



**Universidad
Zaragoza**

Trabajo Fin de Grado

Cálculo, diseño y fabricación de un prototipo de cohetería amateur de propulsión sólida.

Calculation, design and manufacture of an amateur solid rocket prototype.

Autor:
Abel Climente García

Director:
Francisco Miguel Fandos Yebra

Titulación del autor:
Grado en Ingeniería Mecánica

Escuela de Ingeniería y Arquitectura, Universidad de Zaragoza
2022 - 2023

Agradecimientos

En el momento en que culmina esta etapa de mi vida, me encuentro lleno de gratitud al mirar atrás y reflexionar sobre los años que he pasado inmerso en el mundo del conocimiento, la investigación y el aprendizaje en la universidad. Ha sido un camino repleto de desafíos y logros, y hoy me siento satisfecho al decir que he alcanzado el objetivo con el que inicié esta carrera: comprender y explorar el mundo que nos rodea desde una perspectiva técnica y científica, gracias a las herramientas que brinda la ingeniería mecánica.

Estos años han sido una experiencia increíblemente enriquecedora y diversa. He tenido el privilegio de vivir y estudiar en tres países distintos, cada uno con su cultura, idioma y enfoque educativo único. Desde mi Erasmus en Roma, Italia, hasta mis prácticas empresariales en Uppsala, Suecia, cada experiencia ha ampliado mis horizontes, enriquecido mi comprensión intercultural y me ha brindado la oportunidad de desarrollar habilidades lingüísticas, sociales y técnicas que nunca imaginé adquirir, destacando el apoyo que he recibido en todo momento por parte de la Universidad de Zaragoza y la gente que hace que esta institución funcione.

No puedo tampoco dejar pasar la oportunidad de agradecer a todo el equipo de MG Sustainable Engineering, la empresa en Suecia que confió en mí y me brindó mi primera oportunidad laboral en el mundo de la ingeniería, y en la cual me enseñan cada día cosas nuevas gracias principalmente al increíble grupo que la forma y de los que me encanta observar cómo trabajan y aprender de ello.

En esta travesía académica, no puedo pasar por alto el papel fundamental que desempeñaron mis profesores. Agradezco sinceramente a cada uno de ellos por compartir su conocimiento, su pasión por la enseñanza y su dedicación para guiarme en el aprendizaje durante estos años. Sus consejos, orientación y retroalimentación han sido invaluable para el desarrollo de mi investigación y la culminación de este trabajo. Es en este punto donde debo agradecer inmensamente a los profesores que han brindado apoyo a este proyecto en particular, y que disponen de un conocimiento inmensurable sobre su campo, el cual no han dudado en compartir conmigo cuando se les he requerido, especialmente mi tutor Francisco Miguel Fandos Yebra, así como el resto de docentes como Juan José Aguilar, Pilar Brufau, Jesús Cuartero y Eduardo Sarnango. De la misma forma, agradecer a todo el equipo de ALUnizar por la facilidad que han brindado en materia de coordinación y trabajo en equipo, los cuales han brindado un gran apoyo en tareas complementarias que completan el marco de este proyecto.

No obstante, una parte significativa de mi agradecimiento recae en las personas que han estado a mi lado en este viaje. A mis amigos, quienes me han brindado apoyo incondicional, motivación y momentos de risa en los momentos más desafiantes. Si bien no puedo nombrarlos a todos aquí, quiero que sepan que su influencia en mi vida es invaluable y que siempre llevaré sus amistades conmigo. Aunque ante todo, mi gratitud más profunda se dirige hacia mi familia. A mis padres, hermano y abuela, quienes han sido mi fuente constante de apoyo y aliento a lo largo de estos increíbles años. Su inquebrantable respaldo ha sido mi mayor motivación y la fuerza detrás de mis logros académicos y personales.

En definitiva, este Trabajo de Fin de Grado representa no solo el culmen de mi educación universitaria, sino también un testimonio de las personas que han contribuido a mi crecimiento y éxito. Estoy lleno de gratitud por cada experiencia vivida, cada lección aprendida y cada relación forjada. El camino recorrido hasta aquí ha sido emocionante, desafiante y transformador, y estoy ansioso por ver cómo las lecciones aprendidas y las habilidades adquiridas continuarán influyendo en mi vida y en mi futuro.



¡Gracias a todos por ser parte de este viaje!

Abel Climente García, Zaragoza, 2023

Resumen

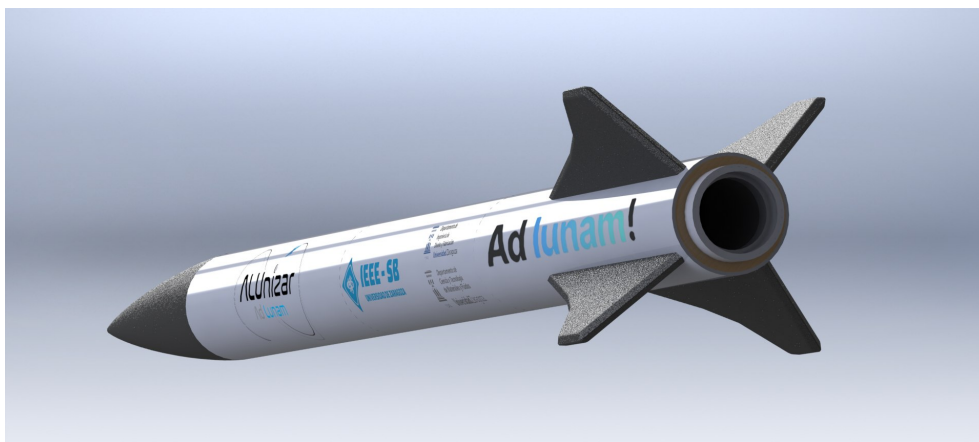
En este TFG se abordará el complejo campo de la cohetaría, centrándose en el desarrollo y construcción del cohete AUGUSTA. AUGUSTA representa un hito significativo para el equipo de cohetaría de la EInA, un grupo que ha emergido en el último año y ha ganado impulso y apoyo a lo largo del desarrollo de este proyecto.

El presente informe ofrece una visión detallada y exhaustiva de cada etapa crucial en la creación de AUGUSTA. Comenzando con una introducción teórica que abarca aspectos fundamentales como la selección de propulsores en conformidad con las regulaciones, el diseño de la ojiva, la cápsula electrónica y la elección del fuselaje, se sientan las bases para comprender la complejidad y el alcance de este proyecto.

AUGUSTA, con sus 950 cm de altura y 1,2 kg de peso, busca conquistar alturas de 450-500 m, con la posibilidad de alcanzar altitudes aún más ambiciosas de 1,5-2 km mediante la implementación de propulsores más potentes. Esta flexibilidad en la configuración subraya la visión de futuro y la escalabilidad de este cohete.

La colaboración con diversas empresas y departamentos dentro de la EINA ha demostrado ser un pilar crucial en este viaje. A lo largo del proceso, se ha aprovechado la experiencia y los recursos proporcionados por estos colaboradores para perfeccionar tanto el diseño como la ejecución de AUGUSTA. La interacción con expertos en la industria ha permitido abordar desafíos técnicos con soluciones innovadoras y eficientes.

Un aspecto fundamental que merece especial atención es la proactividad que ha sido la fuerza impulsora detrás del éxito de este proyecto. La habilidad de identificar oportunidades de colaboración y de aprovechar la experiencia y el conocimiento de profesionales en áreas que abarcan desde la aeronáutica hasta la fabricación o la electrónica, ha enriquecido enormemente el proceso. Esta proactividad ha permitido que el prototipo incorpore las mejores prácticas, soluciones innovadoras y enfoques eficientes en cada fase del desarrollo de AUGUSTA.



Índice

1.	Introducción	8
2.	Misión y metodología.....	9
	2.1. Misión.....	9
	2.2. Metodología.....	11
3.	Estudios preliminares.....	13
	3.1. Dinámica de propulsión	10
	3.1.1. Fases del vuelo.....	14
	3.1.2. Impulso total.....	15
	3.1.3. Propulsores comerciales en cohetaría amateur.....	18
	3.2. Aerodinámica y estabilidad.....	20
	3.2.1. Aerodinámica.....	21
	3.2.2. Estabilidad.....	25
	3.3. Sistema de liberación y recuperación.....	30
	3.4. Aviónica y sistema de encapsulamiento.....	34
4.	Diseño y fabricación AUGUSTA.....	36
	4.1. BOM.....	36
	4.2. Selección propulsor comercial.....	47
	4.3. Selección y construcción fuselaje.....	49
	4.4. Cápsula electrónica y sistema de encapsulamiento.....	53
	4.4.1 Justificación del diseño.....	53
	4.4.2 Resultado final del diseño de la cápsula de electrónica y construcción....	56
	4.5. Ojiva.....	64
	4.5.1 Justificación del diseño y metodología.....	65
	4.5.2 Selección del perfil de la ojiva.....	71
	4.5.2 Resultado final ojiva.....	74
	4.6. Aletas.....	75
	4.6.1 Justificación del diseño y metodología.....	75
	4.6.2 Resultado final aletas.....	79
	4.6.3 Unión de las aletas al fuselaje.....	80

4.7. Ensamblaje.....	85
5. Resultados y conclusiones.....	91
6. Bibliografía.....	97
7. Anexos.....	99

ANEXO A: Plano aleta AUGUSTA

ANEXO B: Plano ojiva AUGUSTA

ANEXO C: Plano cápsula de electrónica AUGUSTA

ANEXO D: Hoja de datos “Pro38® High-Power Reloadable Rocket Motor System”

ANEXO E: Material de contacto a empresas

1. Introducción

El presente Trabajo de Fin del Grado (TFG) en Ingeniería Mecánica tiene como objetivo principal plasmar el desarrollo de una capacidad de aprendizaje adquirida para abordar cualquier tema técnico de manera interdisciplinaria y proactiva, durante la formación académica en la Escuela de Ingeniería y Arquitectura de la Universidad de Zaragoza. En este sentido, se aborda la aplicación de los conocimientos adquiridos en diferentes campos, con el fin de integrarlos y resolver problemas complejos de manera eficiente.

El trabajo se enfoca en la relación de distintas áreas de la ingeniería mecánica, como la mecánica de fluidos, el cálculo estructural, el diseño y la fabricación mecánica, la electrónica o la propia gestión y dirección de proyectos, entre otros, para resolver problemas reales y desarrollar soluciones innovadoras. Además, se pretende resaltar la importancia del trabajo en equipo y la colaboración multidisciplinaria.

El proyecto consta del diseño y fabricación de un cohete experimental de cohetaría amateur. Este cohete está previsto para lanzar en uno de los proyectos del equipo de cohetaría de la Universidad de Zaragoza, "ALUnizar". En este sentido, se aborda parte de la realización de este TFG como coordinador del Departamento de Diseño Mecánico y coordinador del Departamento de Propulsión del proyecto ALUnizar, en su marco genérico. Además, se han llevado a cabo tareas en materia de contacto y relación con la empresa en busca de mejores materiales y servicios de fabricación, mediante acuerdos de patrocinios, con el fin de optimizar al máximo los recursos y presupuesto disponibles para tratar de aumentar la calidad general del proyecto y los prototipos. Es por este motivo que aspectos como la programación de sistemas electrónicos u otros aspectos requeridos en segundo plano para el correcto funcionamiento del prototipo del cohete quedan fuera del marco teórico de este TFG.



Figura 1.0: Logo de ALUnizar

Cabe destacar a su vez el apoyo recibido por parte de los equipos ya existentes y de sus miembros con el objetivo de asesorarnos en el proceso de creación del equipo y definición de los objetivos, como Faraday Rocketry UPV y Spain Rocketry, así como los Departamentos de Ciencia y Tecnología de Materiales y Fluidos e Ingeniería de Diseño y Fabricación de la escuela por los servicios y apoyo prestados para la materialización de este proyecto.

2. Misión y metodología

Esta sección constituye el corazón conceptual y estratégico del TFG, ya que establece los objetivos generales y específicos del proyecto, delineando el alcance de la investigación y dirigiendo las decisiones técnicas y operativas. La importancia de la sección relativa a la misión del proyecto radica en su capacidad para proporcionar una dirección clara y coherente al proyecto. Definir el propósito general del cohete amateur y establecer los objetivos específicos permite una comprensión sólida de los motivos detrás del proyecto. Además, delimita el alcance de manera precisa, evitando la ambigüedad y asegurando que el enfoque permanezca dentro de los límites establecidos. Esta sección actúa como el criterio principal para evaluar el éxito del proyecto una vez que se completa el cohete, ya que si los objetivos se cumplen, se considera un logro exitoso.

La metodología, por su parte, juega un papel fundamental al establecer la ruta para lograr los objetivos planteados en la sección de misión. Esta metodología detalla los pasos, técnicas y herramientas que se utilizarán en el diseño y la construcción del cohete, la cual no sólo guía la toma de decisiones técnicas clave, como la selección de materiales, el diseño estructural y la elección del sistema de propulsión, sino que también ayuda en la gestión de riesgos. Al considerar cuidadosamente los posibles desafíos y riesgos, se pueden tomar medidas preventivas para garantizar la seguridad durante el proceso de construcción y las pruebas.

2.1. Misión

La misión principal de este TFG va a ser, tal y como se ha expuesto previamente, el diseño de un prototipo de cohete de propulsión sólida, del cual también se abordará su fabricación. Cabe destacar en primer lugar que la legislación vigente respecto a cohería amateur en materia de seguridad en España restringe aspectos de diseño como los materiales a utilizar o el acceso a según qué tipo de propulsor, en función de su potencia.

A continuación van a definirse con claridad cuáles son los objetivos que el prototipo final de cohete debe cumplir como expectativa. Además serán estos puntos los que influirán en la mayoría de los aspectos de diseño que se discutirán a lo largo de este proyecto. En este caso, los objetivos planteados fueron los siguientes:

1. Posibilidad de recuperación del cohete:

Esto implica la implementación de un sistema de recuperación, como por ejemplo un paracaídas, para ser capaces de realizar varios lanzamientos del mismo prototipo y seguir mejorando en el proceso. De igual forma es necesario un sistema de liberación de este paracaídas.

2. Registro de magnitudes físicas durante el vuelo:

Para que esto sea posible debe incluirse la función de portar un tipo de sistema electrónico conocido como cápsula electrónica que sea capaz de medir las magnitudes físicas de interés durante el vuelo (aceleración, altitud, actitud...) y almacenar los datos en una memoria extraíble.

3. Rastreo de posición y telemetría:

Debe implementarse un sistema electrónico capaz de posicionar en todo momento el cohete y enviar los paquetes de datos a tierra para posteriormente poder recuperarlo en el caso de que el aterrizaje ocurra muy apartado del lugar de lanzamiento o las condiciones de visibilidad no sean favorables.

4. Escalabilidad:

El prototipo final debe ser capaz de readaptarse con la mayor facilidad posible ante posibles mejoras que puedan plantearse, con el fin de reutilizarlo en futuros lanzamientos con mejor electrónica o propulsión.

AUGUSTA

- Apogeo de 500 metros: El cohete debe estar diseñado para alcanzar una altura máxima de 500 metros.
- Peso del cohete de 1,2 kg: Se trata de una estimación inicial del peso del cohete. Para ello se ha tenido en cuenta la iteración con hojas de cálculo y simulaciones con software específico de cohetaría OpenRocket.

AUGUSTA	
Apogeo	500m
Masa	1,2 kg
Tipo de Motor	G
Impulso específico	140,9 Ns
Fuselaje	Fibra de vidrio
Ensamblaje de aletas	Succión en vacío
Posibilidad de recuperación del cohete	Sí
Registro de magnitudes físicas	Sí
Rastreo de posición y telemetría	Sí
Diámetro / Longitud total	51mm / 950mm

Tabla 1.0: Características técnicas y cualitativas del cohete AUGUSTA

2.2. Metodología

Para abordar el diseño y fabricación del cohete, se ha llevado a cabo una ambiciosa iniciativa que involucra el uso de metodologías avanzadas y enfoques innovadores. Considerando el objetivo principal de este proyecto, que es lograr la creación de un cohete eficiente y seguro que cumpla con los estándares de calidad y rendimiento requeridos para su posterior lanzamiento, se ha optado por una metodología estructurada y organizada, basada en la división del proyecto en paquetes de trabajo. Cada paquete aborda aspectos fundamentales del proceso de diseño y fabricación, lo que permite un avance continuo y paralelo, maximizando la eficiencia y minimizando los posibles retrasos.

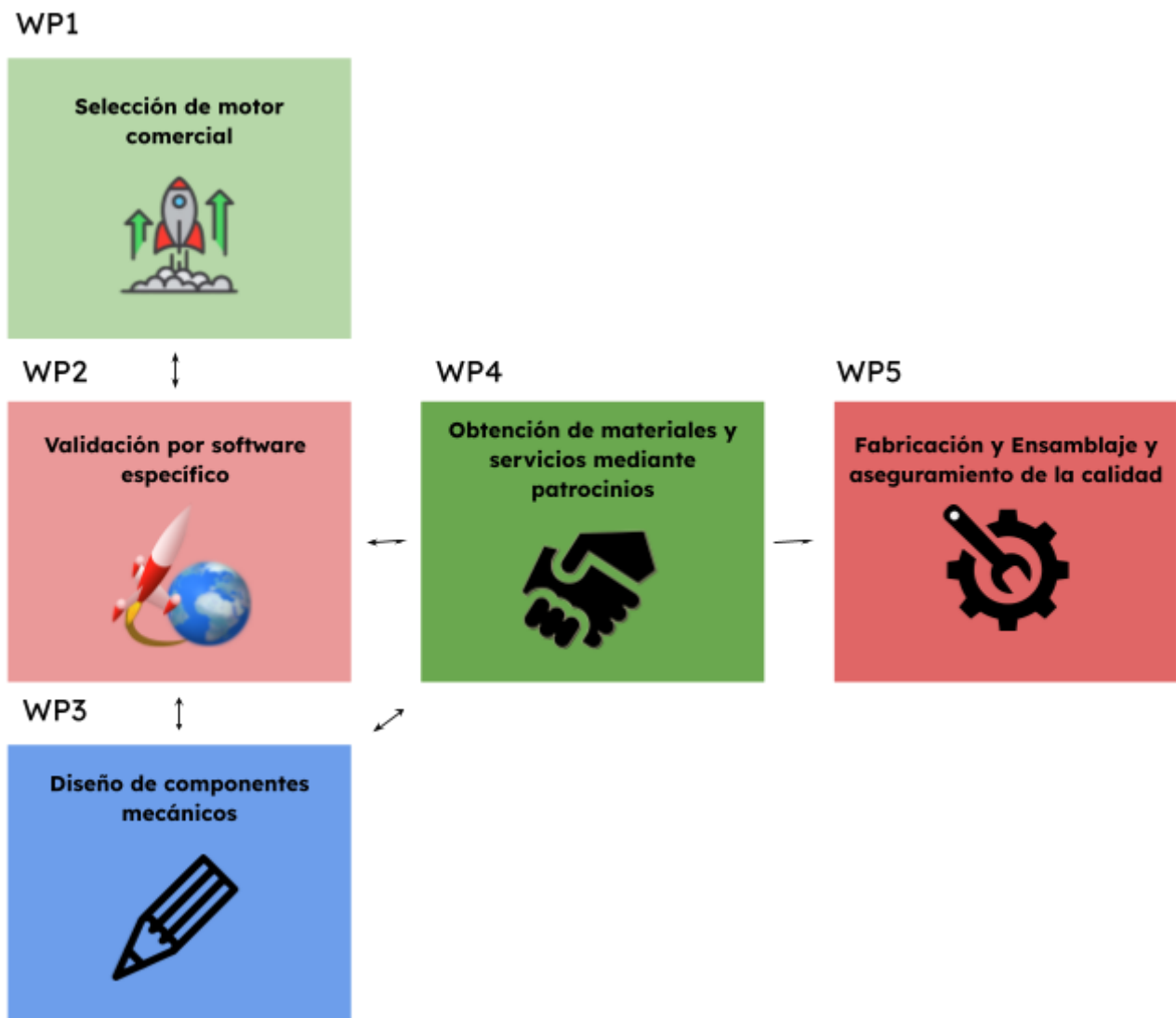


Figura 2.0: Mapa visual de los paquetes de trabajo desarrollados.

A continuación, se describen brevemente los diferentes paquetes de trabajo que se han llevado a cabo, junto con las principales tareas desarrolladas en cada uno:

1. Selección de motor comercial (WP1):

En esta etapa, se llevó a cabo una exhaustiva investigación y análisis de los motores de propulsión sólida disponibles comercialmente en el mercado, así como un estudio de la legislación que rige este aspecto. Se estudiaron y evaluaron criterios como el empuje, eficiencia, disponibilidad, seguridad, costos asociados y legislación vigente. Tras un riguroso proceso de selección, se optó por un motor específico que se adapta a los requisitos del proyecto.

2. Diseño de componentes mecánicos (WP2):

En este paquete de trabajo, se calcularon, diseñaron y optimizaron los componentes mecánicos esenciales del cohete. Entre las tareas desarrolladas, se incluyeron diseños con herramientas CAD como SolidWorks para garantizar la integridad estructural. Se buscó la mejora continua de los diseños para lograr un equilibrio entre peso, resistencia y funcionalidad.

3. Validación por software del conjunto (WP3):

El uso de herramientas de simulación y modelado computacional fue fundamental en esta fase. Se empleó software específico de diseño aeronáutico y aeroespacial como OpenRocket, para verificar el comportamiento del cohete bajo diferentes condiciones de vuelo y cargas. La validación con este software permitió realizar ajustes precisos en el diseño y garantizar su rendimiento óptimo, así como recibir consejos por parte de asociaciones reguladoras en coherencia mediante la difusión de archivos en este formato.

4. Obtención de materiales y servicios mediante patrocinios (WP4):

Este paquete de trabajo involucró la búsqueda de patrocinios y colaboraciones con proveedores de materiales y servicios necesarios para la fabricación del cohete. Se realizaron gestiones para obtener materiales especiales y equipos que cumplieran con los estándares de calidad requeridos. Además, se establecieron acuerdos de colaboración para adquirir servicios de fabricación y ensamblaje especializados.

5. Fabricación y Ensamblaje y aseguramiento de la calidad (WP5):

En esta fase final, se llevó a cabo la fabricación y el ensamblaje del cohete de propulsión sólida, siguiendo las especificaciones y diseños previamente validados. Se establecieron procedimientos rigurosos de aseguramiento de la calidad para garantizar que cada etapa se realizara con precisión y se cumplieran los estándares de seguridad.

El uso de esta metodología basada en paquetes de trabajo ha permitido una gestión eficiente y ordenada del proyecto, logrando un avance en paralelo de las diferentes etapas y asegurando la calidad y eficacia del proceso de diseño y fabricación del cohete de propulsión sólida. Cada paquete ha sido desarrollado con minuciosidad y profesionalismo, integrando el conocimiento y experiencia de diversos campos de la ingeniería mecánica para alcanzar los objetivos planteados.

3. Estudios preliminares

Esta sección, de naturaleza fundamental, constituye la base desde la cual se desarrollarán todas las fases subsiguientes del proyecto. En esencia, los estudios preliminares establecen los cimientos conceptuales y técnicos sobre los cuales se edificará el diseño y la construcción del cohete. Es en esta etapa por lo tanto, donde se erigen los fundamentos que permitirán enfrentar con éxito los desafíos inherentes a la fabricación y el lanzamiento del prototipo AUGUSTA. Los distintos aspectos a estudiar en esta sección se entrelazan de manera integral y su comprensión en su totalidad es crucial para alcanzar los objetivos trazados para el proyecto.

Uno de los pilares fundamentales que requiere atención es la Dinámica de Propulsión. Esta sección se adentra en el estudio minucioso de cómo se generan y aplican las fuerzas impulsoras que permiten al cohete avanzar en su trayectoria. Aquí, el análisis de la interacción entre la masa del cohete y la fuerza de empuje producida por el motor de propulsión sólida resulta esencial para seleccionar el motor apropiado y prever su rendimiento. Un conocimiento profundo en esta área permitirá entender adecuadamente la interacción de la fuerza de empuje con la resistencia del cohete mientras asciende.

Además, la Aerodinámica y Estabilidad emergen como elementos críticos para asegurar una trayectoria controlada durante el vuelo. La comprensión de las fuerzas aerodinámicas que actúan, como el arrastre y la sustentación, y la determinación precisa de la forma y el tamaño óptimos de las aletas adquieren un papel primordial para evitar desviaciones indeseadas y garantizar una trayectoria estable.

Otro factor crucial se encuentra en el diseño del Sistema de Liberación y Recuperación. Un sistema eficaz de liberación y recuperación no solo garantiza la seguridad del cohete, sino también su potencial de reutilización. La correcta implementación de estos sistemas permitirá resguardar el cohete durante su descenso y su posterior reutilización.

En la misma línea, la Aviónica y el Sistema de Encapsulamiento son piezas clave en este rompecabezas. La aviónica abarca los sistemas electrónicos y de control, mientras que el sistema de encapsulamiento resguarda la misma durante el vuelo. El diseño cuidadoso de una cápsula para el sistema de encapsulamiento asegura la integridad de la aviónica y sus datos en las condiciones adversas en las que se encontrará el cohete tanto durante las fases del vuelo como en la recuperación.

En resumen, esta sección constituye la piedra angular del proyecto donde cada uno de los aspectos abordados desempeña un papel fundamental y una comprensión holística de los mismos es esencial para alcanzar un diseño y una construcción exitosos del cohete.

3.1. Dinámica de propulsión

Esta sección tiene como objetivo principal abordar en profundidad tres aspectos clave que se relacionan de manera secuencial para entender el fenómeno de la propulsión en el vuelo del cohete.

En primer lugar, exploraremos las diferentes fases del vuelo que el cohete experimenta durante su trayectoria de ascensión. Aquí se incluye la fase impulsora o impulsada, en la cual el cohete es propulsado mediante la combustión de su carga propulsora, generando un empuje que lo impulsa hacia

adelante; y la fase no impulsada, que abarca momentos cruciales como el apogeo. Comprender las particularidades de cada fase es fundamental para la correcta planificación y diseño del cohete.

En segundo lugar, estudiaremos el concepto esencial de impulso, el cual juega un papel fundamental en el funcionamiento del cohete. Exploraremos en profundidad cómo se define y calcula el impulso y cómo está vinculado con la Ley de Conservación del Momento Lineal. Un entendimiento sólido de este concepto permitirá comprender cómo se propulsa el cohete y cómo el impulso es crucial para alcanzar velocidades y altitudes deseadas.

Por último, examinaremos los propulsores comerciales disponibles en el mercado. Presentaremos sus características, legislación a la que se acogen y aplicaciones específicas. Conocer las opciones disponibles en el mercado es vital para tomar decisiones informadas en el diseño del cohete amateur, así como para evaluar y seleccionar el propulsor más adecuado para lograr los objetivos de la misión.

Mediante un enfoque secuencial en estos tres aspectos clave, esta sección de Dinámica de Propulsión nos permitirá comprender cómo las fases del vuelo se relacionan con el concepto de impulso y cómo estos se conectan con la selección de los propulsores comerciales proporcionará una base sólida para el diseño, construcción y operación exitosa de un cohete amateur en este apasionante campo de la ingeniería.

3.1.1. Fases del vuelo

El vuelo de ascensión de un cohete se divide en dos subfases: la fase impulsada y la fase no impulsada; durante la fase impulsada, el empuje del motor produce una fuerza hacia arriba, mientras que la resistencia aerodinámica del aire produce una fuerza hacia abajo. Además, la gravedad produce una fuerza volumétrica hacia abajo en todo el cohete que a efectos de cálculo puede considerarse como una única fuerza equivalente aplicada en el centro de gravedad. Finalmente, la aceleración instantánea y la masa del cohete producen una fuerza de inercia hacia abajo, oponiéndose al sentido del movimiento, que variará en mayor o menor medida a lo largo del vuelo, dada la variación en el tiempo de la velocidad.

El equilibrio entre estas fuerzas y la inercia del cohete determinan la aceleración y la velocidad del mismo. Considerando que en esta primera fase comenzamos con una velocidad nula, dada la situación del cohete de reposo en la rampa de lanzamiento, terminaremos con una velocidad determinada conocida como velocidad inicial, explicada en más detalle en el subapartado siguiente.

Sin embargo, durante la fase no impulsada, el cohete se mueve a velocidad constante en una dirección parabólica determinada, reduciendo su magnitud hasta llegar al apogeo, donde el valor de su velocidad es nula. La resistencia aerodinámica del aire, la gravedad y la inercia con la que se inició esta fase son las variables que afectan al cohete. La trayectoria del cohete está determinada por el equilibrio entre estas fuerzas, y en este caso comenzaríamos la fase con la velocidad inicial, resultado de el desarrollo de la fase impulsada, y concluiríamos la fase con una velocidad nula, que daría paso a la actuación del Sistema de Recuperación y Liberación, posteriormente tratado.

Es importante remarcar que desde el punto de vista de la mecánica vectorial del sistema que componen el cohete y el aire, sin considerar perturbaciones como fuerzas en dirección horizontal, las cuales son

tratadas en el apartado siguiente de Aerodinámica y Estabilidad, se trata de una dinámica puramente vertical.

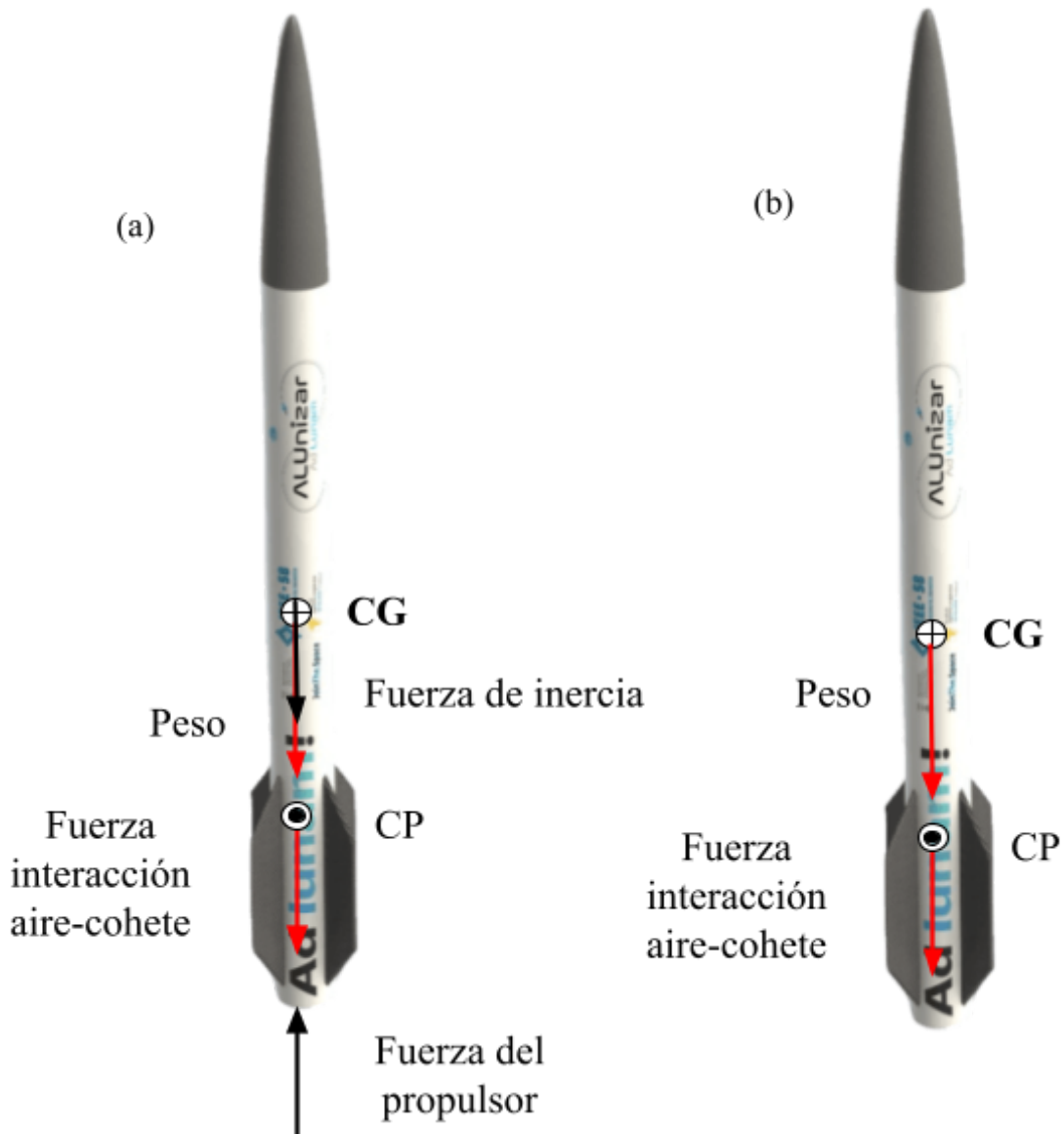


Figura 3.0: Diagrama de fuerzas del sistema en cada subfase de la ascensión: (a) Fase impulsada, (b) Fase no impulsada

3.1.2. Impulso total

En el contexto que envuelve la dinámica de propulsión en cohetaría, el término “Impulso” emerge como un concepto clave y fundamental. Se define como una magnitud escalar que describe la cantidad de movimiento generado por el sistema de propulsión en un intervalo de tiempo determinado.

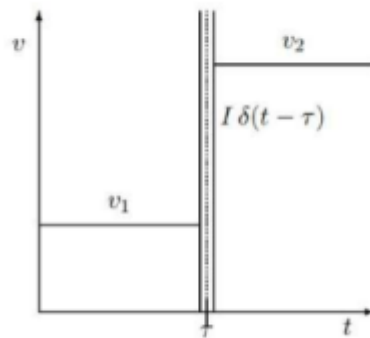


Figura 4.0: Representación gráfica de un impulso en un tiempo infinitesimal τ .

Este impulso sigue una función denominada "Delta de Dirac" representada por la siguiente ecuación:

$$I = m \cdot (v_2 - v_1) \quad (3.1)$$

De esta manera, el empuje que el cohete realiza durante la combustión puede expresarse mediante un impulso inicial, que lleva la velocidad del cohete desde el reposo ($v_1 = 0$) hasta una velocidad inicial ($v_2 = v$ inicial) para el ascenso vertical.

Para relacionar la velocidad inicial del ascenso vertical con la altura que va a alcanzar, consideramos las expresiones de energía cinética y potencial gravitatoria:

$$U = m \cdot g \cdot h \quad (3.2)$$

$$T = 1/2 \cdot m \cdot v_{inicial}^2 \quad (3.3)$$

Estableciendo que toda la energía cinética inicial se convierte en energía potencial gravitatoria en el apogeo:

$$U = T = m \cdot g \cdot h = 1/2 \cdot m \cdot v_{inicial}^2 \Rightarrow v_{inicial} = \sqrt{2gh} = v_2 \quad (3.4)$$

Sustituyendo la ecuación (3.1) en el incremento de energía cinética durante el impulso, y considerando posteriormente que $T_1 = 0$, dado que $v_1 = 0$:

$$T_2 - T_1 = 1/2 \cdot m \cdot (v_2^2 - v_1^2) = 1/2 \cdot m \cdot (v_2 - v_1)(v_2 + v_1)$$

$$T_2 = 1/2 \cdot I \cdot (v_2 + v_1)$$

$$T_2 = 1/2 \cdot I \cdot v_2 \quad (3.5)$$

Igualando la expresión (3.5) a la energía potencial en el apogeo y denominando al impulso como Impulso Total (It), se tiene:

$$m \cdot g \cdot h = 1/2 \cdot It \cdot \sqrt{2gh} \Rightarrow It = m \cdot \sqrt{2gh} \quad (3.5)$$

El impulso adquiere una gran relevancia en el diseño de cohetes, ya que determina, tal y como se puede observar en la expresión (3.5), la altura de su apogeo en función de su masa, este factor influye además en la aceleración del cohete y su eficiencia en el lanzamiento. Un mayor impulso permite alcanzar mayores velocidades y alturas, lo que es crucial para el éxito del proyecto. El “Impulso específico” (Isp) también está relacionado con el impulso, representando el impulso producido por unidad de masa y contribuyendo a optimizar el rendimiento del sistema de propulsión.

Una vez definido esto, se puede atender a la clave del fenómeno de ascensión de un cohete durante la primera fase impulsora: la Ley de Conservación del Momento Lineal y la tercera ley de Newton, dado que la expulsión de los gases en una dirección genera un impulso que genera un movimiento del cohete hacia arriba. De esta forma se cumple la siguiente ecuación:

$$p_{cohete} = M_{cohete} \cdot V_{cohete} = p_{propelente} = m_{propelente} \cdot V_{propelente}$$

Atendiendo en paralelo a este subfenómeno interno de combustión que ocurre en la bahía de propulsión del cohete; el propelente está formado por el combustible y el oxidante, los cuales se combinan en la cámara de combustión, donde se queman y se expanden. El escape de estos gases en una dirección axial y sentido opuesto a la ascensión genera una fuerza hacia arriba, lo que se conoce comúnmente como empuje.

El empuje se puede calcular utilizando la ecuación de empuje de Tsiolkovsky, que establece que el empuje es igual a la velocidad de escape del gas multiplicada por la tasa de flujo de los gases de escape, definiendo la tasa de flujo de los gases de escape en función de la cantidad de combustible y oxidante que se queman por segundo.

$$dv = -v_e \frac{dM}{M}$$

El objetivo del diseño de un cohete propulsor es maximizar la eficiencia del combustible y oxidante y minimizar la masa del cohete para aumentar la relación empuje-peso, considerando para la masa del cohete la suma de la masa del combustible y oxidante, la masa del vehículo y la masa de los sistemas de propulsión y soporte vital. La relación empuje-peso es la relación entre el empuje generado por el cohete y su masa total, donde para lograr el ascenso, la relación empuje-peso debe ser mayor que 1.

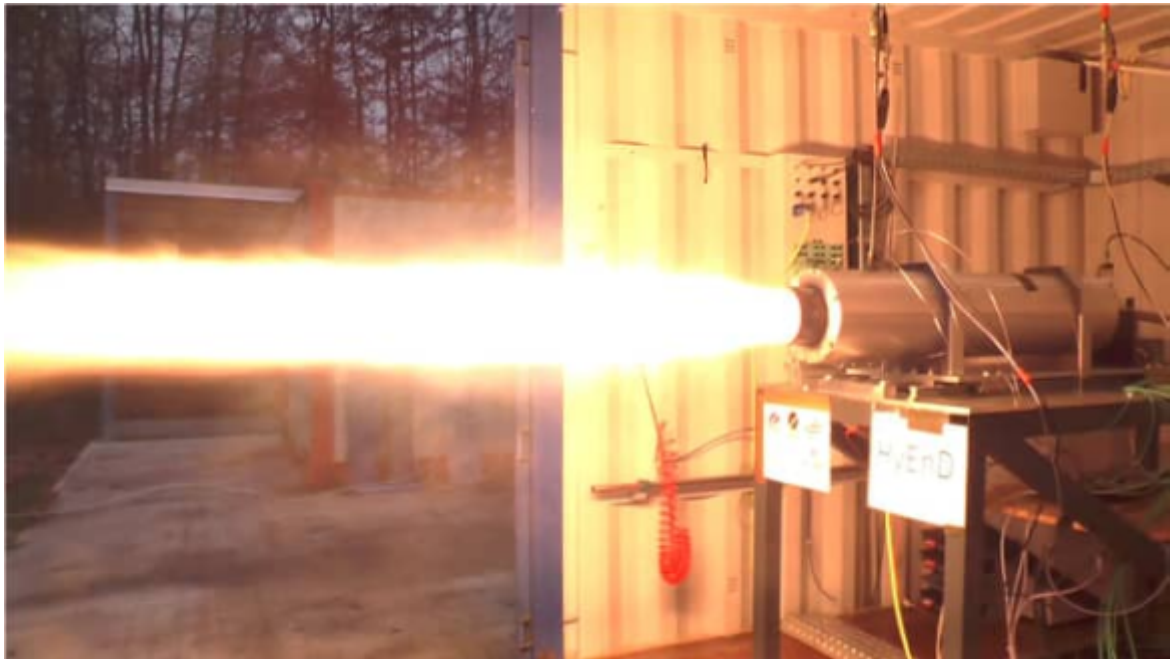


Figura 5.0: Ejemplo visual del fenómeno del escape de los gases durante un ensayo de propulsión. (Fuente: HEROS 3)

A medida que el cohete asciende, la tasa de quemado de combustible y oxidante disminuye gradualmente además de la masa del cohete, que disminuye, esto se conoce como el perfil de consumo de combustible del cohete. Para mantener la relación empuje-peso en el nivel adecuado y lograr la velocidad y altitud deseadas, la tasa de quemado de combustible y oxidante se ajusta

3.1.3. Propulsores comerciales en cohetería amateur

De igual forma, estos últimos aspectos relativos a la combustión de los gases de escape no se estudiarán en profundidad en el marco de este TFG, aunque sí que son necesarios a nivel conceptual, dado que es posible mediante la página certificada por la UE “Eurospace Technology” adquirir modelos de propulsores comerciales que se disponen testeados y con sus hojas de datos certificadas, con un aseguramiento de la calidad y ahorro de costes de fabricación garantizado. Estos motores se clasifican por impulso total y en rangos correspondientes a letras mayúsculas del alfabeto, en la **Tabla 2.0** se puede observar qué rangos abarca esta categorización.

Es importante remarcar que para su libre adquisición sin previa experiencia, sólo es posible obtener motores de hasta tipo G, referentes a <160Ns de impulso total y <80Ns de Impulso Medio. Por ello, considerando este motivo y para maximizar la agilidad del proceso de compra y adquisición, en el caso de AUGUSTA su propulsor será de esta clase. Para obtener propulsores comerciales de mayor potencia es necesario realizar un lanzamiento de certificación regulado bajo la asociación SpainRocketry (Trípoli), gestora de este tipo de certificados en España.

Clase	Impulso total (I_T)	
	(Ns)	
A	1,26	- 2,5
B	2,5	- 5
C	5	- 10
D	10	- 20
E	20	- 40
F	40	- 80
G	80	- 160
H	160	- 320
I	320	- 640
J	640	- 1.280
K	1.280	- 2.560
L	2.560	- 5.120
M	5.120	- 10.240
N	10.240	- 20.480
O	20.480	- 40.960
P	40.960	- 81.920
Q	81.920	- 163.840
R	163.840	- 327.680
S	327.680	- 655.360
T	655.360	- 1'310.720
U	1'310.720	- 2'621.440
V	2'621.440	- 5'242.880

Tabla 2.0: Clasificación de motores en cohetería

A continuación, se abordará detalladamente la composición y funcionalidad de los motores de propulsión sólida disponibles en el mercado, fundamental para el diseño y construcción de nuestro cohete amateur. Los propulsores comerciales se componen de tres elementos esenciales: la carcasa, el ignitor y la recarga.

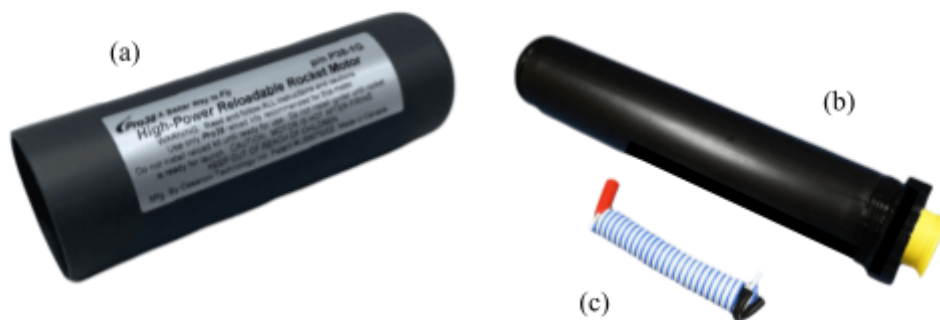


Figura 6.0: Elementos que componen un motor propulsor comercial: (a) carcasa, (b) recarga e (c) ignitor

La carcasa del motor desafía las condiciones extremas del lanzamiento y la combustión, brindando un alojamiento seguro y resistente para el propulsor. Su diseño y material asegura una adecuada contención

de la carga y garantiza la integridad estructural durante todo el proceso de vuelo. Por otro lado, el ignitor cumple un papel vital al iniciar el proceso de combustión dentro del motor, este es responsable de encender el compuesto propulsor sólido, provocando la liberación de energía y la generación de empuje necesario para el despegue del cohete. Este ignitor suele venir incluido dentro de la recarga a la hora de adquirirlos, facilitando la compatibilidad entre estos elementos.

Por otro lado, la recarga consiste en el compuesto propulsor sólido contenido en granos dispuestos en el interior de la carcasa. Estos granos son los responsables directos de la liberación controlada de energía en forma de gas y calor durante la combustión. Es de suma importancia que la recarga sea compatible con la carcasa en términos de número de granos y diámetro, asegurando así un funcionamiento óptimo y evitando posibles problemas de incompatibilidad.

Cuando se habla de un motor de cohetaría amateur de "3 granos" o "6 granos", se refiere al diseño y la configuración del motor de propulsión utilizado. Estos "granos" se refieren concretamente a los segmentos o secciones del motor de propulsión que contienen el combustible. Cada grano es una porción cilíndrica del motor que contiene el propelente, generalmente un combustible sólido como una mezcla de polvo de combustible y un aglutinante.

La cantidad de granos en un motor de cohetaría amateur generalmente determina la cantidad de empuje que puede generar el motor y, por lo tanto, la capacidad de carga y la altura máxima que puede alcanzar el cohete. Los motores de más granos suelen generar más empuje y, por lo tanto, pueden impulsar cohetes más grandes y pesados.

Para lograr un diseño eficiente y seguro del cohete, se analizará minuciosamente la compatibilidad entre las distintas combinaciones de carcasas y recargas disponibles en el mercado, buscando la sinergia perfecta que garantice un rendimiento óptimo y una operación libre de contratiempos, siempre acogiendonos a los limitantes encontrados en materia de legislación vigente en estos aspectos.

3.2. Aerodinámica y estabilidad

En esta sección, se presentarán aspectos fundamentales sobre la aerodinámica y la estabilidad en el contexto de la construcción de un cohete. Una vez más, la comprensión de estos conceptos resulta esencial para garantizar el vuelo controlado y exitoso de cualquier cohete propulsado por sistemas de propulsión sólida.

Por un lado, la aerodinámica juega un papel central en el análisis de cohetes propulsados por sistemas de propulsión sólida. En el estudio de la aerodinámica de cohetes, se exploran las complejas interacciones entre el cohete y el flujo de aire circundante durante su vuelo. Se examina cómo las fuerzas aerodinámicas, como el arrastre y la sustentación, influyen en el movimiento y la estabilidad del cohete en distintas fases de su trayectoria. Además, se analiza cómo el diseño de las aletas y otros componentes del cohete pueden impactar significativamente en su comportamiento aerodinámico.

Por otro lado, la estabilidad es un factor crítico en el diseño de cohetes, ya que asegura que el cohete mantenga una trayectoria predecible y controlada a lo largo de su vuelo. El análisis de la estabilidad involucra el estudio de los movimientos y cambios en la orientación del cohete en respuesta a diversas fuerzas y perturbaciones. Aquí, se exploran conceptos como el centro de gravedad, el centro de presión

y el momento de inercia, que desempeñan un papel clave en la determinación de la estabilidad estática y dinámica del cohete.

La interrelación entre la aerodinámica y la estabilidad es esencial para lograr un vuelo exitoso y seguro, ya que un cohete bien diseñado debe ser capaz de enfrentar las fuerzas aerodinámicas de manera eficiente y, al mismo tiempo, mantener una estabilidad adecuada para evitar oscilaciones indeseadas o giros descontrolados. En consecuencia, la combinación de un diseño aerodinámico adecuado con medidas de estabilidad efectivas es esencial para garantizar que el cohete cumpla sus objetivos y alcance su apogeo de manera precisa y controlada.

3.2.1. Aerodinámica

La rama de la aerodinámica se ocupa de entender cómo el aire fluye alrededor de un objeto y cómo surgen fuerzas a partir de las diferencias de presión y tensiones de corte que se originan en su superficie.

La generación de una fuerza en la superficie de un objeto en movimiento a través de un fluido se basa en la distribución de presiones y tensiones de corte. La presión (P) actúa en una dirección perpendicular a la superficie, mientras que la tensión de corte (τ) actúa tangencialmente. La combinación de estas distribuciones en la superficie resulta en una fuerza total aerodinámica (F_t) y un momento (M_t) en el objeto.

Esta fuerza total se puede descomponer en dos conjuntos de fuerzas en función de la dirección en la que se examinan. Cuando se consideran las componentes con respecto al eje longitudinal; obtenemos una componente perpendicular al mismo, correspondiente a la Fuerza Normal (N); y una componente paralela, conocida como Fuerza Axial (A). Por otro lado, si consideramos las componentes en relación a la dirección del viento relativo (V), estas fuerzas se pueden dividir en una componente perpendicular, correspondiente a la Fuerza de Sustentación (L); y una componente paralela, correspondiente a la Fuerza de Resistencia (D). La disposición de estas componentes se puede apreciar en la siguiente **Figura 7.0** para el caso de un perfil alar.

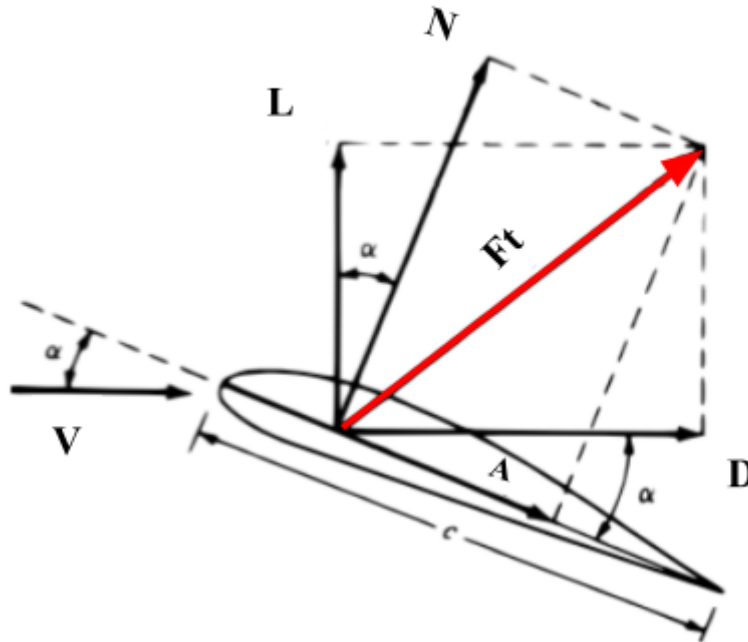


Figura 7.0: Fuerza resultante (F_t) experimentada en un perfil alar y componentes en las que se divide.

Por otro lado, el ángulo de ataque (α) se define como el ángulo existente entre el eje longitudinal y la dirección del viento relativo V , donde se puede establecer la relación entre ambos conjuntos de fuerzas de la siguiente manera:

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (3.2.1)$$

$$D = N \sin(\alpha) + A \cos(\alpha) \quad (3.2.2)$$

La sustentación, conocida también como lift, se manifiesta en la dirección vertical y su magnitud está influenciada por la configuración del cuerpo del cohete y la densidad del aire circundante. Esta fuerza desempeña un papel esencial en la estabilización y el control de la dirección del vuelo, la cual surge primordialmente en las superficies sustentadoras, como las aletas, y en menor grado en la ojiva y el cuerpo del cohete.

En contraste, el arrastre, presentado como “drag”, se refiere a la fuerza de resistencia que el aire opone al movimiento del vehículo, esta fuerza está estrechamente ligada a la forma del cuerpo en la que el aire fluye y al patrón de flujo generado. Para examinar los tipos de fuerzas de resistencia presentes en un cohete, basándonos en el mecanismo que las origina, podemos dividir este arrastre en dos categorías:

- **Arrastre parásito:** Este tipo de arrastre surge debido a la presencia de elementos que sobresalen del cuerpo y perturban el flujo de aire. Esta forma de resistencia es especialmente evidente en los botones o guías de lanzamiento, que son dispositivos unidos al cohete y que se acoplan al riel de lanzamiento. En un escenario donde el cohete esté en una configuración óptima, esta forma de resistencia representa un 35 % del total, y este tipo de fuerza puede manifestarse en un cohete en tres submodalidades distintas, tal como se detalla a continuación:

- Arrastre parásito por Fricción: Esta forma de arrastre se origina debido al rozamiento entre las moléculas del aire y la superficie del cohete. A medida que el modelo se torna más rugoso, la superficie de contacto aumenta, dando lugar a una mayor cantidad de colisiones y, por lo tanto, un aumento en esta forma de arrastre. Para minimizarla, resulta fundamental que la superficie del cohete sea lo más lisa posible.
- Arrastre parásito por Presión: Esta variante del arrastre parásito se origina en las regiones donde el flujo de aire se despega de la superficie del objeto debido a la forma del objeto y al patrón de flujo circundante. Esto suele ocurrir en áreas donde la presión es baja. Posterior al paso del cohete, se crea una región de baja presión conocida como estela, que genera un efecto de succión sobre el cohete.
- Arrastre parásito de Interferencia: Este tipo de arrastre se debe a la interrupción del flujo de aire en la capa límite, resultante de las conexiones entre las superficies, especialmente entre el cuerpo del cohete y las aletas.
- **Arrastre Inducido:** Esta categoría de arrastre emerge como consecuencia de la generación de sustentación en el modelo, particularmente en las aletas, ya que son los principales generadores de esta fuerza. La dirección de esta fuerza será perpendicular al flujo de aire incidente, como se muestra en la **Figura 8.0**, y poseerá una componente horizontal que contrarresta el movimiento del cohete, conocida como la fuerza de arrastre inducido.

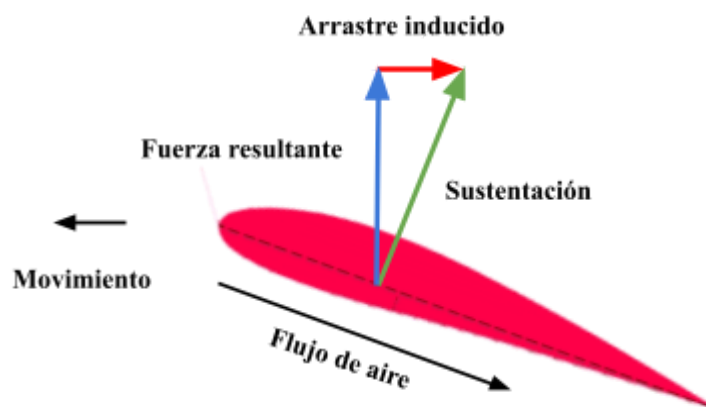


Figura 8.0: Generación de arrastre inducido en un perfil alar.

Dentro del contexto de este TFG centrado en el diseño y fabricación de un cohete amateur, uno de los aspectos fundamentales que exploraremos es el coeficiente adimensional de arrastre. Este coeficiente es una medida esencial en la aerodinámica que caracteriza la resistencia que un objeto experimenta al moverse a través de un fluido. Su comprensión y análisis son vitales para optimizar la eficiencia y el rendimiento aerodinámico del cohete en diferentes fases de vuelo.

El coeficiente adimensional de arrastre, denotado como " C_d ", se define como la relación entre la fuerza de arrastre experimentada por un objeto en un fluido y el producto de la densidad del fluido, la velocidad al cuadrado y el área de referencia del objeto. Matemáticamente, esta relación se expresa como:

$$Cd = 2 Fd / \rho V^2 A$$

Donde:

Fd es la fuerza de arrastre.

ρ es la densidad del fluido.

V es la velocidad relativa entre el objeto y el fluido.

A es el área de referencia del objeto.

El coeficiente de arrastre Cd es un valor adimensional que proporciona información sobre la resistencia que un objeto enfrenta en relación con su forma, tamaño y las propiedades del fluido circundante. Valores más altos de Cd indican una mayor resistencia al avance y, por lo tanto, una mayor influencia de la fuerza de arrastre en el movimiento del objeto.

Este análisis del coeficiente adimensional de arrastre nos permitirá evaluar y comparar la eficiencia aerodinámica de los perfiles de ojiva estudiados. La obtención y comparación de los valores de Cd para cada perfil de ojiva nos proporcionará información crucial sobre cómo cada diseño interactúa con el flujo de aire y cómo afecta la resistencia al avance del cohete durante su vuelo.

El cálculo y la interpretación del coeficiente adimensional de arrastre representan una herramienta esencial en la optimización de la aerodinámica de nuestro cohete. Al analizar cómo diferentes perfiles de ojiva influyen en los valores de Cd , podremos tomar decisiones informadas sobre el diseño final del cohete, contribuyendo a su eficiencia y rendimiento óptimos durante todas las fases de vuelo.

Además del coeficiente adimensional de arrastre, existen otros coeficientes adimensionales que desempeñan un papel fundamental en la caracterización de la aerodinámica de objetos en movimiento a través de un fluido. Estos coeficientes proporcionan información valiosa sobre diferentes aspectos del comportamiento aerodinámico. A continuación, se presentan brevemente algunos de los coeficientes más relevantes:

1. **Coficiente de Sustentación “ C_l ”:** Este coeficiente se relaciona con la generación de fuerza de sustentación que actúa perpendicularmente a la dirección del flujo en un objeto. Es particularmente importante para el análisis de perfiles de alas y superficies aerodinámicas.

2. **Coficiente de Momento de Cabeceo “ C_m ”:** Este coeficiente mide el momento o torque alrededor del centro de gravedad de un objeto. Es relevante para entender la estabilidad y el control de objetos en vuelo.

3. **Coficiente de Fuerza Lateral “ C_y ”:** Relacionado con la fuerza lateral generada por un objeto en movimiento en una dirección perpendicular a la corriente de flujo.

4. **Coficiente de Fuerza Vertical “ C_z ”:** Mide la fuerza vertical generada por un objeto en movimiento, actuando en dirección perpendicular a la superficie de referencia.

5. Coeficiente de Fricción “ C_f ”: Este coeficiente está vinculado a la fricción superficial del fluido en relación con un objeto. Es importante para comprender la resistencia viscosa en la superficie de un objeto.

6. Coeficiente de Presión “ C_p ”: Refleja la distribución de presiones sobre la superficie de un objeto en función de la presión estática del flujo de aire. Es valioso para entender la distribución de cargas en el objeto.

Estos coeficientes, al igual que el coeficiente adimensional de arrastre (C_d), proporcionan información crucial sobre el comportamiento aerodinámico de objetos en movimiento a través de un fluido. Comprender cómo estos coeficientes varían con diferentes diseños y condiciones de vuelo es esencial para optimizar la eficiencia, estabilidad y rendimiento global de sistemas como cohetes, aviones y vehículos aerodinámicos en general.

3.2.2. Estabilidad

Para que un cohete alcance su objetivo de apogeo, además de vencer todas las fuerzas aerodinámicas presentadas debe ser capaz de mantener su rumbo y su estabilidad en el aire. Durante el vuelo, un cohete puede llevar a cabo movimientos en ocho formas diferentes. Estos movimientos, que se combinan en diversas maneras, constituyen elementos esenciales en el análisis del cohete en vuelo.

Tal y como se ha expuesto en la sección de Dinámica de Propulsión, el empuje generado por el motor (“thrust”), impulsa el prototipo hacia adelante. Sin embargo, este movimiento es contrarrestado por la resistencia (“drag”), que actúa en dirección opuesta para disminuir la velocidad. Paralelamente, el cohete también puede experimentar giros laterales conocidos como guiñada (“yaw”), donde la ojiva oscila hacia la derecha o la izquierda. Además, el cabeceo provoca la elevación o descenso de la parte delantera del cohete (“pitch”). Asimismo, el alabeo corresponde a un movimiento de rotación en el cual el modelo gira a izquierda o derecha en torno a su eje longitudinal (“roll”).

Es importante destacar que existen diversas fuerzas externas capaces de inducir movimiento en el cohete, y que estas fuerzas pueden incluir ráfagas de viento, aletas desalineadas, empuje descentrado en el motor o asimetrías en el diseño. Estos factores pueden llevar al modelo a rotar alrededor de su centro de gravedad, lo que altera la dirección de vuelo y potencialmente resulta en una trayectoria impredecible y errática.

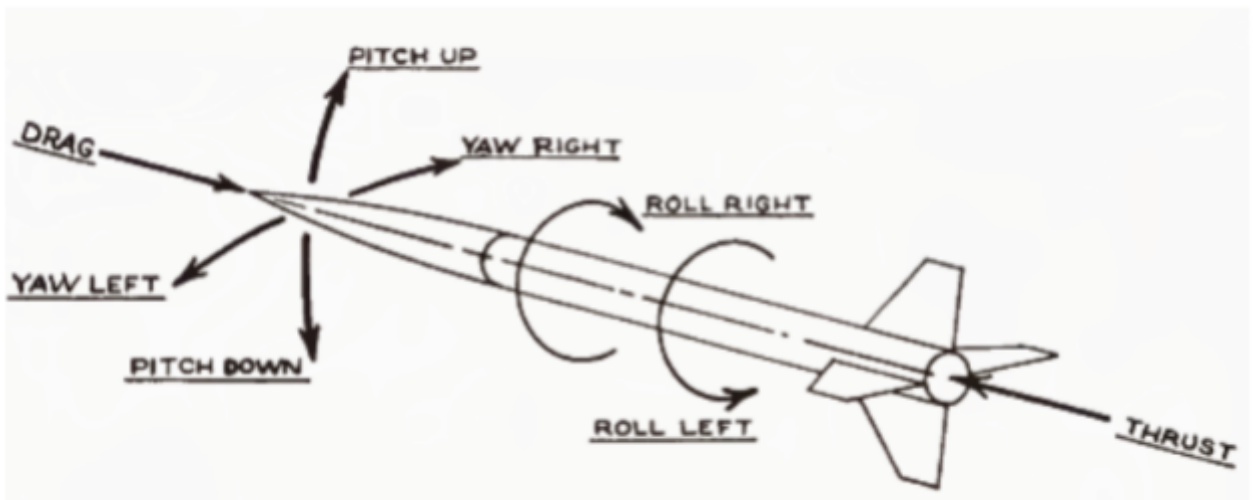


Figura 9.0: Posibles movimientos de un cohete en aeronáutica.

En este aspecto entra en juego la función clave que desempeñan las aletas, las cuales se tratan de los elementos anexionados al cohete en su zona inferior y que le permiten permanecer estable durante todo el tiempo de vuelo. Las aletas constituyen un elemento muy sencillo que cumple la función de mecanismo pasivo de control de la estabilidad del cohete, de modo que en función de su área y posición respecto del fuselaje lograremos tener una mayor o menor estabilidad.

Es por ello, que en esta sección, se discutirán los principales conceptos de estabilidad aplicados en el diseño de cohetes, donde es fundamental definir dos puntos geométricos pertenecientes al cohete:

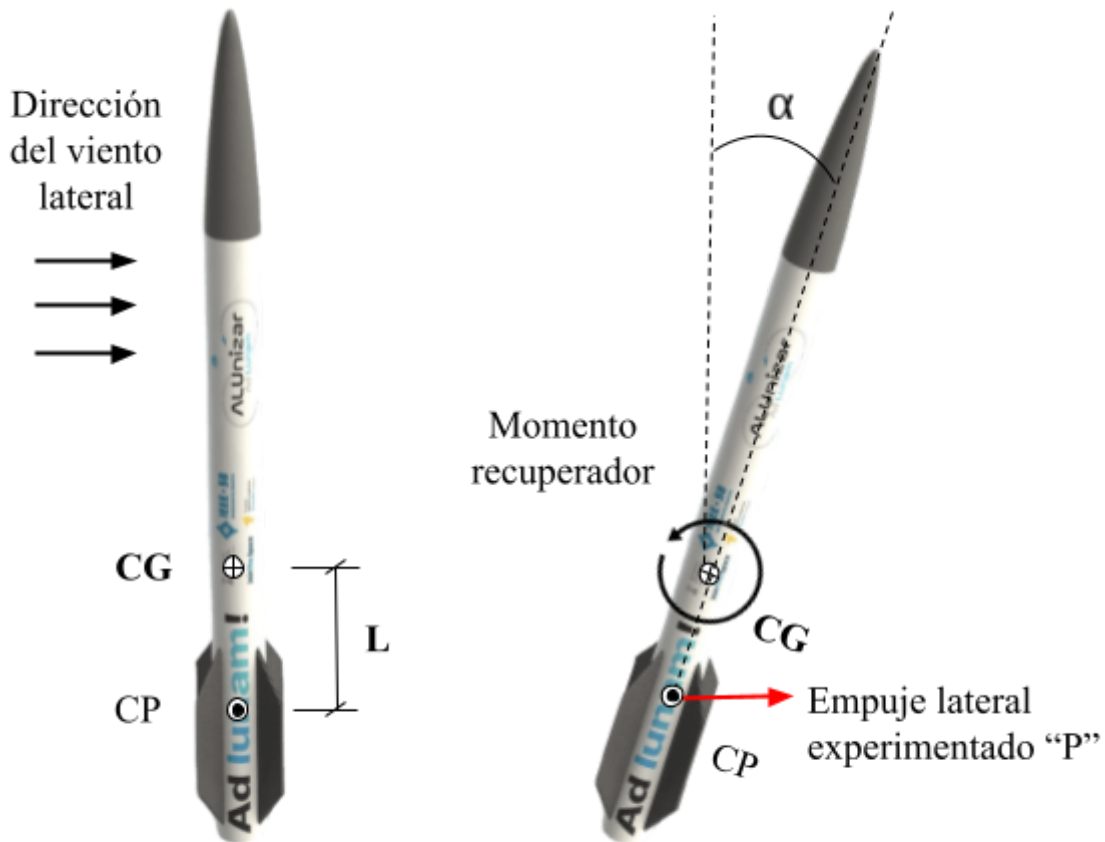


Figura 10.0: Situación estable: El CG está situado por encima del CP.

- **Centro de Gravedad (CG):** Se trata del punto del cohete donde se puede concentrar de manera ficticia toda la masa del cohete. Además, es importante recordar desde el punto de vista cinemático que el cohete rotará respecto a este punto.
- **Centro de Presiones (CP):** Se trata del punto sobre el cual se puede aplicar la resultante de todas las fuerzas aerodinámicas ejercidas sobre el cohete, de forma que dicha resultante en el Centro de Presiones tenga el mismo efecto que el que tendrían todas las fuerzas aerodinámicas por separado sobre la aeronave. Al contrario que el CG, el CP tiene la peculiaridad de que varía con el ángulo de ataque de la aeronave (α) y con el Número de Mach. Una vez definidos estos conceptos, puede surgir la pregunta de a qué distancia situar el Centro de Gravedad del Centro de Presiones y cuál de ellos debe estar por encima del otro. En primer lugar hay que saber que el Centro de Gravedad debe estar por encima del Centro de Presiones para que el sistema sea estable.

En las siguientes figuras puede verse gráficamente lo que ocurriría tanto si el CP está por encima del CG, como el caso contrario. En la **Figura 10.0** se aprecia como ante una perturbación lateral, inicialmente el cohete se inclinaría. Sin embargo, la resultante de las fuerzas de sustentación sobre el Centro de Presiones es tal que el momento que ejerce sobre el Centro de Gravedad hace que el cohete vuelva a la situación de equilibrio. Esto se denomina momento recuperador. No obstante, no se da este

fenómeno en el caso representado en la **Figura 11.0**, donde se comprueba que la resultante de las fuerzas de sustentación generaría un momento en sentido contrario, desestabilizando el cohete aún más. Esto se denomina momento desestabilizador.

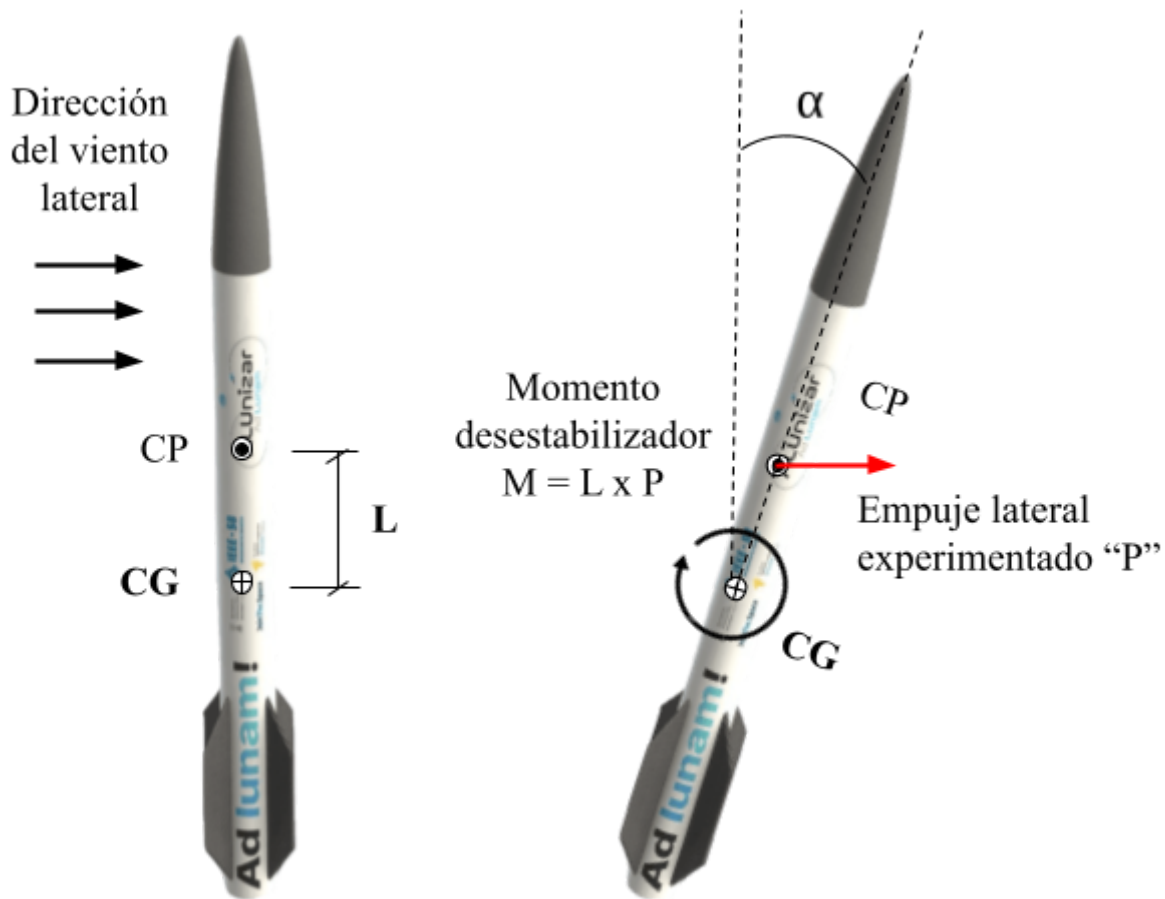


Figura 11.0: Situación inestable: El CG está situado por debajo del CP.

Por otro lado, una vez establecida la premisa del orden en el que tienen que estar situados estos dos puntos a lo largo del cohete para garantizar la estabilidad del sistema podemos pasar a definir la distancia L a la que tienen que estar separados el CP y el CG, donde surgen 3 casos diferentes, definiendo como un "calibre" a la distancia equivalente a 1 diámetro del fuselaje del cohete.

- **$L < 1$ calibre:** En este caso los Centros de Presiones y Gravedad estarían considerablemente pegados y no puede asegurarse la estabilidad del cohete, por lo tanto podemos decir que el cohete sería muy poco estable.
- **$1 \text{ calibre} < L < 3 \text{ calibres}$:** Este es el caso más favorable de todos, pues se asegura la estabilidad del cohete en todo momento sin sobre estabilizar el sistema.

- L > 3 calibres:** En esta situación se puede decir que el cohete se vuelve excesivamente estable, tanto, que en el caso de recibir una corriente de aire lateral, la aeronave se podría desviar de su trayectoria vertical y apuntaría hacia la zona desde donde le sopla el viento. Este comportamiento se denomina "Weathercocking".

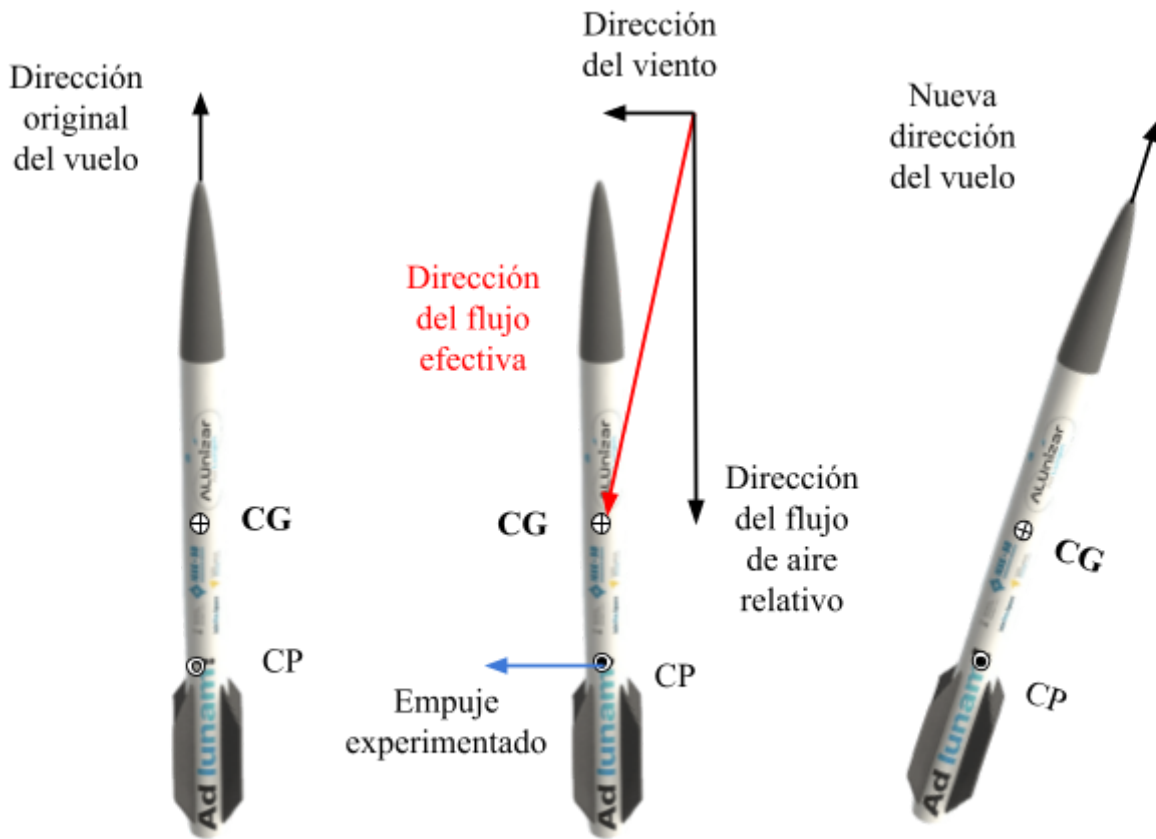


Figura 12.0: Representación del fenómeno de “Weather Cocking”.

Es interesante ver qué efecto tiene el posicionamiento de las aletas y su área sobre la localización del centro de presiones en el cohete. En primer lugar, a medida que se bajan las aletas a lo largo del cohete también lo hace el Centro de Presiones. Esto es lógico dada la definición de centro de presiones, ya que, siendo las aletas unos de los elementos que más resistencia aerodinámica generan, si estas se colocan en la zona inferior del cohete, se crea alrededor de la misma una condensación de fuerzas de entre todas las fuerzas aerodinámicas ejercidas sobre el cohete. Por ende, dicho esto es lógico afirmar que en lo relativo al área de las aletas, se cumple que cuanto más área posean las aletas más resistencia aerodinámica desarrollarán y en mayor grado bajará el posicionamiento del Centro de Presiones.

En lo referente a la geometría de las aletas, al ser mucho más influyentes su área total y localización de las mismas, se puede escoger un perfil arbitrario manteniendo siempre unos estándares (Doble delta recortado, Trapezoidal, Barrido afilado, etc.). Algunos ejemplos de dichas geometrías se muestran en la siguiente **Figura 13.0**.



Figura 13.0: Geometría de aletas más comunes en cohetería.

3.3. Sistema de liberación y recuperación

El Sistema de Recuperación y Liberación es otra parte esencial en el diseño de un cohete de propulsión sólida, especialmente cuando se trata de cohetes amateur. Su objetivo principal es asegurar que el cohete regrese a tierra de manera segura y controlada después de alcanzar su apogeo, permitiendo su reutilización en futuras misiones. Además, busca evitar que el cohete se aleje en exceso de la zona de lanzamiento, facilitando así su posterior recuperación.

El corazón del sistema de recuperación se basa en el uso de un paracaídas o conjunto de paracaídas, el cual se encuentra almacenado en una bahía específica dentro del cohete, conocida como bahía de recuperación. La expulsión de este paracaídas al exterior del cohete es un paso crítico que garantiza su despliegue adecuado. Para lograr esto, se emplea una carga pirotécnica que genera una presión suficiente para separar la ojiva y arrastrar el paracaídas hacia el exterior, permitiendo que se abra y despliegue completamente.

La elección de la cantidad de paracaídas es un aspecto relevante en este sistema. Los cohetes pueden contar con un solo paracaídas o dos, y esta decisión se basa en un equilibrio entre la velocidad de descenso y el tiempo que tarda en caer, aunque para apogeos superiores a 1000 metros se consideran casi obligatorios los sistemas compuestos por dos. Si el cohete desciende muy rápido, corre el riesgo de dañarse al impactar con el suelo, mientras que si el descenso es demasiado lento, el viento podría arrastrarlo a una distancia considerable de la zona de lanzamiento, dificultando su recuperación.

La recuperación efectiva del cohete es crucial para proteger la integridad de la carga útil y del propio vehículo. Si la recuperación falla o es inadecuada, existe un riesgo significativo de daños, pérdida de datos e incluso de seguridad para las personas cercanas al lugar de aterrizaje. Por lo tanto, el diseño y la implementación del sistema de recuperación deben llevarse a cabo con un enfoque meticuloso y considerando todas las posibles situaciones y escenarios.

Es importante resaltar que el sistema de recuperación y liberación no solo se limita a la fase de recuperación del cohete una vez alcanzado el apogeo, sino que también involucra la separación adecuada de las etapas del cohete durante su vuelo. Esta fase es crucial para asegurar un despliegue correcto del paracaídas y evitar posibles interferencias entre las partes del cohete durante el descenso.



Figura 14.0: Diagrama de fuerzas del cohete durante el descenso.

La ecuación fundamental que rige este sistema se obtiene al establecer un equilibrio entre el peso del cohete en vacío (W_0) y la resistencia aerodinámica (Drag, D). En la **Figura 14.0** se dispone el diagrama de fuerzas del cohete durante el descenso, considerando que la resistencia aerodinámica que genera el paracaídas es trasladada al cohete mediante la cuerda de agarre del sistema :

$$W_0 = D = 1/2 \cdot \rho \cdot Vd^2 \cdot S \cdot CD \quad (3.6)$$

Donde:

W_0 es el peso en vacío del cohete.

ρ es la densidad del aire.

Vd es la velocidad de descenso.

S es la superficie frontal del paracaídas.

CD es el coeficiente de resistencia aerodinámica.

La velocidad de descenso (Vd), por su parte, se puede calcular despejando esta ecuación:

$$Vd = \sqrt{2 \cdot W0 / \rho \cdot S \cdot CD} \quad (3.7)$$

El coeficiente de resistencia aerodinámica (CD) es el factor más importante en esta ecuación, y depende de varios parámetros difíciles de predecir, como el área de la superficie en la que se basa, las características de planeo, el flujo de aire alrededor de la campana del paracaídas, la forma de la campana, la permeabilidad de la tela, la longitud de las cuerdas del paracaídas y la velocidad de descenso.

Para determinar el valor de CD , se suele realizar pruebas en un túnel de viento, midiendo la fuerza de resistencia aerodinámica para una velocidad determinada. El perfil aerodinámico del cohete durante el descenso, al actuar como un cuerpo fuselado con ángulo de ataque nulo, suele tener valores de CD en torno a 0,05 y 0,1. En cambio, la campana del paracaídas actúa como un cuerpo romo, generando una resistencia aerodinámica más significativa debido al flujo de aire que se desprende al rebordear el cuerpo, lo que deriva en valores de CD notablemente mayores.

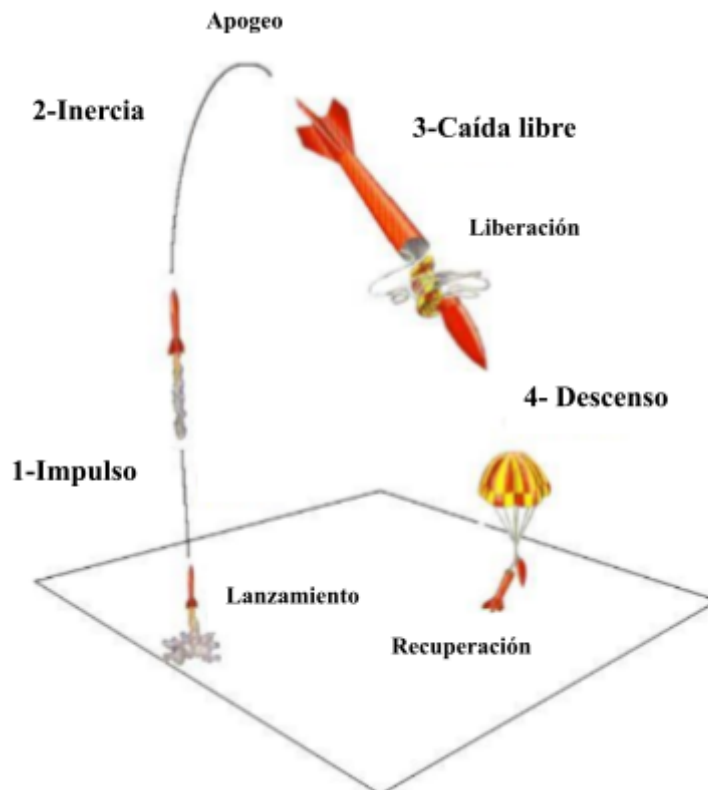


Figura 15.0: Etapas durante el vuelo.

Dentro de este contexto, la implementación de un mecanismo de liberación del paracaídas representa un paso crucial para garantizar un regreso seguro y controlado a tierra. El funcionamiento de este mecanismo de liberación del paracaídas se basa en el ingenioso uso de la aviónica, que actúa como el cerebro del sistema.

Durante la fase de ascenso, la aviónica desempeña un papel vital al medir constantemente la presión atmosférica en función de la altitud alcanzada por el cohete. A medida que el cohete se eleva en la atmósfera, la presión disminuye gradualmente, debido a que por la propia definición de presión atmosférica. La aviónica es capaz de detectar este cambio en la presión ambiental a medida que el cohete se acerca a su apogeo, el punto máximo de su trayectoria. Una vez que la aviónica detecta una disminución significativa del incremento de los valores de las lecturas de presión interpreta que el cohete ha alcanzado su punto más alto y ha comenzado su descenso hacia el suelo, este cambio en las lecturas de presión actúa como una señal crucial para activar el mecanismo de liberación del paracaídas.

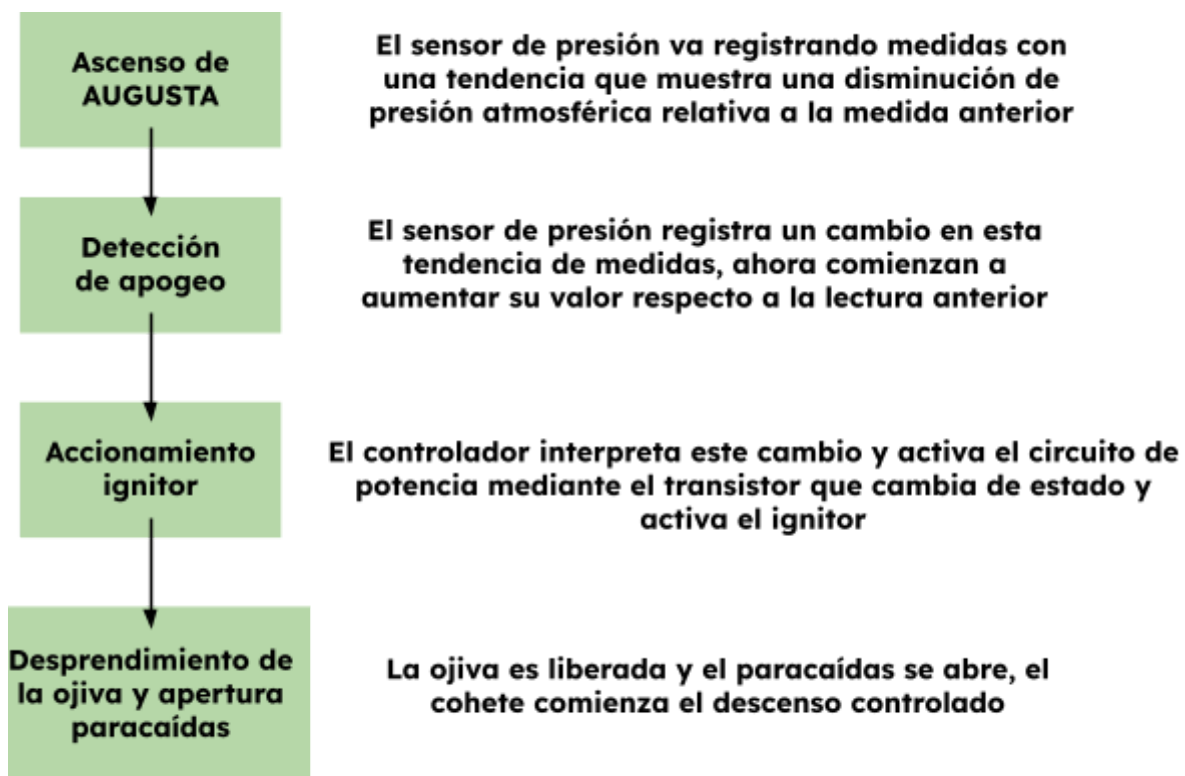


Figura 16.0: Esquema de funcionamiento del Sistema de liberación y recuperación.

El proceso de activación del mecanismo de liberación del paracaídas implica la utilización de un ignitor controlado electrónicamente. Este ignitor está diseñado para encenderse en respuesta a la señal de la aviónica. Una vez que la aviónica detecta la disminución de la presión y determina que el cohete está en fase de descenso, se emite una señal para activar el ignitor, el cual a su vez, inicia la liberación del paracaídas, permitiendo que este se despliegue y ralentice el descenso del cohete de manera controlada y segura.

Es importante tener en cuenta que la lectura de presión se lleva a cabo mediante un agujero de 6 mm en el fuselaje del cohete. La cápsula de aviónica, diseñada para este propósito específico, no es hermética para permitir una lectura de presión estática, y protege el sensor de presión para que en ningún momento realice lecturas de presión dinámica, fruto del flujo de aire que envuelve al cohete en su ascenso, el cual genera una caída de presión estática. Esta elección asegura mediciones precisas y confiables, lo que es esencial para determinar el momento óptimo para la liberación del paracaídas.

3.4. Aviónica y sistema de encapsulamiento

Esta sección se encarga de integrar los sistemas electrónicos y de control que permiten monitorear y gestionar diferentes aspectos del cohete durante su vuelo y recuperación. Además, el sistema de encapsulamiento puede proteger y alojar la carga útil, como instrumentación científica, cámaras o experimentos, asegurando su integridad durante todo el proceso de lanzamiento y recuperación.

El concepto de aviónica en cohetes se basa en la aplicación de la electrónica y la informática en el control, seguimiento y gestión del cohete. Sus funciones principales son:

1. **Adquisición de datos:** La aviónica recopila información vital sobre el comportamiento del cohete, como la altitud, velocidad, aceleración, temperatura, presión, entre otros. Estos datos son fundamentales para el análisis del vuelo y la posterior toma de decisiones en la etapa de recuperación.
2. **Telemetría y seguimiento:** La aviónica permite enviar datos en tiempo real a una estación de tierra, lo que facilita el seguimiento y la supervisión del cohete durante su vuelo. Esto proporciona información valiosa para el análisis en tiempo real y la toma de decisiones en caso de situaciones inesperadas.
3. **Despliegue del sistema de recuperación:** La aviónica se encarga de activar el sistema de recuperación en el momento adecuado, permitiendo el despliegue del paracaídas o el sistema de frenado que asegura un retorno seguro y controlado del cohete a tierra.

Los elementos principales que componen el sistema de aviónica son:

- **Controlador:** Es el cerebro del sistema, donde se procesan los datos de los sensores y se toman las decisiones para el control del vuelo y la activación del sistema de recuperación. El controlador escogido por parte del equipo de electrónica del proyecto fue el modelo *Arduino Nano 33 BLE Sense Rev2 with headers*.
- **Sensores:** Estos dispositivos recopilan datos sobre la altitud, velocidad, aceleración, altitud, temperatura, presión y otros parámetros importantes para el control y la monitorización del cohete. Estos sensores vienen incorporados en la propia placa del modelo de Arduino y se escogió esta placa por su composición de sensores como atmosféricos, de inercia, etc..
- **Actuadores:** Son los componentes que responden a las decisiones tomadas por la central de control, en este caso únicamente disponemos del ignitor situado en el sistema de liberación. La forma de activar este ignitor es mediante un transistor MOSFET IRLZ44N, el cual sirve para activar el circuito de potencia mediante el circuito de control.

- **Transmisión de datos:** Se utilizan sistemas de radiofrecuencia u otros métodos para enviar los datos recopilados por la aviónica a una estación de tierra, permitiendo el seguimiento y la telemetría en tiempo real.

En relación con el Sistema de Recuperación y Liberación, tal y como se ha mencionado anteriormente, cabe recordar que la aviónica desempeña un papel fundamental en el momento del despliegue del paracaídas. Gracias a los datos proporcionados por los sensores, la central de control puede determinar el momento óptimo para la activación del sistema de recuperación, asegurando que el cohete alcance la altitud adecuada y se encuentre en la posición adecuada para un retorno seguro.

En cuanto al sistema de encapsulamiento, este es crucial para proteger la carga útil, como instrumentos científicos o experimentos, durante el vuelo y la recuperación. La aviónica también desempeña un papel importante en el seguimiento y monitoreo de la carga útil, permitiendo verificar que se mantenga en condiciones óptimas durante todo el proceso de lanzamiento y recuperación.

En conclusión, la sección de Aviónica y Sistema de Encapsulamiento es esencial en el diseño de cohetes de propulsión sólida, ya que proporciona el control, la monitorización y la protección necesarios para garantizar un vuelo seguro y una recuperación exitosa. La interacción entre el sistema de aviónica y el sistema de recuperación y liberación asegura que el cohete pueda regresar a tierra de manera segura, controlada y protegiendo la carga útil, contribuyendo así al éxito general de la misión del cohete amateur.

4. Diseño y fabricación de AUGUSTA

Dentro del marco de este TFG centrado en la construcción de un cohete amateur de propulsión sólida, la sección de Diseño y Fabricación se erige como el corazón mismo del proyecto, donde tras sentar las bases con los conceptos fundamentales necesarios para comprender la complejidad del proceso, esta etapa representa la culminación de la teoría en una manifestación práctica.

Habiendo abordado previamente los aspectos esenciales que constituyen la base de este proyecto, la sección de diseño y fabricación no solo se centra en la concepción del cohete, sino también en su materialización. Los componentes críticos de la sección, como la selección del propulsor comercial, la selección del fuselaje, la cápsula de electrónica, la ojiva, las aletas y la unión entre las aletas y el fuselaje; están diseñados no solo para cumplir funciones específicas, sino también para integrarse en armonía con el conjunto del cohete.

El "BOM" desglosa meticulosamente los componentes necesarios para la construcción del cohete, desde los materiales hasta los componentes electrónicos. La selección del propulsor comercial, implica tomar decisiones informadas sobre el motor de propulsión sólida adecuado para el cohete, considerando factores como el impulso total y la seguridad.

El fuselaje del cohete no solo es la columna vertebral estructural, sino también un lienzo para la creatividad en diseño y funcionalidad para aspectos de marketing. La cápsula de electrónica alberga los sistemas electrónicos y de control, asegurando un vuelo seguro y monitoreado. La ojiva tiene la tarea de redirigir el flujo, entre otros requisitos posteriormente mostrados, y su diseño debe garantizar su integridad.

Las aletas, además de contribuir a la estabilidad, presentan una oportunidad para la innovación en diseño aerodinámico, donde su unión al fuselaje juega un papel crucial, siendo un aspecto novedoso que debe garantizar la robustez y seguridad en un punto de conexión fundamental.

En resumen, la sección de Diseño y Fabricación de AUGUSTA es el corazón y el alma del TFG, donde los conceptos teóricos convergen con la creación práctica. Aquí, cada aspecto crucial es examinado tanto en su diseño como en su fabricación, fusionando la visión creativa con la ejecución precisa. Cada componente, desde el propulsor hasta la unión al fuselaje, se convierte en un pilar esencial en la edificación de un cohete amateur de propulsión sólida, aportando una comprensión más profunda y práctica a todo el proyecto.

4.1. BOM

En el ámbito de la ingeniería y la fabricación, la sección de "BOM" o "Bill of Materials" (Lista de Materiales) desempeña un papel fundamental al desglosar y detallar todos los componentes y materiales necesarios para llevar a cabo un proyecto industrial. Es por lo tanto que, en un proyecto de construcción de un cohete amateur, la BOM se convierte en un recurso esencial para planificar, organizar y ejecutar todas las fases de fabricación y ensamblaje del cohete.

La BOM es un documento que enumera todos los elementos necesarios para la fabricación de un producto, junto con detalles específicos sobre cantidades, descripciones y a menudo números de referencia. En el contexto de un cohete de propulsión sólida, esta lista abarca desde los componentes principales que constituyen el núcleo del conjunto, hasta los elementos auxiliares que desempeñan un papel crucial en el éxito del proyecto.

A continuación se presentan detalladamente todos los elementos necesarios para la fabricación del cohete. Esto incluye componentes que se van a analizar en profundidad en las siguientes secciones del trabajo, como la ojiva, la cápsula de electrónica, el fuselaje y las aletas, entre otros. Además, también se abordan los elementos auxiliares, que si bien pueden no ser el foco principal, son esenciales para el funcionamiento exitoso del cohete, ya sea porque son necesarios en materia de seguridad o porque cumplen funciones mecánicas secundarias.

Además, en esta sección de BOM, se proporciona una descripción detallada de cada uno de estos elementos auxiliares, junto con su función en el contexto del proyecto. Esto no solo contribuye a la comprensión global del cohete y su funcionamiento, sino que también asegura que todos los aspectos esenciales estén considerados y planificados adecuadamente.



Figura 17.0: Renderizado de AUGUSTA (I).

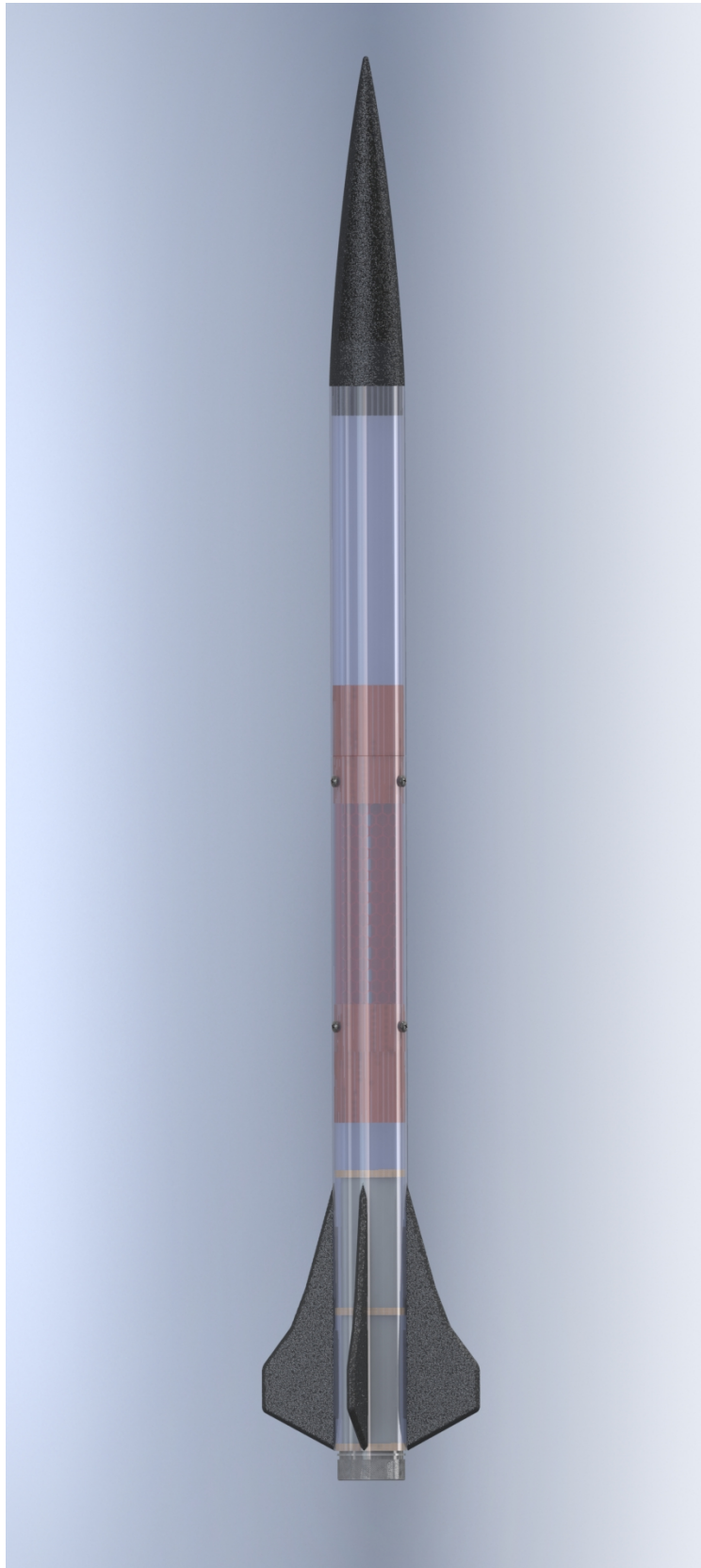


Figura 18.0: Renderizado de AUGUSTA (II).

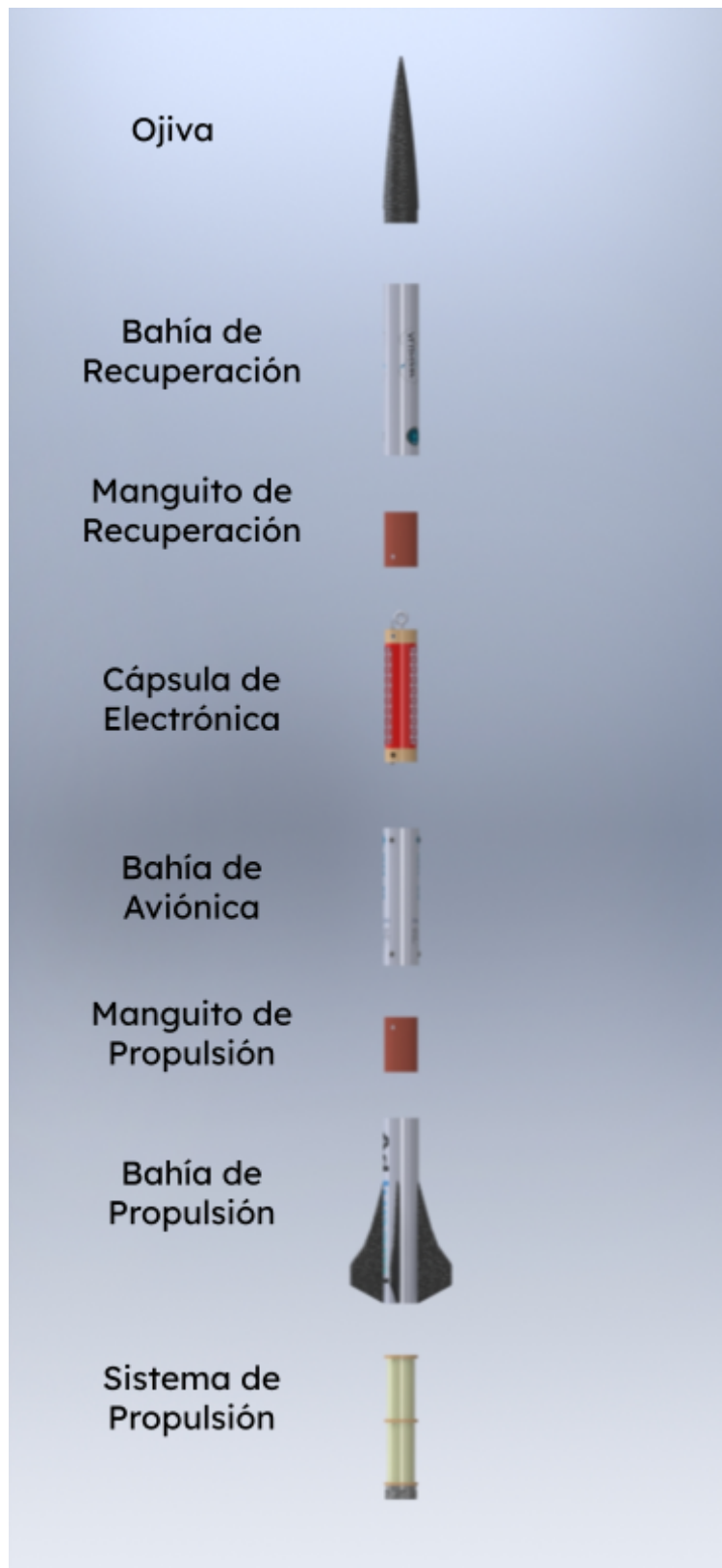


Figura 19.0: Vista explotada de AUGUSTA.

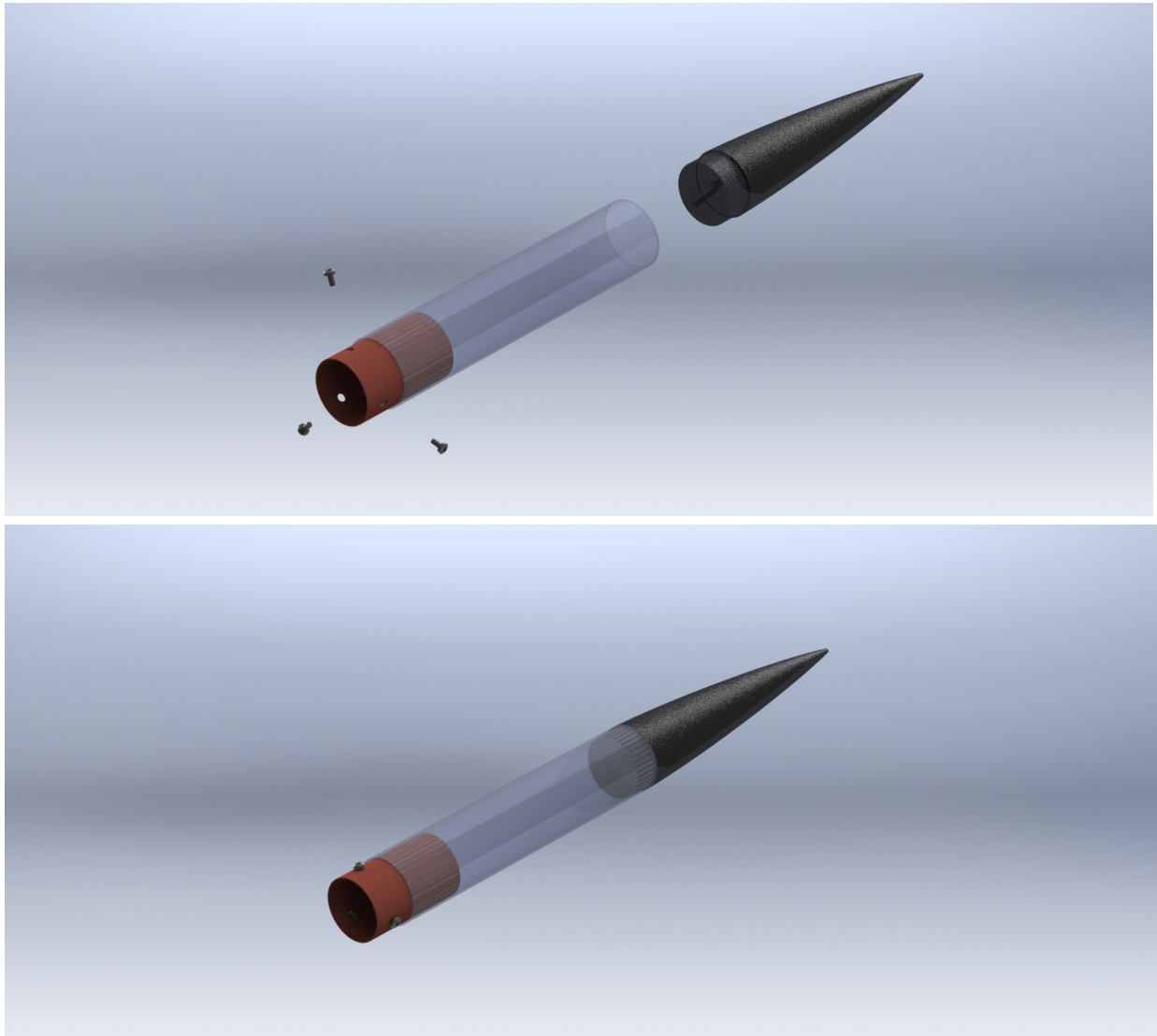


Figura 20.0: Vista explotada de la bahía de recuperación (sin paracaídas).

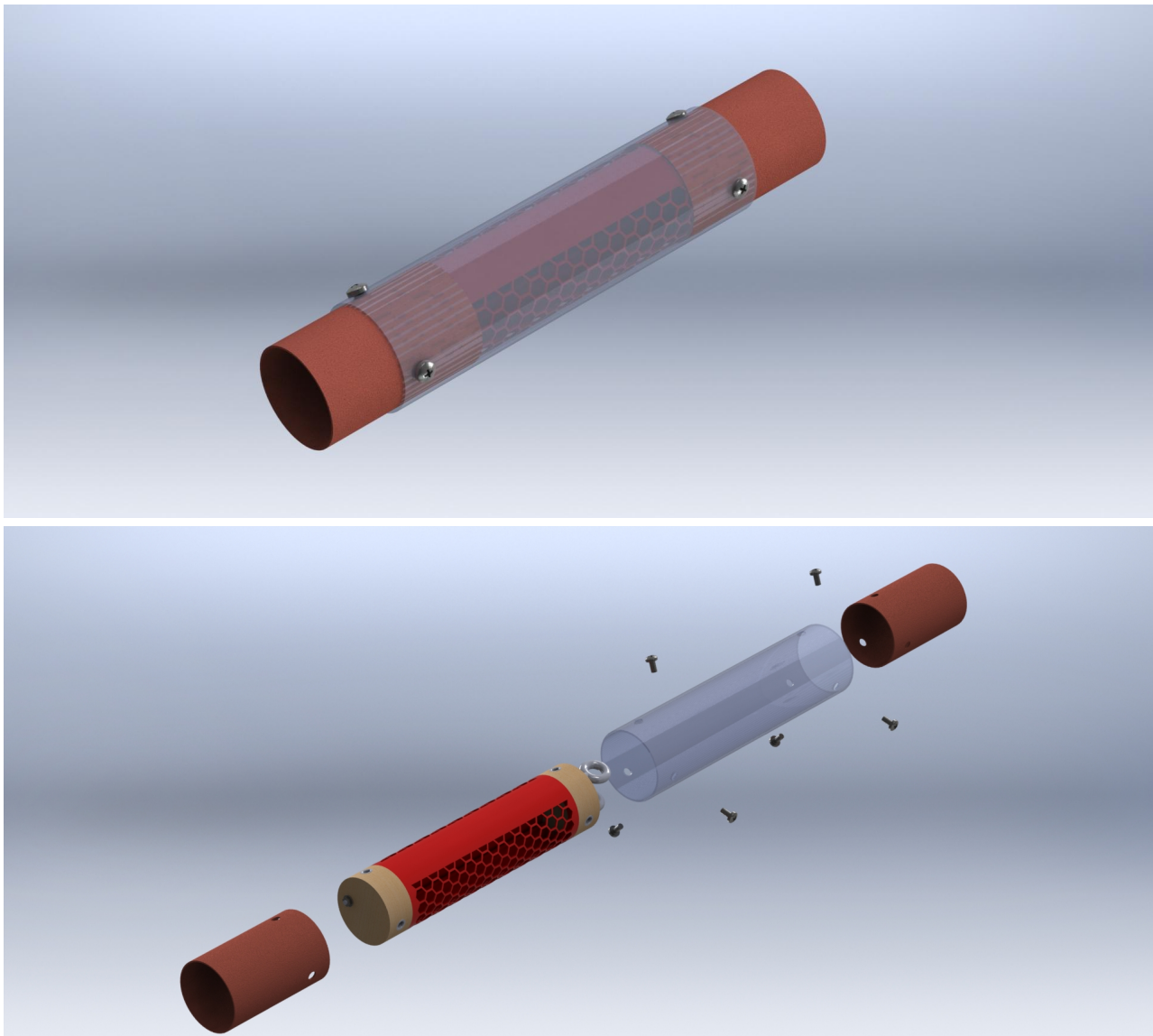


Figura 21.0: Vista explotada de la bahía de electrónica.

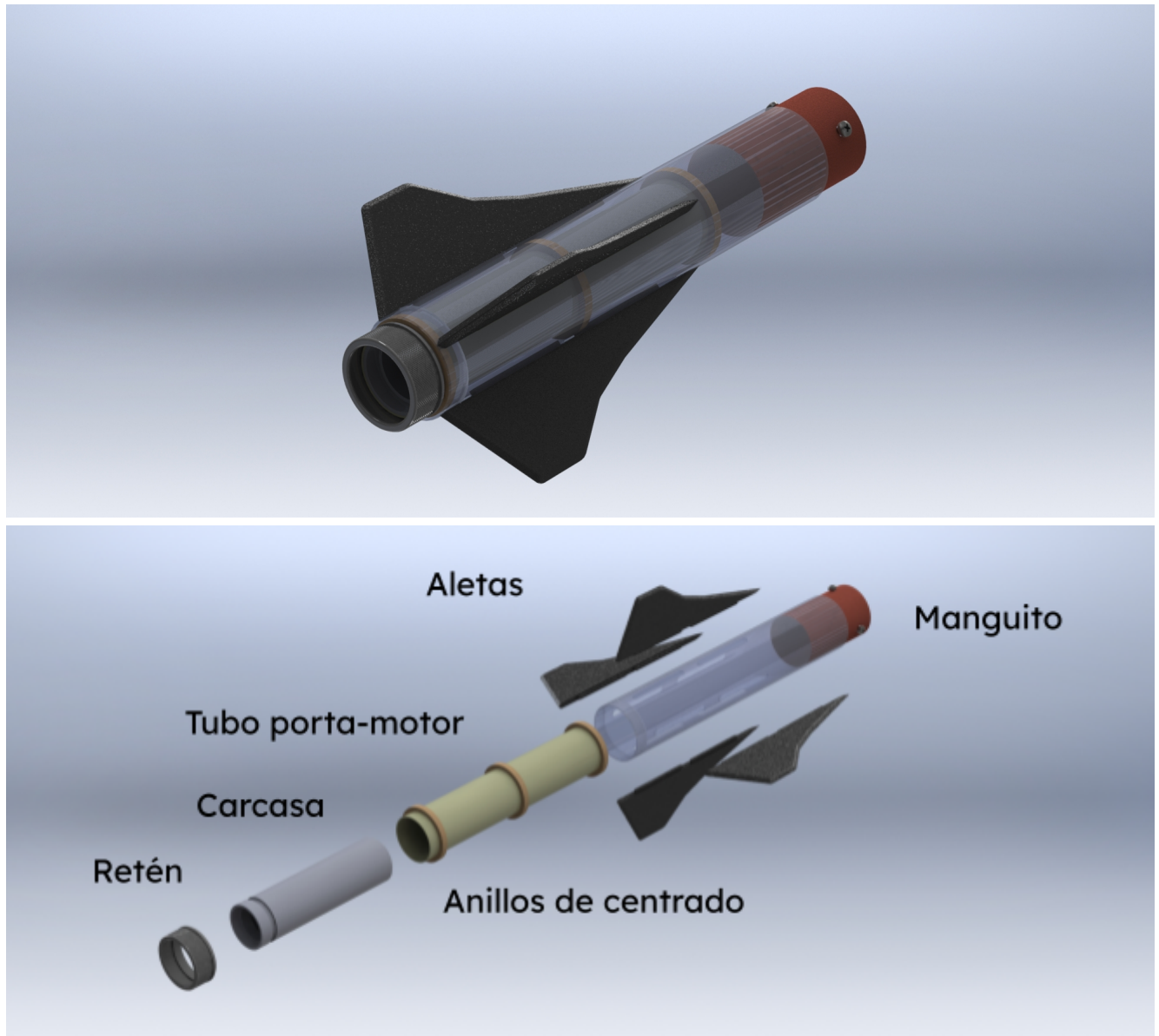


Figura 22.0: Vista explotada de la bahía de propulsión (sin recarga del propulsor).

Cantidad	Elemento	Descripción
1	Bahía de propulsión	Tubo de fibra de vidrio de 51 mm cortado a 270 mm
1	Bahía de recuperación	Tubo de fibra de vidrio de 51 mm cortado a 250 mm
1	Bahía de aviónica	Tubo de fibra de vidrio de 51 mm cortado a 200 mm
1	Tubo porta-motor	Tubo de cartón fenólico de 38 mm cortado a 200 mm

3	Anillo centrador de madera de contrachapado	Anillos de 48mm exterior y 38 mm interior que sustentan el sistema de propulsión interno dentro de la bahía de propulsión.
1	Tapa superior cápsula de electrónica	Disco de 46 mm de madera de contrachapado de 2 cm de espesor, adaptado al proyecto.
1	Tapa inferior cápsula de electrónica	Disco de 46 mm de madera de contrachapado de 2 cm de espesor, adaptado al proyecto.
1	Cápsula de electrónica	Impresa en PLA y personalizada
1	Retén de seguridad 38mm HAMR	Elemento comercial de cohetería.
1	Ojiva	Impresa en PLA y personalizada
4	Aleta	Impresas en PLA y personalizada
2	Acopladores inter bahías	Tubos de cartón de 48 mm de diámetro y 100 mm de longitud comerciales para cohetería amateur.
2	Argolla sistema de recuperación	Elemento de ferretería.
1	Varilla roscada M3	Elemento de ferretería.
2	Tuerca M3	Elemento de ferretería.
1	Mosquetón SRL	Elemento de ferretería.
1	Carcasa propulsor	Carcasa comercial de propulsor seleccionado.
1	Recarga propulsor	Propulsor comercial seleccionado para el caso específico.

Tabla 3.0: BOM

Retén

Dentro del conjunto de componentes vitales que conforman nuestro cohete, el retén de aluminio emerge como una pieza de crucial importancia. Diseñado específicamente para salvaguardar la seguridad y la eficacia del lanzamiento, el retén desempeña un papel fundamental en asegurar que el propulsor permanezca intacto y en su lugar durante el vuelo.

La función primordial del retén es evitar que el propulsor salga disparado del cohete durante el proceso de lanzamiento y vuelo, lo que podría comprometer tanto la integridad del cohete como la seguridad de los espectadores y participantes. Este componente es una pieza metálica especialmente configurada para ajustarse perfectamente al tubo porta motor, el cual sirve como alojamiento del propulsor. La utilización de aluminio, un material ligero pero resistente, ofrece la combinación ideal de durabilidad y peso reducido, aspectos cruciales en el diseño aeroespacial.

El proceso de ensamblaje es una etapa clave en la implementación exitosa del retén, este componente se fija al tubo porta motor mediante el uso de un adhesivo epoxi de alta resistencia, asegurando una unión sólida y confiable. Una vez fijado el retén, el propulsor se introduce en el tubo y se cierra con la tapa correspondiente. Para validar y optimizar la efectividad del retén de aluminio comercial seleccionado, se llevó a cabo un proceso de ingeniería inversa utilizando herramientas como SolidWorks. La creación de un modelo digital permitió analizar minuciosamente las dimensiones y la geometría del retén, así como su interacción con otros componentes del cohete. Este enfoque garantizó que el retén se integre de manera coherente y segura con el conjunto general del cohete, contribuyendo a la robustez y la cohesión del diseño.

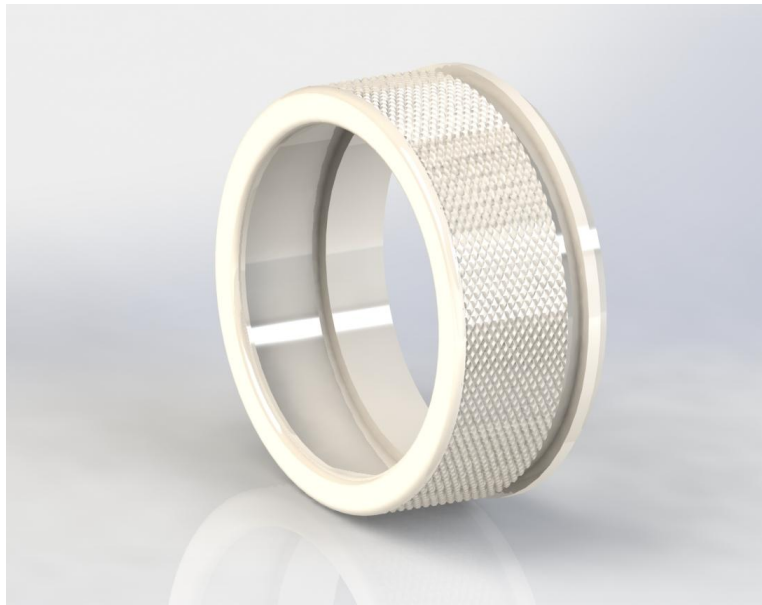


Figura 23.0: Retén de aleación de aluminio de 38mm en SolidWorks.

Acopladores inter-bahías

Los acopladores, por su parte, desempeñan otro papel crucial en la construcción del cohete, ya que se encargan de unir y asegurar las distintas bahías del cohete. Estos tubos de cartón con un diámetro exterior de 48 mm, considerando el diámetro del fuselaje (51mm) y su espesor de pared (1,5mm) se ajustan de manera precisa entre las bahías, proporcionando una conexión sólida y funcional que asegura la cohesión estructural y la alineación adecuada.

El proceso de ensamblaje de los acopladores involucra una serie de pasos estratégicos que garantizan una unión segura y confiable entre las bahías. Las tres principales secciones del cohete - la bahía de propulsión, la bahía de recuperación y la bahía de aviónica - están unidas mediante diferentes métodos para satisfacer las necesidades específicas de cada componente.

En la bahía de propulsión y recuperación, los acopladores son fijados con resina epoxi, proporcionando una unión sólida y permanente. La resina epoxi ofrece una adhesión duradera que asegura la integridad estructural y evita cualquier movimiento no deseado durante el vuelo. Esta unión permanente contribuye a la estabilidad general del cohete y garantiza que las bahías de propulsión y recuperación trabajen en conjunto de manera eficiente.

En contraste, en la bahía de aviónica, se implementa un enfoque diferente para permitir la accesibilidad

a los sistemas electrónicos. Los acopladores se aseguran mediante tres tornillos M4, que permiten una unión desmontable. Esta configuración es especialmente útil para permitir la inspección, el mantenimiento y la actualización de los componentes electrónicos sin tener que desmontar todo el cohete. La capacidad de desmontar y volver a montar esta sección facilita la manipulación de los sistemas electrónicos y contribuye a la versatilidad del diseño.

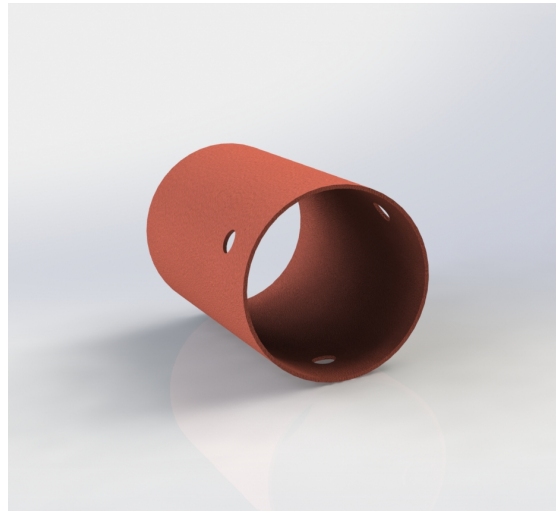


Figura 24.0: Acoplador o manguito en SolidWorks.

Anillos de centrado

La estabilidad y el centrado son consideraciones esenciales para lograr un vuelo controlado y seguro. Los anillos de centrado desempeñan un papel crucial en este aspecto, ya que sustentan el tubo porta motor y garantizan que se mantenga en una posición precisa en el interior del cohete. Estos discos huecos en forma de anillo, con un diámetro interior de 38 mm y un diámetro exterior de 48 mm, son fundamentales para asegurar una alineación adecuada y una estructura cohesiva.

El propósito principal de los anillos de centrado es mantener el tubo porta motor en el centro del cohete, lo que contribuye a un vuelo estable y predecible. El centrado adecuado asegura que las fuerzas aerodinámicas y de propulsión se distribuyan de manera uniforme en todo el cohete, evitando cualquier desalineación que pueda resultar en vibraciones, oscilaciones indeseadas o incluso daños estructurales.

Además de su papel en el vuelo y la estabilidad, los anillos de centrado también facilitan el proceso de ensamblaje. Al mantener el tubo porta motor en su posición correcta, simplifican la alineación de otros componentes, como las aletas y las bahías. Esto reduce la posibilidad de errores humanos y contribuye a un montaje más rápido y eficiente.

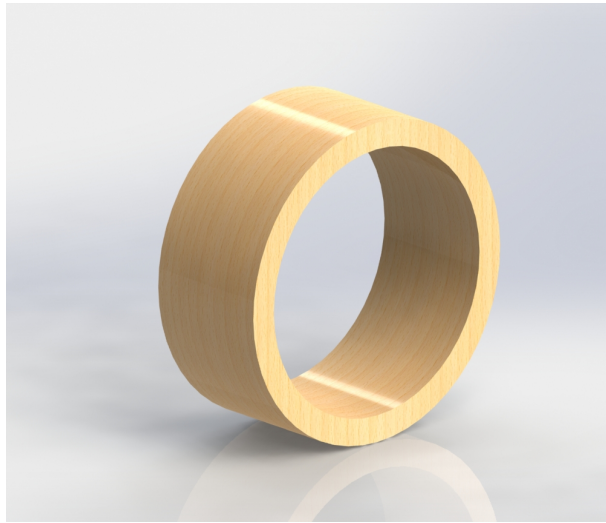


Figura 25.0: Disco de centrado en SolidWorks.

4.2. Selección propulsor comercial

La selección adecuada del propulsor comercial para nuestro cohete amateur es un proceso crítico que se basa en criterios específicos para garantizar un desempeño seguro y eficiente. Uno de los criterios fundamentales es el nivel de Impulso Total de la recarga, el cual debe estar por debajo de 160Ns. Esta limitación se establece debido a las regulaciones y restricciones legales vigentes que permiten la adquisición de propulsores sin la necesidad de obtener licencias adicionales, tal y como se ha explicado en el apartado de dinámica de propulsión.

La restricción del Impulso Total a 160 Ns asegura que el motor utilizado se encuentre dentro de los límites seguros y permitidos para proyectos de cohetaría amateur, evitando el riesgo de utilizar propulsores que puedan resultar peligrosos o que requieran permisos adicionales para su uso. Esta medida también contribuye a mantener un nivel razonable de seguridad durante el desarrollo y lanzamiento de nuestro cohete, dada la nula experiencia previa en estos ámbitos. Además del nivel de Impulso Total, otros aspectos a considerar en la selección del propulsor comercial incluyen la compatibilidad con el resto de los componentes del cohete, la disponibilidad en el mercado (tanto de la carcasa como de la recarga), el costo y la facilidad de manipulación y almacenamiento.

Tras llevar a cabo una exhaustiva evaluación de las opciones disponibles en el mercado, analizando detalladamente las especificaciones técnicas de cada propulsor y su adecuación a nuestros objetivos de rendimiento y seguridad, se decidió escoger el conjunto de carcasa y recarga (ignitor incluido en la recarga) dispuestos a continuación en la **Tabla 4.0**:

Carcasa	Pro38 1 Grain Casing
Recarga	Pro38 1G-141G78-15A-BS
Impulso Total	140,9 Ns

Tabla 4.0: Conjunto de carcasa y recarga para AUGUSTA

Motor Data			
Brandname	Pro38 141G78-15A	Manufacturer	Cesaroni Technology
Man. Designation	141G78-15A	CAR Designation	141-G78-15A
Test Date	4/25/2009		
Single-Use/Reload/Hybrid	Reloadable	Motor Dimensions mm	38.00 x 127.00 mm (1.50 x 5.00 in)
Loaded Weight	197 g	Total Impulse	140.9 Ns (31.7 lb.s)
Propellant Weight	69 g	Maximum Thrust	137.3 N (30.9 lb.)
Burnout Weight		Avg Thrust	78.4 N (17.6 lb.)
Delays Tested	"15,12,10,8,6"	ISP	208.16 s
Samples per second	1000	Burntime	1.80 s
Notes	Blue Streak™		

Figura 26.0: Hoja de datos del propulsor seleccionado

Esta carcasa, que encerrará consigo la recarga, deberá ir encerrada a su vez por motivos de seguridad en un tubo denominado porta-motor. Este tubo será del mismo diámetro que la carcasa (38 mm) y de una longitud de 200 mm que, aunque excede la longitud de la carcasa escogida, aseguramos una escalabilidad por si se da el caso que se quiere aprovechar la experiencia ganada e incorporar en el cohete para lanzamientos futuros propulsores de mayor potencia y longitud. Su material será cartón fenólico, dada la buena relación de propiedades de este material en cuanto a resistencia, ligereza y coste, ampliamente extendido en aeronáutica.



Figura 27.0: Tubo porta-motor de cartón fenólico.

4.3. Selección y construcción del fuselaje

El fuselaje en aeronáutica es una estructura esencial que alberga y protege los componentes internos del cohete, incluyendo la carga útil, sistemas de aviónica y motor de propulsión. La elección del material y diseño del fuselaje juega un papel crucial en el rendimiento, seguridad y eficiencia del cohete. En este contexto, se analizan los materiales comunes utilizados en la fabricación de fuselajes, sus ventajas y desventajas, y se concluye con la elección de un fuselaje en fibra de vidrio.

Materiales comunes para el fuselaje:

1. **Fibra de carbono:** La fibra de carbono es un material compuesto ampliamente utilizado en la industria aeroespacial debido a su alta resistencia y rigidez, así como su bajo peso. Es capaz de soportar cargas mecánicas significativas y es ideal para cohetes que requieren una alta relación resistencia-peso.
2. **Fibra de vidrio:** La fibra de vidrio es otro material compuesto que se emplea comúnmente en la construcción de fuselajes. Si bien es menos resistente y rígida que la fibra de carbono, ofrece una buena relación resistencia-peso y es más económica.

Material	Ventajas	Desventajas
Fibra de carbono	Alta resistencia y rigidez, bajo peso, excelente relación resistencia-peso.	Alto costo, mayor complejidad de fabricación, no permeable a las comunicaciones internas.
Fibra de vidrio	Buena relación resistencia-peso, menor costo en comparación con la fibra de carbono, permeable a las comunicaciones internas.	Menor resistencia y rigidez en comparación con la fibra de carbono.

Dada la disponibilidad del patrocinio con Clip Carbono, conseguido mediante trabajo relativo a contacto con empresas, disponible en el **Anexo E**, y la necesidad de que el fuselaje sea permeable a las comunicaciones internas del cohete, se ha elegido un fuselaje en fibra de vidrio. Si bien la fibra de carbono ofrece una mayor resistencia y rigidez, su falta de permeabilidad a las comunicaciones internas puede representar un inconveniente para el control y monitoreo de los sistemas electrónicos durante el vuelo. El uso de un fuselaje en fibra de vidrio proporciona una buena relación resistencia-peso, lo que contribuye a un desempeño eficiente del cohete. Además, su menor costo en comparación con la fibra de carbono permite una mayor viabilidad económica para el proyecto.



Figura 28.0: Tubo de fibra de vidrio.

Posteriormente, la etapa de construcción del cohete involucra una serie de procesos meticulosos que aseguran la integridad y la funcionalidad de cada componente. Uno de estos procesos es el corte del tubo de fibra de vidrio que servirá como fuselaje del cohete. Este procedimiento es fundamental para crear las bahías y secciones específicas necesarias para albergar los diferentes sistemas del cohete.

El proceso de corte comienza con el tubo de fibra de vidrio previamente presentado de 1 metro de longitud, que luego se adapta a las necesidades de diseño. La primera fase consiste en medir y marcar las zonas de corte, siguiendo las longitudes predefinidas para las bahías del cohete. Estas medidas incluyen 250 mm para la bahía de recuperación, 200 mm para la bahía de aviónica y 270 mm para la bahía de propulsión. Estas dimensiones han sido cuidadosamente seleccionadas para acomodar de manera óptima los sistemas y componentes respectivos en cada sección.



Figura 29.0: Corte del tubo de fibra de vidrio en secciones.

Una vez que se han marcado las ubicaciones de corte, se procede a utilizar una sierra de cinta para llevar a cabo el proceso de corte en el tubo de fibra de vidrio. La sierra de cinta es una herramienta precisa y controlable que permite lograr cortes limpios y uniformes. Durante este paso, la atención a los detalles es crucial para garantizar que los cortes se realicen de manera precisa y que el resultado final sea coherente con las dimensiones planificadas.

El resultado de este proceso es un tubo de fibra de vidrio segmentado en las longitudes específicas requeridas para cada bahía del cohete. Estas secciones separadas proporcionarán el espacio necesario para alojar las diferentes funciones del cohete, desde la recuperación hasta la aviónica y la propulsión.



Figura 30.0: Etiquetado de las secciones

La trazabilidad y el etiquetado son elementos esenciales en el proceso de construcción del cohete amateur de propulsión sólida. Estos aspectos aseguran que cada componente esté debidamente identificado y ubicado en el contexto general del proyecto. En particular, el etiquetado de las bahías, o secciones, del cohete juega un papel crucial para mantener el orden y la organización durante el montaje.

Una vez que se ha completado el proceso de corte del tubo de fibra de vidrio para crear las diferentes bahías del cohete, se implementa un sistema de etiquetado que asigna nombres únicos a cada sección. Cada bahía se identifica con un nombre específico, como "Recuperación", "Aviónica" y "Propulsión", correspondiendo a las funciones específicas que desempeñarán en el cohete final.

4.4. Cápsula de electrónica y sistema de encapsulamiento

La cápsula de electrónica, también conocida como aviónica, tal y como se ha expuesto previamente engloba el conjunto de sistemas electrónicos embebidos en el cohete, responsables de tareas esenciales como el disparo del paracaídas, la telemetría en tiempo real o la grabación de información ambiental. Estos sistemas permitirán llevar a cabo vuelos seguros, obtener datos valiosos para el análisis posterior y mejorar la eficiencia y confiabilidad de los cohetes en iteraciones futuras.

Esta sección se adentrará en los aspectos esenciales de la cápsula de electrónica, explorando los componentes clave, los desafíos de diseño y las consideraciones técnicas que rodean su implementación exitosa. Además, se examinará cómo estos sistemas desempeñan un papel crítico en la consecución de los objetivos de vuelo y en la adquisición de datos valiosos para la mejora continua del diseño y rendimiento del cohete.

4.4.1. Justificación del diseño

El correcto encapsulamiento en coherencia tiene un papel fundamental en la protección de los elementos electrónicos durante todo el proceso de lanzamiento y recuperación del cohete. En este caso, se propone

el uso de una cápsula impresa en 3D como método para alojar y salvaguardar los componentes de aviónica y la carga útil.

En este contexto, es esencial considerar cuidadosamente la selección y disposición de los elementos electrónicos clave que constituyen la cápsula de electrónica. En el marco de este proyecto de TFG, se identifican varios componentes cruciales para esta integración, incluyendo:

1. Placa de Arduino como Controlador:

La elección de una placa de Arduino como controlador central de la cápsula de electrónica se fundamenta en su versatilidad y amplia comunidad de desarrollo. La placa Arduino actúa como el cerebro del sistema, ejecutando algoritmos de control y coordinando las operaciones de los demás componentes. Su programabilidad y capacidad para interactuar con diversos sensores y actuadores hacen de esta placa una elección estratégica para lograr un control preciso durante todas las fases del vuelo del cohete.

2. Portapilas:

La alimentación eléctrica de los componentes electrónicos es esencial para su funcionamiento ininterrumpido. Por lo tanto, se incorporará un alojamiento especial para pilas, diseñado para mantener la integridad de la fuente de energía incluso en condiciones de vibración y aceleración durante el vuelo. El diseño de este alojamiento tendrá en cuenta aspectos de seguridad, accesibilidad y facilidad de reemplazo de las pilas, asegurando una fuente constante y confiable de energía para todos los sistemas a bordo.

3. Regulador de Voltaje:

Dentro del entorno dinámico de un vuelo de cohete, las fluctuaciones en el suministro de energía pueden afectar el rendimiento y la estabilidad de los componentes electrónicos. Por lo tanto, se integrará un regulador de voltaje para mantener una tensión de alimentación constante y adecuada. Este componente asegurará que los dispositivos funcionen dentro de sus rangos de operación óptimos, minimizando los efectos adversos de variaciones en el suministro eléctrico.

La etapa de diseño de la cápsula de electrónica se inició con un desafío primordial: lograr acomodar los componentes electrónicos necesarios en un espacio reducido que se adapte al diámetro del cohete. El diámetro total de la cápsula se vio limitado a 46 mm, considerando el diámetro exterior del cohete (51mm) reducido por el espesor de las paredes (48mm) y el espesor de los manguitos acopladores los cuales irán entre la cápsula y el fuselaje (46mm). Con el objetivo de maximizar el espacio interior y garantizar la disposición ordenada de los componentes, se emprendió un proceso de diseño que se centró en la optimización geométrica y en la eficiente utilización del espacio disponible.

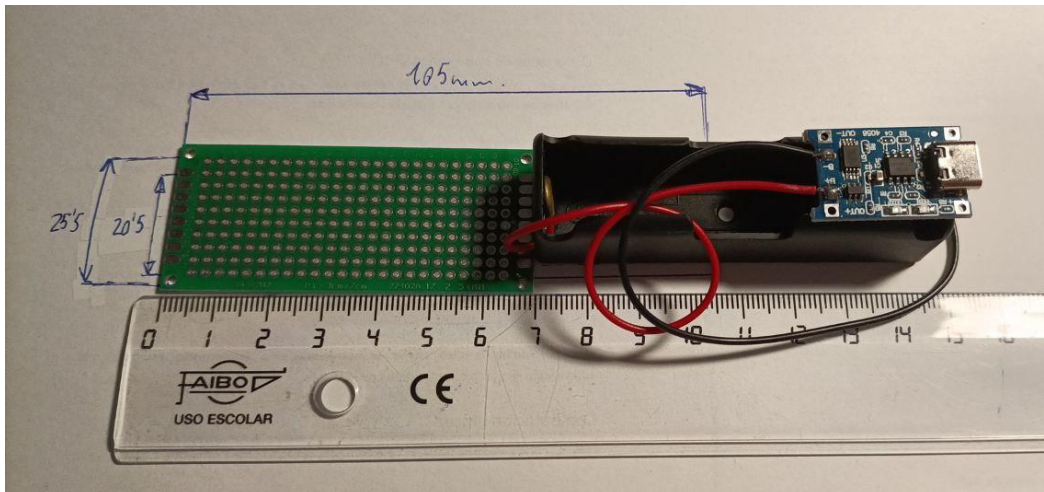


Figura 31.0: Componentes electrónicos a implementar en la cápsula de electrónica.

El primer paso consistió en explorar diferentes configuraciones de disposición de componentes en el espacio interior de la cápsula. La elección de la ubicación adecuada para cada componente, como la placa de Arduino, el alojamiento para pilas y el regulador de voltaje, fue esencial para minimizar el espacio ocupado y facilitar las futuras operaciones de montaje y mantenimiento.

Sin embargo, surgió un desafío adicional. La cápsula necesitaba contar con un sensor de presión que debía quedar expuesto al entorno exterior. Esto descartó la posibilidad de tener una cápsula completamente hermética. Aprovechando esta oportunidad, se optó por investigar y aplicar patrones de relleno espacial en coordenadas polares para las paredes cilíndricas de la cápsula. Se decidió por un patrón de relleno hexagonal, que no solo optimiza el uso del espacio disponible, sino que también permite ahorrar material al reducir la cantidad de plástico utilizado en la impresión 3D.

Además, cumplir con las regulaciones y requisitos de seguridad establecidos por SpainRocketry era esencial. Según estas directrices, y tras contactar con la asociación, era obligatorio que una varilla metálica cruzara la cápsula, asegurando la integridad estructural y el encapsulamiento completo de los componentes. Para lograr esto, se incorporó un diseño que permitía el paso de la varilla por debajo de la bandeja donde se situarían los componentes electrónicos, que luego sería asegurada mediante dos tuercas y dos tapas de madera de 2cm de espesor en ambos extremos de la cápsula.

La cápsula impresa en 3D ofrece varias ventajas, como una mayor flexibilidad en el diseño para adaptarse a las necesidades específicas de los elementos electrónicos y la carga útil, ya que la impresión 3D permite una fabricación rápida y eficiente, lo que es especialmente útil en proyectos de cohetes amateur con recursos limitados.

El diseño de la cápsula debe ser robusto y resistente, asegurando que los componentes internos estén protegidos contra las fuerzas y vibraciones generadas durante el lanzamiento y el vuelo del cohete. También se debe considerar la correcta lectura de las condiciones ambientales, como cambios de temperatura y presión, para garantizar que los elementos electrónicos funcionen adecuadamente durante toda la misión, por lo que no puede ser un encapsulamiento hermético.

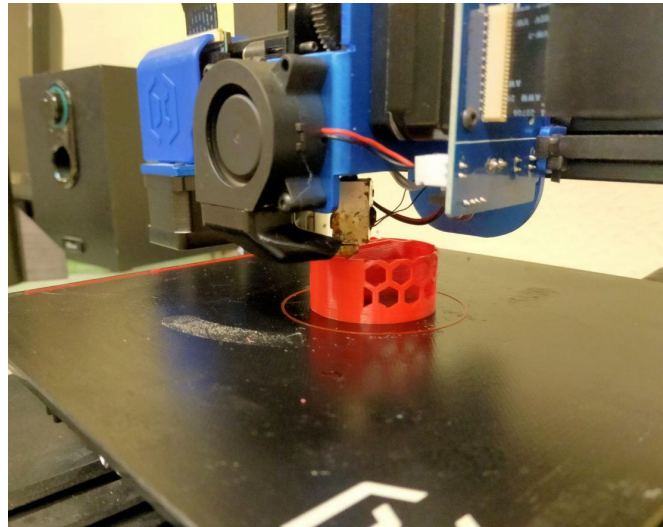


Figura 32.0: Proceso de impresión 3D en PLA de la cápsula de electrónica.

Es importante destacar que la cápsula impresa en 3D debe ser lo suficientemente ligera para no afectar negativamente al rendimiento del cohete. Por tanto, se deben considerar materiales ligeros pero resistentes, como PLA o ABS. La integración de la cápsula en el diseño del cohete debe ser cuidadosa para asegurar su correcta fijación y protección. Se pueden incorporar sistemas de sujeción y amortiguación para evitar movimientos no deseados y reducir las cargas transmitidas a la cápsula durante el lanzamiento.

4.4.2 Resultado diseño final de la cápsula de electrónica y construcción.

En esta sección, se presentan los resultados del diseño final de la cápsula de electrónica, que tal y como se ha explicado ha sido el resultado de un proceso iterativo y detallado de diseño y simulación. Además, se proporcionan imágenes que muestran tanto los renderizados en 3D generados mediante SolidWorks como la versión físicamente impresa de la cápsula.

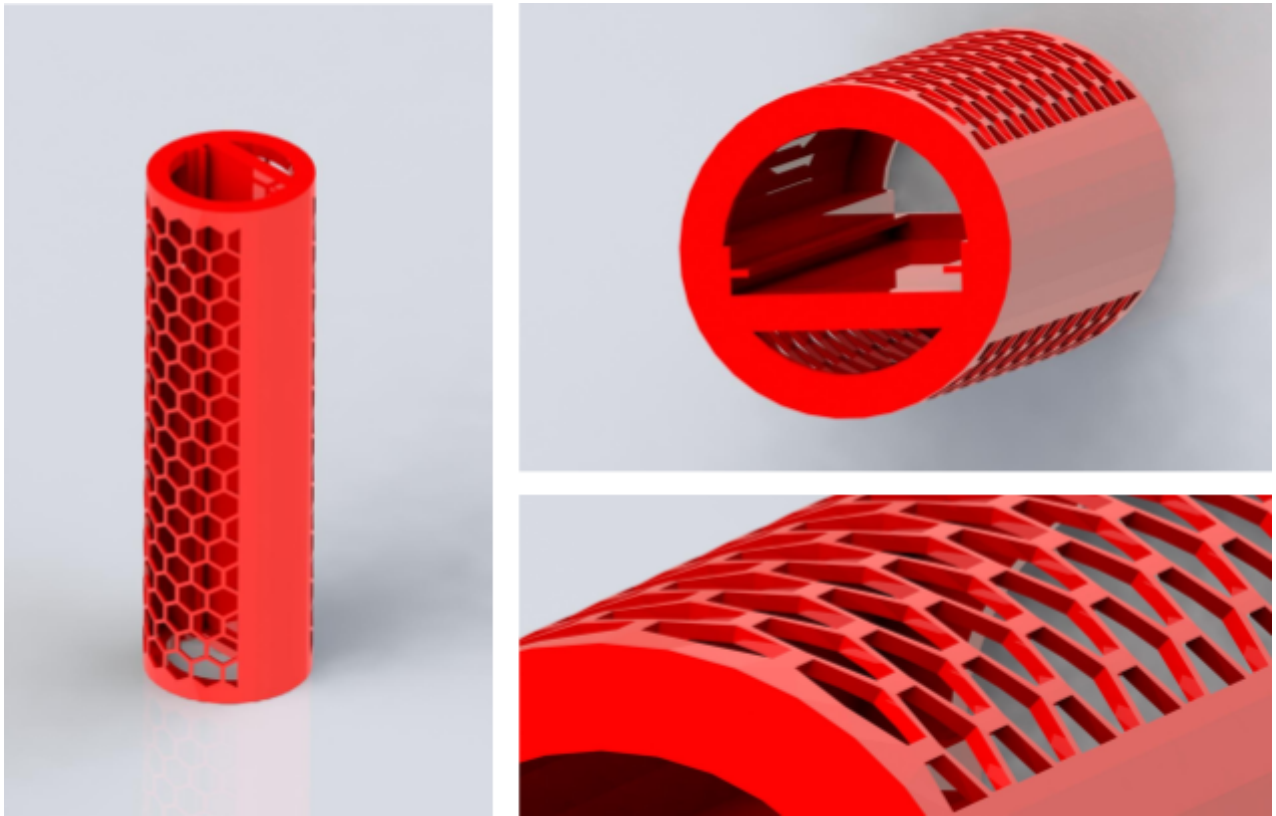


Figura 33.0: Renderizados diseño final de la cápsula de electrónica en SolidWorks.

El diseño final de la cápsula de electrónica es el resultado de un enfoque riguroso que combina la simulación virtual en SolidWorks con la materialización física a través de la impresión 3D. La representación detallada y precisa en el entorno virtual se ha traducido exitosamente en una versión física funcional de la cápsula. Los resultados de este proceso de diseño y fabricación son esenciales para garantizar la integración exitosa de los componentes electrónicos y para establecer una base sólida para las pruebas y validaciones futuras del sistema completo.

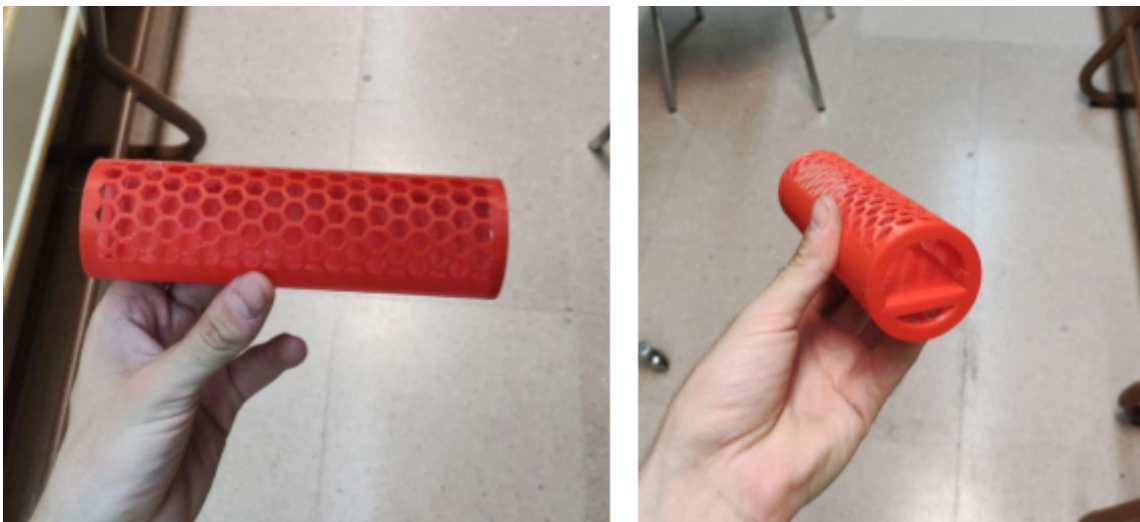


Figura 34.0: Resultados de la cápsula impresa en PLA.

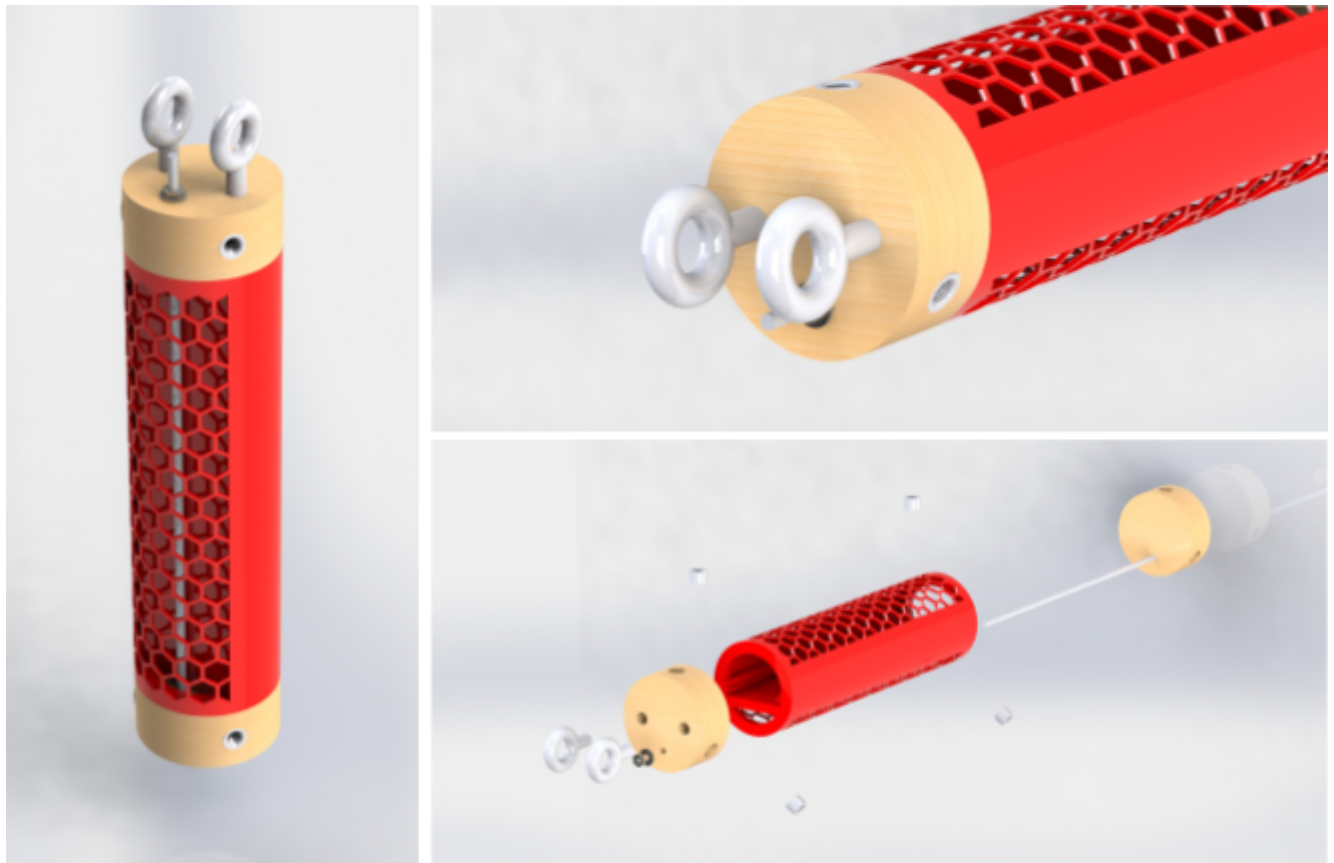


Figura 35.0: Renderizado del despiece del sistema de encapsulamiento completo

La tapa superior de madera forma la parte superior del sistema de encapsulamiento. Esta tapa ha sido diseñada con un agujero descentrado que permite el paso de una varilla metálica, asegurando la integridad estructural y el anclaje seguro de la cápsula al cohete. Esta tapa superior de madera de contrachapado no solo cumple con la función de cerrar la cápsula, sino que también incorpora dos argollas estratégicamente ubicadas. Estas argollas proporcionan puntos de anclaje para el sistema de recuperación del cohete. Durante el vuelo, estas argollas permiten la conexión segura de cuerdas o cintas que se utilizarán para controlar y guiar el descenso del cohete en la fase de recuperación. Este diseño garantiza que el cohete se mantenga en una posición estable durante el descenso, evitando giros o movimientos bruscos que podrían comprometer su integridad.

La tapa inferior de madera, por su parte, complementa el sistema de encapsulamiento. Al igual que la tapa superior, esta pieza también cuenta con un agujero descentrado para permitir el paso de la varilla metálica. Su diseño se ajusta perfectamente a la estructura de la cápsula, asegurando una protección sólida y un ajuste seguro en todo momento.

Además, se incorporaron un sistema de acople al fuselaje que consiste en 3 tuercas de embutir por cada tapa situadas en la periferia del disco y en dirección radial, separadas 120 grados entre sí, estas tuercas acogerán los tornillos que aseguran el ensamblaje completo de las bahías y cumplen el papel de transmisor de esfuerzos entre la cápsula y el fuselaje. Estas tuercas irán alojadas con resina epoxi de alta adhesión para evitar un roscado a las tapas que pudieran comprometer su integridad.



Figura 36.0: Tuercas de embutir M4 y resina epoxi de alta adhesión.

El enfoque de construcción de estos elementos del sistema de encapsulamiento se basó en la creación de dos discos que se convertirían en las tapas. Cada disco comenzó con una corona de 50 mm de diámetro, y la tarea principal fue reducir gradualmente el diámetro de los discos hasta alcanzar los 46 mm requeridos para ajustarse perfectamente al cuerpo de la cápsula electrónica.



Figura 37.0: Madera de contrachapado de abedul de 2 cm de espesor.

Para lograr este ajuste milimétrico, se implementó un proceso de lijado uniforme. Los discos se aseguraron a un taladro mediante un sistema ingenioso basado en un tornillo y dos tuercas. Este sistema permitió una rotación constante y controlada de los discos mientras se aplicaba una lija. El lijado uniforme garantizó que el diámetro de los discos disminuyera de manera precisa y coherente en todas las áreas, siendo importante asegurar que este proceso se lleva a cabo con el taladro totalmente horizontal.



Figura 38.0: Preparación del sistema de lijado de las tapas

Este proceso de construcción presentó varias ventajas clave:

- **Precisión:** La técnica de lijado permitió un ajuste preciso del diámetro de los discos, asegurando que encajaran perfectamente en la cápsula electrónica sin exceso ni deficiencia en las dimensiones.
- **Consistencia:** La rotación constante y uniforme aseguró que el lijado se aplicara de manera homogénea en toda la superficie de los discos, evitando irregularidades.
- **Control:** El sistema de taladro con tornillo y tuercas permitió un control sobre la velocidad y la presión del lijado, lo que resultó en un ajuste cuidadosamente controlado.
- **Eficiencia:** La técnica de lijado ofreció un método eficiente para ajustar los discos a las dimensiones deseadas sin la necesidad de herramientas o maquinaria más complejas como torno..

El resultado de este proceso fue la creación exitosa de las tapas para la cápsula electrónica con las dimensiones requeridas. La construcción precisa de estas tapas asegura que los sistemas electrónicos se mantengan protegidos y funcionales durante el vuelo del cohete.

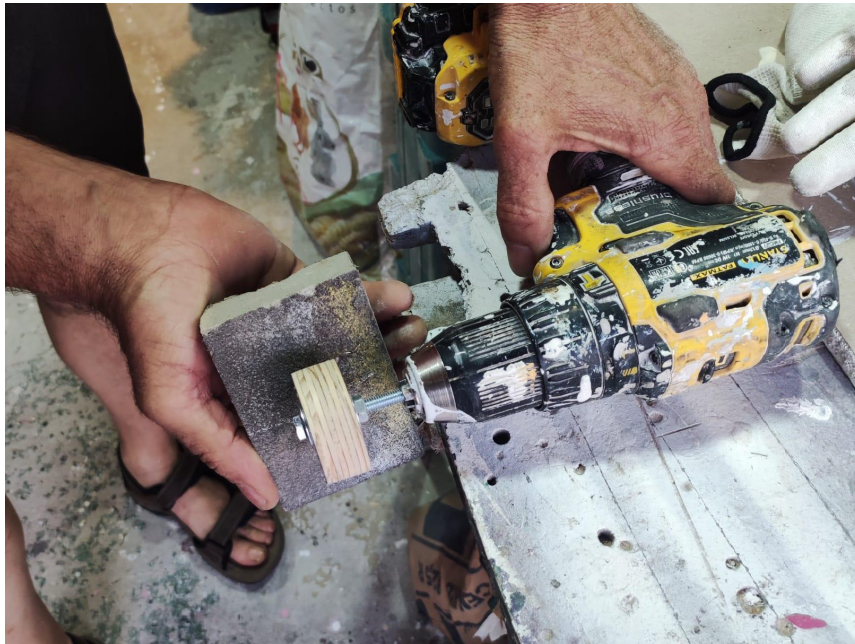


Figura 39.0: Reducción del diámetro de las tapas.

Una vez que las tapas para la cápsula electrónica fueron ajustadas a las dimensiones requeridas con precisión milimétrica, el proceso de construcción continuó con pasos adicionales que contribuyeron a la funcionalidad y la versatilidad del conjunto. Estos pasos incluyeron la perforación de agujeros estratégicos para la varilla, la instalación de argollas y la integración del sistema de transmisión de esfuerzos y acople, mediante la perforación de los agujeros que albergarían las tuercas de embutir.

El primer paso fue perforar los agujeros en las tapas para alojar una varilla que atravesaría la cápsula electrónica. Estos agujeros se diseñaron y posicionaron cuidadosamente para permitir la fijación segura de la varilla, que tendría un rol esencial en el montaje y el posicionamiento de la cápsula dentro del cohete.



Figura 40.0: Perforación de los agujeros para la varilla en las tapas.

Además, se realizaron agujeros específicos para la instalación de argollas en las tapas. Estas argollas proporcionarían puntos de anclaje adicionales para la sujeción y el montaje seguro del paracaídas.



Figura 41.0: Tapa superior del sistema de encapsulamiento.

Finalmente, después de completar todos estos pasos, se procedió a ensamblar el sistema completo de encapsulamiento. Las tapas con sus agujeros y argollas fueron cuidadosamente colocadas y fijadas en la cápsula electrónica. La varilla que atravesaba la cápsula aseguraba la alineación precisa

durante el proceso de ensamblaje, garantizando que todos los componentes encajaran perfectamente y estuvieran listos para funcionar en armonía.



Figura 42.0: Resultado final del sistema de encapsulamiento completo, previo lijado y pintado de las tapas.



Figura 43.0: Resultado final del sistema de encapsulamiento completo, posterior lijado y pintado de las tapas.

En esta última **Figura 43.0** se puede apreciar que el uso de esta varilla descentrada facilita el acceso al controlador de forma rápida por el caso de necesidad de acceder al controlador sin tener que desmontarla entera.

4.5. Ojiva

La ojiva es el componente ensamblado en el extremo superior del cohete y forma parte del Sistema de Recuperación y Liberación del conjunto, explicado en el apartado 3.2. El diseño mecánico de la ojiva en un cohete se enfoca en garantizar la resistencia y la integridad de la misma durante todas las etapas del lanzamiento que la involucran, mediante la minimización de las fuerzas y las vibraciones a las que está expuesta durante el lanzamiento y el vuelo con una correcta elección del perfil en el diseño, que depende en gran medida del régimen del flujo al que está expuesta. También se deben considerar otros parámetros que presentaremos y estudiaremos en esta sección, así como los mecanismos de separación y aseguramiento de la ojiva para una liberación segura del paracaídas en el momento adecuado.

Por ello, para la elección del perfil se va a realizar un estudio de los tipos de perfil de ojiva, de los que su idoneidad se basa en el régimen de vuelo que desarrollará el cohete que a su vez depende de la velocidad máxima alcanzada.

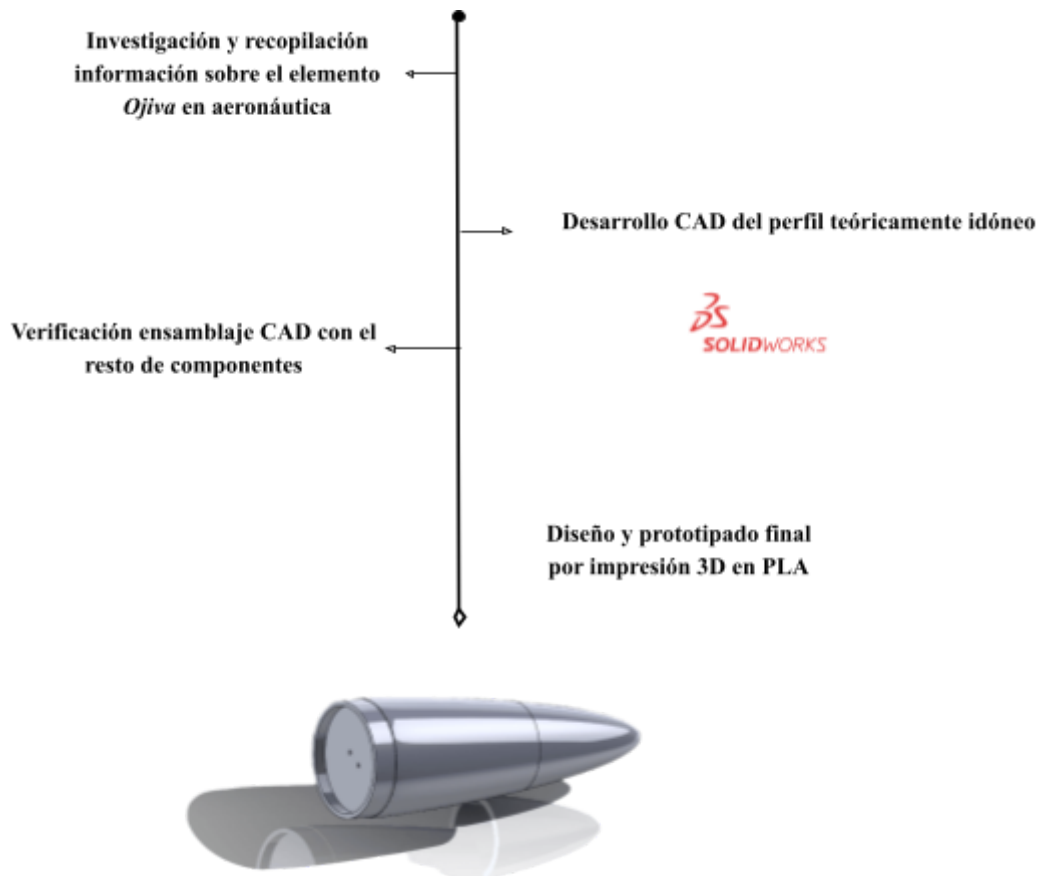


Figura 44.0: Esquema conceptual diseño de la Ojiva

Como comienzo y punto de partida, comentaremos la cronología de funciones mecánicas que tiene que cumplir la ojiva a lo largo de un lanzamiento:

1. Resistir esfuerzos del flujo

El flujo y la dirección del aire genera unas fuerzas exteriores sobre la ojiva que esta disipa generando esfuerzos internos en dirección radial. Debe ser por lo tanto capaz de soportar estos esfuerzos sin

romperse. Se incluirá en pro de este concepto un coeficiente de seguridad entre tensión máxima alcanzable por el material y tensión máxima soportada.

2. Redireccionar el flujo correctamente:

El flujo de aire puede generar más resistencia aerodinámica de lo que debería si se da el caso de que el perfil de la ojiva no redirecciona el flujo en régimen laminar a lo largo del cohete. Esto generaría turbulencias que añadirían al cómputo total de fuerzas de interacción fluido-cohete una componente adicional desfavorable.

3. Eyectarse correctamente

A la hora de desplegar el paracaídas, el sistema de liberación eyectará en el apogeo, con una velocidad cercana a cero, la ojiva en dirección axial hacia fuera del cohete, para poder desplegar el paracaídas.

4. Resistir esfuerzos paracaídas

Durante este proceso mencionado en el previo objetivo, la ojiva deberá soportar el tirón que recibirá sin romperse. En este sentido, se decidió innovar respecto al respecto de diseños comunes de ojiva, mediante la introducción de un sistema de enganche por sustracción de material, en vez de por adición.

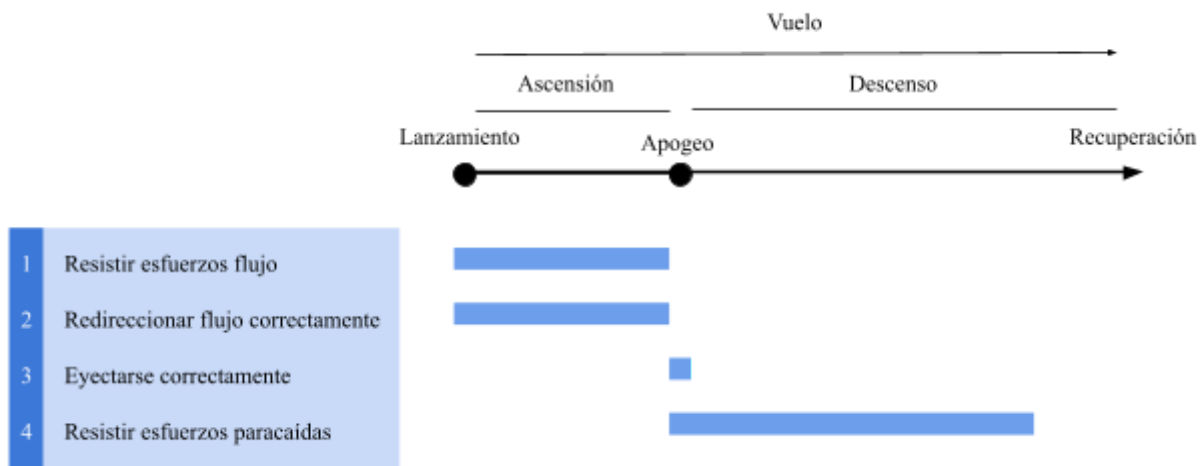


Figura 45.0: Cronología requisitos mecánicos a cumplir por la ojiva.

4.5.1. Justificación del diseño y metodología

Material

Se escogerá como material de fabricación el plástico ABS. En primer lugar, el ABS es un material ligero, lo que es esencial para aeronáutica, ya que cada gramo adicional puede reducir significativamente la altura que el cohete puede alcanzar.

Además, el ABS es un material que se puede imprimir en 3D, lo que permite crear formas muy complejas que serían difíciles o imposibles de producir mediante otros métodos de fabricación, esencialmente en este caso dado que entre los objetivos se encuentra el fabricar un perfil de ojiva práctico que se asemeja al teórico en la mayor medida. Otra ventaja del ABS es que es un material fuerte y resistente con una buena resistencia a la tracción y una alta resistencia al impacto, lo que lo hace adecuado para su uso en la fabricación de la ojiva.

Proceso de fabricación

La impresión 3D permite una gran personalización y flexibilidad en el diseño, además de ser muy fácil el acceso a este proceso de fabricación dado el nivel de presupuesto.

Mecanismo de acople al fuselaje

El mecanismo de ensamble entre el fuselaje y la ojiva se realizará mediante un ajuste. Esto evita la introducción de elementos mecánicos como tornillos para facilitar la labor del sistema de liberación y recuperación de expulsar la ojiva cuando se alcance el apogeo sin comprometer la integridad del conjunto.

Resistencia a los esfuerzos del sistema de recuperación y liberación del paracaídas

Para resistir los esfuerzos del paracaídas durante todo momento, dimensionaremos los parámetros analizando la dinámica del proceso de liberación del paracaídas de la ojiva involucrados con este aspecto, mediante un estudio de los esfuerzos que se producen en el momento de liberación del paracaídas, ya que es en este momento cuando la ojiva experimenta el máximo valor de carga a resistir.

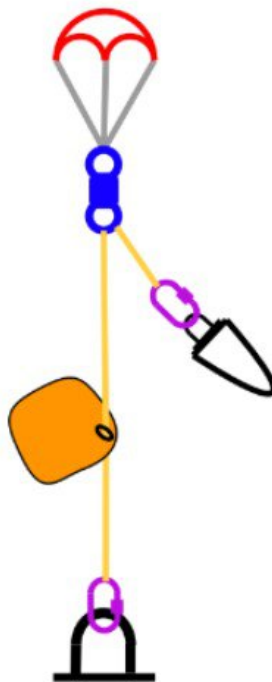


Figura 46.0: Situación de la ojiva durante el descenso.

A continuación, se exponen ciertos conceptos técnicos necesarios de comprender para justificar completamente el diseño de la ojiva en geometría y dimensiones:

Relación de finura

La relación entre la longitud de una nariz y el diámetro de su base se conoce como "relación de finura"; por ejemplo, una nariz de 500 mm de largo y 100 mm de diámetro tendría una relación de finura de 5:1. Hay que tener en cuenta que a veces también se denomina "relación de aspecto", aunque ese término suele aplicarse a las alas y las aletas. La relación longitud/diámetro también suele denominarse "Calibre" de una ojiva; el ejemplo anterior tendría un calibre de "5".

Esta relación de finura influye fundamentalmente en dos fenómenos que se dan durante el vuelo; la resistencia que genera la propia ojiva; debido a la fricción con el aire y el módulo de los esfuerzos flectores generados por perturbaciones de carácter ondulatorio o “wave drag”. En el primer caso, esto es debido a que este parámetro está directamente relacionado con el área de contacto entre el fluido y el elemento. En el caso del “wave drag”, una mayor relación de finura permite que una perturbación como puede ser el caso de un esfuerzo cortante situado en la punta de la ojiva, sea transmitido como momento flector en mayor grado a la base, facilitando además en términos de control la posibilidad al sistema ojiva - perturbaciones de entrar en resonancia incrementando estos valores de flector, dado el carácter ondulatorio de la aparición de estas perturbaciones.

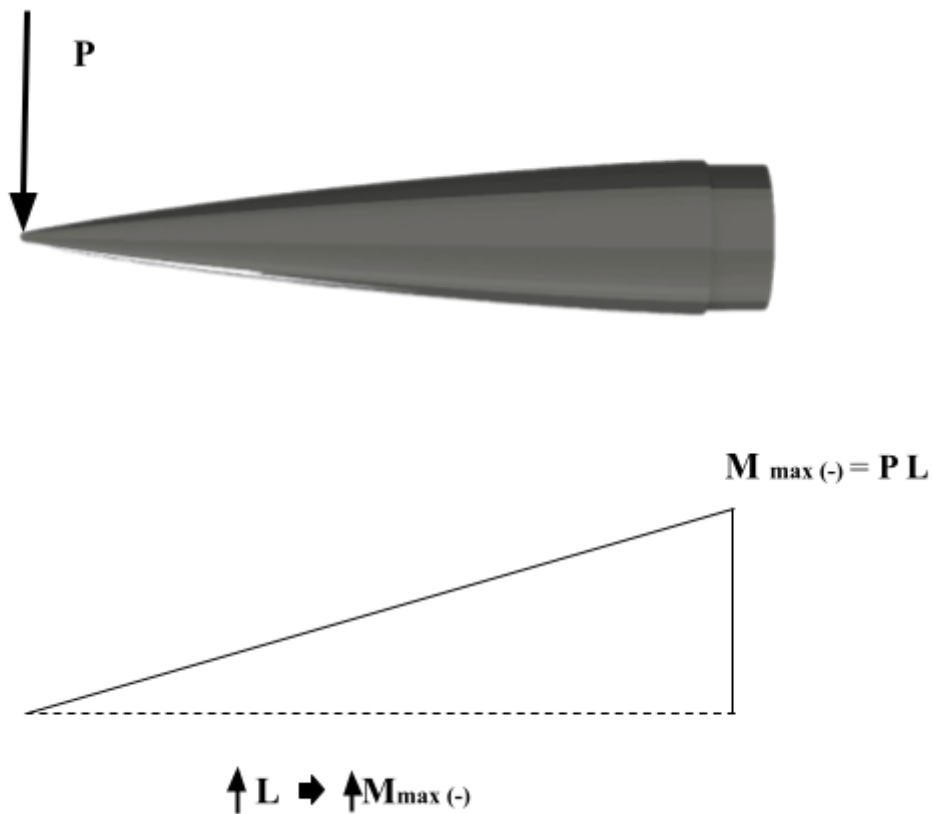


Figura 47.0: Influencia de L en el momento generado en la base ante una perturbación P momentánea.

A velocidades supersónicas, la relación de finura tiene un efecto muy significativo en la resistencia aerodinámica de la ojiva, particularmente a bajas relaciones; pero hay muy poca ganancia adicional en cuanto a comportamiento para relaciones que aumenten por encima de **5:1**. Por lo tanto hay que tener en cuenta que a medida que la relación de finura aumenta, el área lateral, y por lo tanto la fricción entre el fluido y la ojiva, también van a aumentar. Esto sugiere que la relación mínima de finura de resistencia va a ser, en última instancia, un compromiso entre la disminución de la resistencia de las perturbaciones con carácter ondulatorio “wave drag” y el aumento de la resistencia por fricción.

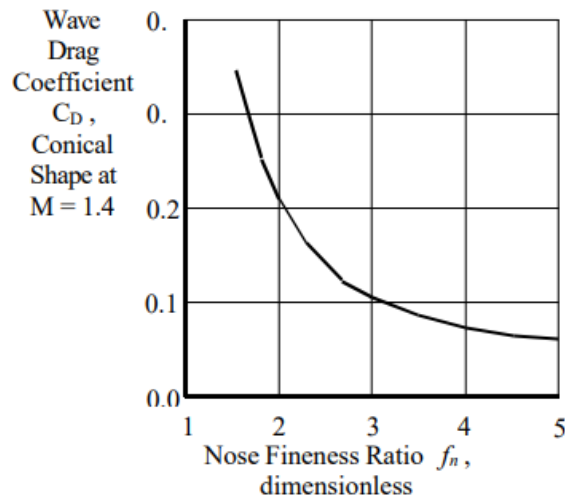


Figura 48.0: Relación de finura versus resistencia aerodinámica.

Por ello, teniendo en cuenta que el diámetro del fuselaje ronda los 50 mm, se ha decidido establecer como longitud de Ojiva un valor de **240 mm**, reduciendo en 10 mm el valor resultante de tomar una relación de finura de 5:1, para salvar el hecho de que muchas impresoras 3D admiten hasta un máximo de 250 mm de altura de impresión, lo que podría provocar problemas a corto plazo.

Bluffness Ratio

Aunque lo ideal es que la mayoría de las formas de la ojiva lleguen a una punta afilada, en la práctica a menudo se despuntan hasta cierto punto por razones prácticas como la facilidad de fabricación, resistencia a la manipulación, daños durante el vuelo y seguridad. Este redondeo suele especificarse como un "diámetro de punta" semiesférico de la ojiva. El término "bluffness ratio" se utiliza a menudo para describir una ojiva despuntada, y es igual al diámetro de la punta dividido por el diámetro de la base.

Afortunadamente, la resistencia aerodinámica aumenta de manera despreciable si la forma de la nariz es ligeramente despuntada. De hecho, para longitudes totales constantes, hay una disminución de la resistencia aerodinámica para ratios de bluffness de hasta 0,2, con un óptimo en torno a **0,15**, por lo que considerando

Resistir esfuerzos paracaídas

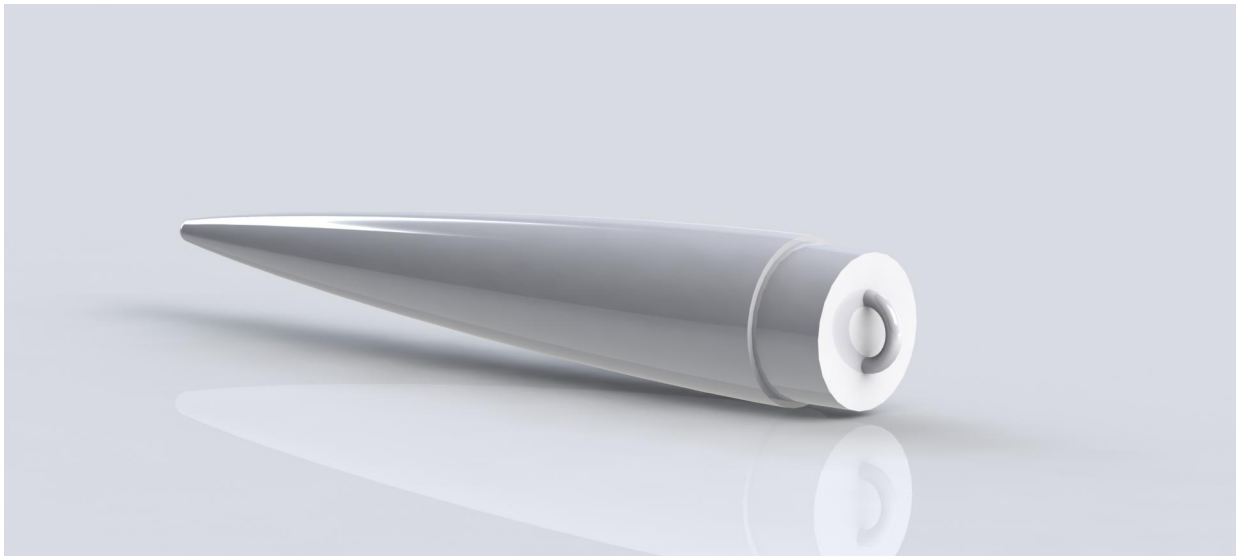
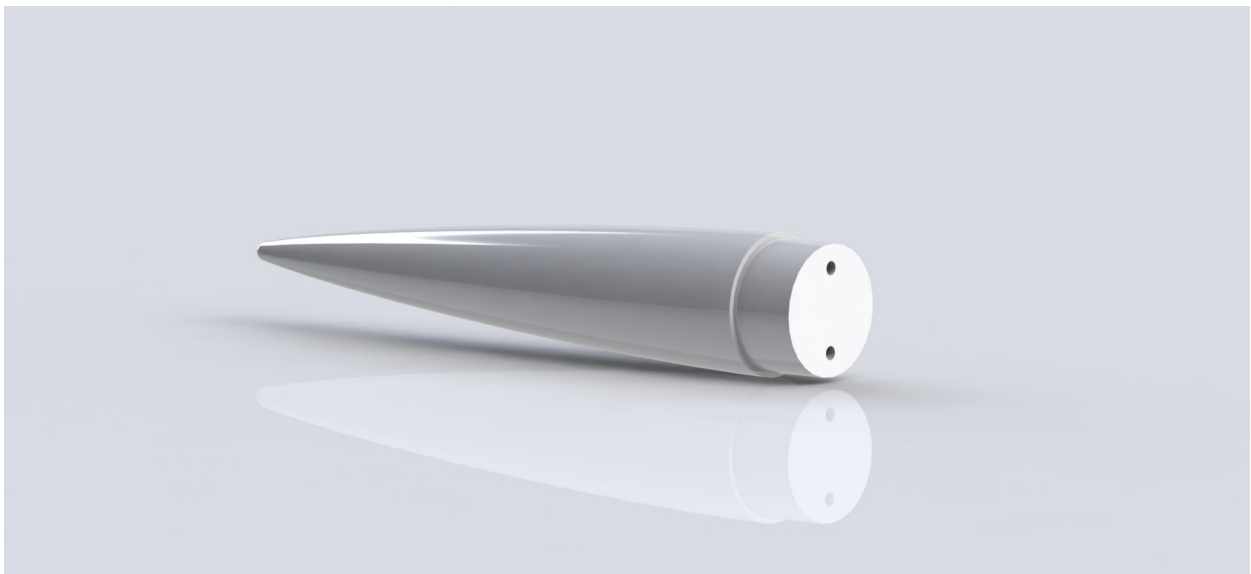


Figura 49.0: Modelo usual de enganche.

Comúnmente, se emplea una ampliación en forma de anillo, creada mediante impresión 3D, en la base de la ojiva y esta forma parte integrante del modelo mismo. Esto, además de incrementar el peso total del cohete debido al material añadido, resulta en una acumulación de tensiones normales que requiere que se dimensione una sección lo bastante amplia para contrarrestar las tensiones provocadas por el tirón del paracaídas, sin comprometer la seguridad. Como alternativa, se está proponiendo un enfoque en el cual se incorpora una hendidura semicircular que atraviesa la ojiva. En esta hendidura se colocará un cable, brida o cinta de un material mucho más resistente y ligero que el PLA, el cual estará conectado al mosquetón del sistema. La **Figura 50.0** presenta una vista en perspectiva de un corte efectuado en la ojiva, lo cual ayuda a la comprensión del concepto propuesto.



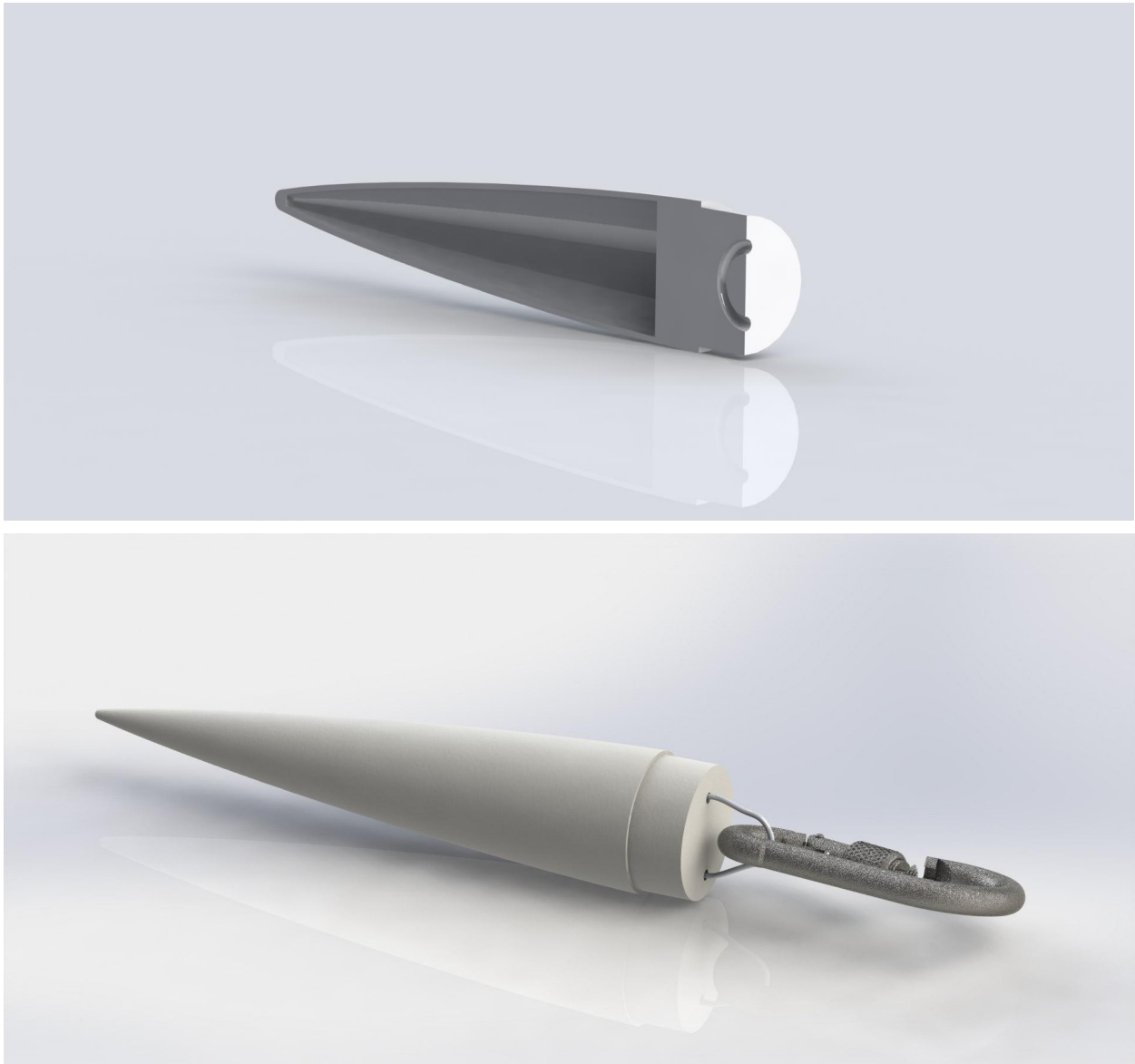


Figura 50.0: Modelo propuesto de enganche.

Este novedoso diseño propuesto implica una mejora sustancial en la distribución y disipación de las tensiones. En lugar de la tradicional extensión en forma de anillo en la base de la ojiva, se ha ideado una hendidura semicircular que atraviesa la ojiva. Esta configuración proporciona un mecanismo más uniforme y equitativo para la transmisión de las tensiones generadas, lo que contribuye a minimizar los puntos de concentración de estrés. Esta mejora en la disipación de las tensiones aumenta la resistencia y la durabilidad del sistema, además de optimizar la seguridad del cohete durante su funcionamiento, especialmente cuando el paracaídas ejerce su fuerza de tracción. La adopción de este nuevo enfoque promete una distribución más equilibrada de las cargas y, en última instancia, una mayor eficacia en el rendimiento del sistema.

4. 5. 2. Selección del perfil de la ojiva

Para la correcta selección del tipo de perfil de la ojiva, primero hay que tener en cuenta el régimen de vuelo que va a desarrollar el cohete. Mediante un análisis con OpenRocket, podemos comprobar que para un modelo de cohete similar al prototipo final de AUGUSTA, la velocidad de vuelo es nunca superior a la velocidad del sonido, luego en todo momento vamos a trabajar en un régimen de N° de Mach < 1 . Con temperaturas de 20-30 grados centígrados en el ambiente, la velocidad de sonido puede considerarse como 340 m/s, por lo que obteniendo resultados del orden de 300 m/s en las simulaciones con OpenRocket podemos estimar un N° de Mach que ronda el valor de 0.8.

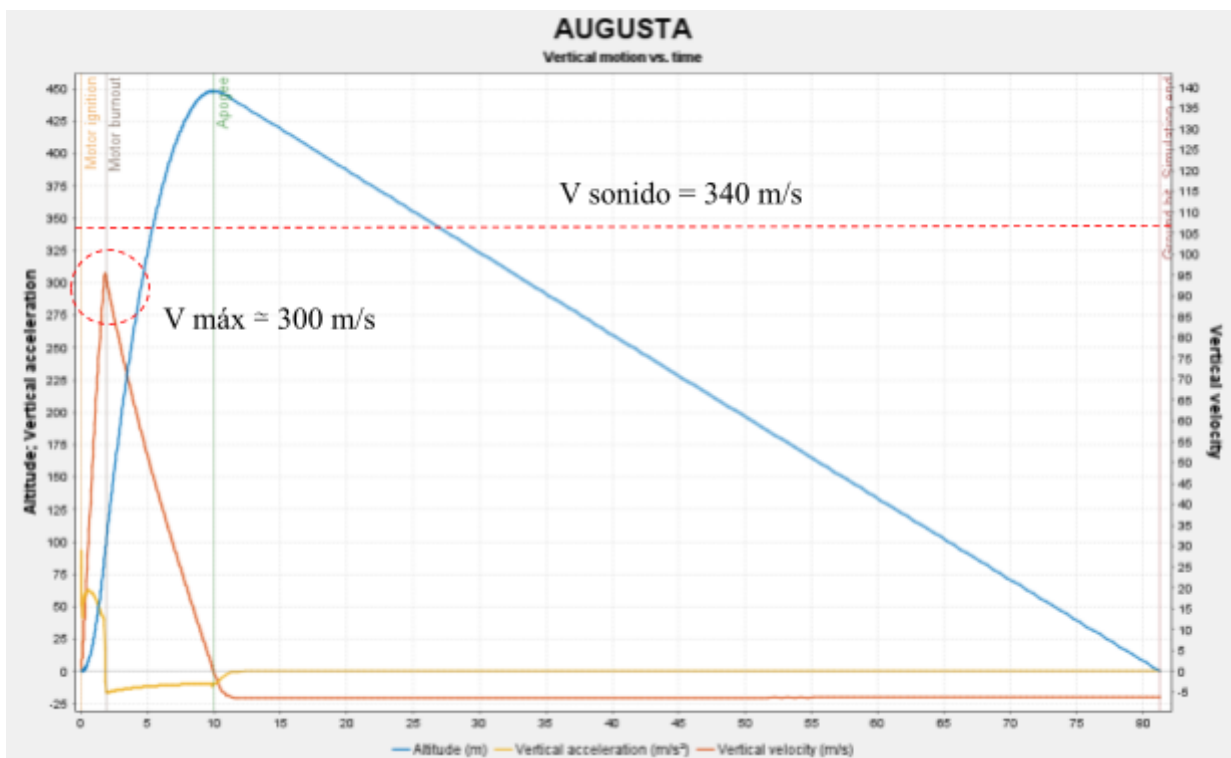


Figura 51.0: Simulación preliminar de vuelo en OpenLab para AUGUSTA

Por otro lado, el estudio "The Descriptive Geometry of Nose Cones" (Crowell, 1996), establece una representación visual de los tipos de perfil para ojivas dependiendo del régimen de vuelo en el que se van a encontrar durante el lanzamiento.

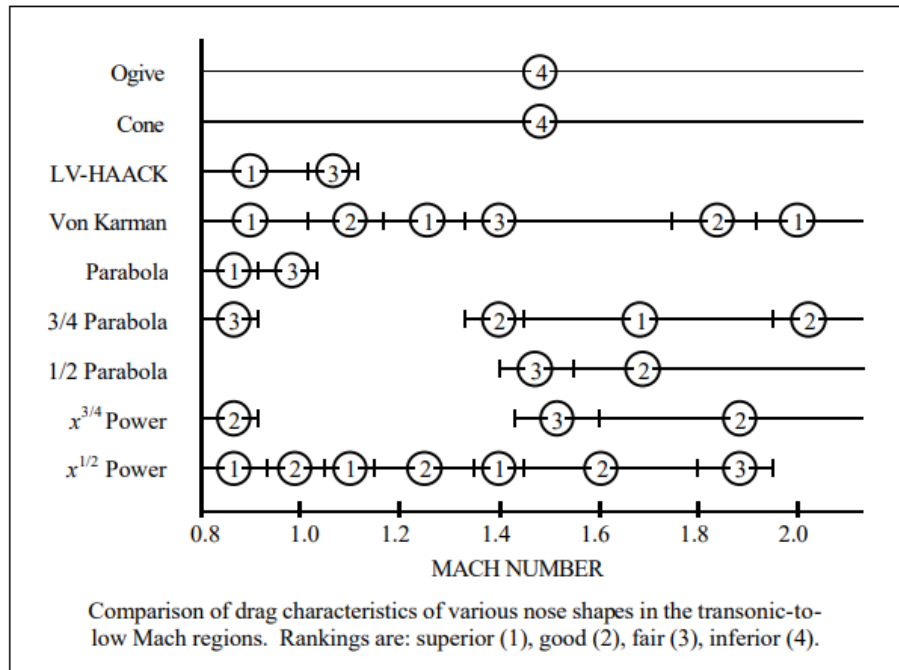


Figura 52.0: Representación visual de la idoneidad de perfiles de según el régimen de vuelo.

Se seleccionará por lo tanto el modelo sugerido de Von Karman (idoneidad superior) para su desarrollo en CAD 3D, considerando la impresión 3d nuevamente como método de fabricación. Esta elección asegura una futura escalabilidad al ser un perfil que se considera como idóneo para nuestro régimen de vuelo y bueno para regímenes de hasta 1.2 de N° de Mach, alcanzables con motores más potentes en futuros lanzamientos de AUGUSTA.

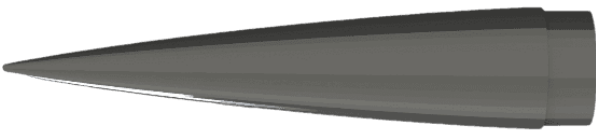
Geometría	Ecuación de desarrollo en revolución	Representación
Von Karman	$\theta = \cos^{-1}\left(1 - \frac{2x}{L}\right)$ $y = \frac{R\sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \sin^3 \theta}}{\sqrt{\pi}}$ $C = 0$	

Tabla 5.0: Perfil desarrollados en CAD.

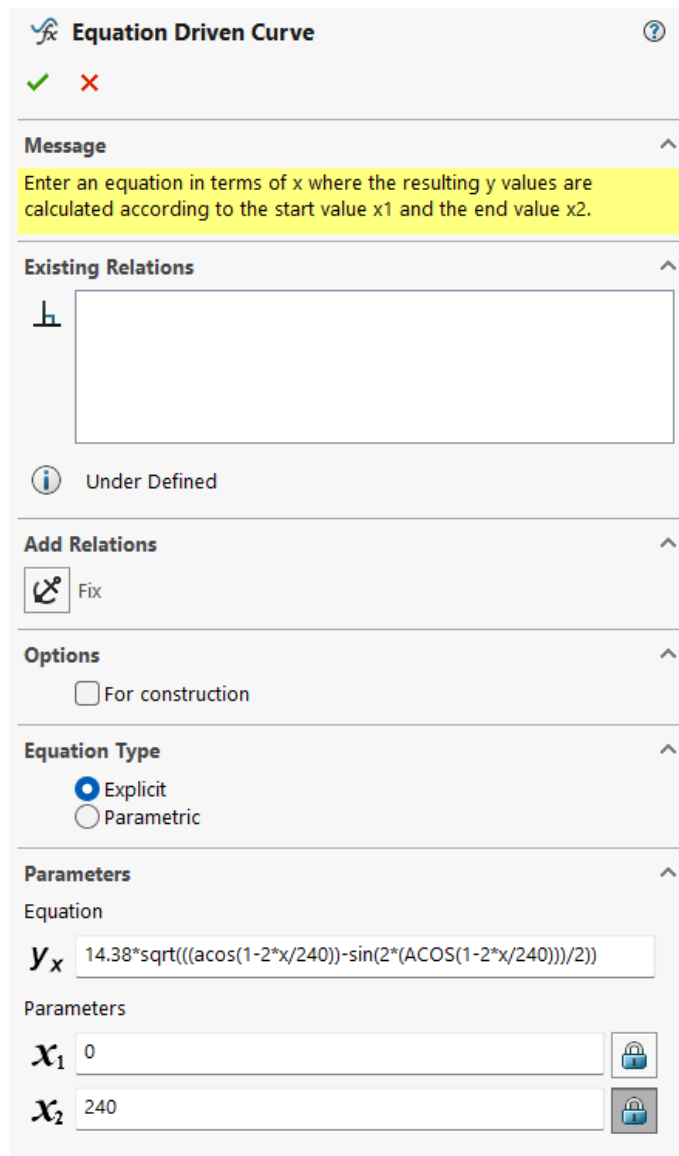


Figura 53.0: Introducción de la ecuación del perfil Von Karman en SolidWorks.

4.5.3 Resultado diseño final de la ojiva

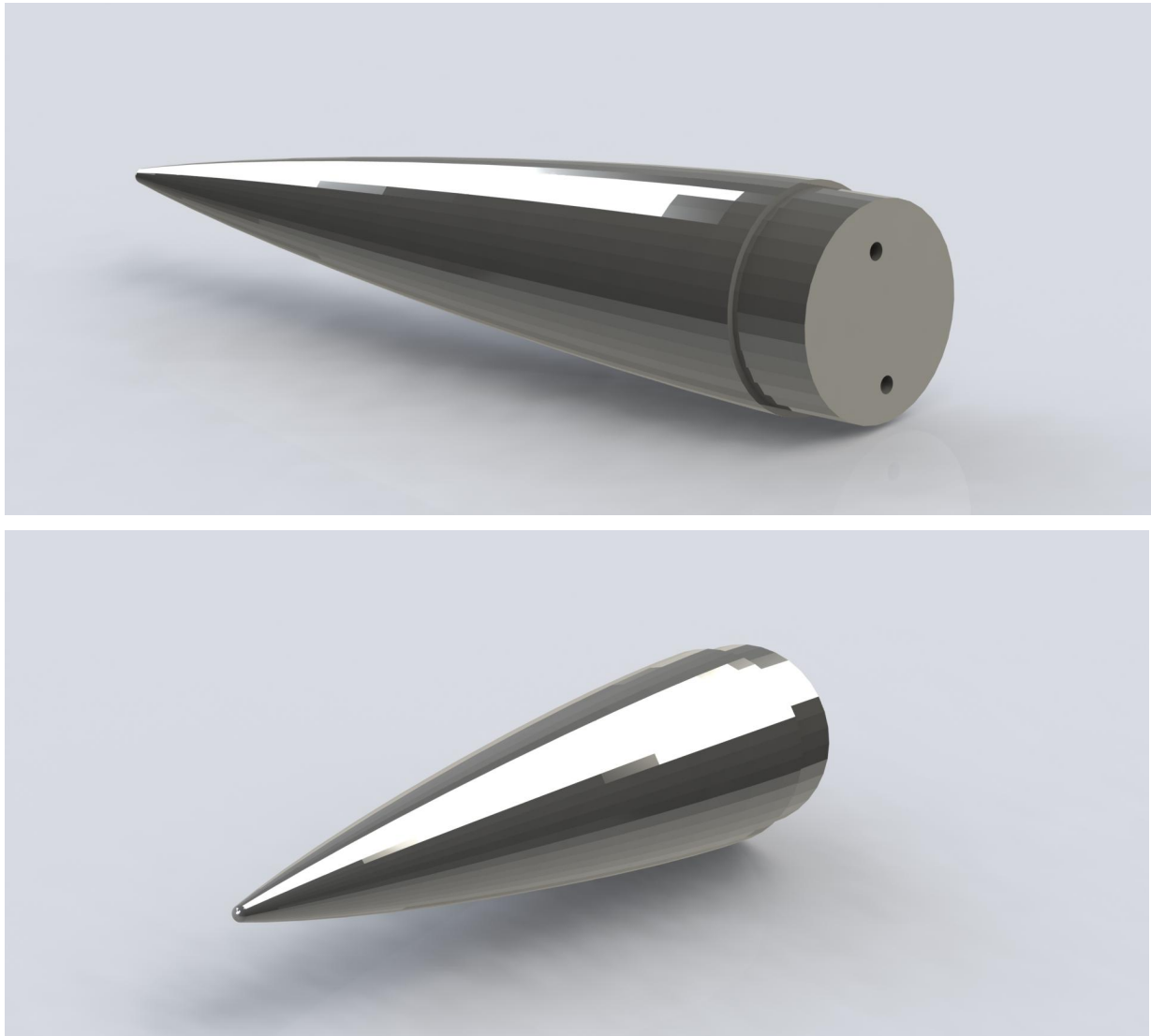


Figura 54.0: Renderizados diseño final de la ojiva en SolidWorks.

Se opta por la fabricación de una única pieza, que evitará irregularidades dadas por los puntos de unión entre distintas partes. Para poder ser unida con el cuerpo del cohete, presenta un estrechamiento en la parte final de la ojiva. El interior de la pieza será hueco, disminuyendo así su peso, y presentará una pared final en la que se colocará un enganche en forma de U para poder unir el paracaídas.



Figura 55.0: Resultados de la ojiva impresa en PLA.

4.6. Aletas

Las aletas son otros de los elementos cruciales en el diseño de cohetes, ya que desempeñan un papel fundamental en la estabilidad y el control durante el vuelo. Su principal función, tal y como se ha explicado más en detalle en el apartado de Aerodinámica y Estabilidad de este TFG, es proporcionar estabilidad aerodinámica al cohete, garantizando que el centro de presión (CP) esté ubicado detrás del centro de gravedad (CG). Esto asegura que el cohete vuele de manera orientada y sin desviaciones excesivas, evitando posibles movimientos inestables que puedan comprometer la seguridad y el rendimiento del lanzamiento.

4.6.1 Justificación del diseño y fabricación

El diseño de las aletas es un proceso complejo que involucra diversos factores que influyen en su eficacia, ya que la geometría, el tamaño, el número de aletas y la posición en el cuerpo del cohete son aspectos esenciales a considerar. Aletas más grandes proporcionan una mayor estabilidad, pero también generan más resistencia al aire, lo que puede afectar la altura máxima alcanzada. Por otro lado, un mayor número de aletas puede mejorar la estabilidad, pero también aumenta la complejidad y el peso del cohete.

En este proyecto se ha seguido un enfoque iterativo utilizando el software específico OpenLab para optimizar el diseño de las aletas. Mediante este método, se ha variado sistemáticamente la geometría de las aletas en el software, modificando factores como el ángulo de inclinación, el área, el perfil y la posición en el cuerpo del cohete. Cada variación se ha evaluado utilizando el valor de Estabilidad resultante, que indica si el cohete es estable o propenso a desviaciones incontroladas durante el vuelo.

Así mismo, con el proceso iterativo en OpenLab, se ha podido analizar cómo cada cambio en la geometría de las aletas afecta el valor de Estabilidad y se han obtenido datos precisos para tomar decisiones informadas, con el objetivo de lograr una configuración de aletas que proporcione una estabilidad óptima, manteniendo un equilibrio entre el rendimiento del cohete y la seguridad del vuelo. Este enfoque iterativo ha sido fundamental para alcanzar un diseño final de aletas que optimice la estabilidad y el control aerodinámico durante el vuelo, asegurando así el éxito y la seguridad en el lanzamiento de nuestro cohete.

En este caso, se ha decidido buscar un valor de Estabilidad cercano a 2,5 calibres, con el objetivo de permitir la inclusión de motores más pesados en el futuro y hacer escalable el cohete. Esta decisión ha sido validada por Spain Rocketry, cuyos consejos constructivos han sido claves a lo largo de todo el proyecto.

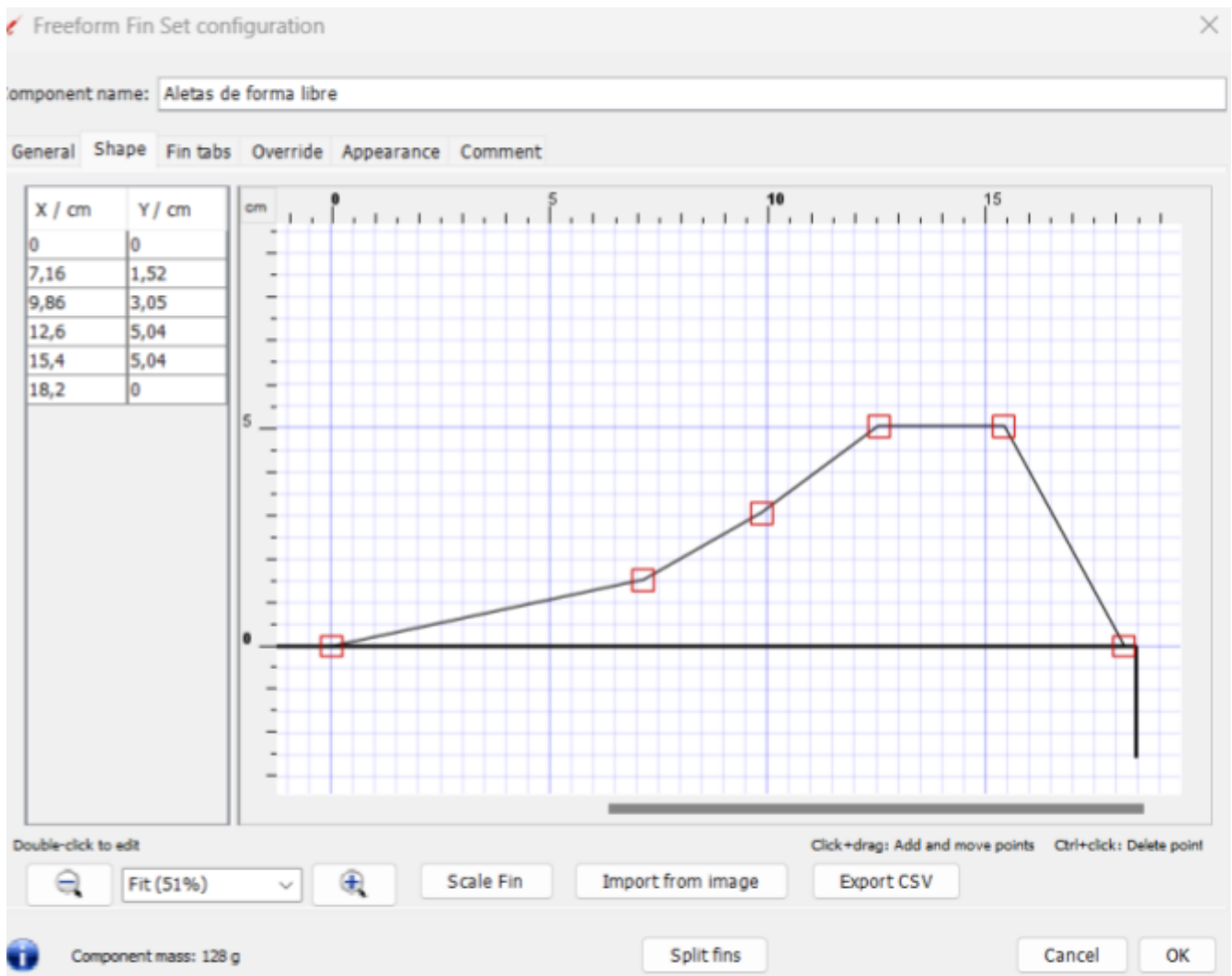


Figura 56.0: Resultados obtenidos con OpenLab en cuanto a geometría de las aletas.

En lo relativo al perfil aerodinámico de las aletas, su diseño es también de relevante importancia para reducir la resistencia provocada por la fricción del fluido durante el vuelo del cohete. El objetivo principal es minimizar la resistencia aerodinámica generada y, para ello, se optó por utilizar un perfil de doble diamante con un ángulo de borde de las aletas de 45 grados.



Figura 57.0: Sección transversal del perfil de la aleta.

Una vez obtenida la geometría óptima de las aletas mediante el proceso iterativo en OpenRocket y establecido el perfil aerodinámico de las mismas, se ha procedido a transferir dicho diseño a SolidWorks, con el objetivo de realizar una modelización detallada de las aletas, teniendo en cuenta las dimensiones precisas, la forma y las características geométricas resultantes del análisis en OpenLab.

Hay que destacar que previa fabricación, se ha incorporado la geometría de las aletas en SolidWorks al modelo general del cohete, permitiendo una integración más completa y realista. Además, se han realizado pruebas de ensamblaje para verificar la compatibilidad de las aletas con el resto de los componentes del cohete, asegurando que su ubicación sea adecuada y que no haya interferencias ni problemas de montaje.

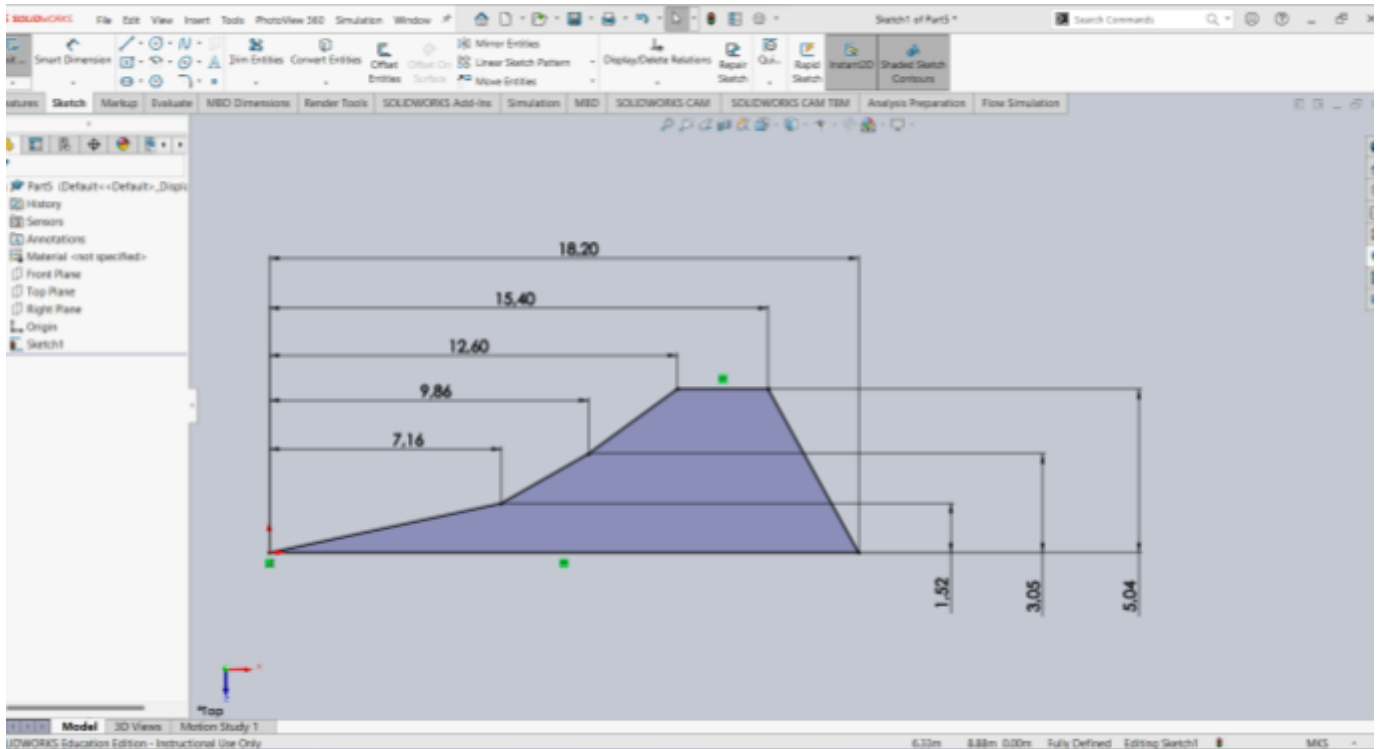


Figura 58.0: Implementación de los resultados obtenidos con OpenLab en SolidWorks.

Además, para facilitar su ensamblaje, se le realizarán unos colisos de forma aditiva en la raíz de la aleta que estarán en intersección con el fuselaje, los cuales cumplirán la función de localizadores mecánicos, asegurando así una correcta unión, además de ayudar en la transmisión de esfuerzos aerodinámicos al fuselaje.

4.6.2 Resultado diseño final de las aletas

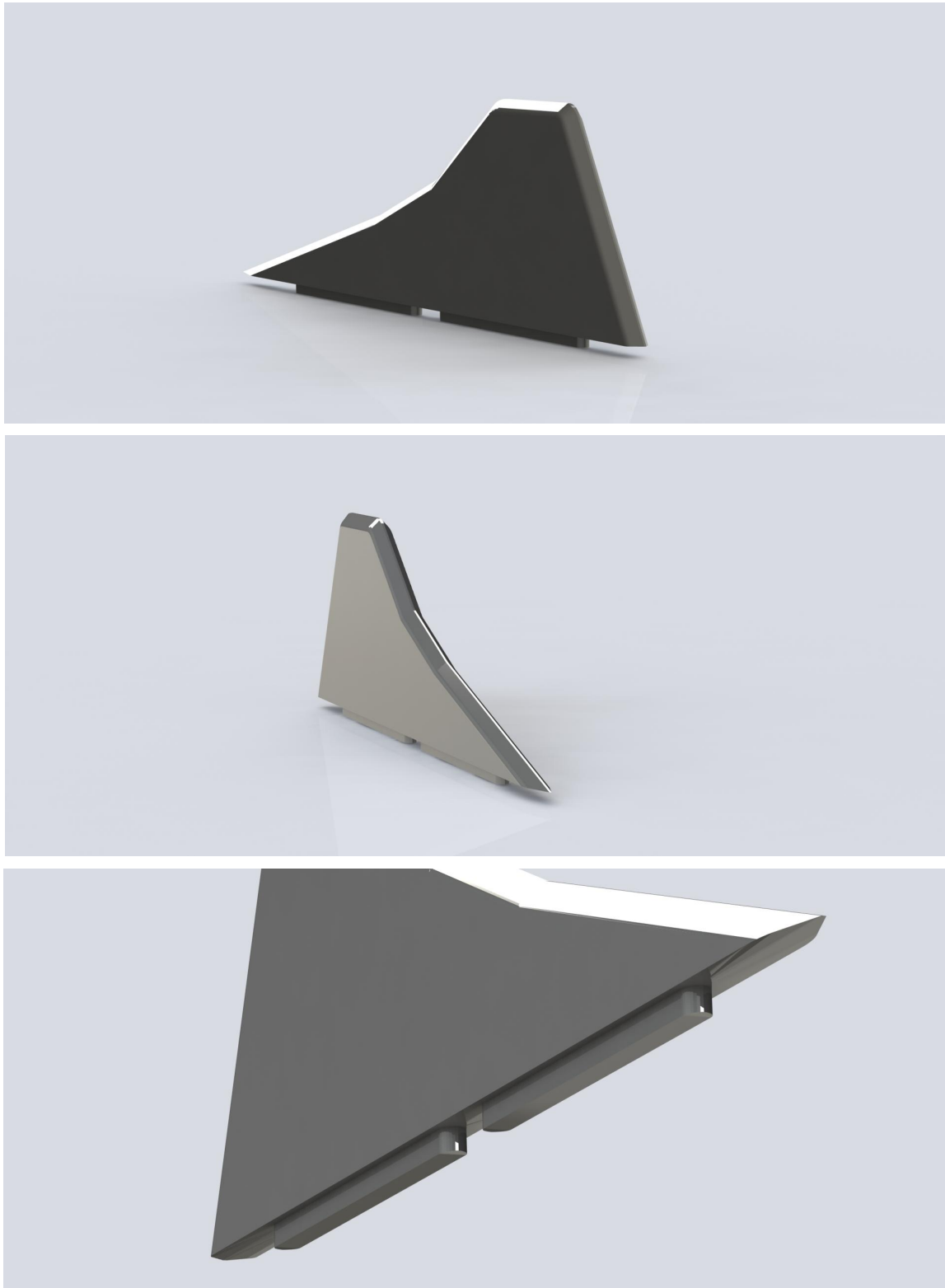


Figura 59.0: Renderizados del diseño final de las aletas en SolidWorks.

Una vez que el diseño final de las aletas ha sido validado en SolidWorks, se ha procedido a fabricarlas mediante impresión 3D con PLA (ácido poliláctico). La tecnología de impresión 3D ha demostrado ser una opción eficiente y versátil para la fabricación de componentes en proyectos de ingeniería con bajo presupuesto, proporcionando una alta precisión y calidad en el acabado.

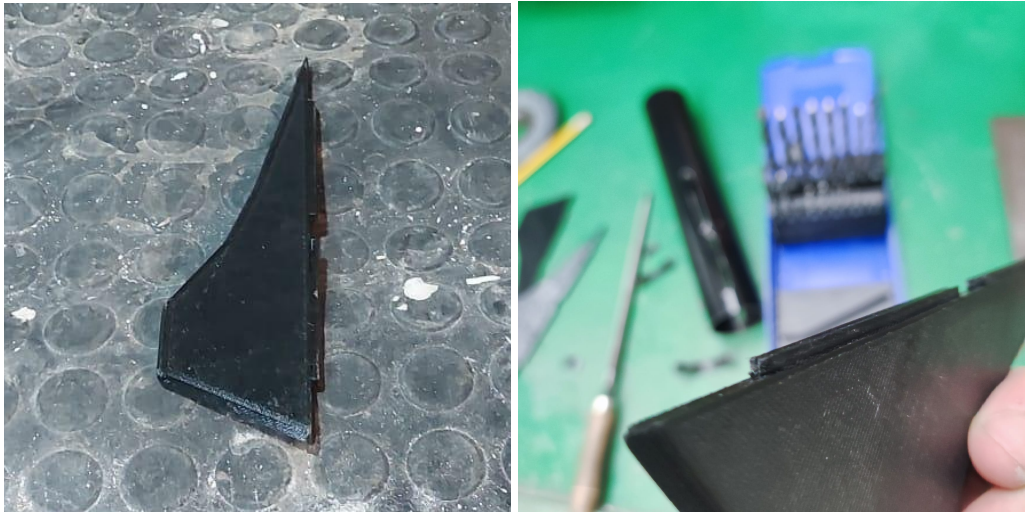


Figura 60.0: Resultado de las aletas impresas en PLA y los colisos para el ensamblaje.

La elección del material PLA para la impresión 3D de las aletas, al igual que con la cápsula de aviónica, es especialmente relevante debido a sus características favorables, como su facilidad de manejo, su biodegradabilidad y su resistencia adecuada para aplicaciones en cohetes amateurs. Además, la impresión en 3D permite producir aletas con formas y geometrías complejas, lo que facilita la obtención de diseños personalizados y optimizados para nuestro cohete.

4.6.3 Unión al fuselaje

La etapa de unión de las aletas es un componente crucial en el proceso de construcción del cohete, ya que influye directamente en la resistencia estructural y la aerodinámica del vehículo. Este proceso se realizó utilizando un adhesivo estructural para composites ISOBOND 735, que resulta en una conexión sólida y duradera entre las aletas y el tubo del cuerpo del cohete. La combinación de materiales como la fibra de vidrio, el adhesivo y el PLA de las aletas garantiza una fuerte adhesión y un sellado confiable entre los componentes.



Figura 61.0: Adhesivo estructural ISOBOND 735.

Para llevar a cabo este proceso, se realiza una preparación meticulosa del tubo del cohete. Antes de unir las aletas, se crean unos orificios en forma de colisos en la parte del tubo donde se insertarán las aletas. Estos colisos se hicieron mediante herramientas como radial, con un disco de desbaste del grosor del coliso, y una fresa de mano que permite realizar los radios, permitiendo que las aletas se inserten en el tubo de manera segura y precisa.



Figura 62.0: Herramientas utilizadas en la realización de los colisos.

Estos colisos encajan y se intersectan con los colisos de las aletas, lo que garantiza una alineación precisa y estable de las aletas. Su curvatura también está específicamente diseñada para encajar perfectamente con el diámetro del tubo, asegurando un ajuste adecuado y un soporte óptimo.

El proceso de ensamblaje comienza con una meticulosa medición y marcado de las zonas precisas en las que se realizarán los cortes para insertar las aletas. Estas mediciones son cruciales para asegurar que las aletas estén ubicadas en las posiciones adecuadas para alcanzar el equilibrio deseado en el vuelo. Cada

corte se planea y se ejecuta con precisión, siguiendo las especificaciones de diseño y las necesidades aerodinámicas.

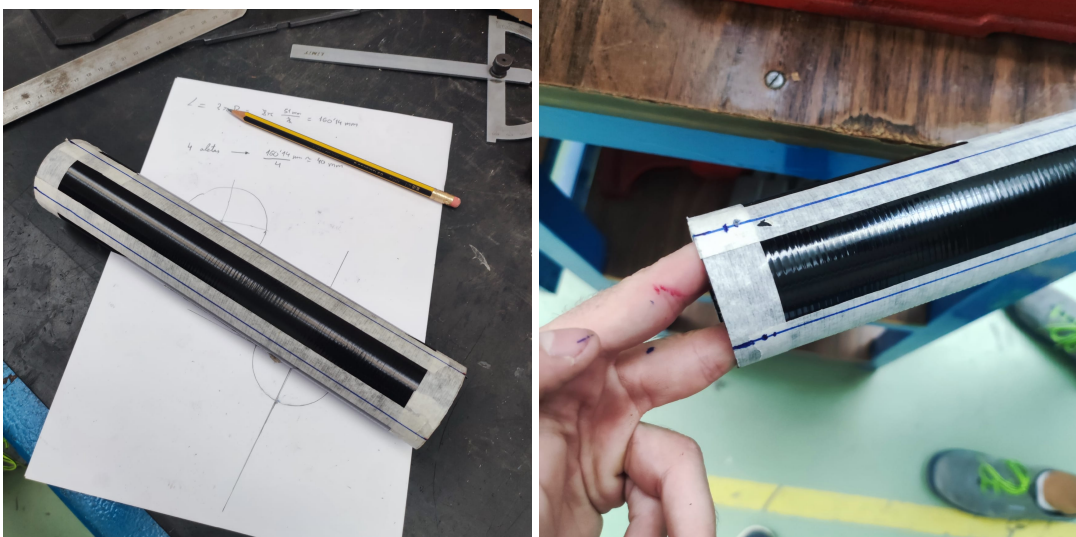


Figura 63.0: Preparación del tubo de fibra de vidrio para el fuselaje.

Una vez que se han marcado las zonas de corte, se procede a la realización de los agujeros con la herramienta de radial previamente presentada. Después de la perforación, las esquinas de los agujeros se redondean utilizando una fresa de mano.

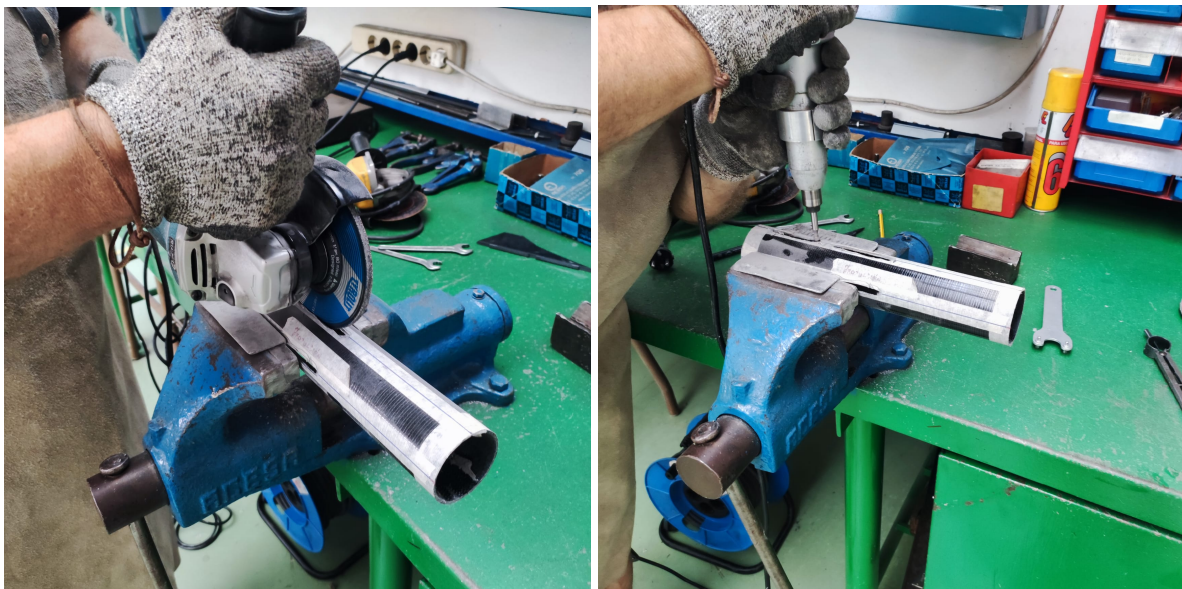


Figura 64.0: Corte del tubo de fibra de vidrio y fresado de las esquinas.

El siguiente paso involucra el lijado meticuloso de las áreas circundantes a los agujeros. Este paso es esencial para garantizar que la superficie esté libre de irregularidades y capaz de adherir adecuadamente

el adhesivo estructural. Una vez lijado, la zona se limpia con alcohol para asegurarse de que esté completamente libre de polvo y aceites que podrían afectar la adhesión.



Figura 65.0: Lijado y limpieza del tubo de fibra de vidrio.

Con la preparación de la superficie completa, se insertan las aletas en los agujeros con precisión. Este paso requiere habilidad y atención para asegurarse de que las aletas estén alineadas correctamente y en las posiciones planeadas. El aseguramiento de la calidad empleado implicó el uso de un patrón dibujado en un folio que marcaría la posición de las aletas para que mantuvieran los 90° entre ellas. Una vez en su lugar, se procede a la aplicación del adhesivo estructural. Este adhesivo garantiza una unión sólida y duradera entre las aletas y el cuerpo del cohete, resistiendo las fuerzas aerodinámicas y de vibración durante el vuelo.



Figura 66.0: Ensamblaje final de las aletas con el fuselaje.

El uso de adhesivo estructural durante el proceso de ensamblaje es fundamental, ya que evita el uso de elementos mecánicos como tornillos que podrían generar uniones menos pulcras y generar turbulencias parásitas que repercutirían en el desempeño aerodinámico del cohete.

Cabe comentar, que en la búsqueda continua de la excelencia en la construcción de un cohete amateur, es esencial considerar opciones que puedan optimizar aún más los procesos de fabricación. Una mejora significativa podría ser la incorporación de utillajes diseñados mediante la impresión 3D utilizando material PLA. Esta innovadora estrategia podría brindar beneficios sustanciales en términos de precisión, eficiencia y uniformidad en la realización de colisos y otros pasos cruciales.

Los utillajes diseñados con medidas precisas y adaptados específicamente para los componentes del cohete permitirían una guía perfecta durante la perforación de agujeros y el redondeo de esquinas. Esto reduciría la posibilidad de errores humanos y garantizaría una mayor uniformidad en la colocación de las aletas, lo que a su vez podría resultar en un vuelo más estable y predecible. Los utillajes personalizados podrían agilizar la medición, marcado y posicionamiento, al proporcionar puntos de referencia visualmente claros. Esto podría acelerar la ejecución de tareas, ahorrar tiempo y minimizar la necesidad de mediciones repetidas.

4.7. Ensamblaje de AUGUSTA

El ensamblaje es un aspecto crucial que abarca la convergencia de todos los elementos individuales en un sistema funcional y coherente. Este proceso marca el punto en el cual la planificación, el diseño y la adquisición de materiales se materializan en una estructura tangible y lista para el vuelo. Esto implica la unión precisa y segura de los diversos componentes que componen el cohete, abarcando desde la colocación del motor de propulsión en la estructura hasta la incorporación de sistemas de control, electrónica, sistemas de soporte mecánico y todos los elementos auxiliares identificados previamente. Es esencial que cada etapa del proceso se realice con meticulosa atención al detalle para garantizar la integridad del cohete y su funcionalidad.

Una forma de asegurar la calidad durante el ensamblaje es seguir un enfoque sistemático. Se pueden implementar los siguientes pasos:

- **Verificación de componentes:** Antes de comenzar el ensamblaje, es crucial verificar que todos los componentes estén presentes y cumplan con las especificaciones. Cada elemento debe ser inspeccionado individualmente para detectar daños o defectos.
- **Planificación de secuencia:** Definir una secuencia lógica de ensamblaje. Esto garantiza que los componentes se integren en el orden adecuado y que las etapas previas no interfieran con las posteriores.
- **Alineación y ajuste:** Durante el ensamblaje, asegurarse de que cada componente esté correctamente alineado y ajustado. Esto incluye la fijación adecuada de partes desmontables, como los acopladores entre bahías.
- **Uso de herramientas adecuadas:** Emplear las herramientas adecuadas y técnicas de montaje correctas para evitar daños o deformaciones en los componentes.
- **Control de calidad:** Implementar controles de calidad a lo largo del proceso. Se pueden realizar pruebas intermedias a medida que se avanza en el proceso de ensamblaje, que nos permitan detectar problemas a tiempo y abordarlos antes de que se vuelvan más complicados y costosos. Esto podría incluir inspecciones visuales, mediciones precisas y comprobaciones de tolerancias.
- **Documentación detallada:** Registrar cada paso del proceso de ensamblaje junto con imágenes y anotaciones. Además de permitir la implementación del proceso en este TFG, esto proporciona una referencia útil y permite la identificación de problemas en el futuro.

A continuación, se presentan los subensamblajes que dieron lugar al ensamblaje total del cohete.

Bahía de propulsión

1. El proceso comienza con la inserción de la recarga del propulsor dentro de la carcasa diseñada específicamente para contener y dirigir la fuerza de la propulsión. Esta etapa implica colocar la recarga en su lugar con precisión, asegurándose de que esté completamente encajada en la carcasa y alineada con los sistemas de ignición y expulsión.

Una vez que la recarga está en su sitio, el siguiente paso es introducir el conjunto del propulsor en el tubo porta-motor de cartón fenólico. Este tubo porta-motor actúa como una caja protectora que aloja el propulsor y evita posibles daños durante el manejo y el vuelo del cohete. Además, en esta etapa, el retén de aluminio, previamente ensamblado y asegurado con epoxi, forma un vínculo seguro entre el tubo

porta-motor y la carcasa del propulsor. Esta unión sólida garantiza que el propulsor se mantenga en su lugar durante el vuelo y el lanzamiento, evitando cualquier posible desplazamiento indeseado.



Figura 67.0: Ensamblaje sistema interno de propulsión y resultado final.

La última fase de este subensamblaje involucra el cierre de la tapa de retén. Esta tapa, diseñada para encajar perfectamente en el extremo del tubo porta-motor, sella el cohete y asegura que el propulsor no se libere hasta que se inicie la secuencia de encendido. La tapa de retén juega un papel crítico en mantener la integridad del cohete durante el proceso de lanzamiento y vuelo, y su diseño y ensamblaje precisos son esenciales para el éxito del proyecto. Finalmente, este conjunto se introduce en la bahía de propulsión y quedará suspendido mediante los anillos de centrado de madera, realizados mediante dos coronas de taladro, y explicados en la sección de BOM. Es importante remarcar que el último anillo de centrado debe quedar a ras de la cola del cohete.



Figura 68.0: Anillos de centrado.



Figura 69.0: Ensamblaje bahía de propulsión.

Bahía de recuperación

2. En paralelo, la ojiva se ensambló sin problemas con la bahía de recuperación, resultando en una muestra de éxito en el diseño, construcción e implementación de este componente. Para conseguir el ajuste correcto, es útil considerar que es posible aplicar algún tipo de cinta adhesiva como papel de carroceros que aumenta en micras el diámetro de la zona de ensamblaje con el fuselaje, lo que aumenta la presión del ajuste para el caso de considerar que las dimensiones originales no establecen un ajuste con la suficiente capacidad de aguantar en su sitio la ojiva hasta el momento del apogeo. Para finalizar se engancha el paracaídas a la ojiva y se deja facilidad para posteriormente hacer lo mismo con la cápsula de electrónica.



Figura 70.0: Ensamblaje de la ojiva y paracaídas plegado.

Sistema de acople de bahías

3. En lo referente al ensamblaje de los acopladores, tal y como se ha expuesto en la sección de BOM, hay que atender a los requerimientos de conexión de cada bahía. Así mismo, la superficie de los acopladores en contacto con las bahías de propulsión y recuperación fueron pegadas con epoxi, y por otro lado la superficie de contacto con la bahía de aviónica mediante una unión atornillada compuesta por tres tornillos M4. Esto implica que hay que realizar un ejercicio de coordinación del taladrado del fuselaje para que estos tornillos mantengan unidos el fuselaje, los acopladores y la cápsula de electrónica de forma alineada.



Figura 71.0: Ensamblaje de los acopladores mediante epoxi.

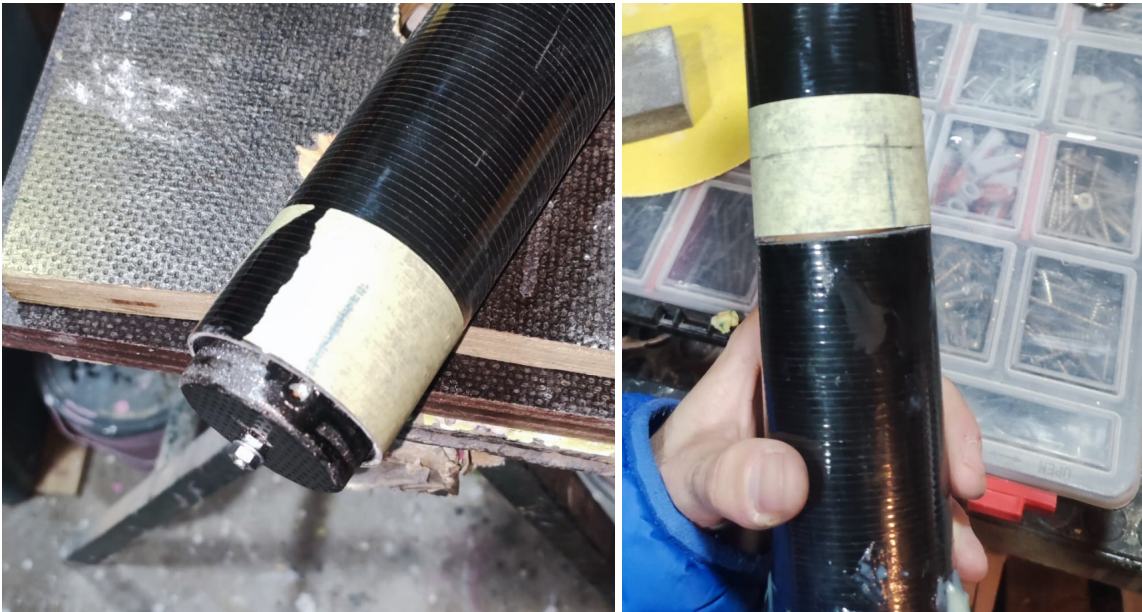


Figura 72.0: Alineación y marcado de los agujeros en el fuselaje y la cápsula de electrónica.

Posteriormente, se realiza el mismo ejercicio para la alineación de los tornillos en la parte superior de la bahía de aviónica, obteniendo el mismo resultado y resultando en un ensamblaje completo.



Figura 73.0: Resultado de los tornillos ensamblando la cápsula de electrónica con los acopladores y el fuselaje.

5. Resultados y conclusiones

Durante el desarrollo del proyecto de diseño y fabricación del cohete amateur de propulsión sólida AUGUSTA, se obtuvieron una serie de resultados significativos que reflejan el proceso y el rendimiento del cohete en las simulaciones realizadas. Es importante mencionar que para su total construcción queda pendiente la imprimación de la serigrafía del fuselaje, la cual está en proceso de obtención tras contactos con imprentas locales.

El proceso de diseño y fabricación del cohete AUGUSTA involucró decisiones críticas en cuanto a su geometría, materiales y selección de propulsión sólida. Estos elementos fueron meticulosamente planificados y ejecutados para asegurar la integridad estructural y la eficacia del cohete. La selección de materiales compuestos para la estructura permitió una relación óptima entre resistencia y peso, mientras que el diseño aerodinámico y las aletas estabilizadoras contribuyeron a la estabilidad en vuelo desde el punto de vista de las simulaciones.

En cuanto a las conclusiones, este proyecto demostró la viabilidad de diseñar y fabricar un cohete amateur de propulsión sólida de manera exitosa. Las lecciones aprendidas a lo largo del proceso, incluyendo los desafíos enfrentados y las soluciones implementadas, enriquecieron la comprensión de los aspectos técnicos y logísticos involucrados en proyectos de esta naturaleza, considerando la nula experiencia previa en este ámbito.

La metodología utilizada en este proyecto, que involucró una combinación de simulaciones, diseño asistido por ordenador CAD y contacto para obtener materiales, resultó ser efectiva en la consecución de los objetivos planteados. Sin embargo, también se identificaron áreas de mejora, como la optimización de los sistemas de recuperación y la exploración de nuevos materiales para componentes críticos como el fuselaje, además de la implementación de elementos impresos en 3D no sólo para piezas del cohete sino para el proceso de fabricación, como utillajes que reduzcan los errores humanos al mínimo.

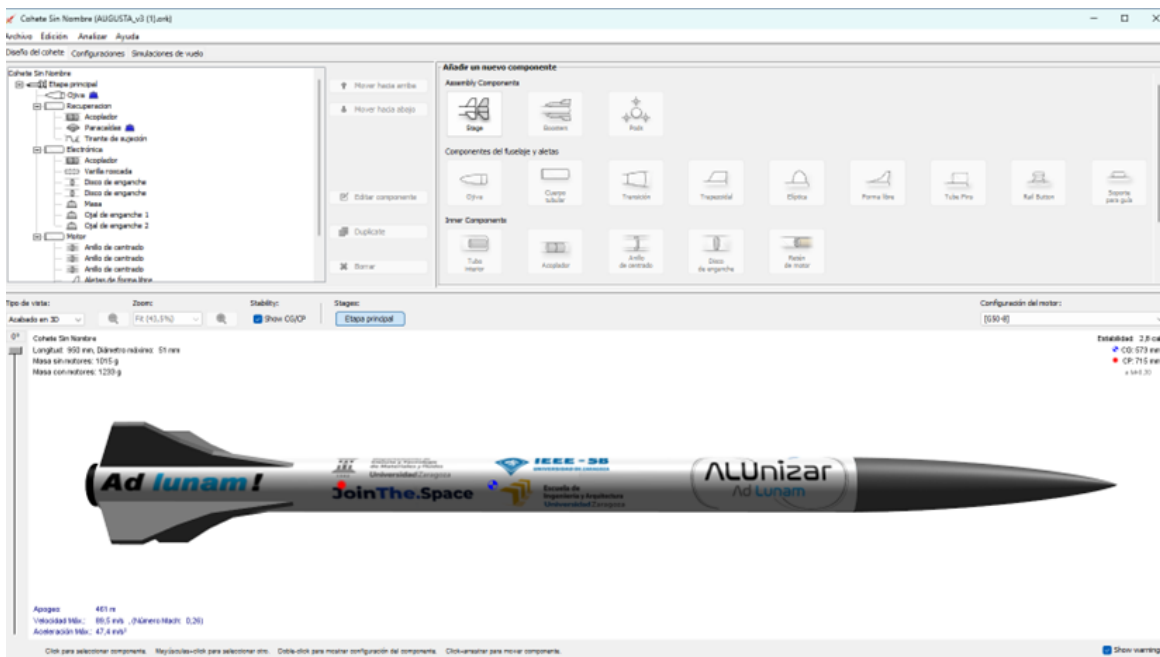


Figura 74.0: Implementación de AUGUSTA en OpenRocket.

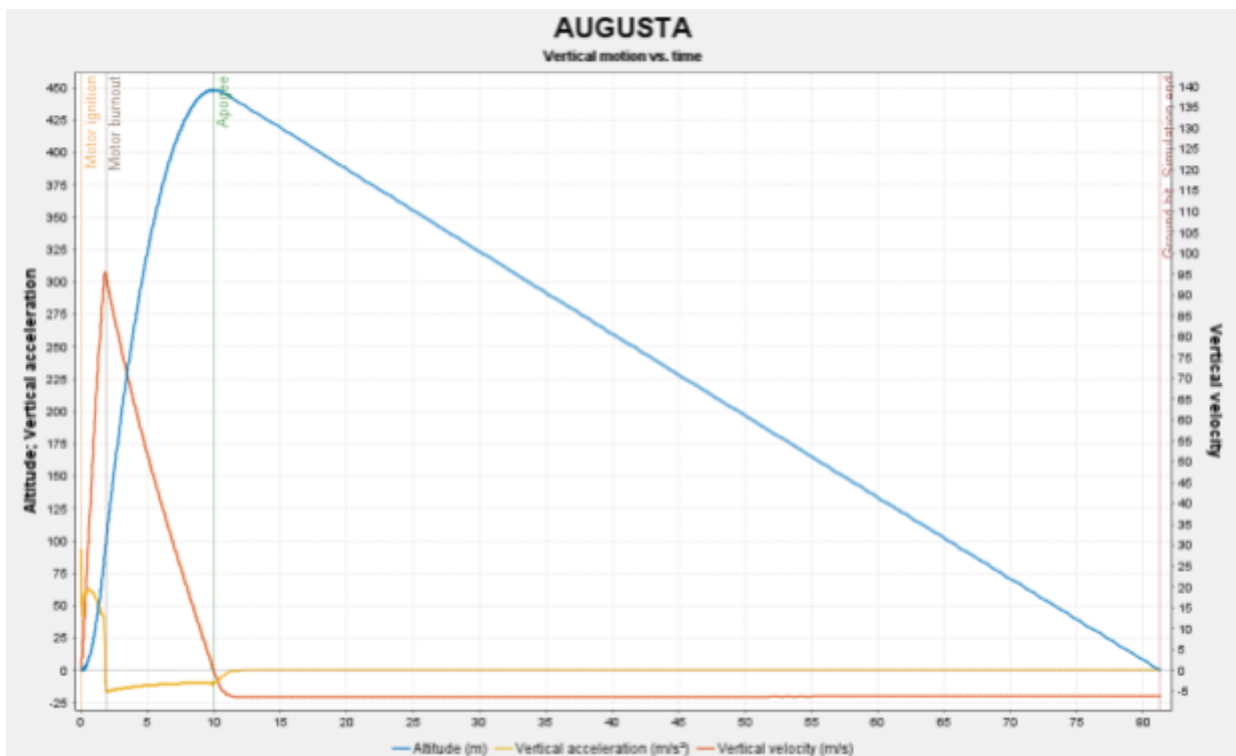


Figura 75.0: Simulación de vuelo de AUGUSTA en OpenRocket.

La simulación de vuelo desempeñó un papel fundamental en la evaluación y validación de las decisiones de diseño tomadas durante el desarrollo del cohete amateur AUGUSTA. Al emplear la herramienta de simulación de cohetes OpenRocket, fue posible modelar con precisión el comportamiento del cohete bajo diversas condiciones de vuelo, y así analizar los resultados obtenidos en relación con los criterios de diseño y objetivos establecidos.

Uno de los aspectos clave que se buscaba lograr era un valor de apogeo cercano a los 500 metros, considerado óptimo para los objetivos de la misión AUGUSTA. Los resultados de la simulación mostraron que, con los parámetros y características del diseño implementado, el cohete alcanzó altitudes que se aproximaron significativamente a este valor objetivo. Esta coincidencia entre los resultados simulados y los objetivos previstos subraya la eficacia de las decisiones de diseño adoptadas, incluyendo la elección de la relación de empuje a peso y la aerodinámica del cohete.

Además del valor de apogeo, la velocidad de ascenso y descenso del cohete también fue un aspecto crítico para garantizar un vuelo estable y controlado. Las simulaciones demostraron que la velocidad de ascenso fue coherente con las expectativas, lo que indica que la propulsión del motor de propulsión sólida fue apropiada para alcanzar las altitudes deseadas. Asimismo, la velocidad de descenso se mantuvo dentro de rangos seguros, permitiendo una recuperación controlada y segura del cohete después del vuelo.

Los valores de aceleración registrados durante la simulación también son indicativos de la robustez del diseño. La aceleración constante y predecible observada durante la fase de ascenso sugiere que la estructura del cohete y el sistema de propulsión estaban equilibrados y funcionando en armonía. Esta coherencia en las aceleraciones contribuye al rendimiento general del cohete y al logro de los objetivos de la misión.

En resumen, los resultados de la simulación de vuelo en OpenRocket validaron la efectividad de los aspectos considerados y los criterios de diseño aplicados en el desarrollo del cohete AUGUSTA. El valor de apogeo cercano al objetivo, la velocidad de ascenso y descenso controladas, así como las aceleraciones dentro de rangos seguros, respaldan la solidez de las decisiones tomadas en cuanto a la geometría, materiales y sistema de propulsión. Estos resultados respaldan la premisa de que el enfoque metódico y las consideraciones técnicas cuidadosamente evaluadas en el proceso de diseño tienen un impacto directo en el rendimiento y éxito del cohete.

La consistencia entre los resultados de simulación y los objetivos deseados subraya la importancia de la simulación y la implementación de software CAD como una herramienta esencial en el proceso de diseño y desarrollo de cualquier proyecto del ámbito industrial. Estos hallazgos fortalecen la confianza en la metodología empleada y abren la puerta a futuras iteraciones y mejoras en el diseño de cohetes de propulsión sólida.

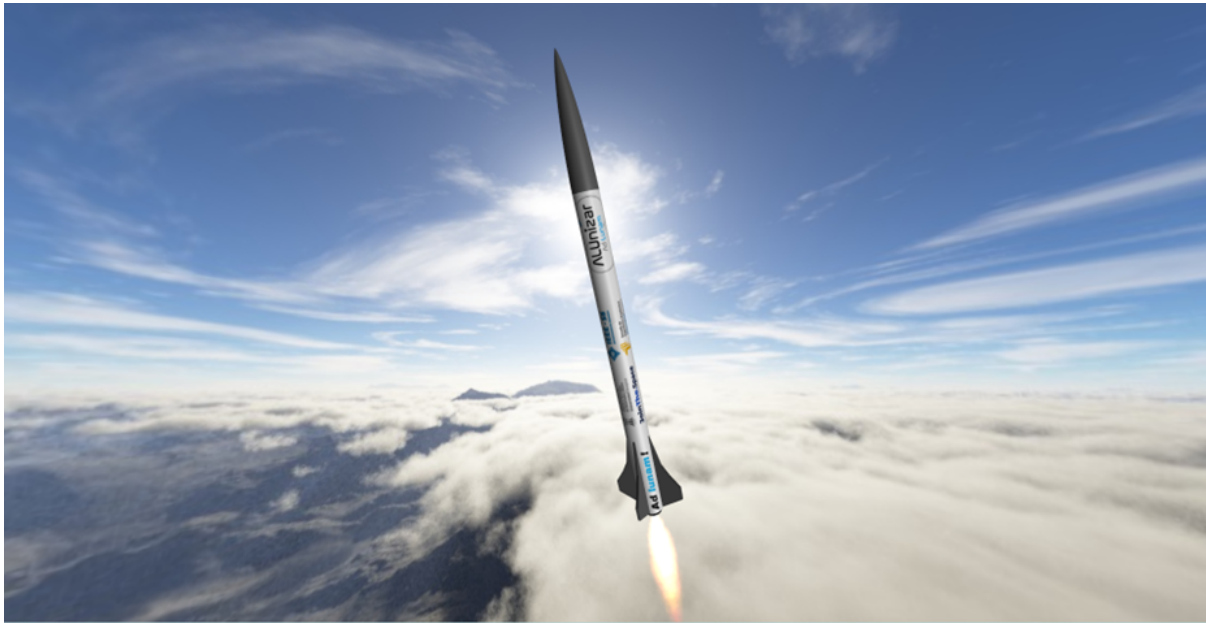


Figura 76.0: Renderizado vuelo de AUGUSTA en OpenRocket.

No obstante, es crucial reconocer que el éxito del cohete AUGUSTA no solamente se fundamenta en el diseño y la fabricación, sino también en la ejecución del lanzamiento. La seguridad y el cumplimiento de las regulaciones vigentes son elementos esenciales para asegurar que el cohete alcance su objetivo de manera segura y responsable. En esta dirección, es necesario destacar que se están llevando a cabo esfuerzos significativos en el ámbito de la legislación relacionada con los cohetes amateurs. Estos trabajos buscan establecer pautas claras para el diseño, la fabricación y la operación de cohetes en contextos aficionados, promoviendo la seguridad tanto para los participantes como para el público en general. A medida que la comunidad de cohetes amateurs continúa evolucionando, es imperativo seguir colaborando con las autoridades y expertos para asegurar que los lanzamientos se realicen de manera responsable y respetando todas las normativas pertinentes.



Figura 77.0: Prototipo AUGUSTA (I).



Figura 78.0: Prototipo AUGUSTA (II).



Figura 79.0: Prototipo AUGUSTA (III)

La sinergia generada al unir las perspectivas de expertos de diferentes disciplinas ha sido una fuente inagotable de creatividad y resolución de problemas. La proactividad como actitud no solo se ha limitado a la adquisición de conocimientos externos, sino que también ha influido en la formulación de estrategias internas, en la resolución de desafíos técnicos y en la toma de decisiones informadas.

En resumen, el proyecto AUGUSTA ha demostrado que la proactividad y la dedicación pueden llevar a resultados tangibles y valiosos en la ingeniería de cohetes. El conocimiento adquirido y las experiencias obtenidas sientan las bases para futuros proyectos innovadores en esta emocionante área de la tecnología.

6. Bibliografía

- Bohorquez, C. A., Galindo, F. A., & Calderón, J. O. (2016). Diseño estructural y aerodinámico de un cohete sonda para ser usado en la adquisición de variables atmosféricas. *Revista EGSIN*, 2. <https://repository.unilibre.edu.co/bitstream/handle/10901/9471/Dise%C3%B1o%20cohete%20sonda%20revista%20EGSIN.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
- Devenport, W., & Glegg, S. (2004). *Foguete Sonda*. https://www.wikiwand.com/pt/Foguete_Sonda
- Delegación de España en la ESA. (2006). *El espacio en España - Plan estratégico para el sector espacial*.
- Crowell, G. A. Sr. (1996). *The Descriptive Geometry of Nose Cones*.
- Stine, B., & Stine, G. H. (2007). *Handbook of Model Rocketry*.
- Apogee Rockets. (2008). *Can you design a 2-fin rocket?* Recuperado de <https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter220.pdf>
- Fraley, E. R. (2017). *A Comparative Study of Turbulence Models on Aerodynamics Characteristics of a NACA0012 Airfoil*. Oregon State University. Recuperado de https://ir.library.oregonstate.edu/concern/graduate_thesis_or_dissertations/6108vh38q
- Nakka, R. (2001). *Fins for Rocket Stability*. Recuperado de <https://www.nakka-rocketry.net/fins.html>
- Equipe ESSS. (2016). *Dinámica de fluidos computacional: ¿Qué es?* Recuperado de <https://www.esss.co/es/blog/dinamica-de-fluidos-computacional-que-es/>
- Georgia Tech. (Fecha desconocida). *Solid Rocket Motors*. Recuperado de <http://seitzman.gatech.edu>
- Goicolea Ruigómez, J. M. (Mayo de 2001). *Curso de Mecánica, Capítulo 10: Dinámica de Impulsiones*. Actualizado el 8 de diciembre de 2010.
- Knacke, T. W. (Marzo de 1991). *Parachute Recovery Systems Design Manual*.
- Nakka, R. (1997). *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. Recuperado de <http://www.nakka-rocketry.net>
- Sutton, G. P. (Seventh Edition). *Rocket Propulsion Elements*. Recuperado de <http://maenas.eng.usu.edu>
- Recuenco Andrés, J. M. (Octubre de 2008). *MODELISMO ESPACIAL: Manual de Construcción de Modelos Espaciales*. Recuperado de <http://www.hobbymodel.es>
- ÇENGEL, Y. A., & CIMBALA, J. M. (2006). *Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones (1ª edición)*. McGraw-Hill. Tabla A-9.

India in Space World. (2012). Types of Satellite Orbits. Recuperado de <http://indiainspaceworld.blogspot.com/2012/>

7. Anexos

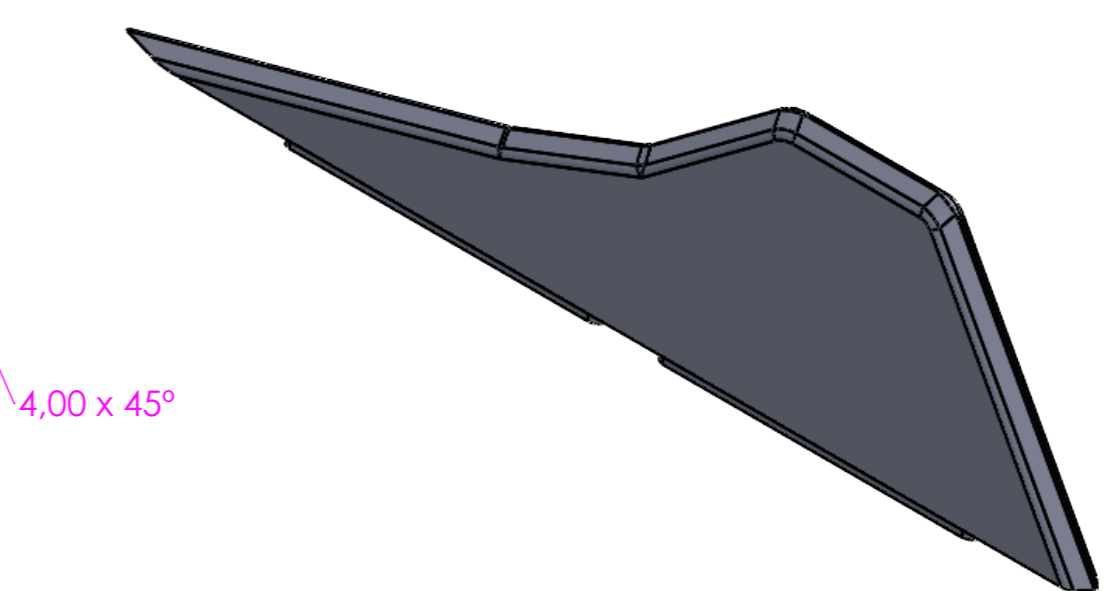
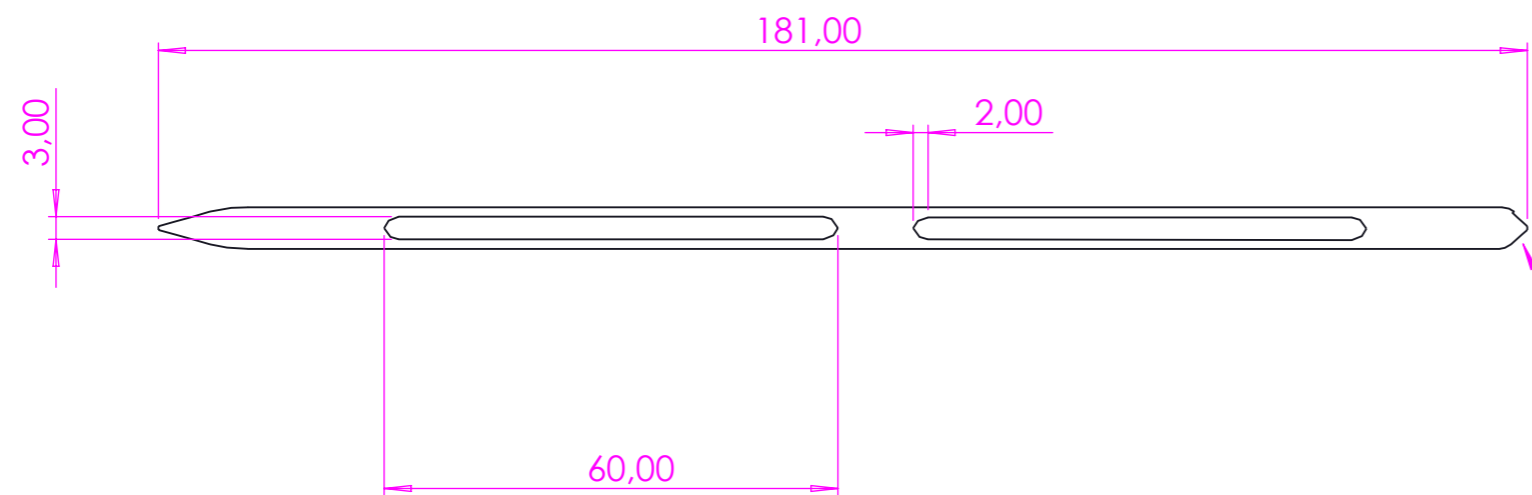
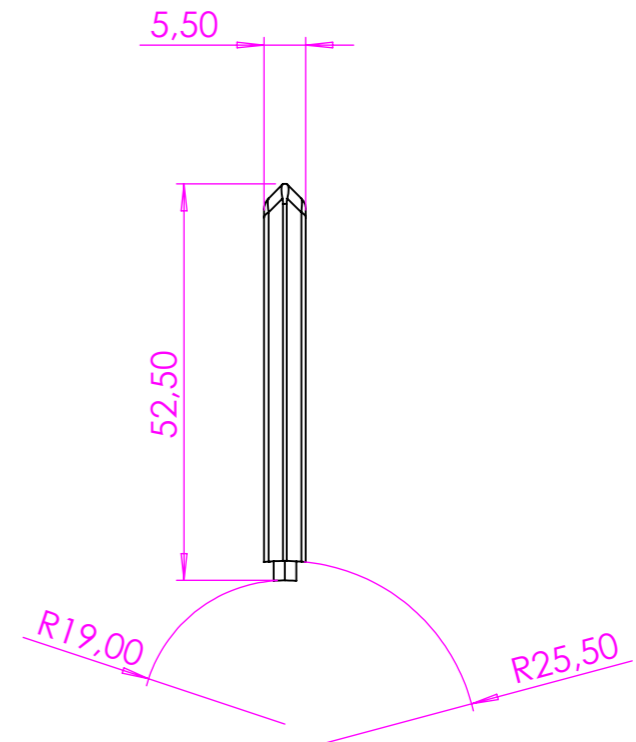
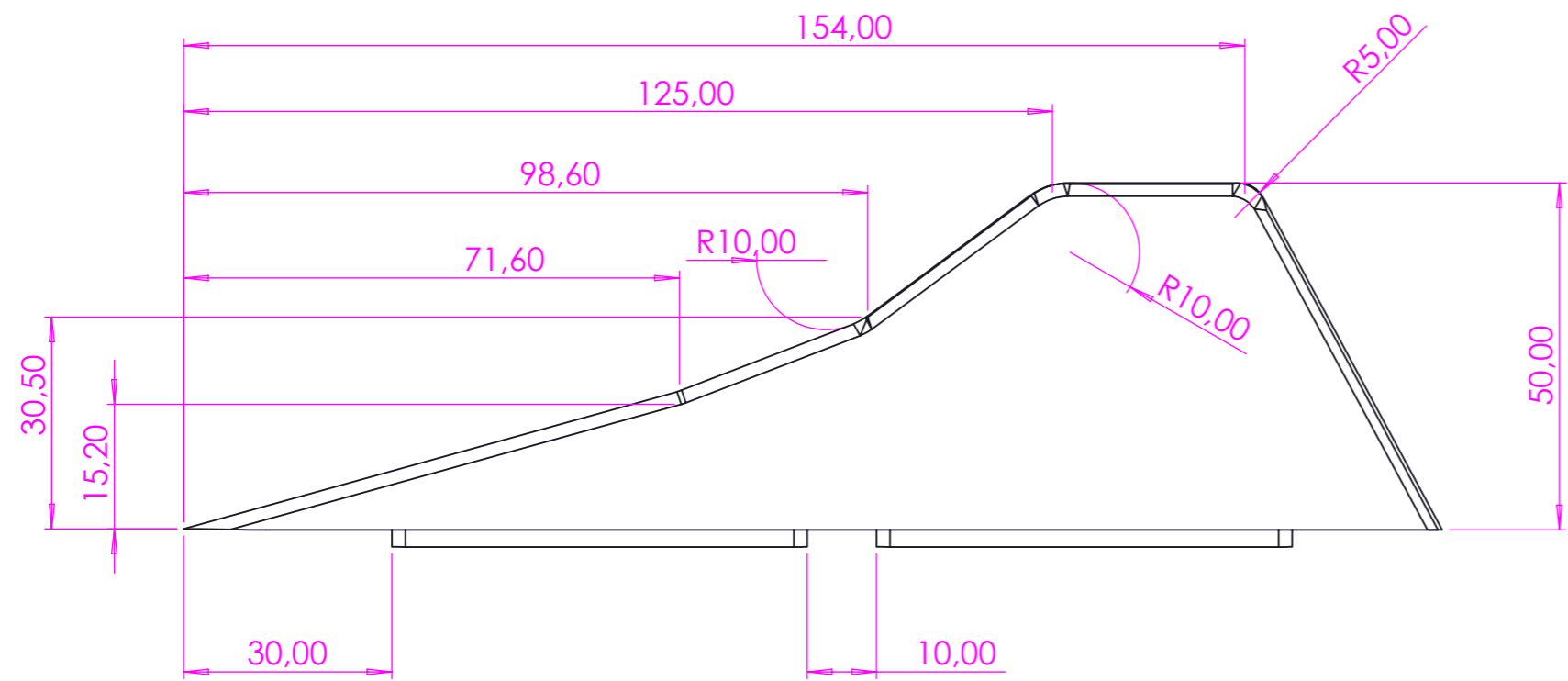
ANEXO A: Plano aleta AUGUSTA


ANEXO B: Plano ojiva AUGUSTA

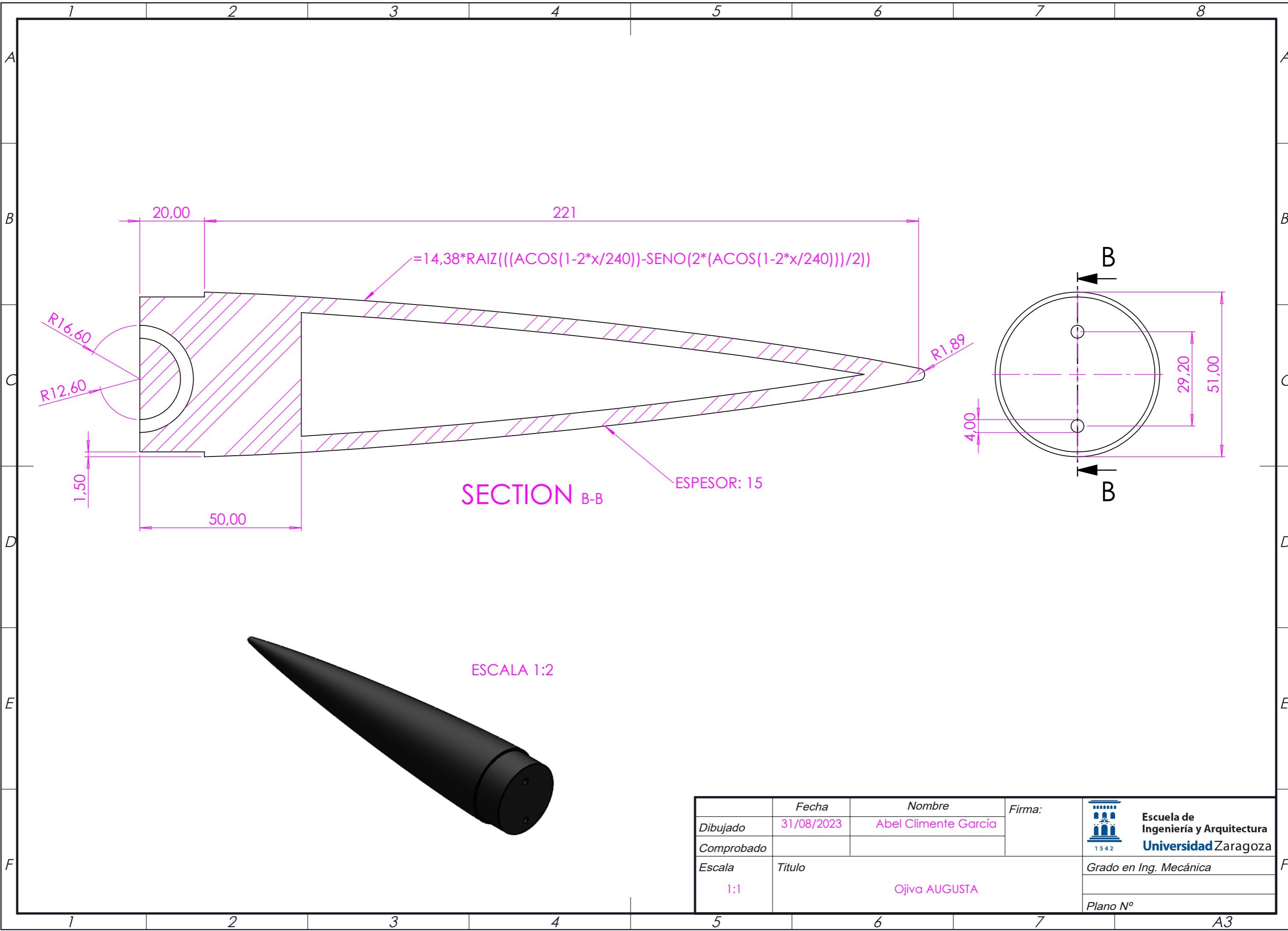
ANEXO C: Plano cápsula de electrónica AUGUSTA

ANEXO D: Hoja de datos “Pro38® High-Power Reloadable Rocket Motor System”

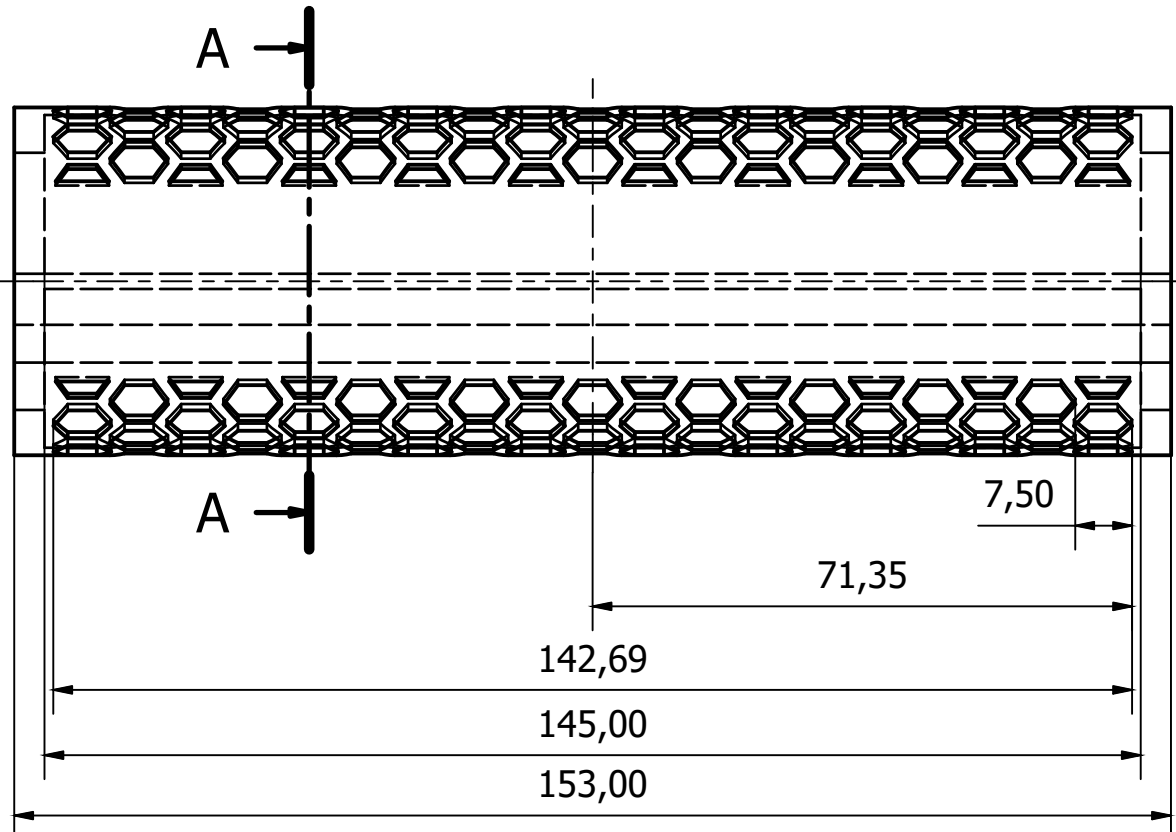
ANEXO E: Material de contacto a empresas



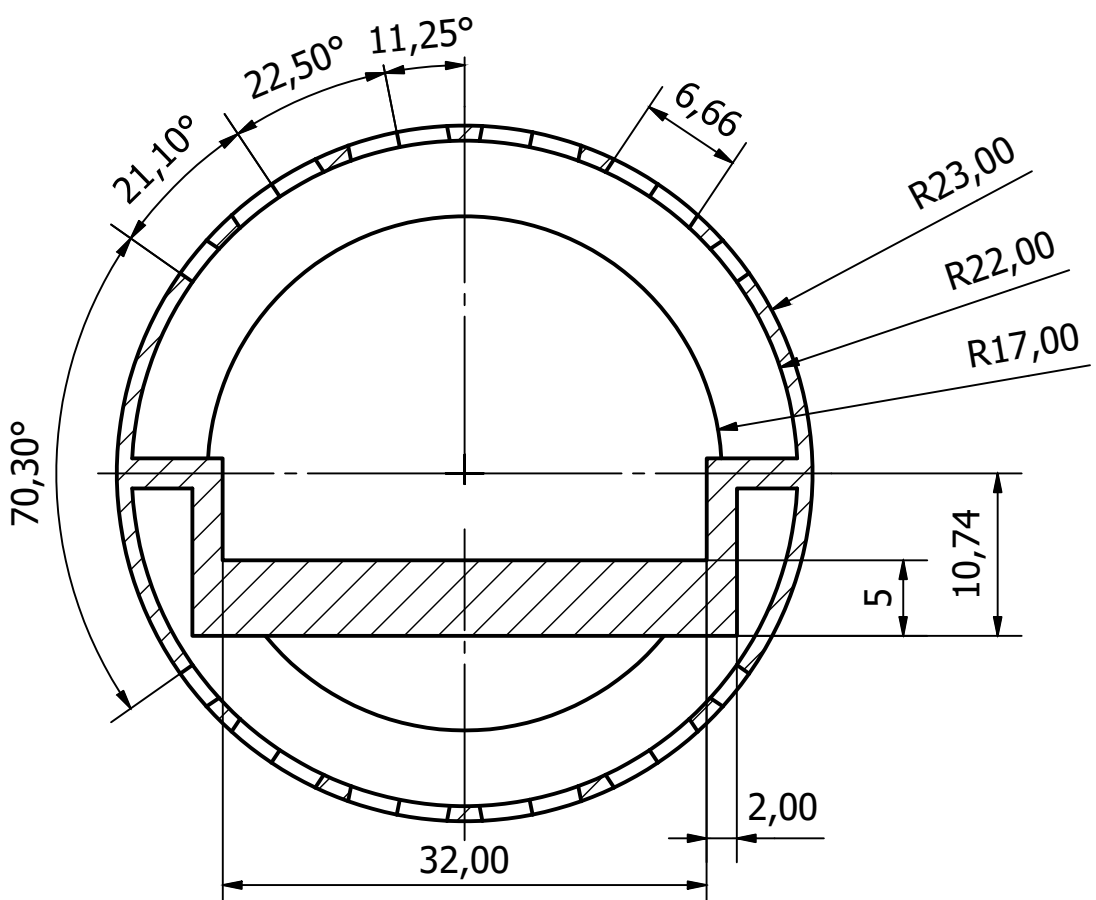
	Fecha	Nombre	Firma:	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	31/08/2023	Abel Climente García		
Comprobado				Grado en Ing. Mecánica
Escala	Titulo	Aleta AUGUSTA		Plano N° 1
1:1				A3



	Fecha	Nombre	Firma:	 Escuela de Ingeniería y Arquitectura Universidad Zaragoza
Dibujado	31/08/2023	Abel Climente García		
Comprobado				Grado en Ing. Mecánica
Escala	Titulo	Ojiva AUGUSTA		Plano N°
1:1				A3



A-A (2 : 1)



Diseño de Abel Climente	Revisado por	Aprobado por	Fecha	Departamento Diseño	Fecha 22/07/2023	Escala 1:1
ALUnizar			Cápsula de electrónica			
			Cohete Augusta		Edición 1	Hoja 1/1

Pro38[®] High-Power Reloadable Rocket Motor System

FOR USE ONLY BY CERTIFIED HIGH-POWER ROCKETRY USERS 18 YEARS OF AGE OR OLDER

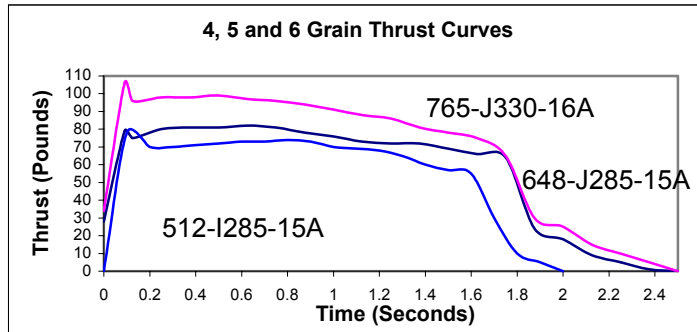
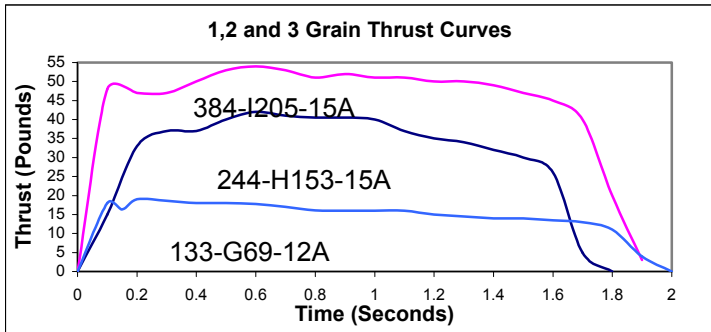
Sale to persons under 18 years of age is prohibited by Federal law

FLAMMABLE MATERIAL – KEEP AWAY FROM OPEN FLAME, CIGARETTES OR OTHER HEAT SOURCES AT ALL TIMES

USE WITHIN 1 YEAR OF MANUFACTURING DATE

TEMPERATURE RANGE: -5 to 30°C

Pro38[®] High-Power Reloadable Rocket Motors are professionally engineered propulsion systems designed for safe use, high performance, ease of assembly and high reliability. The Pro38[®] system also features a unique *user-adjustable* time delay. Reloading is a quick, easy, 3-step operation. Select and adjust the time delay, slide the forward closure into the liner sleeve, and thread the assembly into the motor case.

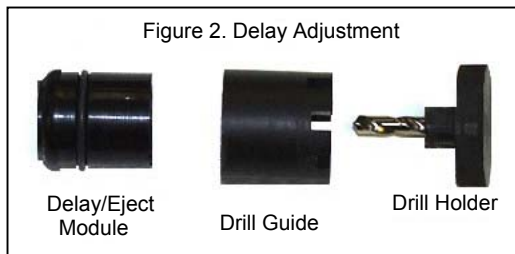
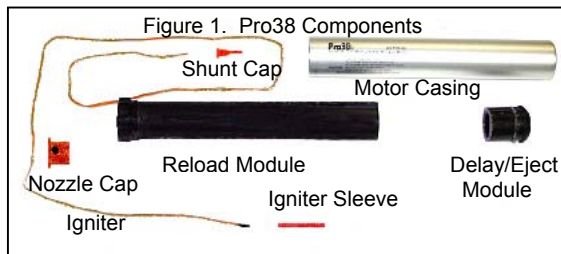


You will see that we've added a number to the front of the standard motor type code system. This number indicates the total impulse of the motor in Newton-seconds. For example, 800J360-15A is an 800Ns "J" motor, with 360N average thrust and a 15s *adjustable* delay

Assembly and Operating Instructions

WARNING

Read and follow the Safety Code of the Tripoli Rocketry Association (TRA).
Comply with all Federal, State and local laws in all activities with high-power rockets.



Step 1 – Time Delay Adjustment

Each motor is equipped with a full-length delay grain which provides the delay time shown in the motor designation. This delay may be *reduced* by 3,5,7, or 9 seconds as required down to the minimum delay time allowed for the motor type. Refer to the following table to select the proper adjustment for your application:

Delay designation in motor type code:	Delay adjustment and resulting delay time:				
	None	-3	-5	-7	-9
-12A	12s	9s	7s	5s	3s
-13A	13s	10s	8s	6s	4s
-15A	15s	12s	10s	8s	6s

NOTE: The ejection charge on all Pro38[®] motors is 1.3g of FFFFG black powder. If additional ejection charge is required, do not remove white cap. Instead, add additional powder on top of white cap and seal cavity with tape.

CAUTION

Work in a tidy area, away from other rocket motors and materials, well away from any open flame or heat source.
Perform delay adjustments in the field during rocket preparation. Delay adjustments are irreversible, and safer if done outside.

- Remove the delay/ejection module (Figure 1) from the reload kit liner. Return the reload kit to the package and store safely away during the delay adjustment operation. Check the drill guide and drill holder (Figure 2) for debris and clean if required before proceeding.
- Select the delay adjustment desired, rotate the drill holder to the appropriate notch in the drill guide and seat the drill holder tab into the drill guide notch.
- Holding the drill guide and drill holder together in one hand, insert the delay module into the drill guide cavity until the drill bit touches the delay material. Rotate the drill holder clockwise while applying light pressure. Drill into the delay material until the drill guide bottoms out against the delay material. Rotate the drill for several more revolutions in order to clear the delay material from the hole.
- Remove the delay module from the guide. Empty any residue from the module.
- For safety, we recommend that you dispose of the delay residue by soaking it in water for a minimum of 1 hour then discarding the residue. A small zip-lock bag or plastic container filled with water is ideal and will safely dissolve the oxidizer from the delay material. This aqueous solution is not harmful to septic or sewage systems.

NOTE: If using an electronic recovery system, remove the white plastic disc from the end of the delay/ejection module and transfer the powder to your remote ejection charge holder and follow the recovery system instructions. Reinstall the module into the reload assembly.

Step 2 – Motor Assembly

- Inspect the motor casing for damage. Discard if damaged. Modification of the casing can cause property damage or result in serious personal injury.
- Leave the protective cap on the nozzle until you are ready to install the igniter.
- Using a gentle twisting motion, insert the delay/ejection module into the forward end of the plastic liner as far as it will go. A small gap between the forward end of the liner and the shoulder on the delay/ejection module as shown (Figure 3) is normal.
- Insert the reload kit into the rear end of the motor casing and thread into the casing. Tighten firmly by hand. The assembly is designed to have a small gap between the thrust ring and the rear end of the motor casing. If the gap (Figure 4) is more than 1/16" (1.6 mm), check the assembly carefully and re-assemble. **Note:** if you find assembly difficult by hand, you may *carefully* grip the reload kit thrust ring with slip-joint pliers for assembly or removal.

Step 3 – Igniter Installation

NFPA 1127 – Code for High Power Rocketry, 1995 edition, states the following:

"2-12.4 A person shall install an ignition device in a high-power rocket motor at the launcher or within the area designated by the safety monitor. The rocket shall be pointed in a safe direction during and after installation of the ignition device."

This rule must be followed when **removing** or **installing** igniters for **ANY** reason.

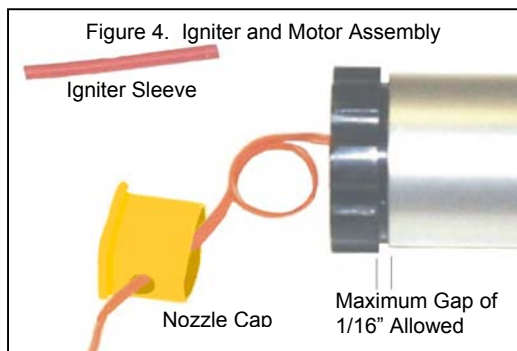
WARNING

The yellow shunt cap must remain in place on the igniter leads until the rocket is placed on the pad and is ready for igniter hook-up. If the cap is lost or missing, twist the bare igniter leads together several times **BEFORE** proceeding with igniter installation. **NEVER** check continuity of an electric igniter after it has been installed in a rocket motor unless done remotely from launch control while all personnel are in the safe location for rocket launch.

Figure 3. Reload Assembly



Figure 4. Igniter and Motor Assembly



Igniter specifications*:

Bridgewire resistance:
1.2 – 1.8Ω

Rated all-fire current:
1.2 Amps for 10 milliseconds

Typical response:
2.3ms @ 1.2 Amps

(*) These are manufacturer's specs.
CTI assumes no responsibility for
their use or misinterpretation

- Carefully uncoil the igniter leads. Remove any kinks or twists and straighten the wires for about 24" (60 cm) from the igniter head. Remove the yellow nozzle cap from the motor and feed the shunted ends of the igniter leads through the inside of the nozzle cap and out through the hole. Remove igniter sleeve.
- Insert the igniter head into the nozzle and push until it stops against the top of the motor core. With the igniter in this position, bend a loop into the igniter leads one cap length from the nozzle exit (Figure 4).
- Slide the nozzle cap up to the loop made in the previous step and firmly push the yellow nozzle cap over the nozzle to retain the igniter.
- Remove the shunt and separate the wire leads **ONLY** while the rocket is installed on the pad and the launch control system is rendered safe (i.e. disarmed and shunted where applicable).

WARNING

Never store rocket motors with igniters installed. Do not install igniters until the rocket motor is installed in the rocket vehicle and the rocket vehicle is completely prepared and ready for launch. If weather, safety or other conditions result in a delay of the launch, disconnect all igniters from the launch system and replace the shunts. If the launch is aborted for any reasons, remove the igniters from the motors and install the shunts.

Step 4 – Post Firing

CAUTION

Your **Pro38**® rocket motor may be hot after firing. Allow the motor to cool **COMPLETELY** before proceeding.

- Unscrew the reload kit from the motor casing and discard - there are no reusable parts. If the delay module remains in the motor casing after removal of the reload assembly, push it out through the forward end of the motor case with a wooden or plastic tool. Be careful not to dent or scratch the motor casing in any way. The use of metal tools is **NOT** recommended.
- Ordinarily, the motor casing will not require any post-flight cleanup. In the event that any combustion residue remains, the casing should be cleaned as soon as possible with hot soapy water and a non-abrasive cloth. When not in use, store the motor casing in its original package for protection. Care must be taken not to dent the motor casing or to damage the internal threads.

MEANS OF DISPOSAL: Remove forward closure and remove propellant grains from plastic liner. Discard plastic liner and nozzle assembly. Place forward closure and grains in a shallow hole in the ground, away from any combustibles, install igniter in forward grain in contact with the igniter pellet, secure with tape if necessary. Ignite electrically from distance of 10 meters (min). Wait until flames cease. Remnants may be disposed of with household garbage.

First Aid: If ingested, induce vomiting. Burns from flames are to be treated as regular burns with normal first aid procedures. In either case, seek medical attention.

Cesaroni Technology Incorporated ("CTI") certifies that it has exercised reasonable care in the design and manufacture of its products. We do not assume any responsibility for product storage, transportation or usage. CTI shall not be held responsible for any personal injury or property damage resulting from the improper handling, storage or use of their products. The buyer assumes all risks and liabilities and accepts and uses CTI products on these conditions. No warranty either expressed or implied is made regarding **Pro38**® products, except for replacement or repair, at CTI's option, of those products which are proven to be defective in manufacture within one (1) year from the date of original purchase. For repair or replacement under this warranty, please contact your point of purchase. Proof of purchase will be required. Your province may provide additional rights not covered by this warranty.

- ⇒ Check out our web site at <http://www.Pro-X.ca> for tech tips, FAQ's, user feedback and photos, or e-mail us at Pro38@cesaroni.net
- ⇒ For technical and warranty inquiries, please contact your **Pro38**® dealer.

Pro38® is a registered trademark of **Cesaroni Technology Incorporated**. Patent # US06079202. Other patents pending. Made in Canada.



Buenos días,

Soy Abel Climente, miembro del departamento de empresa de ALUnizar.

Somos una asociación de la Escuela de Ingeniería y Arquitectura de la Universidad de Zaragoza cuya misión es el diseño y fabricación de cohetes para competencias académicas y científicas.

Actualmente estamos inmersos en varios proyectos. AUGUSTA (Aerospace Unit for General Use in Space Technology and Aviation) es nuestro primer cohete y tiene como objetivo alcanzar un apogeo de 500 m verificando el funcionamiento de los sistemas básicos. Su lanzamiento está previsto para el 15 de Julio en el aeródromo de Alcolea de Cinca.

Dado el enfoque de **Nombre de la empresa** en la innovación y el apoyo a iniciativas locales, creemos que una colaboración entre nuestro proyecto y su compañía sería altamente beneficiosa para ambas partes. Además, al trabajar juntos, podemos fortalecer el tejido tecnológico de Zaragoza y Aragón y promover la reputación de nuestra región como un centro de excelencia en el campo del desarrollo tecnológico.

Nuestro proyecto se basa en la dedicación de un grupo talentoso de estudiantes universitarios muy proactivos con ganas de aprender y formarse, apasionados por la ciencia y la tecnología. Con los servicios que ofrecen, junto con su experiencia y conocimiento en el ámbito de la **servicio de la empresa a obtener**, estamos seguros de que su apoyo y orientación serían invaluable para el éxito de nuestro proyecto. Además, creemos firmemente que esta colaboración nos permitiría establecer una relación a largo plazo que podría generar beneficios mutuos en otros ámbitos también, dada la gran repercusión que disponemos entre estudiantes en la escuela dada nuestra exposición constante y la de nuestros colaboradores en medios de comunicación o eventos internos, que otorga a las empresas colaboradoras una ventaja en cuanto a búsqueda y desarrollo de talento considerable.

Si quieren aumentar la información, pueden hacerlo a través de la web o mediante el documento de presentación adjuntado.

[AD Lunam!](#)

Espero que el proyecto les sea de su agrado y podamos llevar a cabo un acuerdo de colaboración. Si les ha quedado alguna duda, no duden en comentarla.

Un saludo, Abel Climente



