de 2020, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=26386631ec1b49eeba62c80a49730dc4>
- [54] MatWeb. (Sin fecha). Plywood. Recuperado el 15 de agosto de 2020, de <http://www.matweb.com/search/datasheetprint.aspx?matguid=bd6620450973496ea2578c283e9fb807>
- [55] Mazariegos, P. N. (2018). Fotografía: Corte de solera de acero para carga útil. Facultad de Ingeniería: Universidad Nacional Autónoma de México.
- [56] Médez. B. A. (Prólogo y traducción del idioma maya al castellano). (1941). *Chüam Balam de Chumayel*. (Ed. de la Universidad Nacional Autónoma). XIII-96 p., ils.
- [57] Meier, E. (2009). BALSA. Recuperado el 16 de abril de 2020, de <https://www.wood-database.com/balsa/>
- [58] Mireles, P. (1992). Teorías de falla y sus aplicaciones. Tesis de maestría. Universidad Autónoma de Nuevo León.
- [59] MITMA. (2007). Transporte Aero. Recuperado el 12 de abril de 2020, de <https://www.mitma.gob.es/aereo>
- [60] Mobus. (2016). ESC para drones, ¿para qué sirven?. Recuperado el 27 de febrero de 2020, de <https://mobus.es/blog/esc-para-drones-para-que-sirven/>.
- [61] Multhopp, H. (1942). *Aerodynamics of the Fuselage*. TM 1036
- [62] Muñoz, N. M.(2017). Principios básicos: superficies de control. Recuperado el 27 de febrero de 2020, de https://www.manualvuelo.es/1pbav/15_supma.html.
- [63] NASA: Glenn Research Center. (2015). Aerodynamic Center-ac. Recuperado el 3 de marzo de 2020, de <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ac.html>.
- [64] Newaz, G., Mayeed, M., & Rasul, A. (2016). *Characterization of balsa wood mechanical properties required for continuum damage mechanics analysis*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications, 230(1), 206–218.

- [65] Osei-Antwi, M., De Castro, J., Vassilopoulos, A. P., & Keller, T. (2013). *Shear mechanical characterization of balsa wood as core material of composite sandwich panels*. Construction and Building Materials, 41, 231-238.
- [66] Padilla, D. (2018). *Estructuras y Armaduras..* Universidad Técnica de Ambato: Facultad de Ingeniería en Sistemas, Electrónica e Industrial, 5-7.
- [67] Palomino, A. (2019). *Estimación de la Polar de Arrastre de Aeronave Agrícola Colombiana mediante Pruebas de Vuelo*. Seguridad Operacional y Logística Aeronáutica: ciencia y poder aéreo, 148-154.
- [68] Pardo, A. Ugarte, M. (1995). *Vuelo seguro, Iniciación al Vuelo Acrobático. Maniobras de Seguridad y Emergencia*. Madrid: Paraninfo.
- [69] Peña, M. F. (Sin fecha). *Estrategias para modelar y analizar edificios históricos de mampostería*. Coordinación de Estructuras y Materiales del Instituto de Ingeniería: UNAM
- [70] Pérez, G. A. (2014). Deformación. Recuperado el 25 de mayo de 2020, de <http://www.mecapedia.uji.es/deformacion.htm>
- [71] Plus Ultra. (Sin fecha). Cómo funciona el tren de aterrizaje en un avión. Recuperado el 13 de mayo de 2020, de <https://plusultra.com/blog/tren-aterrizaje: :text=Resumiendo%20de%20una%20manera%20m%C3%A1s,peso%20de%20despegue%20del%20avi%C3%B3n>.
- [72] Preciado, S. (Sin fecha). Estructura del Avión. Recuperado el 6 de abril de 2020, de https://www.academia.edu/38686520/Estructura_del_Avi%C3%B3n?auto=download.
- [73] Real Academia de Ingeniería [RAI].(Sin fecha). Empenaje. Recuperado el 10 de marzo de 2020, de <http://diccionario.raing.es/es/lema/empenaje>.
- [74] Real Academia Española [RAE] (2019). Ala. Recuperado de el 10 de marzo de 2020, de <https://dle.rae.es/ala?m=form>.
- [75] Real Academia Española [RAE] (2019). Fuselaje. Recuperado de el 12 de marzo de 2020, de <https://dle.rae.es/fuselaje>
- [76] Real Academia Española [RAE] (2019). Envergadura. Recuperado de el 15 de marzo de 2020, de <https://dle.rae.es/envergadura>
- [77] Real Academia Española [RAE] (2019). Tren de aterrizaje. Recuperado de el 6 de marzo de 2020, de <https://dle.rae.es/tren?m=form7tH5eOD>
- [78] RBR. (2020). Catálogo de rodamientos. Recuperado el 27 de mayo de 2020, de <http://rotamos.com.co/site/wp-content/uploads/2014/11/Catalogo-RBR.pdf>
- [79] Sadraey, M. H. (2012), *Aircraft design : a systems engineering approach*, Ltd.
- [80] Sanger, A. (Sin fecha). Las fuerzas y su medición: Ley de Hooke. Recuperado el 22 de mayo de 2020, de <http://www2.ib.edu.ar/becaib/cd-ib/trabajos/Sanger.pdf>
- [81] Schuemann, Wil. (1983). A new wing planform with improved low-speed performance. Recuperado el 25 de febrero de 2020, de <http://spieltek.com/SunbirdSoaring/SoaringArticle/SchuemannWingPlanformArticle.pdf>.
- [82] Serhat, Gokhan. (2018). Why we minimize compliance in topology optimization?. Recuperado el 10 de agosto de 2020, de https://www.researchgate.net/post/why_we_minimize_compliance_in_topology_optimization/5b3905b1f89a9944a11be405/citation/download.
- [83] Silva, A. & Kyriakides, S. (2007), *Compressive response and failure of balsa wood*, International Journal of Solids and Structures.
- [84] SolidWorks. (2010). Materiales isotrópicos y ortotrópicos. Recuperado el 25 de julio de 2020, de http://help.solidworks.com/2010/spanish/SolidWorks/cworks/LegacyHelp/Simulation /Materials/Isotropic_and_Orthotropic_Materials.htm

- [85] Solution for All Markus Mueller. (2010). Reliable electric drive simulations. Recuperado el 7 de marzo de 2020, de <https://www.ecalc.ch/>.
- [86] Strojnik, A. (1983, abril). The Schuemann View on Spanwise flow (letter to the editor. Revista Soaring.
- [87] Teodoro, J. (2008). ¿Sabías... para qué sirven los flaps?. Recuperado el 17 de marzo de 2020, de <https://www.microservos.com/archivo/aerotrastorno/sabias-para-que-flaps.html>.
- [88] Ullman, D.G. & Jones, E.A. (2013). *The Mechanical Design Process*. New York: McGraw-Hill Higher Education.
- [89] Ulrich, K. T. & Eppinger, S. D. (2012). *Diseño y desarrollo de productos*. (2ª ed.). México D.F.: Mc Graw Hill.
- [90] UNAM Aero Design. (2018). *Reporte de Diseño SAE Aero Design México 2018*. Ciudad de México.: Universidad Nacional Autónoma de México.
- [91] UNAM Aero Design. (2019). *Reporte de Diseño SAE Aero Design México 2019*. Ciudad de México.: Universidad Nacional Autónoma de México.
- [92] U.N.L.P: Departamento de aeronáutica. (2016). Estructuras reticuladas y semimonocasco. Estructuras de materiales compuestos. Recuperado el 13 de abril de 2020, de <http://www.aero.ing.unlp.edu.ar/catedras/archivos/Estructuras%20Aeronauticas%20Rev%20001.pdf>
- [93] Vela, R. T., Atienza, R., & Frövel, M. (2013). Evolución histórica de los trenes de aterrizaje en las aeronaves. *Tecnología y desarrollo*, 11, 27.
- [94] Villacis, C. Moncayo, G. Muñoz, C. & Melo, J. (2018). *Caracterización de las propiedades mecánicas de la madera de balsa (Ochroma Pyramidale) Ecuatoriana*. Congreso de Ciencia y Tecnología ESPE. 13. 10.24133/cctes-pe.v13i1.788.
- [95] WebAero. (2011). ¿Cómo definir uno de los componentes más complicados del aeromodelismo?. Recuperado el día mes año, de <http://www.webaero.net/aeromodelismo/iniciacion/ALA/definicion.htm#:~:text=Aspect%20ratio%20o%20relaci%C3%B3n%20de,le%20da%20el%20s%C3%ADmbolo%20AR>.
- [96] X-plane.(Sin fecha). Diferencias entre ala alta y ala baja. Recuperado el 15 de marzo de 2020, <http://www.x-plane.es/foro/index.php?topic=627.5;wap2>.

Anexo A

Principios físicos involucrados en el software ANSYS

1. Esfuerzo normal (σ): es la resultante de tensiones aplicadas perpendicularmente sobre un área específica.

$$\sigma = \frac{F}{A} [Pa]. \quad (7.1)$$

En la Figura 7.1, se pueden observar los esfuerzos normales en las caras de un cubo denotados como σ_x en la dirección x, σ_y en la dirección y, σ_z en la dirección z.

2. Esfuerzo cortante (τ): es la resultante interna de tensiones paralelas a la sección transversal de un cuerpo. En la Figura 7.1, se pueden observar los esfuerzos cortantes en las caras de un cubo denotados como τ subíndice 1 subíndice 2, donde el subíndice 1 representa el plano en el que se encuentra y el subíndice 2 la dirección.

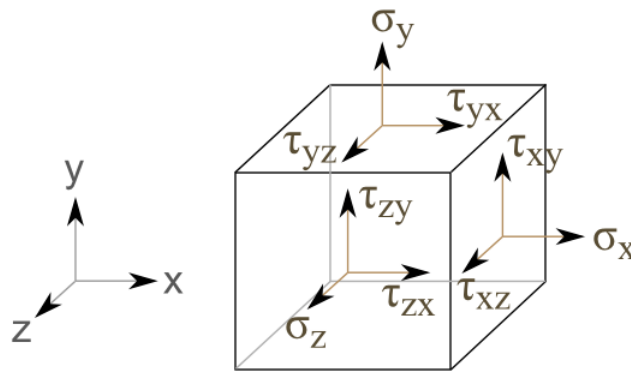


Figura 7.1: Cubo de esfuerzos en las direcciones x,y,z. (Maschinenbau-Wissen, S.f.).

3. Coeficiente de Poisson (ν): es un parámetro característico de cada material que indica la relación entre las deformaciones longitudinales (Figura 7.2) que sufre el material en sentido perpendicular a la fuerza aplicada y las deformaciones longitudinales en dirección de la fuerza aplicada sobre el mismo. (Pérez, 2014).

$$\nu = \left| \frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x} \right| = \left| \frac{\varepsilon_z}{\varepsilon_x} \right| \quad (7.2)$$

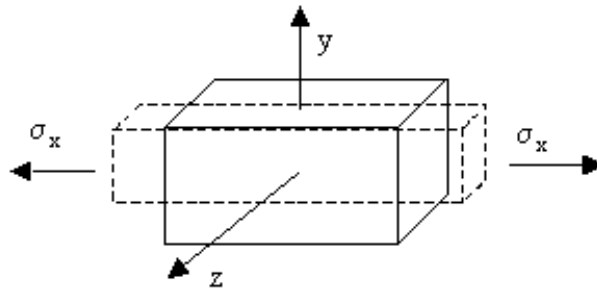


Figura 7.2: Deformación longitudinal en una barra. (Pérez, 2014).

Si se aplica una fuerza de tracción en dirección x sobre la barra, se produce un alargamiento relativo ε_x en esa dirección y un acortamiento relativo ε_y y ε_z en las dos direcciones transversales.

4. Deformación longitudinal (ε): cociente entre la deformación de un sistema en la dirección longitudinal a la carga y su dimensión original. (Pérez, 2014).

$$\varepsilon_x = \frac{\delta u}{\delta x} \quad (7.3)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\delta v}{\delta y} \quad (7.4)$$

$$\varepsilon_z = \frac{\delta w}{\delta z} \quad (7.5)$$

Donde “ u, v, w ” representan el alargamiento y “ x, y, z ” la longitud en la dirección de la carga.

5. Deformación transversal (γ): es un parámetro que indica la deformación angular en un cuerpo (Figura 7.3). Es consecuencia de la existencia de tensiones cortantes en el material. (Pérez, 2014).

$$\gamma_{xy} = \frac{\delta u}{\delta y} + \frac{\delta v}{\delta x} \quad (7.6)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\delta v}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta y} \quad (7.7)$$

$$\gamma_{zx} = \frac{\delta w}{\delta x} + \frac{\delta u}{\delta z} \quad (7.8)$$

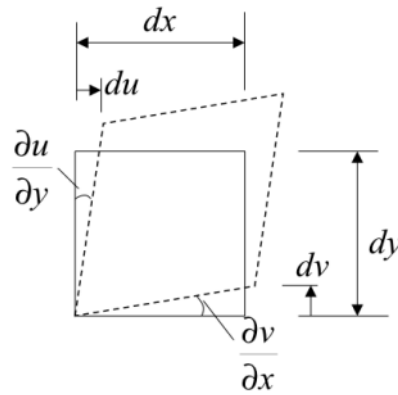


Figura 7.3: Deformación transversal unitaria. (Pérez, 2014).

6. Módulo de Young (E): es un parámetro característico de cada material que indica la relación existente entre el esfuerzo aplicado y la deformación longitudinal producida, en la zona elástica del material. (Pérez, 2014).

$$E = \frac{\delta \sigma}{\delta \varepsilon} \quad (7.9)$$

Anexo B

Planos de la aeronave

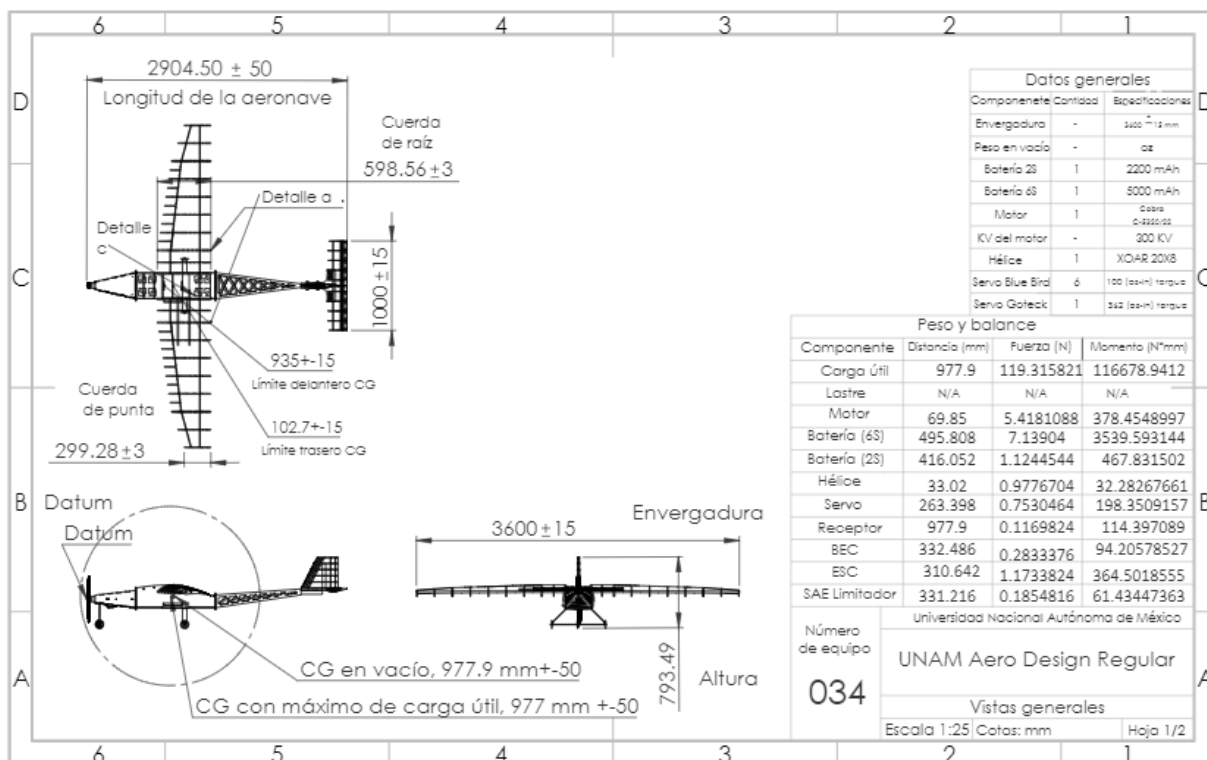


Figura 7.4: Plano de la aeronave.

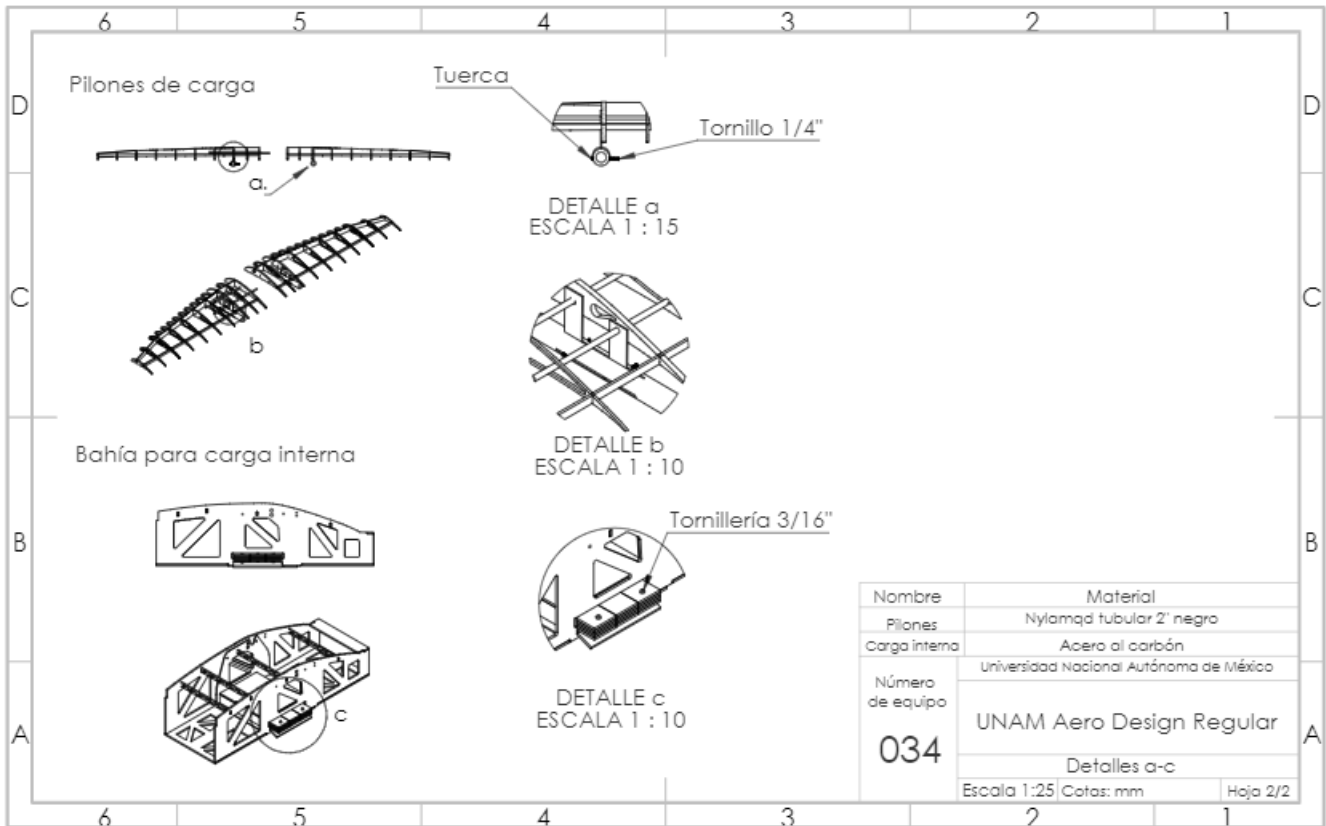


Figura 7.5: Plano de ensambles.

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

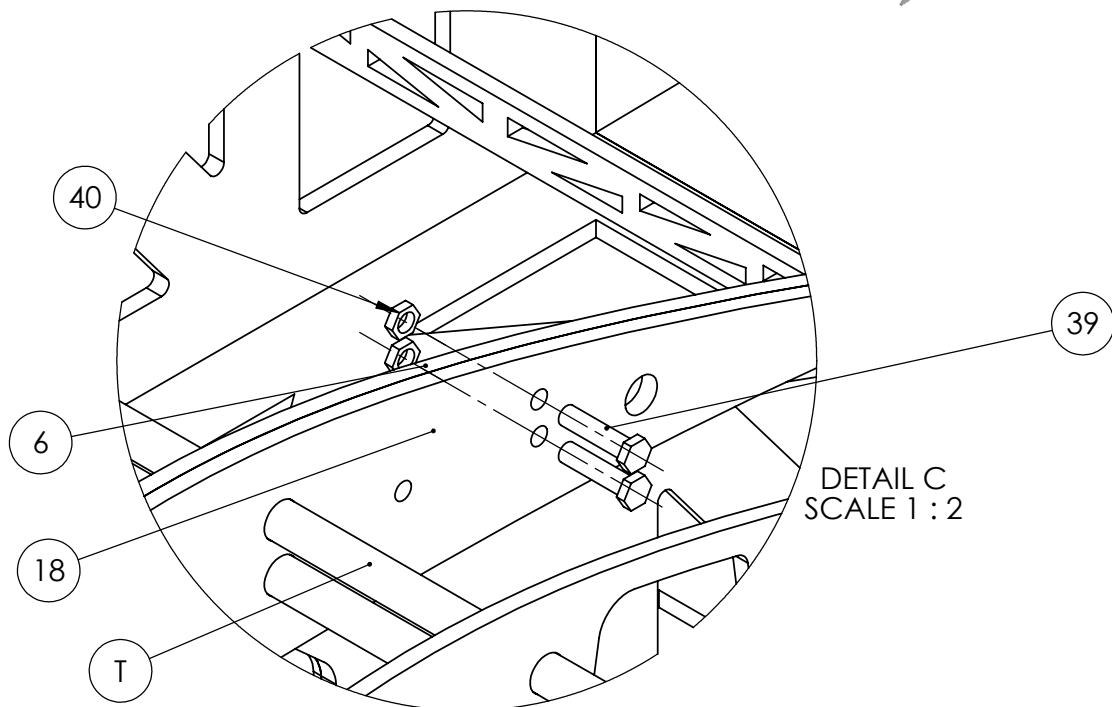
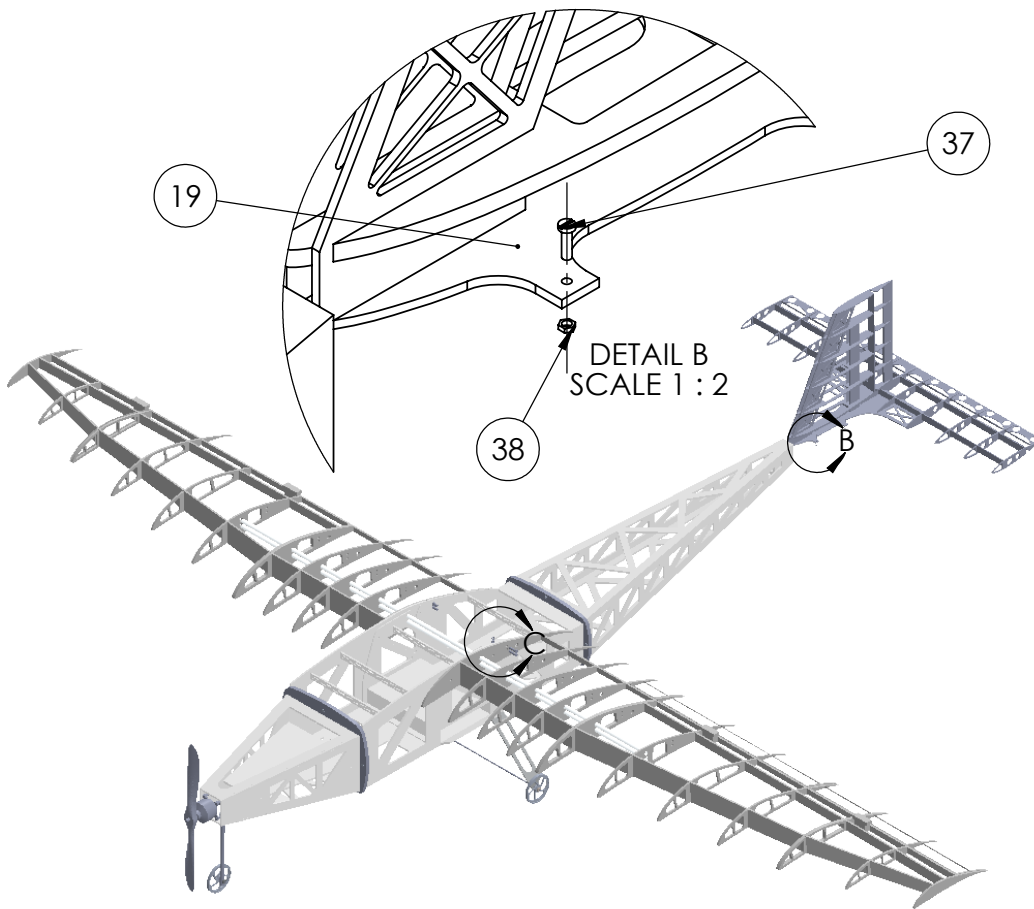
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA	TÍTULO:
6	Módulo 2	1	Balsa y contrachapado de pino		Ensamble semi-alas y empenaje con fuselaje
18	Semi - Ala	2	Balsa y contrachapado de pino		
19	Empenaje	1	Balsa y contrachapado de pino		
37	Tornillo 1/8" x 3/8"	4	Acero		No. DE DIBUJO
38	Tuerca Hex 1/8"	4	Acero		1
39	Tornillo Hex 1/4" x 1"	4	Acero		RODRIGO RAMOS S. M. UNAM AERO DESIGN
40	Tuerca Hex 1/4"	4	Acero		A4 mm
T	Tubo 1/2"	2	Aluminio 6061 T6		ESCALA: 1:20
					HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

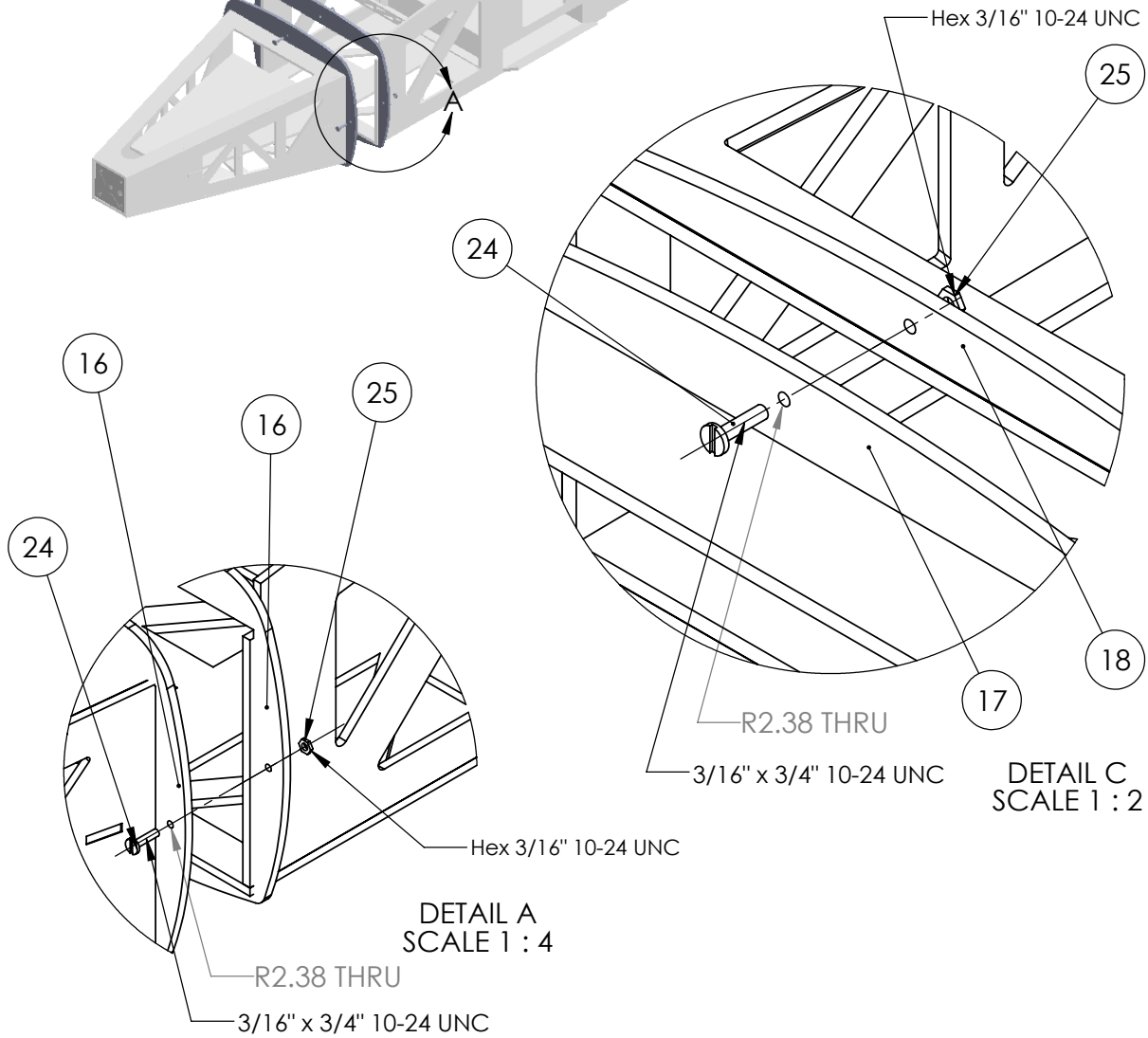
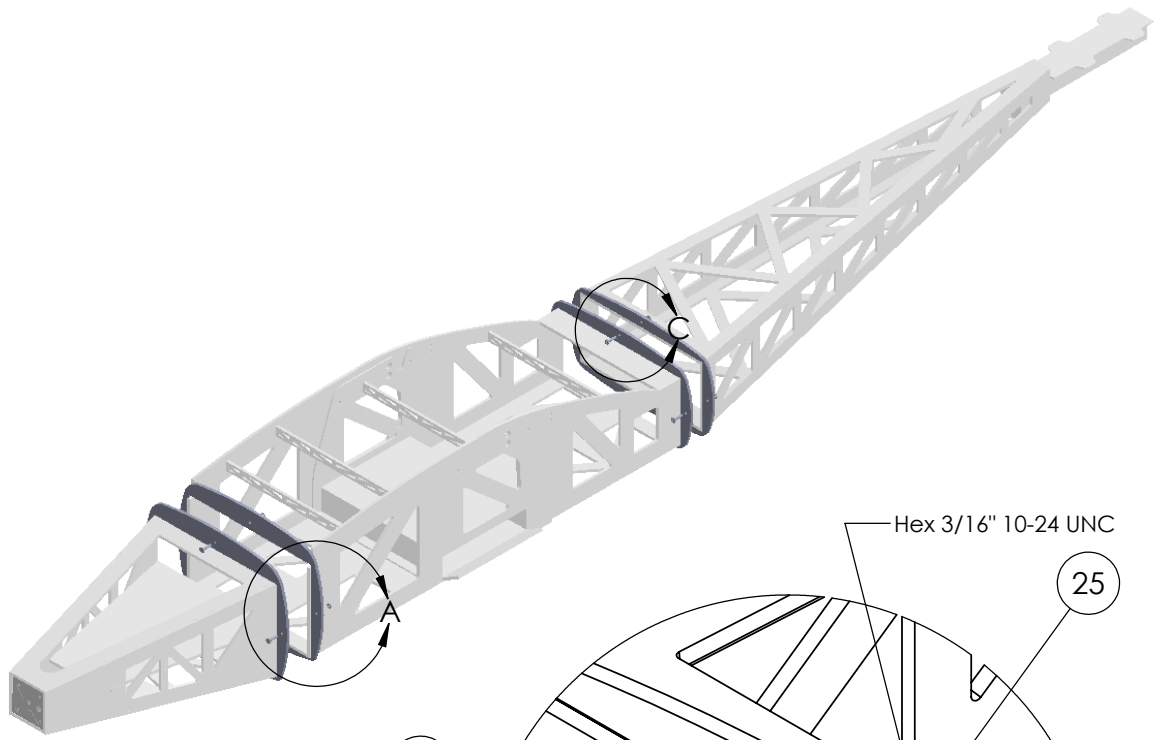
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
16	Anillar 1-2	2	Balsa y contrachapado de pino	
17	Anillar 2-3	1	Balsa y contrachapado de pino	
18	Anillar 3-2	1	Balsa y contrachapado de pino	
24	Tornillo 3/16" x 3/4"	8	Acero	
25	Tuerca Hex 3/16"	8	Acero	

TÍTULO:

Ensamble de módulos mediante anillares

No. DE DIBUJO

2

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:12

HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

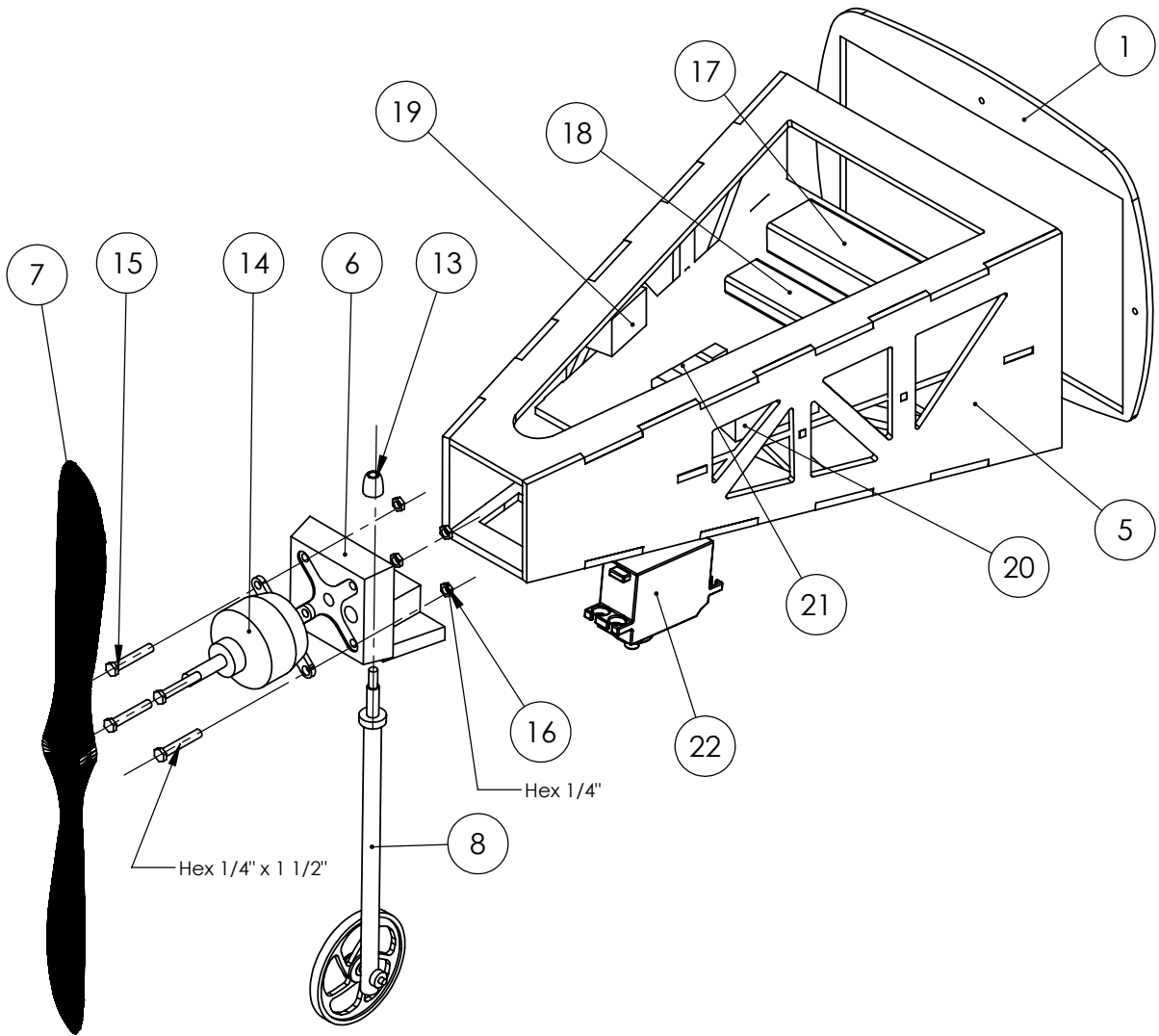
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Anillar 1-2	1	Balsa y contrachapado de pino	
5	Módulo 1	1	Balsa	
6	Pared de fuego	1	Balsa	
7	Hélice 20" x 8"	1	Fibra de carbono	
8	Tren de aterrizaje delantero	1	Aluminio 6063 T5	
13	Buje	1	Nylon	
14	Motor	1		
15	Tornillo 1/4" x 1 1/2"	4	Acero	
16	Tuerca Hex 1/4"	4	Acero	
17	Batería 6 celdas	1	LiPo	
18	Batería 2 celdas	1	LiPo	
19	BEC	1		
20	ESC	1		
21	Limitador	1		

TÍTULO:

Ensamble Módulo 1, pared de fuego y tren de aterrizaje delantero

No. DE DIBUJO

3

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:5

HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

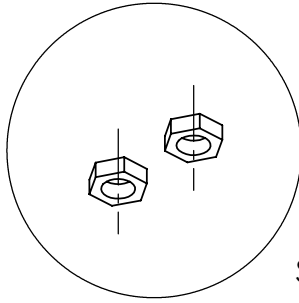
C

B

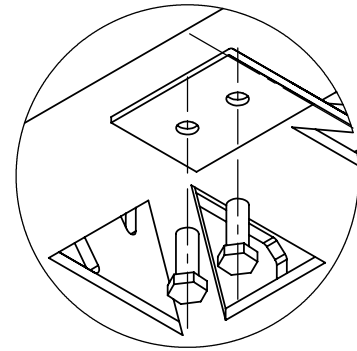
B

A

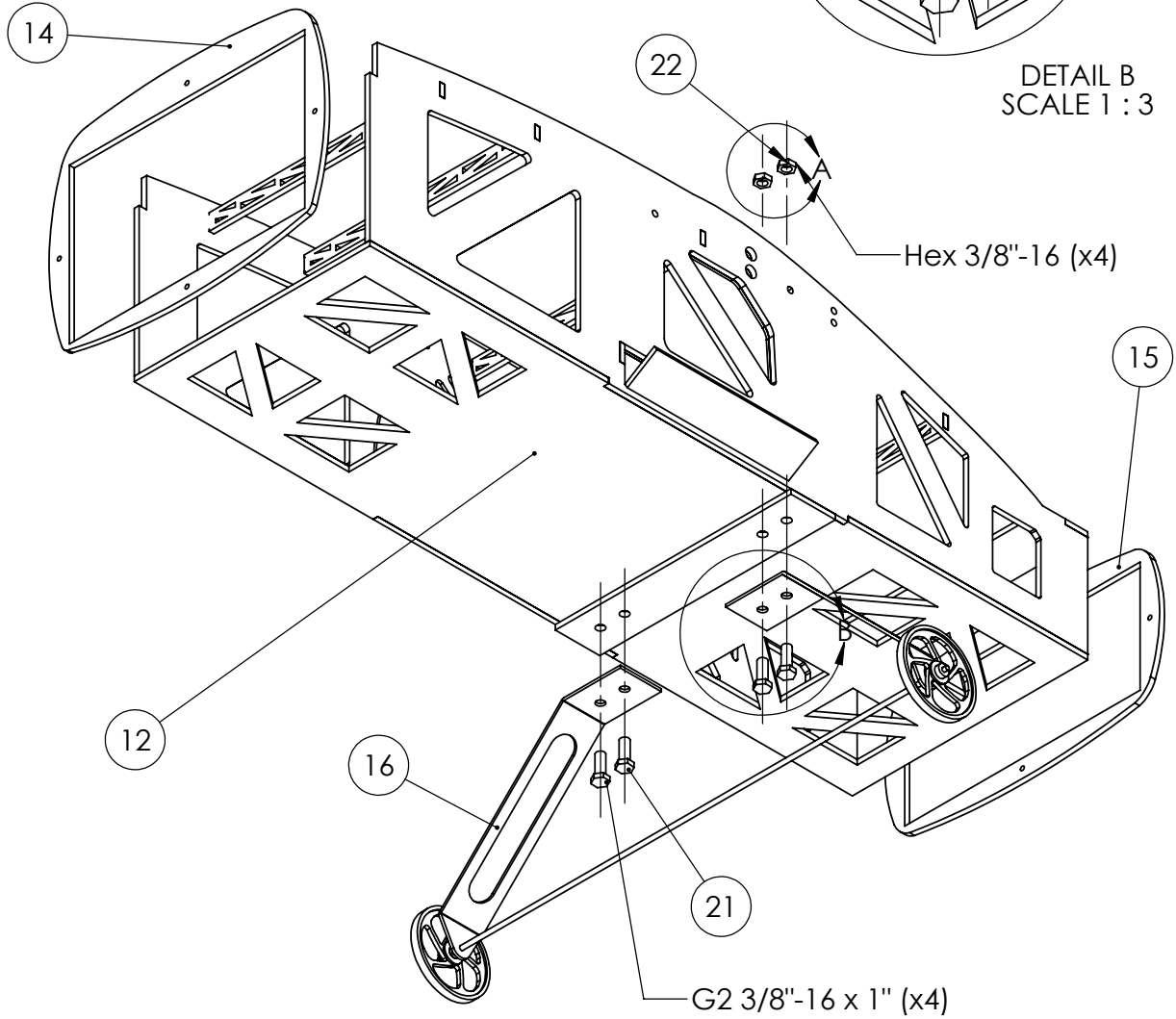
A



DETAIL A
SCALE 1 : 2



DETAIL B
SCALE 1 : 3



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA	TÍTULO:
12	Módulo 2	1	Balsa y contrachapado de pino		Ensamble Módulo 2 y tren de aterrizaje principal.
14	Anillar 1-2	1	Balsa y contrachapado de pino		
15	Anillar 2-3	1	Balsa y contrachapado de pino		
16	Tren de aterrizaje principal	1	Aluminio 6063 T5		
21	Tornillo Hex 3/8-16" x 1"	4	Acero		No. DE DIBUJO
22	Tuerca Hex 3/8-16"	4	Acero		4
					ESCALA: 1:6

No. DE DIBUJO

4

Ensamble Módulo 2 y tren de aterrizaje principal.

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:6

HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

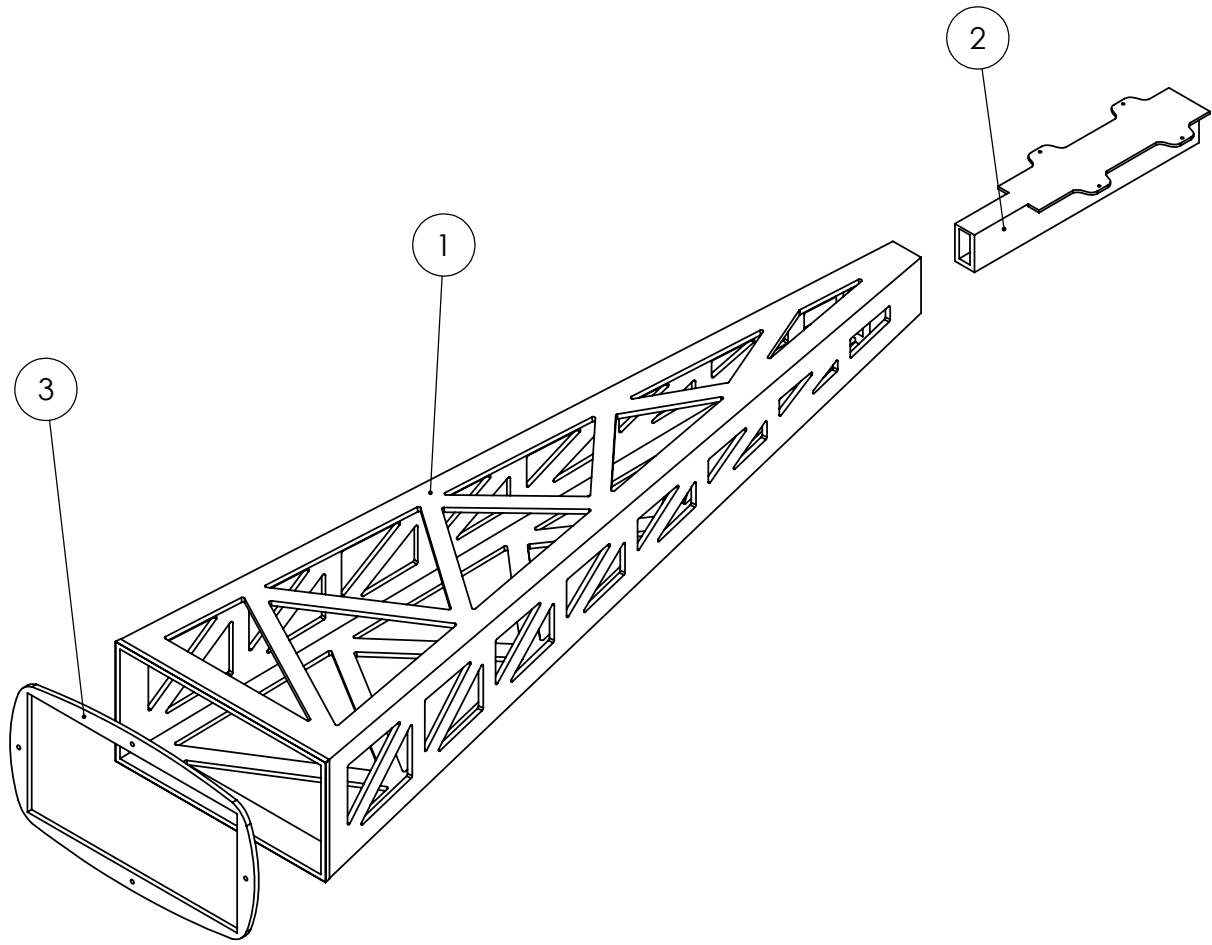
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Módulo 3	1	Balsa	
2	Pieza de sujeción del empenaje	1	Balsa y contrachapado de pino	
3	Anillar 3-2	1	Balsa y contrachapado de pino	

TÍTULO:
Ensamble Módulo 3 y pieza de sujeción del empenaje

No. DE DIBUJO: **5**

RODRIGO RAMOS S. M.
 UNAM AERO DESIGN

ESCALA: 1:7

HOJA 1 DE 1

A4
mm

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

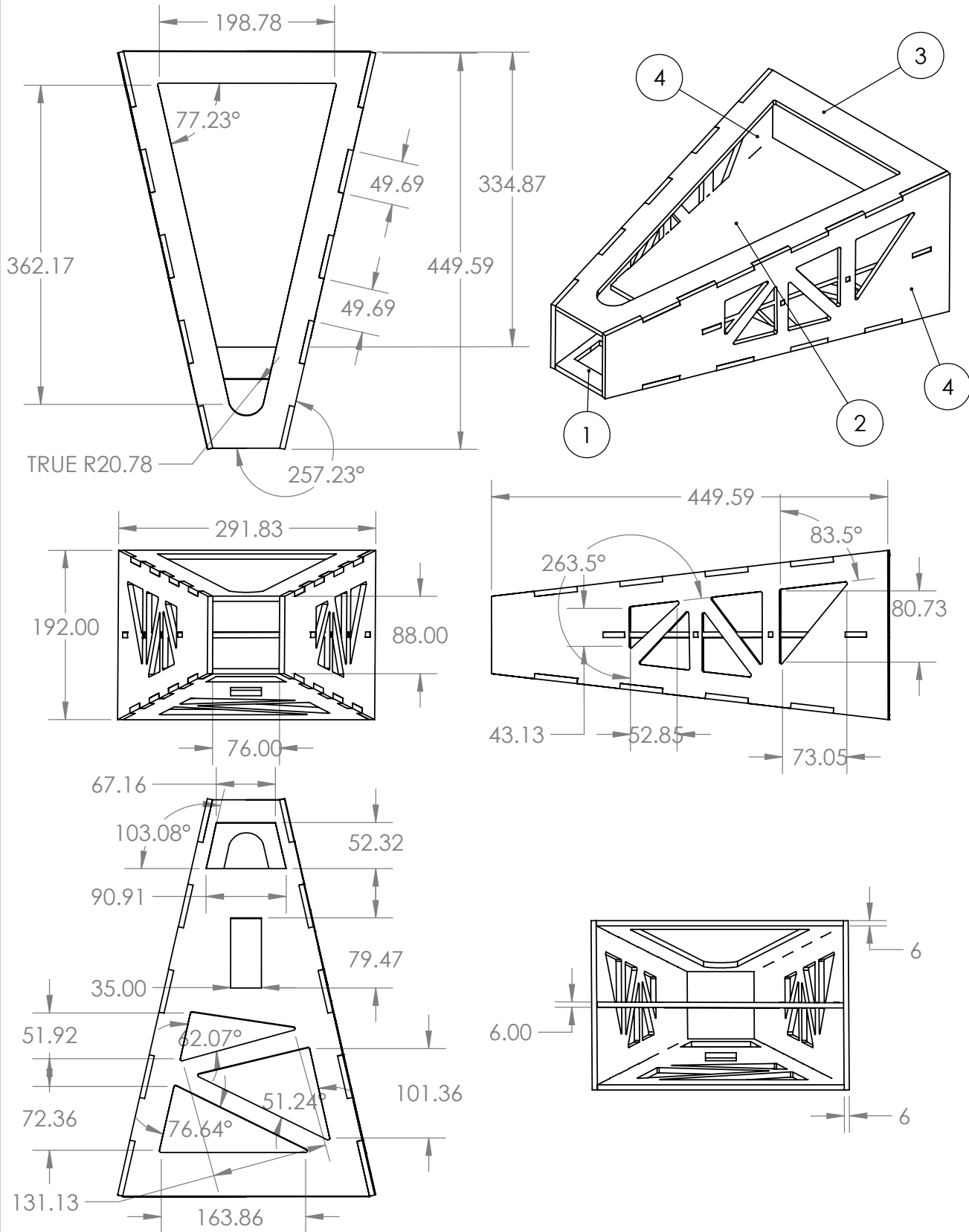
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Tapa inferior M1	1	Balsa	Corte láser
2	Piso M1	1	Balsa	Corte láser
3	Tapa superior M1	1	Balsa	Corte láser
4	Pared lateral M1	2	Balsa	Corte láser

TÍTULO:

Módulo 1

No. DE DIBUJO

6

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:6

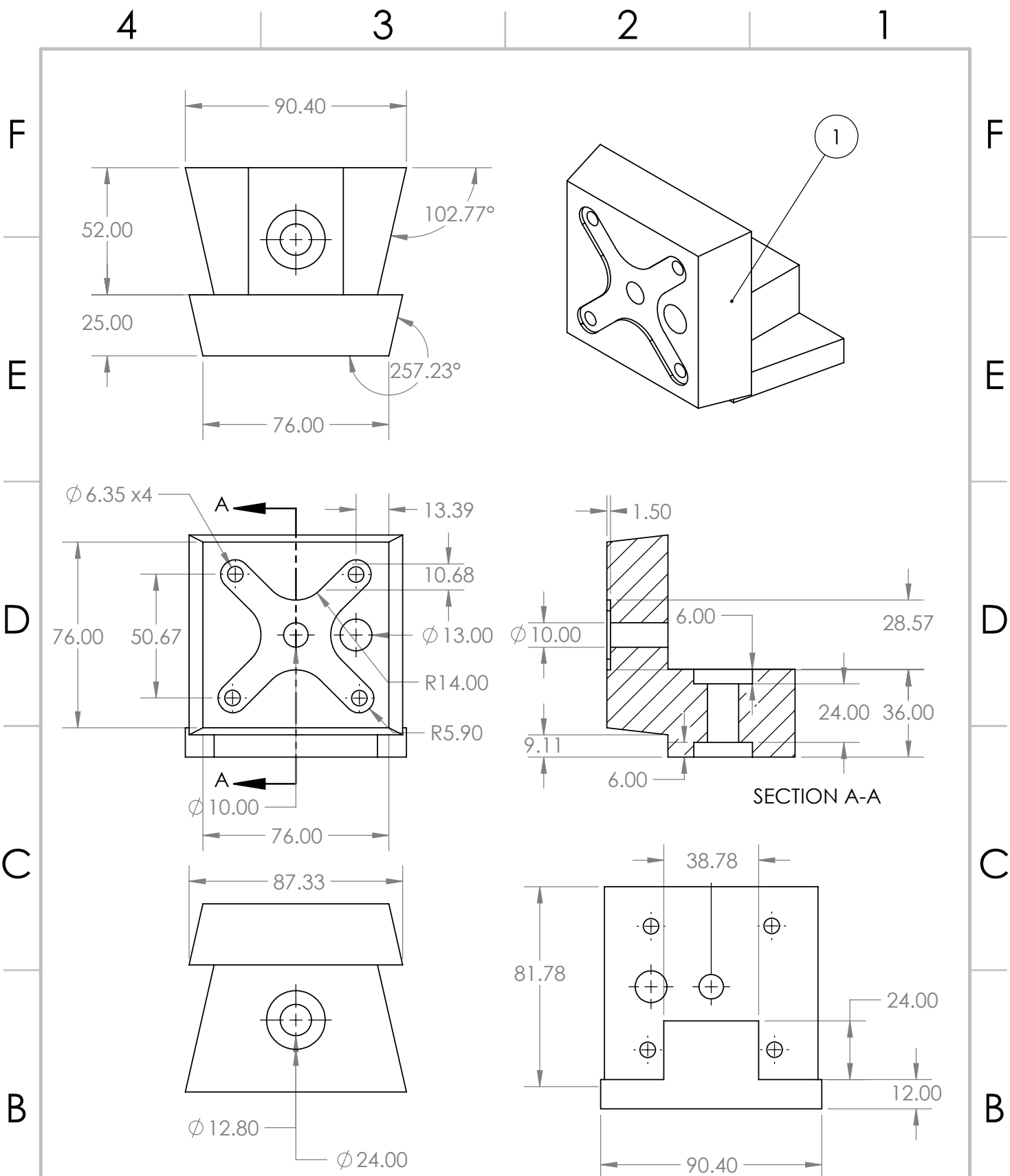
HOJA 1 DE 1

4

3

2

1



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Pared de fuego	1	Balsa	Corte láser

TÍTULO: Pared de fuego

No. DE DIBUJO: 7

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGN

ESCALA: 1:6

HOJA 1 DE 1

4

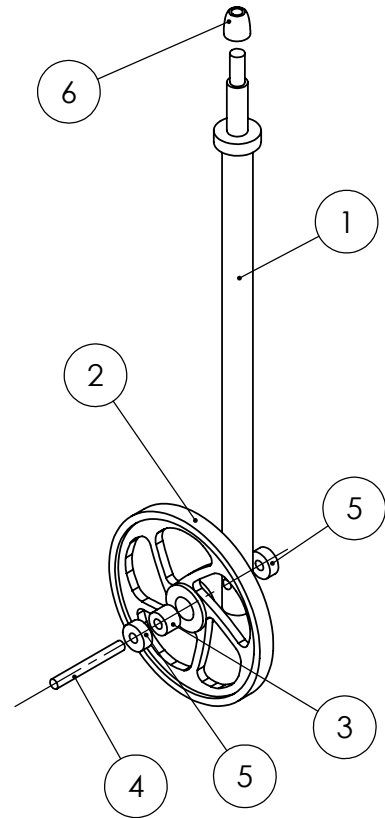
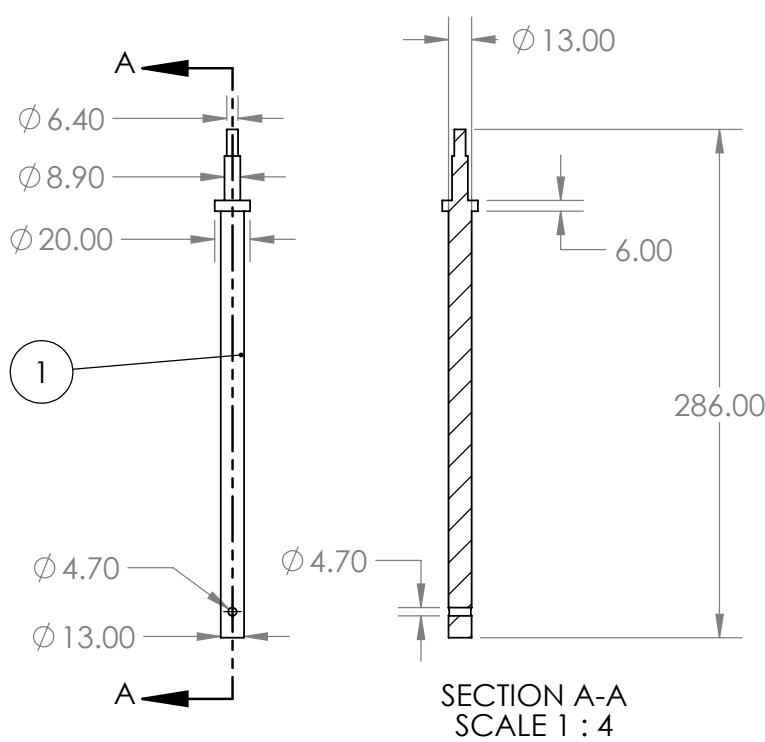
3

2

1

F

F

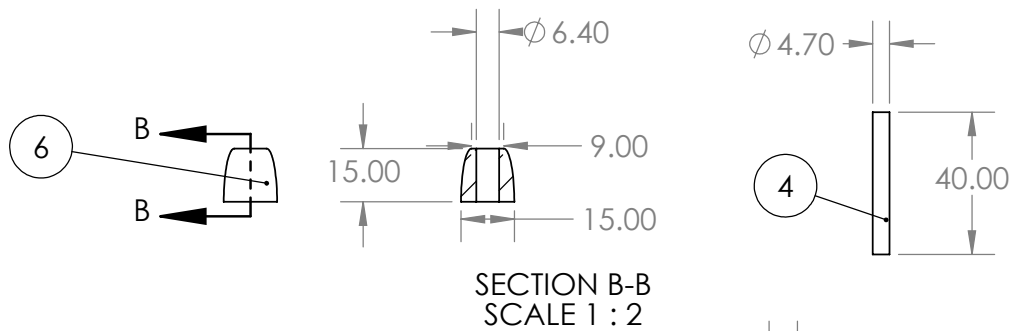


E

E

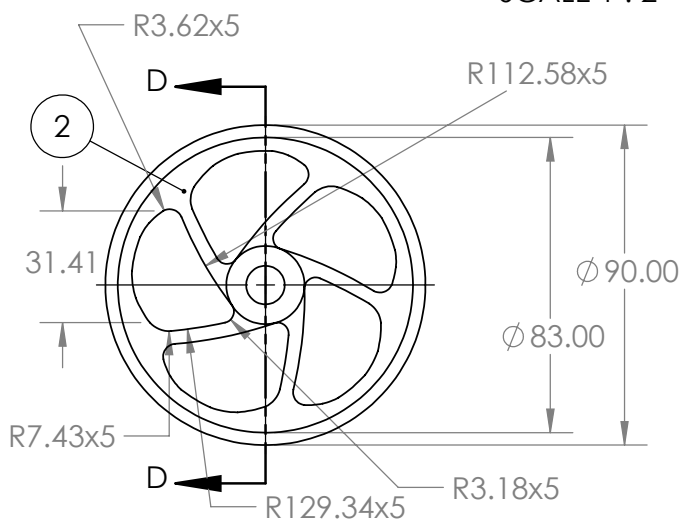
D

D



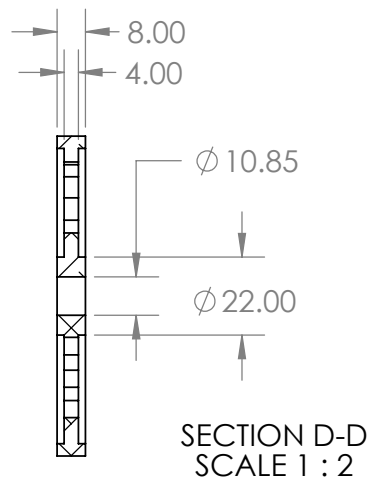
C

C



B

B



A

A

No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Barra	1	Aluminio 6063 T5	Torneado
2	Rueda	1	Aluminio 6063 T5	CNC
3	Balero	1	Acero	
4	Eje 3/16"	1	Acero AISI 1010	Corte con caladora
5	Collar de eje	2	Acero	
6	Buje	1	Nylon	Torneado y freseado

TÍTULO:

Tren de aterrizaje delantero

No. DE DIBUJO

8

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:4

HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

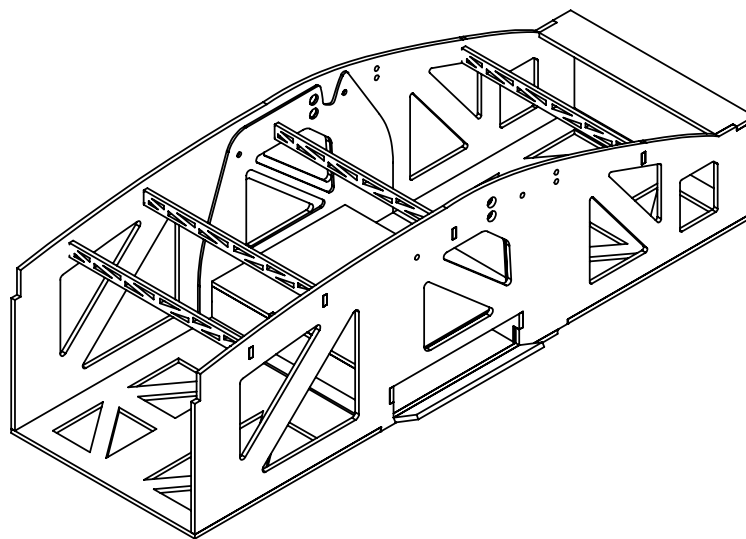
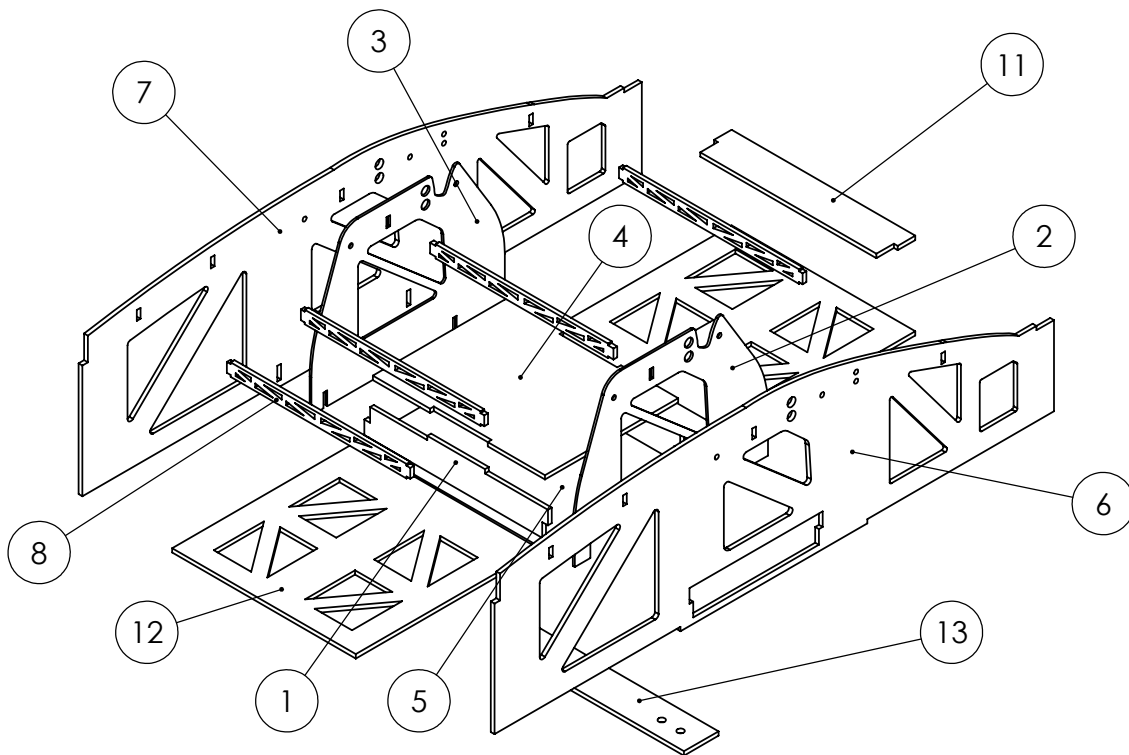
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Pared caja de carga	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo lateral 1	1	Contrachapado de pino	Corte láser
3	Refuerzo lateral 2	1	Contrachapado de pino	Corte láser
4	Tapa caja de carga	1	Balsa	Corte láser
5	Refuerzo piso	1	Contrachapado de pino	Corte láser
6	Pared lateral 1	1	Balsa	Corte láser
7	Pared lateral 2	1	Balsa	Corte láser
8	Viga	4	Balsa	Corte láser
11	Tapa posterior	1	Balsa	Corte láser
12	Piso	1	Balsa	Corte láser
13	Refuerzo unión tren	1	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO:

Módulo 2

No. DE DIBUJO

9

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:8

HOJA 1 DE 5

4

3

2

1

4

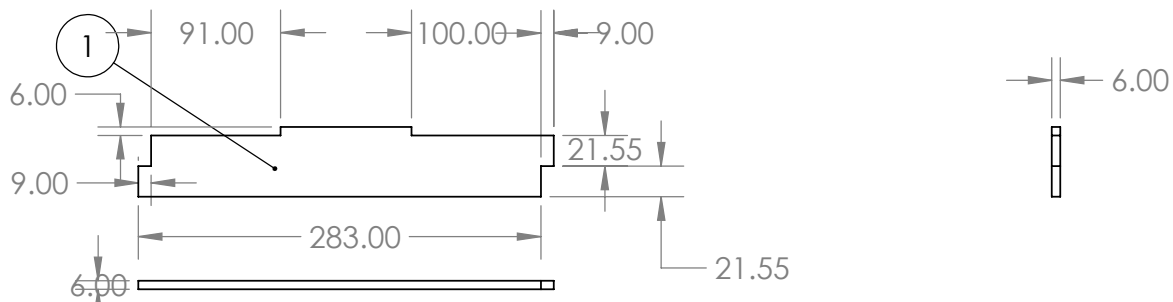
3

2

1

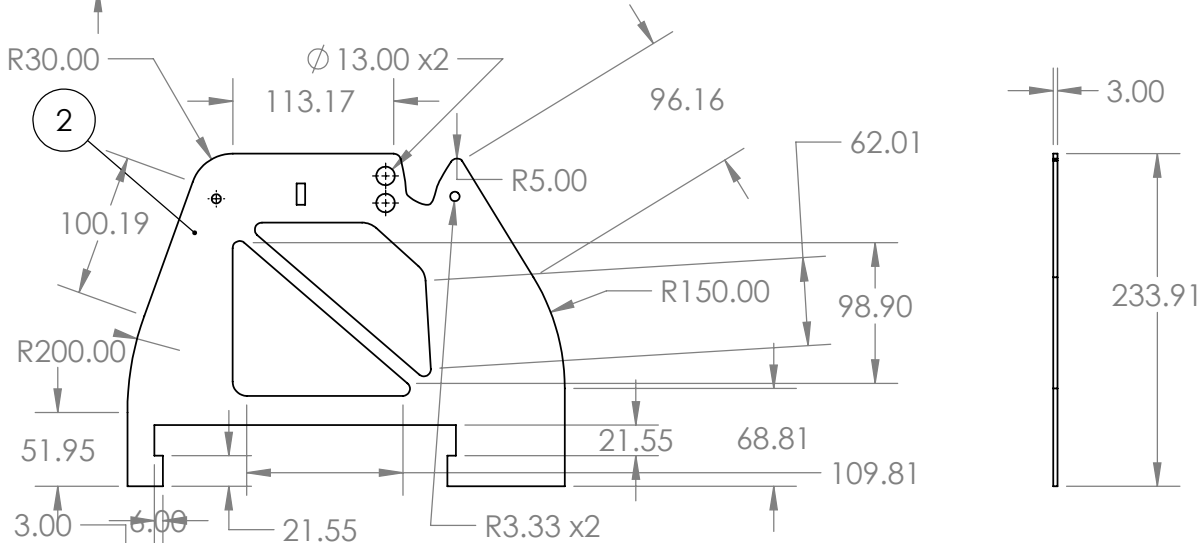
F

F



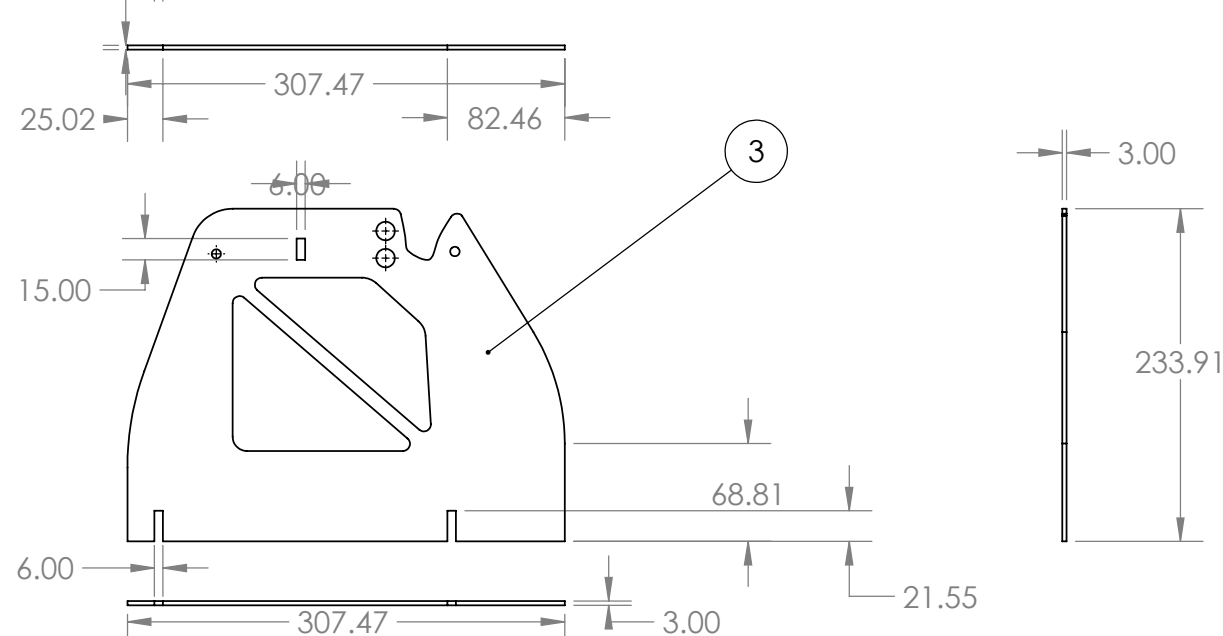
E

E



D

D



C

C

B

B

No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Pared caja de carga	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo lateral 1	1	Contrachapado de pino	Corte láser
3	Refuerzo lateral 2	1	Contrachapado de pino	Corte láser
4	Tapa caja de carga	1	Balsa	Corte láser
5	Refuerzo piso	1	Contrachapado de pino	Corte láser
6	Pared lateral 1	1	Balsa	Corte láser
7	Pared lateral 2	1	Balsa	Corte láser
8	Viga	4	Balsa	Corte láser
11	Tapa posterior	1	Balsa	Corte láser
12	Piso	1	Balsa	Corte láser
13	Refuerzo unión tren	1	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO:

Módulo 2

No. DE DIBUJO

9

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:8

HOJA 2 DE 5

A

A

4

3

2

1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

C

B

B

A

A

4

6.00

212.00

6.00

91.00

91.00

6.00

274.00

5

3.00

280.00

Ø 9.53 x 4

3.00

307.47

8

6.00

28.62

15.00

5.71

28.05

2.50

20.00

6.00

292.00

No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Pared caja de carga	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo lateral 1	1	Contrachapado de pino	Corte láser
3	Refuerzo lateral 2	1	Contrachapado de pino	Corte láser
4	Tapa caja de carga	1	Balsa	Corte láser
5	Refuerzo piso	1	Contrachapado de pino	Corte láser
6	Pared lateral 1	1	Balsa	Corte láser
7	Pared lateral 2	1	Balsa	Corte láser
8	Viga	4	Balsa	Corte láser
11	Tapa posterior	1	Balsa	Corte láser
12	Piso	1	Balsa	Corte láser
13	Refuerzo unión tren	1	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO:

Módulo 2

No. DE DIBUJO

9

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGNA4
mm

ESCALA: 1:8

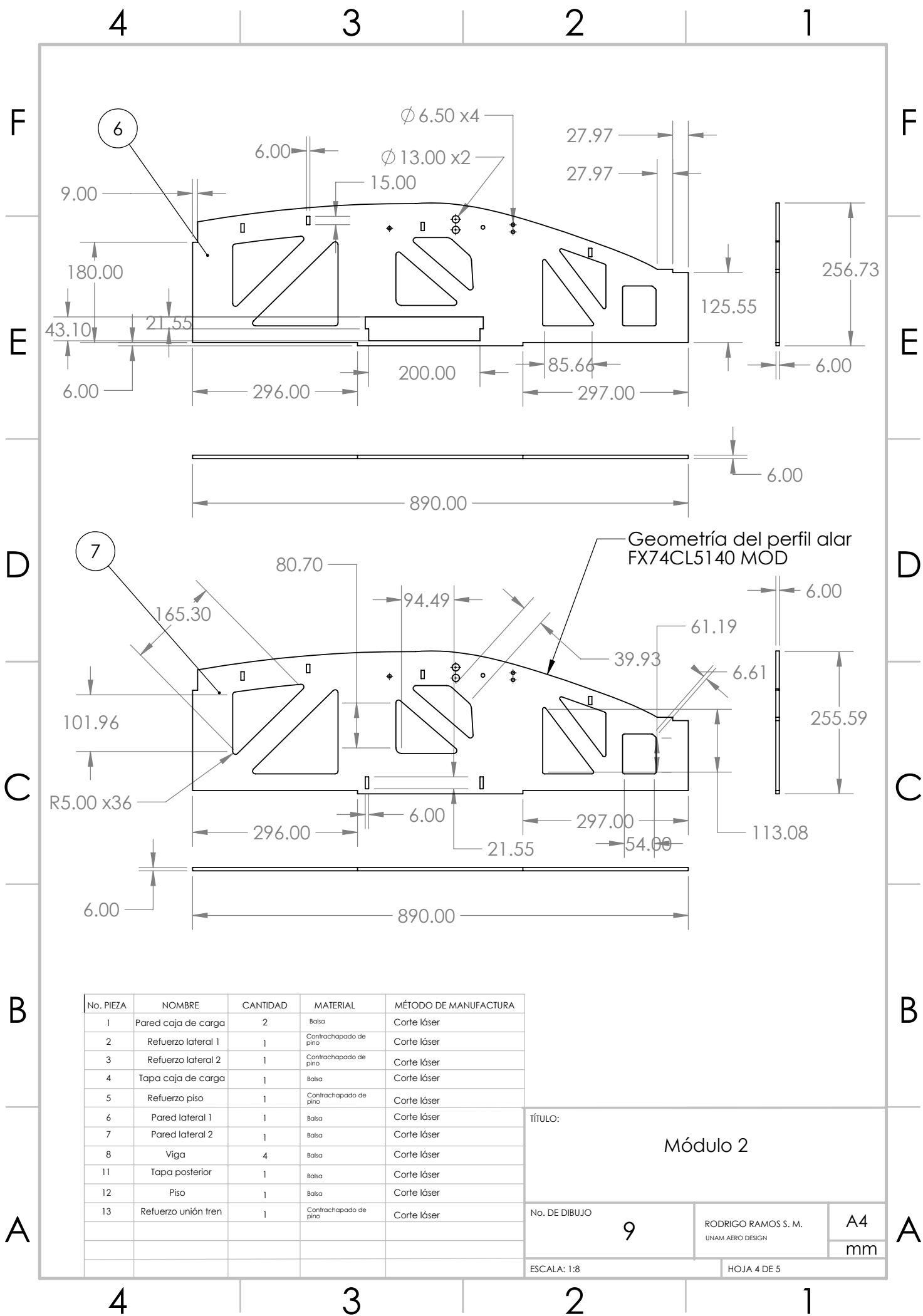
HOJA 3 DE 5

4

3

2

1



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Pared caja de carga	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo lateral 1	1	Contrachapado de pino	Corte láser
3	Refuerzo lateral 2	1	Contrachapado de pino	Corte láser
4	Tapa caja de carga	1	Balsa	Corte láser
5	Refuerzo piso	1	Contrachapado de pino	Corte láser
6	Pared lateral 1	1	Balsa	Corte láser
7	Pared lateral 2	1	Balsa	Corte láser
8	Viga	4	Balsa	Corte láser
11	Tapa posterior	1	Balsa	Corte láser
12	Piso	1	Balsa	Corte láser
13	Refuerzo unión tren	1	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO: **Módulo 2**

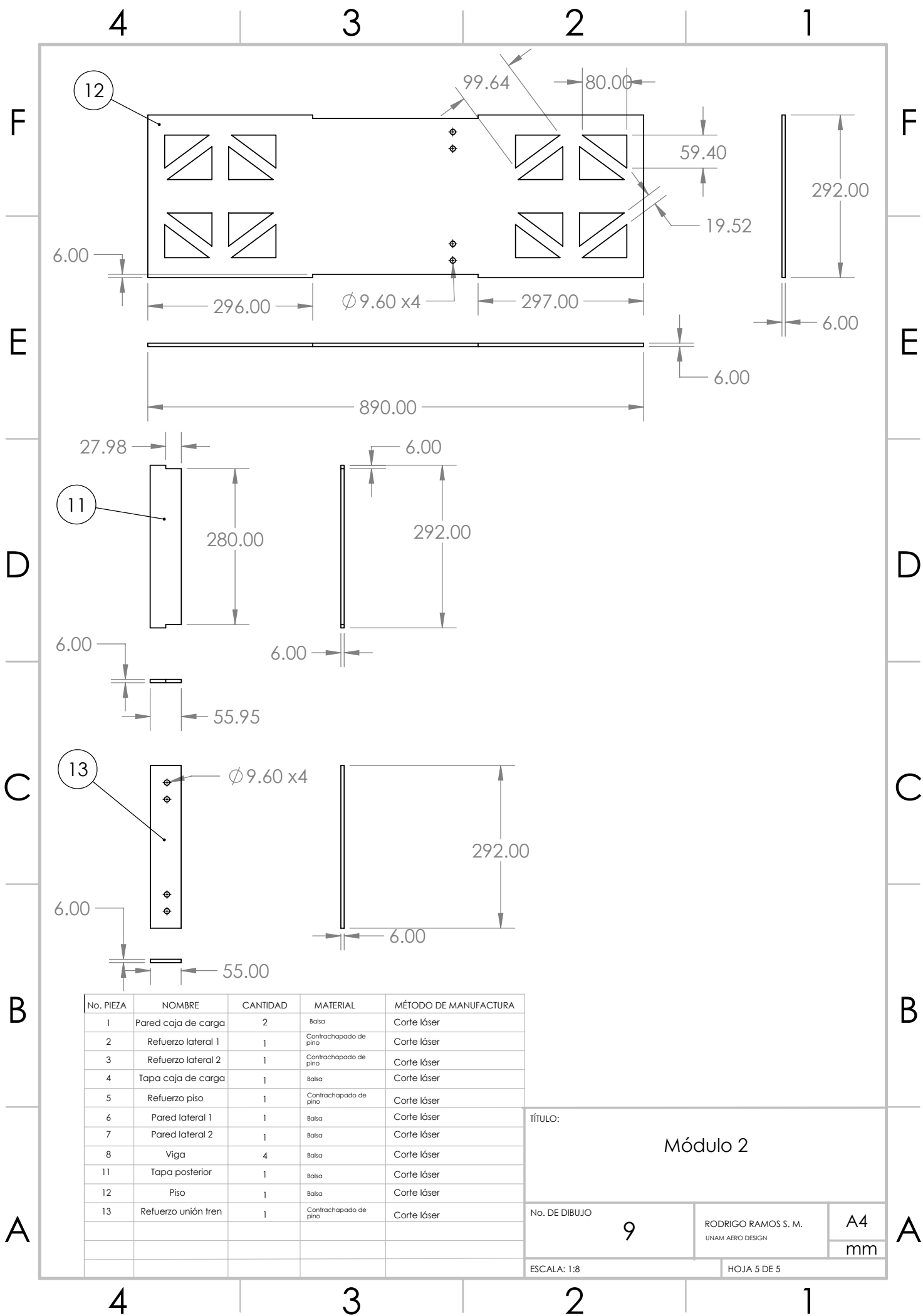
No. DE DIBUJO: **9**

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGN

A4
mm

ESCALA: 1:8

HOJA 4 DE 5



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Pared caja de carga	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo lateral 1	1	Contrachapado de pino	Corte láser
3	Refuerzo lateral 2	1	Contrachapado de pino	Corte láser
4	Tapa caja de carga	1	Balsa	Corte láser
5	Refuerzo piso	1	Contrachapado de pino	Corte láser
6	Pared lateral 1	1	Balsa	Corte láser
7	Pared lateral 2	1	Balsa	Corte láser
8	Viga	4	Balsa	Corte láser
11	Tapa posterior	1	Balsa	Corte láser
12	Piso	1	Balsa	Corte láser
13	Refuerzo unión tren	1	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO: **Módulo 2**

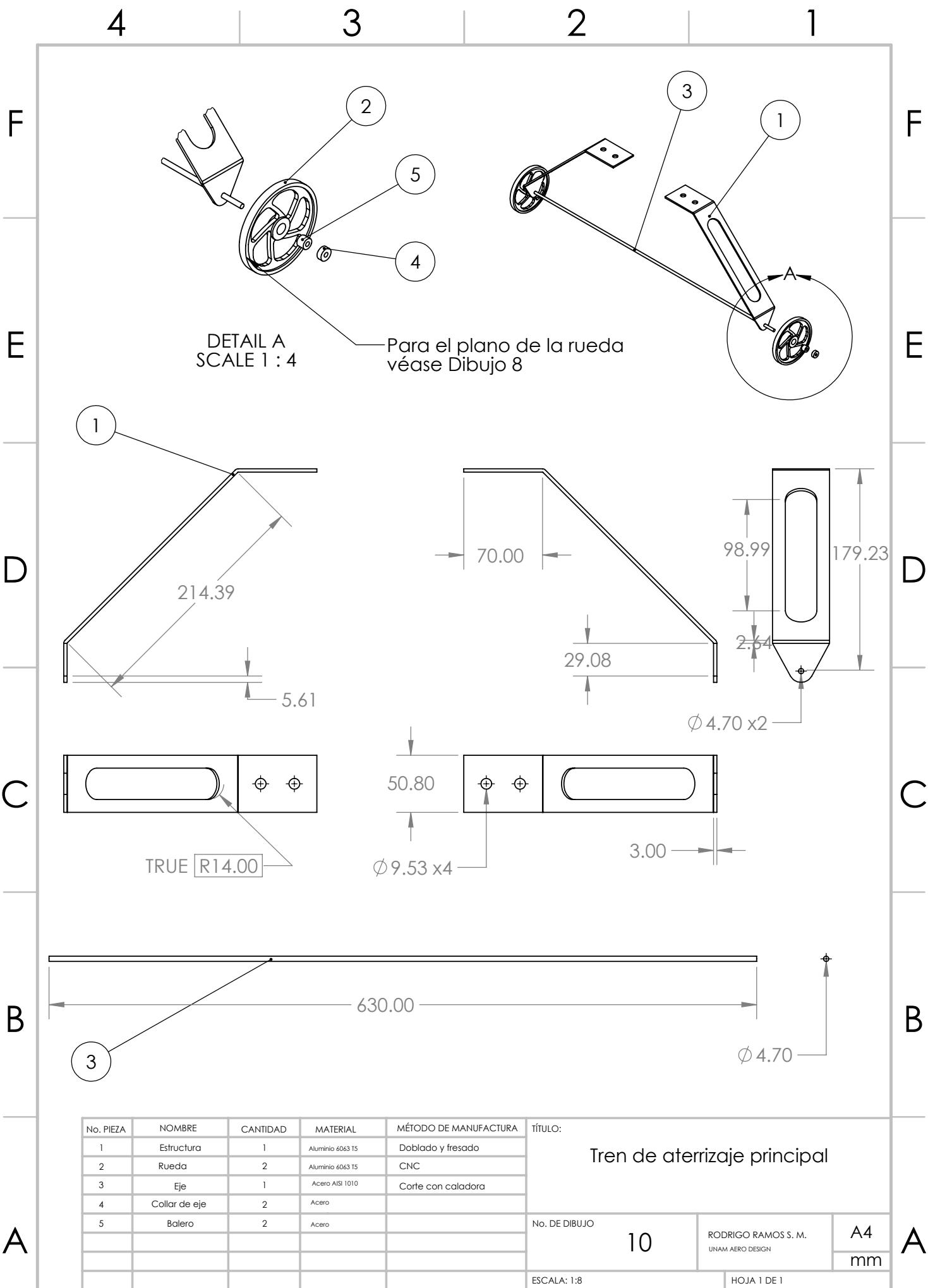
No. DE DIBUJO: **9**

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGN

A4
mm

ESCALA: 1:8

HOJA 5 DE 5



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Estructura	1	Aluminio 6063 T5	Doblado y fresado
2	Rueda	2	Aluminio 6063 T5	CNC
3	Eje	1	Acero AISI 1010	Corte con caladora
4	Collar de eje	2	Acero	
5	Balero	2	Acero	

TÍTULO: **Tren de aterrizaje principal**

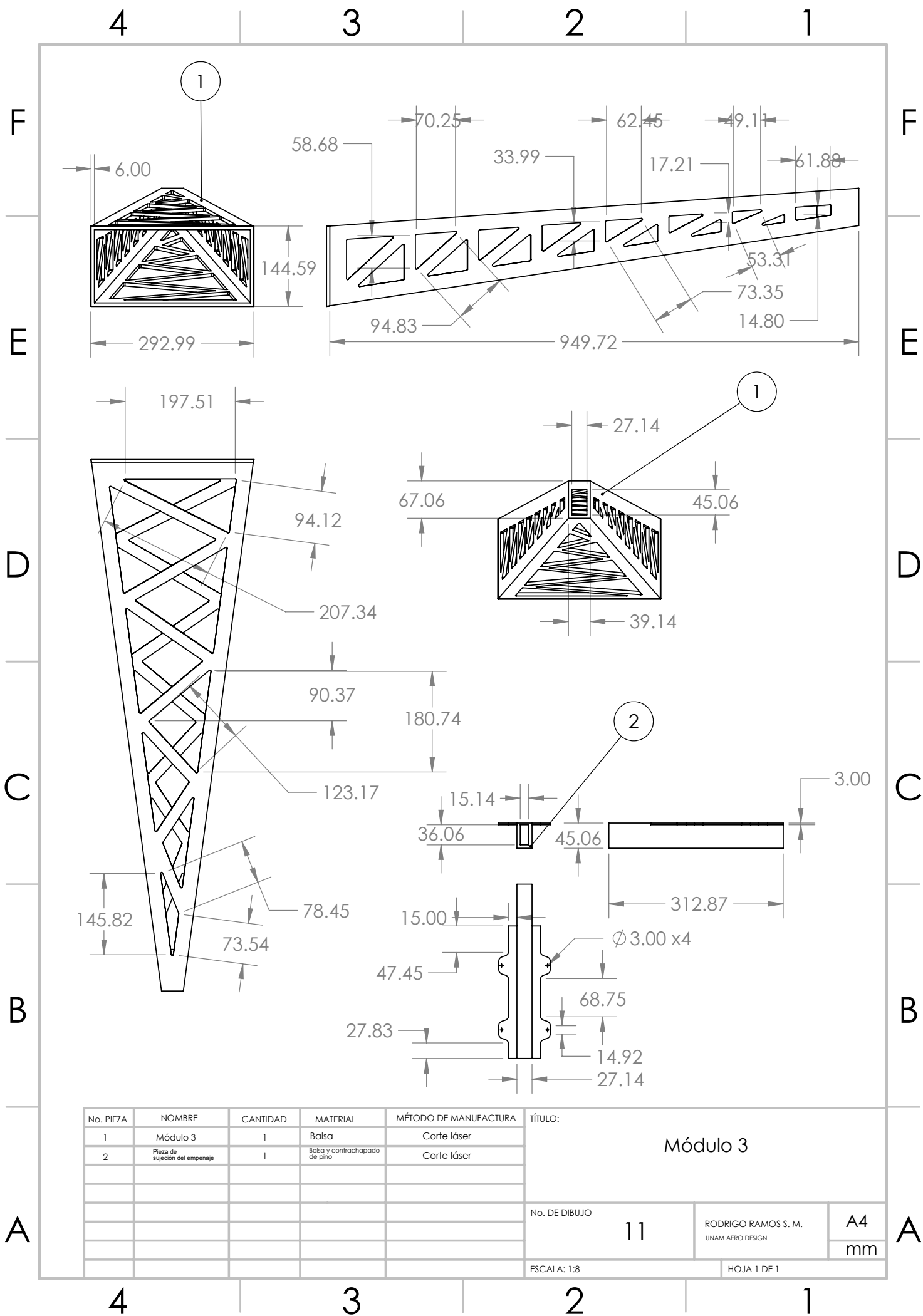
No. DE DIBUJO: **10**

ESCALA: 1:8

HOJA 1 DE 1

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGN

A4
mm



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Módulo 3	1	Balsa	Corte láser
2	Pieza de sujeción del empenaje	1	Balsa y contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO: **Módulo 3**

No. DE DIBUJO: **11**

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGN

A4
mm

ESCALA: 1:8

HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

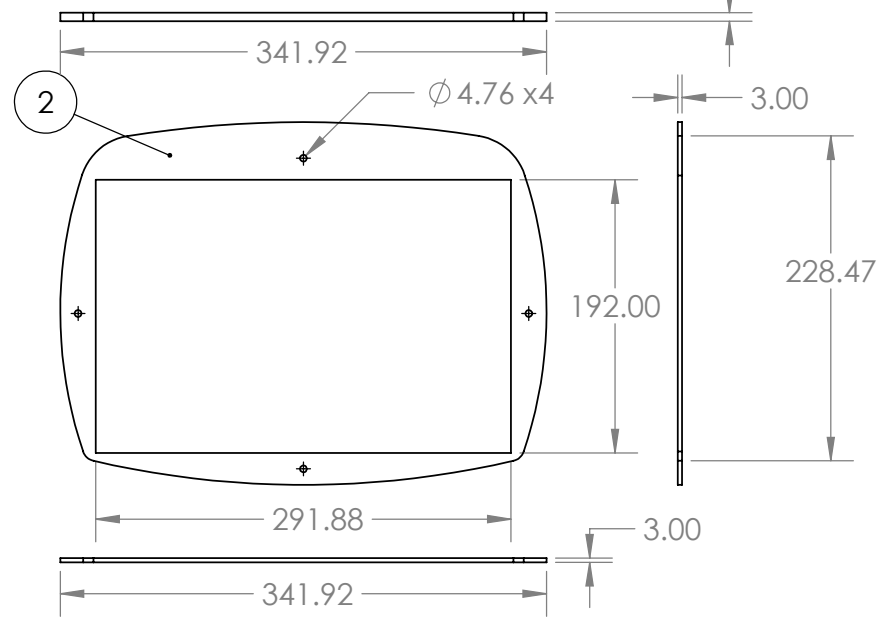
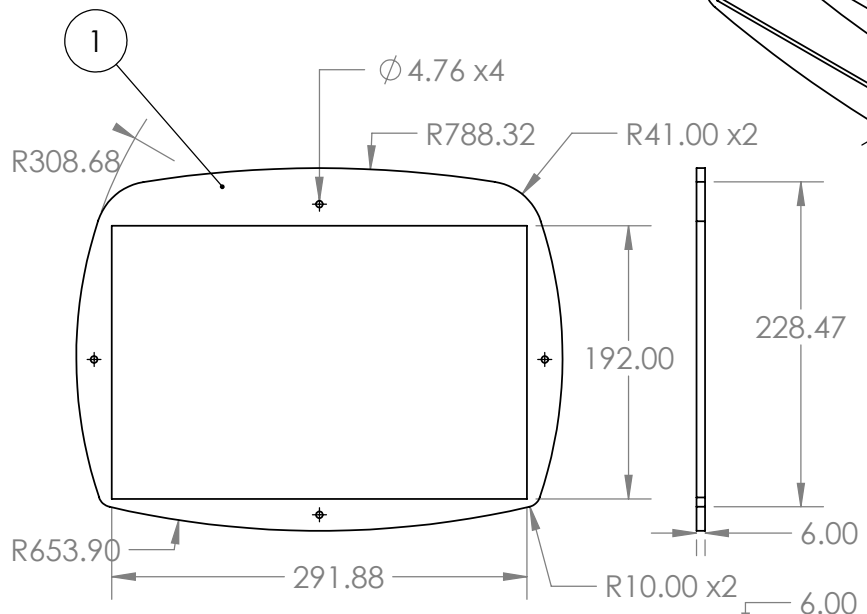
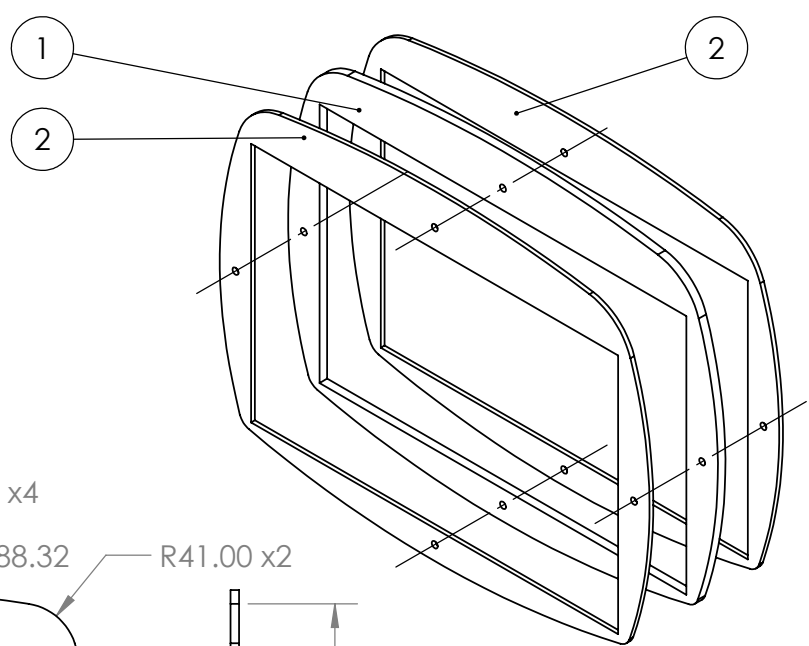
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Anillar 1-2	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo anillar 1-2	4	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO: Anillares unión Módulo 1 con Módulo 2

No. DE DIBUJO: 12

RODRIGO RAMOS S. M.
UNAM AERO DESIGN

A4 mm

ESCALA: 1:8

HOJA 1 DE 1

4

3

2

1

F

F

E

E

D

D

C

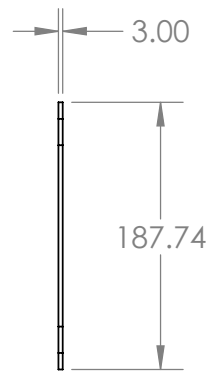
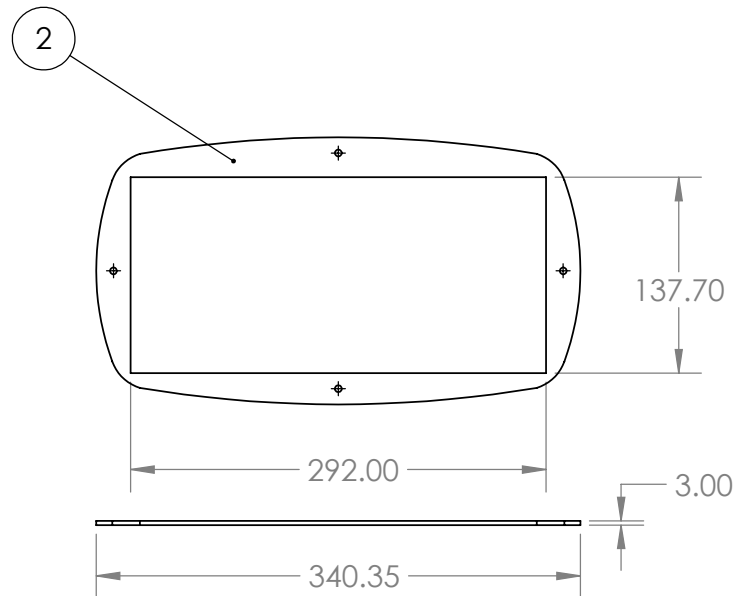
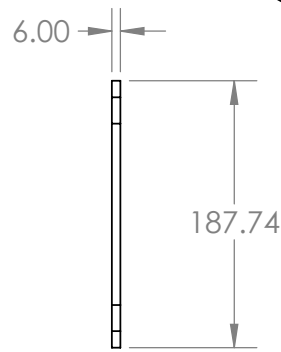
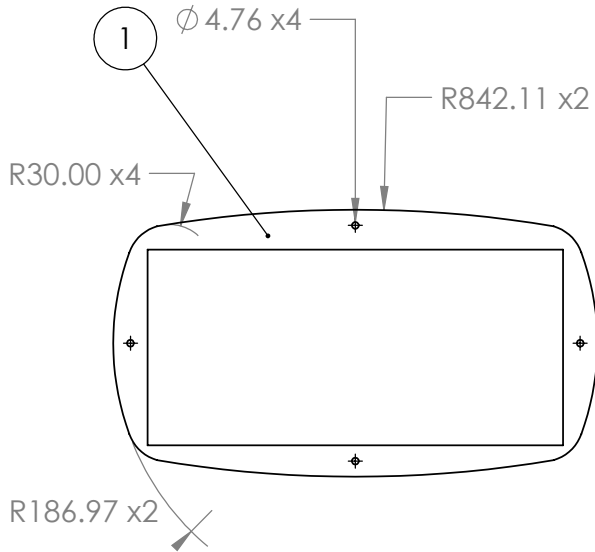
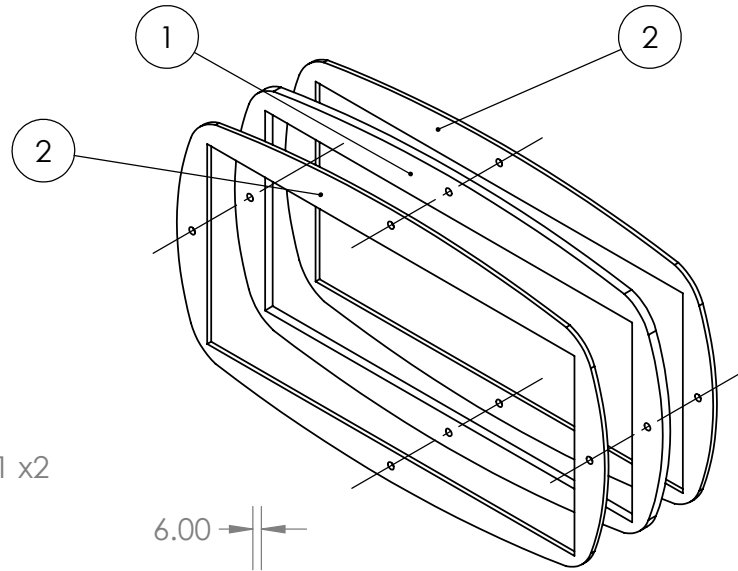
C

B

B

A

A



No. PIEZA	NOMBRE	CANTIDAD	MATERIAL	MÉTODO DE MANUFACTURA
1	Anillar 2-3	2	Balsa	Corte láser
2	Refuerzo anillar 2-3	4	Contrachapado de pino	Corte láser

TÍTULO:		
Anillares unión Módulo 2 con Módulo 3		
No. DE DIBUJO	RODRIGO RAMOS S. M. UNAM AERO DESIGN	A4 mm
13		
ESCALA: 1:8	HOJA 1 DE 1	