

# Trabajo Fin de Grado

## Grado en Ingeniería Aeroespacial



### Diseño, Fabricación y Pruebas de un Cohete Experimental de Propulsante Sólido

Autor: Álvaro Sáez Zapata

Tutor: Francisco Gavilán Jiménez

**Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2021





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

# **Diseño, Fabricación y Pruebas de un Cohete Experimental de Propulsante Sólido**

Autor:

Álvaro Sáez Zapata

Tutor:

Francisco Gavilán Jiménez

Profesor Contratado Doctor

Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021



Trabajo Fin de Grado:   Diseño, Fabricación y Pruebas de un Cohete Experimental de  
  Propulsante Sólido

Autor:            Álvaro Sáez Zapata  
Tutor:            Francisco Gavilán Jiménez

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:



# Agradecimientos

---

**D**urante todos estos años invertidos en el mundo de la cohetaría he contado con el apoyo de innumerables amigos y familiares, muchos de los cuales han compartido la ilusión y alegría de ver despegar un cohete. Por ello, me gustaría dedicarles unas palabras a todos ellos.

En primer lugar, me gustaría agradecer a mi madre y mi hermana toda la paciencia que han tenido mientras cocinábamos propulsante en la cocina, taladrábamos y mecanizábamos en horario inadecuado o incluso cuando tomábamos el control del trastero para el proyecto, además de la colaboración que han ofrecido en muchas ocasiones.

Por otro lado, quiero hacer mención a todos mis amigos y compañeros que me han acompañado y apoyado en este proyecto. Mis colegas de aeroespacial, tanto a "Capital Sins", como a "Las Voces del Etsilio" y muchos otros amigos que, ocasionalmente, han tomado parte activa en el proyecto, aportando ideas y viviendo con nosotros la emoción de los lanzamientos. A mis compañeros de industriales ("Los Etsitosos"), a los que aprecio y admiro mucho, y que siempre han seguido fielmente el proyecto, ya sea presencial o telemáticamente. Y, por último, cómo olvidarme de mis pilares, mis compañeros de vida desde que llegué a Sevilla, "Los de Siempre". Ellos no sólo han asistido a los lanzamientos, ensayos y pruebas, sino que han visto crecer el proyecto desde su inicio, han sido partícipes de los fracasos y éxitos, e incluso han soportado mis tediosas e interminables charlas sobre cohetaría. ¡A todos y cada uno de vosotros, mil gracias!

Dar las gracias también a mis familiares por el interés mostrado respecto al proyecto, por compartir esta pasión y por enorgullecerse de los resultados.

Gracias a Francisco Gavilán Jiménez por su implicación, y por la aportación de ideas y recursos útiles para el proyecto. Pero sobre todo, gracias por contagiar siempre esa pasión inherente en ti sobre todo lo relativo a la ingeniería aeroespacial. Es por personas como Fran por las que los alumnos deciden enamorarse de la ingeniería y todas sus facetas.

Por último, y sin duda más importante, gracias a Jesús Sáez, mi mentor, mi compañero, mi socio de proyecto, mi inspiración, mi colega cohetero. Pero por encima de todo, mi padre. No sólo nos une la sangre, sino también la pasión y el amor por la cohetaría, las tardes escuchando música de los 80 mientras trabajábamos en el que sin duda sería el mejor cohete de la historia, nuestros distintos puntos de vista, la infinidad de ensayos en banco y lanzamientos realizados, los análisis y conclusiones extraídas, nuestras conversaciones largas y tendidas sobre los cohetes, etc. No puedo agradecer aspectos separados, momentos o lecciones, debo agradecerlo todo. Gracias por compartir conmigo el mejor Hobby de la historia, gracias por regalarme los mejores y más tensos momentos de mi vida. Pero sobre todo, gracias por ser mi padre e inspirarme para que algún día pueda llegar a ser como tú. ¡Gracias papá!

*Álvaro Sáez Zapata  
Estudiante de Ingeniería Aeroespacial en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería*

*Sevilla, 2021*





# Resumen

---

**E**n esta memoria se abordará el tema de la cohetería amateur, usando como ejemplo la creación del cohete NAOS, actualmente el proyecto de mayor envergadura llevado a cabo por Coheteros, una pequeña asociación sin ánimo de lucro y formada únicamente por dos individuos, Jesús Sáez y Álvaro Sáez.

Con más de dos metros de altura, 7'2 kg de peso, una carga máxima de casi 2 kg de propulsante sólido (Nitrato Potásico/Dextrosa), complejos sistemas electrónicos embarcados, videograbación a bordo y la posibilidad de alcanzar un apogeo superior a los 2 km de altura, NAOS se ha convertido en una pieza clave de todos los años invertidos en este apasionante mundo de la cohetería amateur.

Se comenzará por dar una introducción teórica sobre los conocimientos necesarios (química y secciones del propulsante, inhibición, teoría de toberas y paracaídas...), para posteriormente poder comprender cada aspecto del cohete en cuestión. Además se estudiará en detalle el diseño, la fabricación y ensamblaje tanto de NAOS como de otros elementos esenciales para el proyecto. Asimismo, se incluyen varios ensayos en banco junto con un extenso análisis de los mismos, en base a toda la experiencia recabada a lo largo de estos 9 años. Todo ello para lograr realizar el lanzamiento final de NAOS, también incluido en los apartados finales del informe junto con su preparación, ejecución, inspección y análisis. Sin duda, una memoria que se podría catalogar como un manual de instrucciones para la realización de un cohete de propulsante sólido propio.



# Índice

---

<i>Resumen</i>	III
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
<b>2 Misión</b>	<b>7</b>
<b>3 Estudios preliminares</b>	<b>9</b>
3.1 Estudios preliminares del motor cohete	9
3.1.1 Tipos de propulsante sólido	9
<i>KNO</i> <sub>3</sub> -Sacarosa	9
<i>KNO</i> <sub>3</sub> -Sorbitol	12
<i>KNO</i> <sub>3</sub> -Dextrosa	14
<i>KNO</i> <sub>3</sub> -Carbón-Azufre (Pólvora Negra)	16
3.1.2 Tipos de aditivos para el propulsante sólido	17
3.1.3 Tipos de secciones de quemado y combustión	18
3.1.4 Tipos de inhibición	23
3.1.5 Teoría de toberas	25
Tobera Subsónica	27
Tobera Bloqueada	27
Tobera con Onda de Choque Normal Intermedia	28
Tobera con Onda de Choque Normal a la Salida	29
Tobera con Onda de Choque Oblicua a la Salida	29
Tobera Adaptada	29
Tobera con Ondas de Expansión	31
3.2 Estudios preliminares del sistema de liberación y recuperación	32
3.2.1 Planteamiento general	32
3.2.2 Tiempo de apertura del paracaídas	34
3.2.3 Fuerza en la apertura del paracaídas	34
3.2.4 Tipo de descenso del paracaídas	35
3.3 Estudios preliminares de aerodinámica y estabilidad	37
<b>4 Diseño de NAOS</b>	<b>41</b>
4.1 Introducción	41
4.2 Diseño del motor cohete	43
4.2.1 Diseño conceptual	43
4.2.2 Diseño de cámara y cierre posterior	45

	Proceso iterativo de prestaciones del motor cohete	46
	Cálculo de resistencia estructural	49
4.2.3	Diseño de la tobera	51
4.2.4	Diseño final del motor cohete	52
4.3	Diseño del Sistema Electrónico y Telemétrico	55
4.3.1	Diseño conceptual	55
4.3.2	Diseño del Timer	56
	Funcionamiento del Timer	58
	Componentes del Timer	58
	Diseño en Altium	59
4.3.3	Elección de componentes	60
4.3.4	Diseño de los shield's	67
	Shield del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales	67
	Shield del Subsistema de Rastreo y Telemetría	68
4.3.5	Diseño de accesorios y cápsula de electrónica	70
	Cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales	70
	Cápsula de Subsistema de Rastreo y Telemetría	71
	Cápsula de Antena y Timer	71
	Conjunto de cápsulas ensambladas	72
	Alojamiento de la YI Cam (cámara de a bordo)	73
4.4	Diseño del Sistema de Liberación y Recuperación	74
4.4.1	Diseño conceptual	74
4.4.2	Diseño del paracaídas	75
4.4.3	Diseño del Sistema de Liberación	77
4.5	Diseño de Fuselaje, Elementos Aerodinámicos y Estabilizadores	77
4.5.1	Diseño de la ojiva	78
4.5.2	Diseño de guías para la rampa de lanzamiento	78
4.5.3	Diseño de las aletas	79
4.5.4	Diseño del fuselaje	86
4.6	Diseño de otros elementos esenciales	89
4.6.1	Diseño del banco de ensayo	89
	Célula de Carga	90
	Amplificador	91
	Equipo de Adquisición de Datos	93
4.6.2	Diseño de la rampa de lanzamiento	94
	Sistema de Ignición	95
4.7	Diseño final de NAOS	96
<b>5</b>	<b>Fabricación y ensamblaje de NAOS</b>	<b>99</b>
5.1	Fabricación del motor cohete	99
5.1.1	Fabricación de la tobera, cierre posterior y cámara	99
5.2	Fabricación de propulsante sólido	102
5.2.1	Fabricación de moldes de granos de propulsante	102
5.2.2	Cocinado, fundición y moldeo del propulsante	107
5.2.3	Fabricación de los ignitores	113
	Ignitor del motor cohete	113
	Ignitor del Sistema de Liberación	117
5.3	Fabricación y programación del Sistema Electrónico y Telemétrico	118

5.3.1	Software Arduino de telemetría (GPS, LoRa)	119
5.3.2	Software Arduino de registro de datos (IMU, Lector Micro SD)	122
5.3.3	Configuración Software LoRa y GPS	126
	Software para configuración de parámetros del equipo LoRa	126
	Software para la visualización de datos GPS por LoRa	127
5.3.4	Fabricación del Subsistema de Rastreo y Telemetría	128
5.3.5	Fabricación del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales	129
5.3.6	Fabricación de cápsula de electrónica	131
5.3.7	Fabricación del Alojamiento de la Yi CAM	132
5.4	Fabricación del Sistema de Liberación y Recuperación	133
5.4.1	Fabricación del Timer	135
5.4.2	Confección del paracaídas	137
5.5	Fabricación de Fuselaje, Elementos Aerodinámicos y Estabilizadores	142
5.5.1	Fabricación de la ojiva	143
5.5.2	Fabricación de guías para la rampa de lanzamiento	144
5.5.3	Fabricación de las aletas	145
5.5.4	Fabricación del fuselaje	148
5.6	Fabricación de otros elementos esenciales	151
5.6.1	Fabricación del banco de ensayos	151
5.6.2	Fabricación de la plataforma de lanzamiento	153
<b>6</b>	<b>Ensayos y pruebas de NAOS</b>	<b>157</b>
6.1	Ensayos en banco del motor cohete	158
6.1.1	Descripción de los ensayos	158
	Introducción	158
	Prueba Propulsante	159
	LOG	160
	Resultados	161
	Teórico Prueba 1	161
	Prueba 1	161
	Sim I <sub>an</sub> _Cd(v)	161
	Comparativa	162
6.1.2	Ensayo en banco Diciembre 2018	162
	Objetivo y preparación	162
	Ensayo en banco	163
	Inspección del motor	167
	Resultados y acciones correctivas	169
6.1.3	Ensayo en banco Septiembre 2020	170
	Objetivo y preparación	170
	Ensayo en banco	171
	Inspección del motor	175
	Resultados y acciones correctivas	176
6.1.4	Ensayo en banco Diciembre 2020 (CATO)	178
	Objetivo y preparación	178
	Ensayo en banco	179
	Inspección del motor	182
	Resultados y acciones correctivas	185
6.1.5	Ensayo en banco Abril 2021	187

	Objetivo y preparación	187
	Ensayo en banco	188
	Inspección del motor	194
	Resultados y acciones correctivas	197
6.2	Pruebas del sistema electrónico y telemétrico	197
6.2.1	Prueba de alcance del LoRa	198
6.2.2	Prueba del IMU y Lector Micro SD	199
6.2.3	Prueba de temporización del Timer	200
6.3	Pruebas del sistema de liberación y recuperación	200
6.3.1	Prueba de liberación del paracaídas	200
6.3.2	Prueba de apertura del paracaídas	201
6.4	Lanzamiento de NAOS Mayo 2021	203
	Preparación del lanzamiento de NAOS	203
	Lanzamiento de NAOS	207
	Inspección de NAOS tras el impacto	209
	Análisis del lanzamiento	212
	conclusiones	218
<b>7</b>	<b>Estudio de costes</b>	<b>221</b>
7.1	Costes de materiales, herramientas y otros elementos	221
7.2	Coste de horas de trabajo	223
<b>8</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>225</b>
8.1	Conclusiones y lecciones aprendidas	225
<b>Apéndice A</b>	<b>Información adicional de Estudios Preliminares</b>	<b>229</b>
A.1	Características químicas pólvora	229
A.1.1	Características del propulsante $KNO_3$ -Sacarosa	229
A.1.2	Características del propulsante $KNO_3$ -Dextrosa	230
A.1.3	Características del propulsante $KNO_3$ -Sorbitol	230
<b>Apéndice B</b>	<b>Características de los paracaídas</b>	<b>231</b>
B.1	Tablas coeficientes de interés para diferentes geometrías de paracaídas	231
<b>Apéndice C</b>	<b>Diseño de NAOS</b>	<b>235</b>
C.1	Tablas normalizadas de tubos de PVC	235
C.2	Tablas normalizadas de tubos de Acero Inoxidable	236
C.3	Tabla de la clase del motor cohete	237
C.4	Planos de secciones del motor cohete	238
C.5	DataSheet e hojas de información de los componentes electrónicos	239
C.5.1	DataSheet del Potenciómetro PT-15 (Timer)	239
C.5.2	DataSheet del MOSFET IRF520 (Timer)	241
C.5.3	DataSheet del Circuito Integrado Temporizador NE555	244
C.5.4	DataSheet de Batería LIPO 8000 mAh	248
C.5.5	DataSheet de E15-USB-T2	251
C.6	Croquis del diseño de las cápsulas de electrónica	255
C.6.1	Croquis de cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales	255
C.6.2	Croquis de las tapas de fijación de la batería	257
C.6.3	Croquis de cápsula de Subsistema de Rastreo y Telemetría	259

---

C.6.4	Croquis de cápsula de Antena y Timer	261
C.6.5	Croquis del alojamiento de la YI Cam (cámara de a bordo)	263
C.7	Sistema de Liberación y Recuperación	265
C.8	Croquis del diseño de la aerodinámica y estabilidad	265
C.8.1	Croquis Ojiva Parte inferior	265
C.8.2	Croquis Ojiva Parte superior	267
C.8.3	Croquis Guías Cohete para Plataforma de Lanzamiento	269
C.8.4	Croquis Anillo de Aletas Inferior	271
C.8.5	Croquis Anillo de Aletas Superior	273
C.8.6	Croquis Aletas NAOS	275
C.9	Diseño de otros elementos esenciales	277
C.9.1	DataSheet del DI-149 USB Data Acquisition Starter Kit	277
C.9.2	DataSheet del INA122	281
<b>Apéndice D Documentación de apoyo para ensayos en banco y pruebas funcionales</b>		<b>287</b>
D.0.1	Report CATO 13/12/2020	287
D.0.2	Informe Respuesta Richard Nakka CATO 13/12/2020	310
<b>Apéndice E Documentación de apoyo para el lanzamiento de NAOS</b>		<b>319</b>
E.0.1	Check List Preparación y Puesta a Punto	319
E.0.2	Check List Lanzamiento NAOS	321
E.0.3	Tríptico informativo del lanzamiento de NAOS	323
<i>Índice de Figuras</i>		327
<i>Índice de Tablas</i>		335
<i>Bibliografía</i>		337





# 1 Introducción

---

Esta memoria pretende ser una guía o manual para el desarrollo y fabricación de cohetes experimentales de propulsante sólido. Para ello, se explicarán los aspectos teóricos más importantes que permitan comprender el funcionamiento de un cohete a nivel amateur, aunque muchos de ellos son igualmente aplicables a los cohetes profesionales. Sin embargo, pongámonos en situación.

Hace 9 años, a principios de 2012, surgió un pequeño hobby de fabricación de pequeños cohetes de papel endurecido a apenas alcanzaban los 30 metros de altura. Cohetes que ni requerían apenas estudio y que podían hacerse de forma casera muy fácilmente. Fue tal la satisfacción de ver elevarse aquellas pequeñas figuras que se decidió dar un paso más. Para ello, se realizaron innumerables consultas de teoría sobre cohetes, posibles diseños, procesos de fabricación, etc. Una vez recabada toda esa información y tras meses de estudio, se dio paso a la fase de desarrollo. Los nuevos motores cohetes estaban fabricados de PVC, un material que confería muy buenos resultados en términos de resistencia a las temperaturas y presiones de combustión, pero que sin embargo no era reutilizable. No obstante, tras numerosos ensayos en banco (figura 1.1) se pasó a la fabricación y desarrollo de pequeñas aeronaves simples, sin electrónica embarcada ni sistema de recuperación, únicamente una aerodinámica rudimentaria que permitiera su estabilización, ver figura 1.2. A pesar de esto se lograron realizar con éxito gran cantidad de ensayos y lanzamientos, hecho que sirvió como motivación y pretexto para continuar avanzando y desarrollar nuevos y más ambiciosos proyectos. De antemano, es necesario pedir disculpas por la pésima calidad de las imágenes mostradas, pero por aquel entonces no se invertía demasiado en la videograbación y éste es el único material del que se dispone.



Figura 1.1 Ensayos en banco con motor de PVC.



**Figura 1.2** Cohetes con motor de PVC.



**Figura 1.3** Lanzamientos de cohetes con motor de PVC.

Por ello, años después surgió la necesidad de recuperar los cohetes tras su lanzamiento, con el objetivo de poder reutilizarlos. Por esta razón se empezó con el proyecto "Betelgeuse", un cohete de poco más de un metro de altura con motor de acero inoxidable de 40 mm de diámetro, una pequeña cámara de a bordo y un rudimentario sistema de recuperación, con paracaídas confeccionado de forma casera. Con taba con aletas como forma de estabilización pasiva y una rampa de lanzamiento bastante rudimentaria. Tras algunos años de desarrollo, Betelgeuse consiguió alcanzar una altura máxima de 450 metros de altura, logrando realizar un total de 7 lanzamientos, 5 de ellos exitosos. Veamos cómo era Betelgeuse y varios de sus ensayos en banco y lanzamientos.



**Figura 1.4** Cohete Betelgeuse.



**Figura 1.5** Ensayos en banco de motor cohete de acero inoxidable D40 (Betelgeuse).



**Figura 1.6** Lanzamientos exitosos de Betelgeuse.

Sin embargo, tras todos los años de progreso y avance a las espaldas, se pusieron las miras en hacer a algo un poco más profesional, más grande, más imponente y más ambicioso que nunca. Es por ello por lo que se creó el proyecto "NAOS". Será de este proyecto del que se hable a lo largo de la memoria, contando toda la experiencia e información recabada en su transcurso, juntos con los procesos de fabricación y diseño, la preparación y ejecución de los ensayos en banco y lanzamientos, e infinidad de documentación útil para comprender el proyecto en su conjunto. Asimismo, se decidió tomar una identidad como asociación, llamándonos coheteros y diseñando un logo característico (ver figura 1.7). La asociación está compuesta por Jesús Sáez, mi padre y Álvaro Sáez, yo mismo. Pero el hecho de tener una identidad hizo que nos tomáramos el proyecto muy en serio. En este caso NAOS contaría con un motor cohete de acero inoxidable de diámetro 60 mm, con capacidad para casi 2 kg de propulsante sólido y una tobera adaptada. También dispondría de un Sistema Electrónico para el registro de datos en vuelo y el reastreo del cohete por telemetría, una cámara de a bordo con una resolución de 1080p a 60 fps y un elaborado Sistema de Liberación y Recuperación, con un paracaídas de 1,9 m de diámetro. A continuación se adjuntan algunas imágenes relativas a NAOS. De hecho, se puede comprobar como la inversión en medios de videograbación se vio altamente incrementada y ahora se dispone de unas imágenes mucho más profesionales.



Figura 1.7 Logo de Coheteros.



Figura 1.8 Ensayos en banco de motor cohete de acero inoxidable D60 (NAOS).



Figura 1.9 Lanzamiento real de NAOS.



**Figura 1.10** Simulación lanzamiento de NAOS.



**Figura 1.11** Fotograma de cámara de videograbación a bordo de NAOS.

No obstante, en esta memoria, como ya se ha comentado, únicamente nos centraremos en el desarrollo de NAOS. Veamos brevemente qué temas se abordarán:

- **Misión:** En el capítulo de misión se describirá el pretexto de la misión que se pretende que NAOS lleve a cabo. De hecho, será éste el punto de partida para el diseño conceptual del cohete.
- **Estudios Preliminares:** Antes de entrar en el diseño y fabricación es importante comprender algunos aspectos teóricos básicos sobre los cohetes. Además se incluirán muchas de las fórmulas y ecuaciones utilizadas para el diseño, así como resultados de la literatura necesarios para la toma de futuras decisiones. En pocas palabras se hablará sobre las características

químicas de los principales candidatos a propulsores sólidos de NAOS, justificando la elección final. También se hablará de la inhibición de los granos de propulsante, características de las distintas secciones del grano, Teoría y Optimización de Toberas, Teoría de Paracaídas y Aerodinámica y Estabilidad de Cuerpos Esbeltos.

- **Diseño de NAOS:** En el capítulo de diseño se aportará toda la información disponible relacionada con el diseño de NAOS. Desde un diseño conceptual a partir de la Dinámica Impulsiva, hasta el diseño de los diferentes sistemas a bordo (Sistema de Propulsión, Sistema Electrónico y Telemétrico, Sistema de Videgrabación y el Sistema de Liberación y Recuperación), pasando por cálculos de resistencia de tornillos de la carcasa del motor cohete o el estudio de resistencia del fuselaje y el acoplamiento entre secciones. Y finalmente, se darán algunas pautas sobre el diseño de la rampa de lanzamiento, del banco de ensayos, la célula de carga y el equipo de adquisición de datos.
- **Fabricación y Ensamblaje de NAOS:** Una vez llegados al capítulo de fabricación nos toparemos con todos los procesos de fabricación y ensamblaje llevados a cabo para la creación final de NAOS. Algunos de ellos muy útiles como el cocinado de los granos de propulsante sólido, la elaboración de los ignitores, programación y construcción de los equipos electrónicos, confección del paracaídas, fabricación de la rampa de lanzamiento y el banco de ensayos, etc.
- **Ensayos y Pruebas de NAOS:** Quizás sea este el capítulo que más información pueda aportar al lector. En él se hace una selección de los ensayos en banco más relevantes de todos los llevados a cabo durante el transcurso del proyecto. Para cada uno se explican los antecedentes, la preparación, el desarrollo del ensayo, la inspección del motor cohete tras la prueba en banco y los resultados y conclusiones. De este modo se marca una especie de línea temporal en la que se puede comprobar cómo se fue aprendiendo poco a poco de los fallos de cada ensayo en banco.

Asimismo, se incluyen todas las pruebas funcionales realizadas a los diferentes sistemas de NAOS previos a su lanzamiento, con el objetivo de evaluar su fiabilidad y optimizarlos para asegurar su correcto funcionamiento durante el vuelo.

Y por último, pero no menos importante, se realiza una descripción detallada del famoso y esperado lanzamiento de NAOS. Incluyendo imágenes, información, características y gráficas extraídas de los equipos de electrónica embarcados, además de apartados similares a los ya incluidos en los ensayos en banco.

- **Conclusiones y Lecciones aprendidas:** En este capítulo se hace una recapitulación de los aspectos más importantes del proyecto. Además, se comentan los aprendizajes clave, que han permitido el correcto desarrollo del proyecto. En definitiva se trata de un resumen de los principales aprendizajes extraídos durante los años que ha durado el proyecto. Sin duda un capítulo que se debe leer si quisieras realizar tu cohete propio.

Todo lo anteriormente nombrado se encuentra respaldado por unos apéndices en los que se incluye información algo más tediosa o irrelevante, que puede ser consultada en caso de requerir más información de la que aparece en la memoria principal.

Con todo esto, y tras realizar una pequeña introducción del proyecto, espero que se tenga en cuenta el trabajo que conlleva realizar algo de esta envergadura y que con ello se pueda despejar cualquier duda relativa al Diseño, Fabricación y Pruebas de Cohetes Experimentales de Propulsante Sólido.

## 2 Misión

---

Antes de comenzar con los estudios preliminares y diseño conceptual del cohete, debe definirse con claridad cuál o cuáles son los objetivos que el cohete debe cumplir. A partir de ahí se podrán desarrollar unos requisitos base para ser capaces de diseñarlo apropiadamente. Además serán estos puntos los que definan la mayoría de los aspectos que se discutirán a lo largo de este proyecto. Por ello, es importante tener clara la misión para la que se ha diseñado el cohete, e intentar cumplir todos los puntos en la medida de lo posible.

En este caso, los objetivos planteados fueron los siguientes:

- 1. Apogeo de 3000 metros:** Esto quiere decir que el cohete debe estar diseñado alcanzar una altura máxima de 3 kilómetros.
- 2. Peso del cohete de 7 kg:** Se trata de una estimación inicial del peso del cohete. Para ello se ha tenido en cuenta la experiencia recabada con modelos anteriores de cohetes.
- 3. Carga de pago indeterminada:** En principio no se ha concebido la posibilidad de incluir una carga de pago como peso extra del cohete.
- 4. 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 cohete.
- 5. Registro de magnitudes físicas durante el vuelo:** Para que esto sea posible debe incluirse algún tipo de sistema electrónico que sea capaz de medir las magnitudes físicas de interés durante el vuelo (aceleración, altitud, actitud...) y almacenar los datos en una memoria extraíble.
- 6. 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.
- 7. Video grabación a bordo:** Se desea disponer de un sistema de video grabación durante el vuelo. Por experiencia se ha comprobado que es de gran utilidad, ya que permite discernir entre los tiempos de lanzamiento, subida, apertura del paracaídas, descenso y aterrizaje.

Sin embargo, aunque todos estos puntos deben cumplirse, en todo momento la seguridad debe estar en primer lugar. Por lo tanto, a lo largo del proyecto se irán describiendo aspectos en los cuales la seguridad ha jugado un papel crítico a la hora de la toma de decisiones. De este modo se evitaría cualquier peligro con respecto a los espectadores de las pruebas o lanzamiento del cohete y al entorno en el que se realizan.





## 3 Estudios preliminares

En este capítulo se comentarán todos los aspectos relacionados con los estudios llevados a cabo previamente a la realización del diseño conceptual del cohete NAOS. Para ello, se ha recurrido a la literatura, en la mayoría de los casos la página web de Richard Nakka [1]

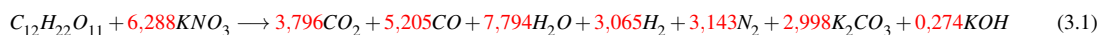
### 3.1 Estudios preliminares del motor cohete

Para comenzar, se va a hablar a grandes rasgos de todos los aspectos importantes en relación a la teoría necesaria para comprender adecuadamente el funcionamiento de los motores cohete, su inhibición, las características de la pólvora y las diferentes áreas de quemado que se pueden utilizar. Una vez comprendida esta teoría se estará en disposición de diseñar un motor cohete propio.

#### 3.1.1 Tipos de propulsante sólido

##### *KNO<sub>3</sub>*-Sacarosa

En primer lugar, se describirán las características de la pólvora compuesta por Nitrato Potásico (*KNO<sub>3</sub>*) y Sacarosa (*C<sub>12</sub>H<sub>22</sub>O<sub>11</sub>*), uno de los múltiples ejemplos de pólvora clásica basada en derivantes de azúcar ("*Pólvora Candy*"). La formulación química de la reacción de combustión es la que se muestra a continuación:



Donde los componentes que aparecen son los siguientes:

Componente	Nombre	Estado
<i>C<sub>12</sub>H<sub>22</sub>O<sub>11</sub></i>	Sacarosa (Reductor o Combustible)	Sólido
<i>KNO<sub>3</sub></i>	Nitrato Potásico (Oxidante)	Sólido
<i>CO<sub>2</sub></i>	Dióxido de Carbono	Gaseoso
<i>CO</i>	Monóxido de Carbono	Gaseoso
<i>H<sub>2</sub>O</i>	Vapor de agua	Gaseoso
<i>H<sub>2</sub></i>	Hidrógeno	Gaseoso
<i>N<sub>2</sub></i>	Nitrógeno	Gaseoso
<i>K<sub>2</sub>CO<sub>3</sub></i>	Carbonato Potásico	Líquido
<i>KOH</i>	Hidroxido de Potasio	Gaseoso

Tabla 3.1. Reactivos y productos de la reacción de oxidación

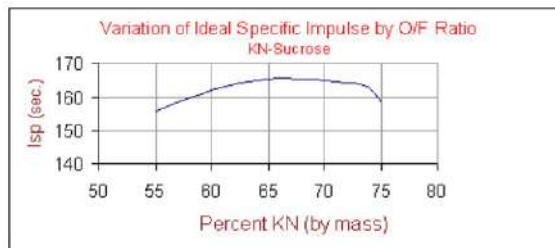


Figura 3.1 Gráfica de  $I_{sp}$  vs Porcentaje de  $KNO_3$  [1].

Para la realización de la pólvora es necesario controlar el ratio  $O/F$  ("Oxidizer/Fuel"), que no es más que las proporciones de cada elemento en la mezcla. El ratio que mejores características ofrece en términos de Impulso Específico ( $I_{sp}$ ) es 66/34, como se muestra en la Figura 3.1. Sin embargo, el ratio más empleado y extendido para este tipo de pólvora es de 65/35, por las siguientes razones:

- El uso de estos porcentajes es el más estandarizado en el mundo de la cohetaría amateur, además de ser más fácil de recordar.
- El error que se comete con respecto al caso óptimo es muy pequeño (1 %)
- El aumento de la temperatura de combustión es muy sensible al aumento del ratio  $O/F$ . De modo, que al aumentar ligeramente  $O/F$ , las temperaturas de la reacción de combustión lo hacen de forma más aguda. Tanto es así que podría derivar en problemas de erosión en una tobera de acero. El acero tiene una temperatura de fusión de  $1500^{\circ}\text{C}$  aproximadamente, mientras que para un ratio 65/35 la temperatura de llama teórica es de  $1450^{\circ}\text{C}$  (en la práctica siempre será menor). Sin embargo, cuando se usa un ratio 66/34 este margen de seguridad se reduce en gran medida, pudiendo dar problemas de erosión en la tobera y cambiar las características del motor cohete.
- Para un mayor ratio de  $O/F$  se obtiene una mezcla de pólvora que, al ser cocinada, se vuelve más consistente y por lo tanto es más complicado realizar una fundición más adecuada a la hora del cocinado. Es por eso que para menores ratios de  $O/F$  la pólvora es más manejable y tiene una velocidad de quemado ("Burning Rate") más bajo, por lo que la combustión no será tan agresiva. De hecho, se recomienda usar un ratio de 60/40 en el caso de ser la primera vez que se fabrica pólvora. Aunque para el cohete de este proyecto se usa un ratio 65/35.

Para este tipo de pólvora los elementos que la constituyen son bastante sencillos de encontrar en el mercado. Por un lado, el Nitrato Potásico ( $KNO_3$ ) se trata de un fertilizante de uso normalizado que se puede obtener en muchas tiendas de venta de materiales agrícolas. Por otro lado, la Sacarosa ( $C_{12}H_{22}O_{11}$ ) es igualmente sencilla de obtener en venta online. Además, una vez integrados los elementos y cocinados, la pólvora presenta buenas prestaciones a nivel de cohetaría amateur. Sin embargo, sí es cierto que cuenta con las siguientes desventajas:

- **Temperaturas elevadas de fundición:** Este tipo de pólvora quema más rápido estando caliente que cuando ya ha enfriado. Es por ello que hay que tomar precauciones durante el cocinado para evitar potenciales fuentes de ignición no deseadas y peligrosas.
- **Rápido enfriamiento:** Una vez apartado del fuego y cocinada, la pólvora se enfría rápidamente. Esto obliga a que el proceso de introducción en el molde deba ser rápido para evitar que endurezca prematuramente y pierda sus propiedades viscosas. Además, tiene una textura pegajosa, por lo que se debe lubricar tanto el molde en el que se vaya a introducir como el resto de elementos que estén en contacto con la pólvora mientras cura.

- **Descomposición progresiva:** A medida que calentamos la mezcla la sacarosa comienza a caramelizar, lo que se traduce en descomposición de este elemento y por ende la pérdida posterior de las características de la pólvora. Para reducir este efecto es deseable que el proceso de cocinado dure lo menos posible.
- **Naturaleza frágil del grano de propulsante:** Cuando el grano de propulsante cura adquiere características frágiles. Aunque en general presenta buena resistencia, puede llegar a ser sensible ante determinados golpes, generando grietas en el grano potencialmente peligrosas a la hora de la ignición de éste dentro del motor cohete, pudiendo elevar la presión en cámara mucho más de los que indica la teoría.
- **Características hidrófilas del grano del propulsante:** En presencia de humedad, el Nitrato Potásico ( $KNO_3$ ), y por tanto la pólvora, son propensos a absorber el agua del ambiente. Esto puede derivar en que, a la hora de encender la pólvora, ésta presente dificultades al quemarse. Para evitar que esto ocurra, una vez que se cocine la pólvora debe preservarse convenientemente envuelta y en un lugar seco. Sin embargo, este inconveniente es de menor grado que los anteriores ya que, en cierto modo, está del lado de la seguridad.
- **Problemas de corrosión por los productos de la combustión:** Durante la reacción química de oxidación de la pólvora, uno de los productos generados es Carbonato Potásico ( $K_2CO_3$ ), que al igual que el Nitrato Potásico muestra afinidad por la absorción de agua. Por ello, si tras la reacción química en la cámara de combustión no se limpian los residuos de Carbonato Potásico, éste absorberá agua y potenciará la corrosión del metal utilizado para el motor cohete. Para evitar esto se recomienda eliminar residuos tras el uso del motor y usar materiales como acero inoxidable, que cuenta con una capa protectora contra la corrosión, para la fabricación de la cámara de combustión y sus elementos.

A pesar de estos inconvenientes la pólvora de Nitrato Potásico y Sacarosa exhibe unas características que superan en gran medida las expectativas que se pueden tener para propulsores a nivel amateur. Mostrando así una curva de impulso específico en función de la presión en cámara bastante buena (ver figura 3.2).

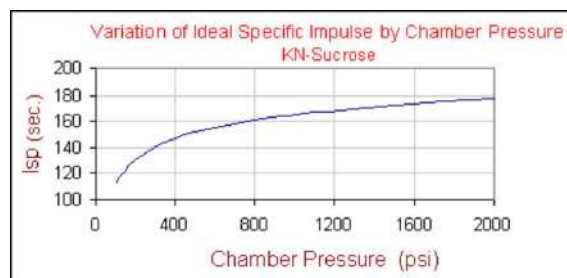
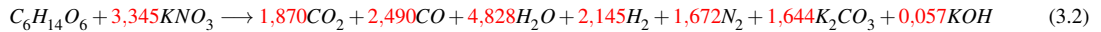


Figura 3.2 Gráfica de  $I_{sp}$  vs Presión en Cámara de Combustión [1].

***KNO*<sub>3</sub>-Sorbitol**

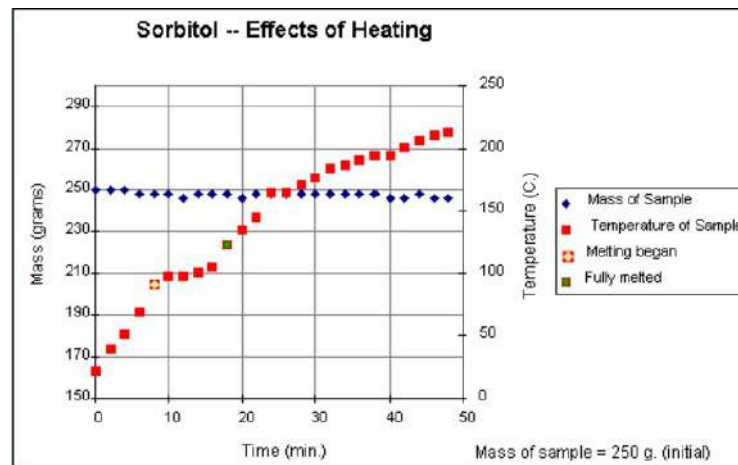
Este tipo de propulsante es muy similar al anterior. Sin embargo, el estudio del Sorbitol como sustituto de la Sacarosa tiene su origen en la búsqueda de una mezcla que mejorara las características frágiles de la pólvora de tipo *KNO*<sub>3</sub>-Sacarosa. Esto fue llevado a cabo por organizaciones europeas de cohería, en Holanda. Tras estudiarlo, convergieron a la siguiente reacción química:



Donde los componentes de esta reacción química son los mismos que los de la tabla 3.1. Por su parte, el Sorbitol se trata de un derivante artificial del azúcar que se usa en la industria en, por ejemplo, pasta de dientes, chucherías, caramelos, siropes, etc. Por lo tanto, se trata de un producto que no es relativamente difícil de encontrar en el mercado.

Por otro lado, el propulsante *KNO*<sub>3</sub>-Sorbitol cuenta con numerosas ventajas con respecto a su antecesor (*KNO*<sub>3</sub>-Sacarosa) que son las siguientes:

- **El Sorbitol no sufre caramelización:** Como ya se comentó anteriormente, la sacarosa tiene el inconveniente de que al calentarse, se carameliza, lo que provoca que se vaya descomponiendo progresivamente. Sin embargo, en el caso del Sorbitol su estructura molecular es en cadena y más pequeña que la molécula de Sacarosa. Esto provoca que disminuya el punto de fusión, así como su tendencia a descomponerse con la temperatura. En la figura 3.3 puede verse como a medida que avanza el tiempo y se aumenta la temperatura, el sorbitol permanece prácticamente con la misma masa que inicialmente.



**Figura 3.3** Gráfica de descomposición del Sorbitol y temperatura en función del tiempo [1].

- **Menores temperaturas de fusión:** Como consecuencia de lo comentado en el punto anterior, también necesitaremos aportar menos calor para que se funda el propulsante basado en Sorbitol.
- **Baja Higrscopicidad:** Este tipo de propulsante presenta menor tendencia a absorber el agua de la humedad del aire que otros como *KNO*<sub>3</sub>-Dextrosa o *KNO*<sub>3</sub>-Sacarosa. Lo cual mejora considerablemente sus propiedades a la hora de la combustión.
- **Mismas propiedades mecánicas:** Además de todas las ventajas anteriores, este tipo de propulsante tiene propiedades mecánicas muy similares a las de *KNO*<sub>3</sub>-Dextrosa o *KNO*<sub>3</sub>-Sacarosa. Además, se ha demostrado que se trata de una pólvora menos frágil que la clásica *KNO*<sub>3</sub>-Sacarosa.

- **Buen comportamiento de la velocidad de quemado respecto de la presión:** La curva velocidad de quemado (ratio de quemado) en función de la presión en cámara muestra un comportamiento bastante deseable. Como se ve en la figura 3.4 en torno a los valores de 900 psi (60 atmósferas aprox.) valor típico de presión en cámara de motores cohete, el comportamiento de la velocidad de quemado se encuentra en un máximo, por lo que ante perturbaciones en la presión no aumenta la velocidad de quemado de la pólvora y nos encontramos del lado de la seguridad.

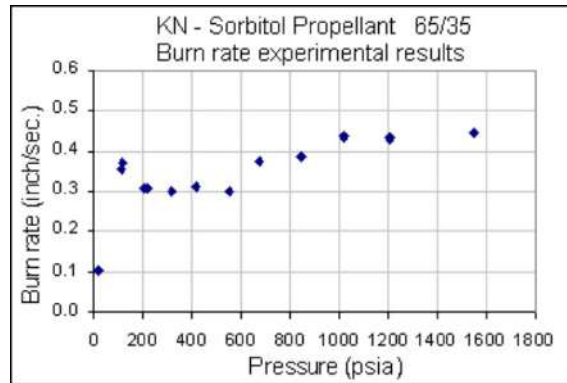


Figura 3.4 Gráfica de Velocidad de Quemado frente a la presión en cámara [1].

Aun así, el  $KNO_3$ -Sorbitol presenta algunas desventajas con respecto a los otros tipos de pólvora que se estudian en esta memoria:

- Es relativamente complicado realizar la ignición del grano de propulsante, por lo que la fiabilidad a la hora de iniciar el quemado del grano puede verse reducida.
- En ensayos prácticos se ha detectado que el Impulso Específico ( $I_{sp}$ ) de este propulsante es algo menor que el de los basados en Dextrosa o Sacarosa. Además, en ocasiones desarrolla un comportamiento inusual en las pruebas de quemado, dando lugar a una curva Empuje-Tiempo alejada de la curva teórica (ver figura 3.5). Sin embargo, la causa de este comportamiento aún es materia de estudio.

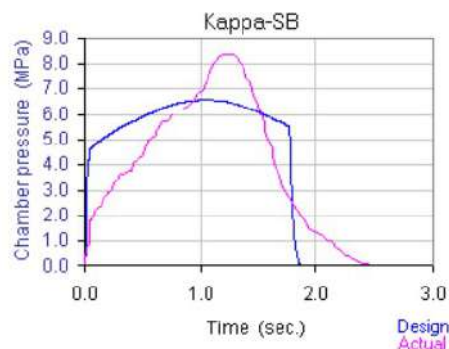
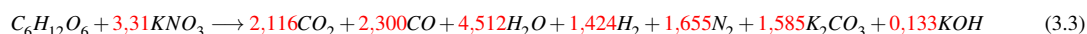


Figura 3.5 Gráfica de Presión en cámara frente al tiempo (teórica-azul, real-rosa) [1].

En líneas generales, el propulsante  $KNO_3$ -Sorbitol puede ser una muy buena elección a la hora de elegir el propulsante de un cohete amateur. Presenta muy baja higroscopicidad y muy buen comportamiento a tracción, siendo un gran candidato para soportar las fuerzas que se pueden generar en vuelo. En definitiva, este propulsante mejora en general con respecto al de  $KNO_3$ -Sacarosa.

***KNO<sub>3</sub>*-Dextrosa**

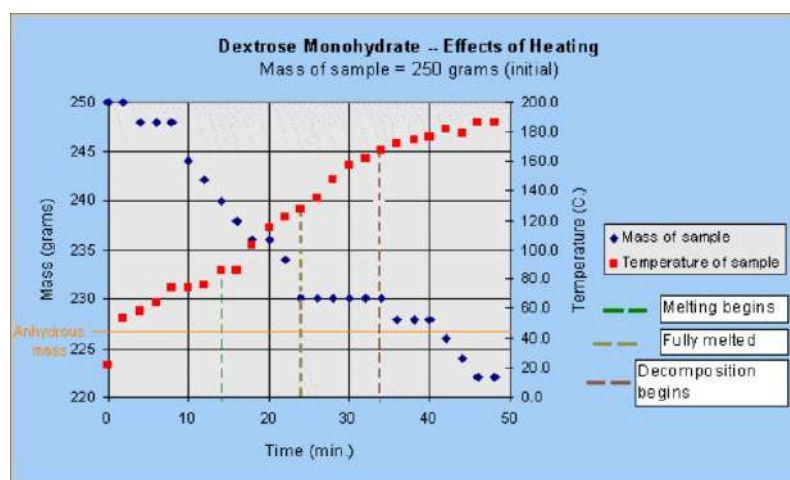
Al igual que en el caso del Sorbitol, la Dextrosa es muy fácil de encontrar en el mercado. Suele usarse para hacer cerveza casera o como ingrediente en muchas pastelerías. Es por ello por lo que es sencillo encontrar venta de Dextrosa al por menor. Además, también puede encontrarse en algunas farmacias como sustitutivo de algunos edulcorantes. Es curioso destacar que la Dextrosa en su forma de azúcar en sangre, supone la principal fuente de energía de muchos organismos vivos. En apariencia, la Dextrosa es muy similar a la Sacarosa, aunque cuando la incluimos en la reacción química de la combustión queda de la siguiente manera:



Como se puede ver si se compara con la fórmula 3.1, la molécula de Dextrosa tiene la mitad de masa que la molécula de Sacarosa. Una molécula menor tiende a tener menor temperatura de fusión, además de una menor tendencia a descomponerse al mantener las temperaturas durante un tiempo prolongado.

Veamos ahora cuáles son las diferentes ventajas del propulsante *KNO<sub>3</sub>*-Dextrosa:

- **Menor temperatura de fusión:** Como ya se ha comentado, al tener moléculas de menor tamaño que la Sacarosa, este propulsante está dotado de la capacidad de fundir a menor temperatura que en el caso del *KNO<sub>3</sub>*-Sacarosa.
- **Menor tendencia a degradarse que la Sacarosa:** Como podemos ver en la figura 3.6 a medida que aumentamos la temperatura y la mantenemos en el tiempo la muestra de Dextrosa comienza a degradarse considerablemente durante la fundición. A pesar de esto, el efecto de degradación es menos acusado que en el caso de la Sacarosa. Sin embargo, no se consigue llegar a las características del sorbitol, el cual apenas se degrada con el paso del tiempo y el aumento de la temperatura. No obstante, cabe destacar que la Dextrosa que se representa en la figura se trata de Dextrosa Monohidratada, que contiene un 9% de agua (*H<sub>2</sub>O*), por lo que durante el proceso de calentamiento una parte importante de la degradación ocurre en forma de vapor de agua. De este modo, en caso de tomar una muestra de Dextrosa Anhidra (que no contiene agua) el efecto de la degradación se vería notablemente suavizado.



**Figura 3.6** Gráfica de descomposición de la Dextrosa Monohidratada y su temperatura en función del tiempo [1].

- **Mejora en la higroscopicidad:** Se observa una clara mejoría de la Dextrosa en cuestión de tendencia a absorber agua de la humedad del aire con respecto a la Sacarosa.

- **Absorción de perturbaciones de presión:** Este tipo de pólvora presenta una magnífica absorción de pequeñas perturbaciones en la presión durante la combustión, pues como se ve en la figura 3.7, para una presión de cámara de 60 atm (900 psi aprox, presión óptima en cámara) la curva llega a un máximo muy claro. Esto significa que para presiones ligeramente alejadas de la presión de diseño de 60 atm la velocidad de quemado del propulsante es menor, lo que nos lleva a estar del lado de la seguridad.

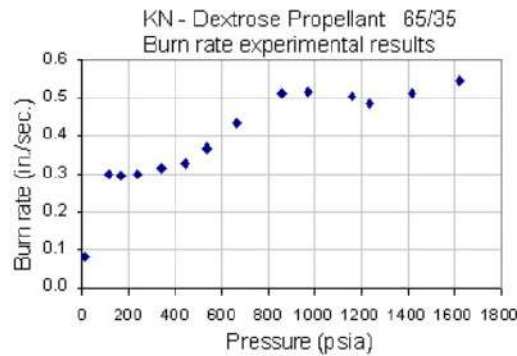


Figura 3.7 Gráfica de Velocidad de Quemado frente a la presión en cámara [1].

- **Curva Presión-Tiempo real y teórica:** Tal y como se ve en la figura 3.8 existe un ajuste bastante bueno en lo que se refiere a las curvas de presión en cámara respecto al tiempo reales y teóricas para una prueba con el propulsante de tipo  $KNO_3$ -Dextrosa. De hecho, si se compara con la figura 3.5, se puede comprobar como en el caso de la Dextrosa la apariencia de la curva real es mucho más deseable que para el caso del Sorbitol.

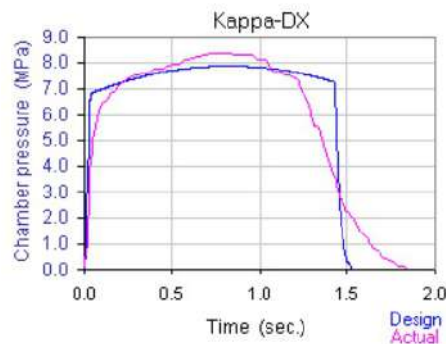


Figura 3.8 Gráfica de Presión en cámara frente al tiempo (teórica-azul, real-rosa) [1].

- **Buen impulso específico:** Se sabe que el impulso específico ( $I_{sp}$ ) nos da una idea de la cantidad de energía que es capaz de suministrar el propulsante por unidad de masa. En el caso de  $KNO_3$ -Dextrosa el valor de  $I_{sp}$  es de 137 s, muy similar al de  $KNO_3$ -Sacarosa, y superior al desempeñado por el propulsante  $KNO_3$ -Sorbitol.
- **Baja velocidad de quemado:** Si se comparan las velocidades de quemado del propulsante durante la combustión en  $KNO_3$ -Dextrosa y  $KNO_3$ -Sacarosa encontramos que en el caso del primero es más baja que para el segundo. Esto permite dotar al motor cohete de un mayor tiempo de combustión, que se traduce en un empuje más prolongado.

Con respecto al caso en el que dispongamos de Dextrosa Anhidra (0% agua) el ratio O/F es el que se ha visto hasta el momento, es decir, 35/65. No ocurre igual si se cuenta con Dextrosa Monohidratada

(9% de agua) donde hay que multiplicar la cantidad de Dextrosa por un factor de 1,1 (siendo el cociente entre los pesos moleculares de ambos tipos de Dextrosa 198,18/180,16), de modo que el ratio O/F sería 65/38,5 sabiendo que de ese 38,5% existe un 3,8% de  $H_2O$  que se evaporará durante el cocinado.

Por otro lado, el propulsante basado en Dextrosa guarda muchas similitudes con el basado en Sacarosa o Sorbitol. Las propiedades mecánicas de los tres son muy parecidas. Sin embargo, un punto a favor del  $KNO_3$ -Dextrosa es que no se han encontrado limitaciones en cuanto a tamaño y forma del grano de pólvora. Además, la Dextrosa, sobre todo en su forma Monohidratada, presenta menor tendencia a absorber agua de la humedad del aire (higroscopicidad) que en el caso de los otros dos, Sorbitol y Sacarosa.

En caso de necesitar más información sobre alguno de los anteriores tipos de propulsante, ver **apéndice A.1.**

### **$KNO_3$ -Carbón-Azufre (Pólvora Negra)**

La pólvora negra se trata de un tipo particular de propulsante que tiene una velocidad de quemado mucho más rápida que las anteriores pólvoras presentadas. Esto le permite tener una rápida combustión y generar grandes gradientes de presión y temperatura en un espacio muy corto de tiempo.

De forma general se usa como medio de ignición de la pólvora de la cámara de combustión. De este modo permite que se pueda iniciar el cohete de forma remota, únicamente suministrando voltaje (aunque con 5V es suficiente, se le puede suministrar algo más para mejorar la fiabilidad) a través de un filamento de Nicrom (Níquel-Cromo) enrollado en forma de espiral. Sin embargo, este proceso de fabricación se detallará en el capítulo 5.2.3.

La composición de la pólvora negra es de 76% de  $KNO_3$ , 14% de Carbón en polvo (a poder ser de madera natural) y un 10% de Azufre. La función de este último es la de facilitar la sencilla ignición del resto de pólvora. De hecho, es muy extendida entre los fusiles de chispa por esa misma razón. No obstante, puede usarse este mismo tipo de pólvora pero sin añadir Azufre (ya que no es indispensable), añadiendo las siguientes cantidades de los otros dos componentes: 80% de  $KNO_3$  y 20% de Carbón en polvo.

El principal objetivo de la pólvora negra, como ya se ha comentado, es el de propiciar la ignición de los granos de propulsante sólido dentro del motor, y el consecuente arranque de la combustión. Para un arranque rápido y eficiente es imperativo tener una presión alta, por ello la carga de pólvora negra debe ser suficiente para generar esa presión inicial necesaria. Para tener una estimación teórica de esa presión puede recurrirse a la siguiente fórmula:

$$P = \lambda \cdot \Delta \cdot \frac{\rho}{\rho - \Delta} \cdot G + P_a \quad (3.4)$$

$P$	Presión en la cámara de combustión
$\rho$	Densidad del material de carga (ignitor)
$\Delta = \frac{C}{V}$	Densidad de descarga
$C$	Masa original de la carga
$V$	Volumen libre de la cámara de combustión
$\lambda = \frac{R \cdot T}{M}$	Fuerza efectiva (energía)
$R$	Constante universal de los gases ideales
$M$	Peso molecular efectivo de los productos de combustión



$T$	Temperatura de llama adiabática
$G$	Fracción de la masa de carga original consumida
$P_a$	Presión atmosférica

En este caso, la masa efectiva se calcula a partir de  $M$  y  $T$ , y tiene el valor el valor de  $\lambda$  es 298906,83 m·N/kg. Este dato se obtiene a partir del impulso, que es conocido para este tipo de pólvora.

Gracias a la fórmula 3.4 se puede estimar cuál es el aumento de presión en cámara en función de la cantidad de carga de pólvora negra que se suministre al ignitor. Para poner un ejemplo de la progresión de la curva Presión-Tiempo en la cámara de combustión, en la figura 3.9, se observan las 3 gráficas correspondientes a escoger 3, 7 o 15 gramos de Pólvora Negra respectivamente.

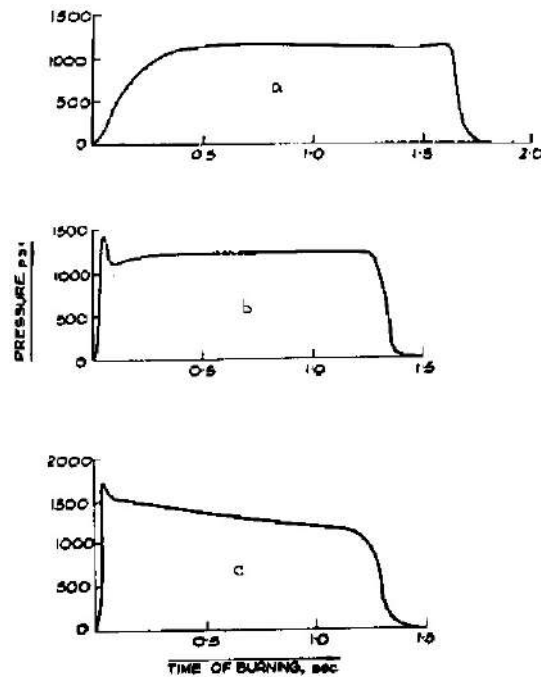


Figura 3.9 Gráficas Presión vs Tiempo para distintas cargas de ignición [1].

Se comprueba por tanto que el caso mas deseable es aquel en el que la ignición es rápida y con un máximo al inicio, de modo que en el lanzamiento se asegura tanto la salida rápida del cohete de la plataforma de lanzamiento, así como la completa ignición de los granos de pólvora que se encargarán del posterior empuje continuo del cohete durante el tiempo que dure la combustión.

### 3.1.2 Tipos de aditivos para el propulsante sólido

Cuando se prepara una receta en la cocina, cada ingrediente tiene una función particular, el azúcar endulza, la harina espesa, la sal potencia los sabores, las especias marcan aromas y sabores, etc. Y, como no podía ser de otra forma, en el proceso de fabricación del propulsante sólido también contamos con otras sustancias, elementos o aditivos que confieren unas características particulares al propulsante [2], como si de una receta de cocina se tratara. Veamos cuáles son los principales aditivos y cómo cambian las características del propulsante:

- **Metales:** Permiten incrementar la temperatura y el calor de la combustión del propulsante. Por otro lado, al ser un metales, también aumentan la densidad del propulsante. Ejemplos: Aluminio, boro.

- **Binder:** Afectan a las propiedades mecánicas y químicas, y al envejecimiento de los propulsores, sirviendo en muchas ocasiones de aglutinante. También permiten mejorar la densidad energética y, por tanto, las prestaciones del propulsante. A veces actúan como combustibles. Ejemplos: Resina Epoxi, Plibutadieno.
- **Modificadores o Catalizadores:** Los catalizadores permiten variar la velocidad de una reacción química, es decir, lo rápido o lento que reaccionan los reactivos entre sí para transformarse en los productos finales. En este caso existen dos tipos: los catalizadores positivos que permiten acelerar la velocidad de la reacción química, y los negativos, que la ralentizan. Esto puede ser útil en el caso de que se desee acelerar o ralentizar la velocidad de quemado de un propulsante sólido. Ejemplos: Óxido de Hierro (catalizador positivo, acelera), Fluoruro de Litio (catalizador negativo, ralentiza), Azufre.
- **Plastificantes:** Contribuyen a la energía térmica de la combustión. Además, mejoran las propiedades de procesado y conformado del propulsante. Ejemplos: Adipato de Dioctilo (DOA), Dietil ftalato (DEP).
- **Agentes de curado:** Afectan a las propiedades físicas y de envejecimiento del propulsante. Al añadirse, causan la prepolimerización de la pólvora, es decir, tarda menos en curar. Ejemplo: Diisocianato de hexametileno (HDMI)
- **Opacificantes:** Hacen más opaco el propulsante. Esto puede ser útil a la hora de prevenir o reducir el calor transferido por radiación a otras superficies de quemado, ya que sería mayormente absorbido por el propulsante.
- **Agentes enlazantes:** Mejoran considerablemente la adhesión del propulsante a las paredes internas del motor cohete. Esto permite mantener inmóviles los granos de pólvora en el interior de la cámara de combustión.
- **Agentes insensibilizadores:** Dotan al propulsante de resistencia ante igniciones accidentales, lo que permite asegurar que la carga de pólvora sólo se iniciará con el debido ignitor, evitando que agentes externos como chispas, fricciones o fuentes de calor den lugar a su arranque.
- **Oxidantes orgánicos:** Se trata de componentes altamente energéticos y que pueden llegar a ser explosivos. Su función principal es aportar energía a la combustión, y por lo tanto hacerla más eficiente. Ejemplos: Nitroglicerina, Nitrocelulosa.

### 3.1.3 Tipos de secciones de quemado y combustión

En general, los granos de propulsante presentan una forma cilíndrica. Esto permite que se maximice el volumen que ocupa la pólvora dentro de la cámara de combustión tubular del cohete. Sin embargo, no ocurre igual con la geometría de la sección trasversal del núcleo ("*Core*"). Como puede verse en la figura 3.10 existen multitud de secciones trasversales de quemado para los granos de propulsante. Cada una de ellas genera una curva Presión-Tiempo particular, que será la que defina las actuaciones propulsivas que realice posteriormente el cohete en vuelo.

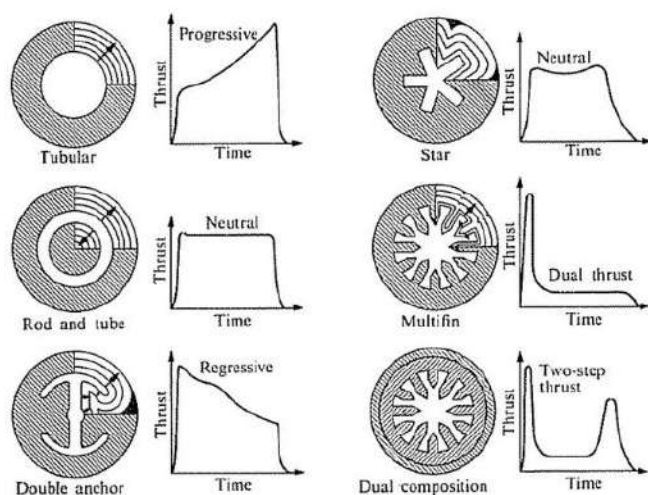


Figura 3.10 Secciones transversales de quemado del alma [3].

En cohetaría amateur es típico escoger una sección cilíndrica para el núcleo, debido a su facilidad de fabricación a la hora de introducir el propulsante fundido en el molde. No obstante, las curvas Presión-Tiempo más favorables a la hora de la combustión son las de tipo neutral (presión prácticamente constante a lo largo del tiempo). Para ello puede recurrirse tanto a la sección de estrella, como a la sección de barra y tubo. Ambas presentan muy buenos comportamientos a la hora de la combustión. Sin embargo, por razones de fabricación nuevamente, es más sencilla de implementar la forma de estrella.

Si nos fijamos en la figura 3.11 podemos ver gráficamente cómo se va generando progresivamente la curva Presión-Tiempo en relación al área que va teniendo el núcleo del grano de pólvora a medida que transcurre la combustión. La forma de la curva, como se ha comentado, es neutral. El hecho de tener una presión prácticamente constante en el tiempo deriva en que la tobera puede operar de forma eficiente y puede ser optimizada para dicha presión. Mientras que en otras curvas, donde la presión no fuese constante, para que el comportamiento fuera similar se necesitaría una tobera de sección variable.

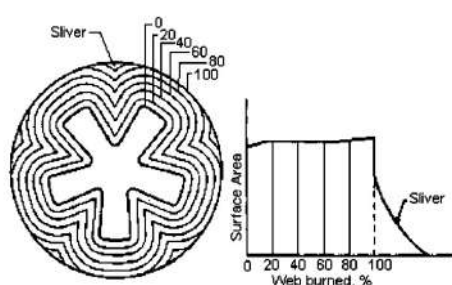


Figura 3.11 Representación temporal de secciones de quemado para geometría de estrella del núcleo [1].

Cabe destacar que la progresión del quemado teóricamente va en dirección perpendicular al área del núcleo. A este área del núcleo se la denomina *Área de Quemado* y constituye un parámetro esencial para la determinación de las actuaciones del motor cohete. De este modo el flujo de gases de los productos de la combustión presenta un gasto másico que viene dado por la siguiente función:

$$\dot{m}_g = A_b \cdot \rho_p \cdot r \quad (3.5)$$

Donde  $\dot{m}_g$  es el gasto másico de los productos de la combustión,  $A_b$  el área de quemado,  $\rho_p$  la densidad del propulsante y  $r$  la velocidad de quemado.

Por otro lado, estamos interesados en conocer cuánta masa de los gases productos de la combustión queda almacenada en la cámara de combustión. Esto viene dado por la siguiente ecuación:

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_0 \cdot v_0) = \rho_0 \frac{dv_0}{dt} + v_0 \frac{d\rho_0}{dt} \quad (3.6)$$

Del mismo modo que en la ecuación 3.5, sabemos que:

$$\rho_0 \frac{dv_0}{dt} = \rho_0 \cdot A_b \cdot r \quad (3.7)$$

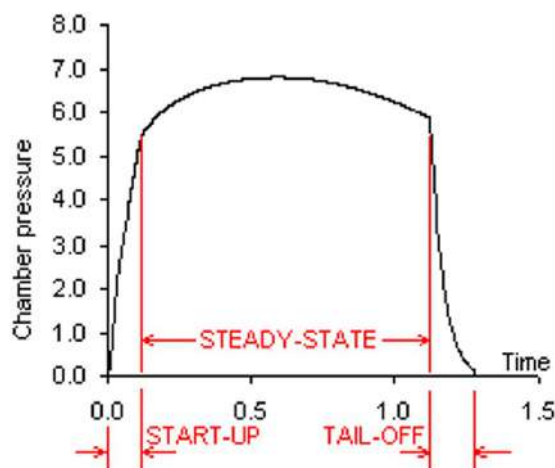
Por lo tanto,

$$\frac{dM_s}{dt} = \rho_0 \cdot A_b \cdot r + v_0 \frac{d\rho_0}{dt} \quad (3.8)$$

Concretando,  $\rho_0$  es la densidad instantánea del gas en la cámara,  $A_b$  es el área de quemado y  $v_0$  el volumen libre instantáneo en la cámara de combustión.

Sin embargo, haciendo un balance de materia, existe una cantidad de masa de gases de combustión que se almacena en el motor cohete, pero otra fracción de dicha masa que sale por la tobera propulsando el cohete (ver ecuación 3.9). Se va a suponer que la tobera se encuentra bloqueada, es decir, con presión suficiente para que en la zona de la garganta la velocidad de los gases sea la del sonido (Mach 1). Para ello, debemos localizarnos en la zona de presión mantenida ("*Steady-State*") de la figura 3.12.

$$\dot{m}_g = \frac{dM_s}{dt} + \dot{m}_n \quad (3.9)$$



**Figura 3.12** Caracterización de la curva Presión vs Tiempo genérica [1].

Si se tiene en cuenta el caso anterior correspondiente a la mayor parte de la curva Presión-Tiempo tenemos que el gasto másico a través de la tobera viene dado por la ecuación 3.10.

$$\dot{m}_n = P_0 A^* \sqrt{\frac{\gamma}{R T_0}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.10)$$

Donde  $\dot{m}_n$  es el gasto másico a través de la tobera de salida,  $P_0$  es la presión en la cámara de combustión,  $A^*$  es el área crítica o área de la garganta de la tobera,  $\gamma$  es el coeficiente de dilatación adiabática (una constante que depende del estado del gas),  $T_0$  es la temperatura en la cámara de combustión,  $R = R'/M$  donde  $R'$  es la constante universal de los gases y  $M$  es el peso molecular efectivo.

Con las ecuaciones 3.5, 3.8 y 3.10 sustituidas en el balance de materia de la ecuación 3.9, queda:

$$\rho_p \cdot A_b \cdot r = \rho_0 \cdot A_b \cdot r + v_0 \frac{d\rho_0}{dt} + P_0 A^* \sqrt{\frac{\gamma}{R T_0}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.11)$$

Por otro lado, contamos con una de las ecuaciones más importantes del mundo de la cohetaría, la **Ley de Saint Robert**, que es la que relaciona la velocidad de quemado de la pólvora con la presión que haya en la cámara de combustión. La ecuación se detalla a continuación:

$$\boxed{r = a \cdot P_0^n} \quad (3.12)$$

En ella,  $r$  es la velocidad de quemado del propulsante,  $P_0$  la presión en cámara,  $a$  es el coeficiente de la velocidad de quemado y  $n$  el exponente de presión. Estas dos últimas son constantes que dependen de las características del propulsante y se calculan con una maquinaria muy concreta en laboratorios.

Si también se tiene en cuenta la ley de los gases ideales expresada del siguiente modo:

$$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{R T_0} \frac{dP_0}{dt} \quad (3.13)$$

Se pueden sustituir las ecuaciones 3.12 y 3.13 en 3.11 quedando la siguiente:

$$\frac{v_0}{R T_0} \frac{dP_0}{dt} = A_b \cdot a \cdot P_0^n \cdot (\rho_p - \rho_0) - P_0 A^* \sqrt{\frac{\gamma}{R T_0}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.14)$$

Una vez se ha llegado a la ecuación 3.14 que se trata de la más general de todas, se debe particularizar para cada uno de los regímenes representados en la figura 3.12:

- **Régimen transitorio de arranque (Start-up):** Se caracteriza por el rápido crecimiento de la presión y por tanto de la velocidad de quemado. De este modo la ecuación 3.14 queda idéntica:

$$\boxed{\frac{v_0}{R T_0} \frac{dP_0}{dt} = A_b \cdot a \cdot P_0^n \cdot (\rho_p - \rho_0) - P_0 A^* \sqrt{\frac{\gamma}{R T_0} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}} \quad (3.15)$$

- **Régimen constante de combustión (Steady-State):** Se trata del régimen que predomina durante la combustión del motor cohete y donde se encuentra casi la totalidad de la presión generada durante la combustión. Es, sin lugar a dudas, el régimen más importante de todos. Teniendo en cuenta que , la expresión de la presión en cámara se particulariza de la siguiente manera:

$$P_0 = \left( \frac{A_b}{A^*} \frac{a \cdot \rho_p}{\sqrt{\frac{\gamma}{R T_0} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (3.16)$$

$$\boxed{P_0 = K_n \cdot \rho_p \cdot r \cdot c^*} \quad (3.17)$$

Los valores de  $r$  pueden obtenerse del apéndice A.1. También se conocen las siguientes expresiones:

$$c^* = \sqrt{\frac{R T_0}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (3.18)$$

$$K_n = \frac{A_b}{A^*} \quad (3.19)$$

- **Régimen transitorio de apagado (Tail-off):** Se caracteriza por ser la fase de la combustión en la que los restos remanentes de pólvora del motor cohete se consumen hasta que toda el propulsante haya desaparecido. Es por eso que durante esta etapa el área de quemado disminuye enormemente, mientras que el volumen disponible en la cámara de combustión es grande. Es por ello que se puede considerar que el área de quemado es prácticamente nula pues, idealmente, este régimen ocurre justo después de haberse consumido el propulsante. Por lo tanto, puede asumirse que  $A_b = 0$ , que particularizando en la ecuación 3.14 queda:

$$\frac{v_0}{R T_0} \frac{dP_0}{dt} = -\frac{P_0 A^*}{c^*} \quad (3.20)$$

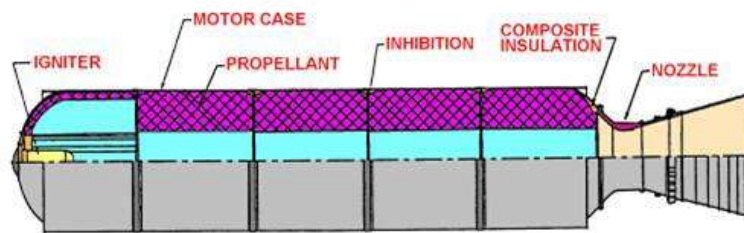
Al resolver esta ecuación diferencial queda:

$$\boxed{P_0 = P_{b0} \cdot e^{\left(\frac{-R T_0 A^*}{v_0 c^*} \cdot t\right)}} \quad (3.21)$$

Donde  $P_{b0}$  es la presión en cámara justo después de haberse consumido toda la pólvora y  $t$  el tiempo transcurrido desde ese mismo instante. Con esto queda totalmente caracterizada la zona de apagado del motor cohete.

### 3.1.4 Tipos de inhibición

La inhibición en cohería se refiere a los distintos materiales usados para recubrir los granos de propulsante y así lograr un control del área de quemado. De hecho, la inhibición tiene como principal objetivo evitar la ignición de determinadas zonas del grano de propulsante, en particular las zonas exteriores de éste que están en contacto con las paredes internas del motor cohete, tal y como se muestra en la figura 3.13. Por otro lado, se encarga también de, en cierto modo, aislar térmicamente la combustión de los granos de la carcasa del motor cohete. Esto se traduce en una pequeña mejora de la eficiencia de la combustión al minimizar las pérdidas de calor a través de las paredes del motor.



**Figura 3.13** Esquema del motor cohete y su inhibición [4].

Además, si nos fijamos en la ecuación 3.17 o en la 3.15, ambas dependen del área de quemado  $A_b$ , lo que significa que están directamente relacionados el área total quemada con la cantidad de propulsante consumido, así como con la presión que hay en cámara. Es por ello que un aumento del área de quemado, provocado por un fallo en la inhibición, puede llevar el motor cohete a operar fuera de los rangos de diseño, generando una sobrepresión y provocando un fallo catastrófico.

La inhibición, al igual que el cocinado de pólvora, se trata de un arte, más que de una ciencia. El principal objetivo no es el de encontrar cuál es el inhibidor que mejores características tiene o el más efectivo, sino más bien ser capaz de realizar una buena integración de este en el grano de propulsante. La clave de un buen resultado es tener un inhibidor bien diseñado y correctamente integrado, que conceda los suficientes parámetros de seguridad, aprovechando al máximo el preciado espacio de la cámara de combustión del que dispone. De este modo, las características que debe tener un buen inhibidor son las siguientes:

- Baja conductividad térmica.
- Resistencia a la degradación por calor.
- Resistencia al desprendimiento por flujo de gas.
- Buenas características de adaptación y pegado al grano de pólvora.
- Bajo coste.
- Disponibilidad en el mercado.

Algunos ejemplos de inhibidores que cumplen con estas características son los siguientes: cartulina, resina epoxi, resina poliéster, poliuretano, etc.

En la web de Richard Nakka [1] se han realizado sucesivos experimentos y ensayos con distintos materiales para determinar su efectividad como inhibidores de los granos de pólvora. El experimento consiste en usar una muestra de pólvora  $KNO_3$ -Dextrosa, recubrirla de uno de los materiales mostrados en la tabla 3.3 y posteriormente incidirle verticalmente sobre la zona del inhibidor con una llama. De este modo, se mide el tiempo que tarda el grano de pólvora en arrancar y así se puede calificar la eficiencia de cada inhibidor, siendo más eficientes los que producen que el grano de propulsante tarde más tiempo en encender.

Muestra	Material de inhibición	Espesor (cm)	Tiempo hasta ignición (s)
1	Ninguno	0	1,3
2	Cartón pintado pegado con pegamento	0,069	9
3	Tela impregnada de Silicato de Sodio	0,102	4,5
4	Tela impregnada de Silicato de Sodio	0,127	12,8
5	Tela impregnada de Neopreno	0,028	3,7
6	Tela impregnada de Neopreno	0,033	5,7
7	Cartón liso pegado con pegamento	0,066	12,2
8	Lámina de PVC	0,099	24,8
9	Tela impregnada de Epoxi	0,030	8,9
10	Tela impregnada de Poliéster	0,033	10
11	Cartulina pegada con pegamento	0,030	7,1

Tabla 3.3. Muestras para experimento de materiales de inhibición

Una vez hecha la prueba para cada uno de los materiales anteriores se obtiene la siguiente gráfica (figura 3.14), la cual está normalizada como si todos los inhibidores tuvieran el mismo espesor.

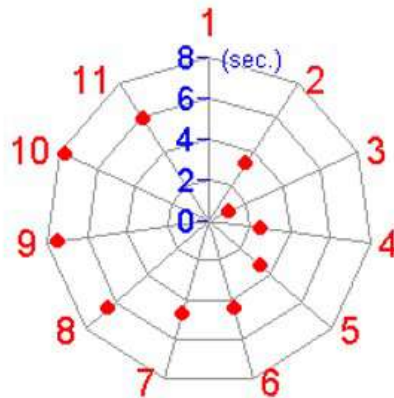


Figura 3.14 Gráfica del tiempo hasta combustión usando distintos materiales para la inhibición [1].

Las conclusiones que se extraen de este ensayo es que, sin lugar a dudas el mejor material para la inhibición es el PVC, que además es barato y sencillo de encontrar. Sin embargo, tiene el problema de que es difícil de adherirlo a determinados tipos de pólvora.

Mientras que el algodón impregnado de Neopreno o Silicato de Sodio no presentan un comportamiento demasiado bueno, para el caso de la cartulina los resultados son bastante impactantes ya que es un material muy barato, muy sencillo de encontrar y con unas prestaciones excepcionales como inhibición. Además, cuenta con la ventaja de que es muy manejable y fácil de enrollar alrededor del grano de pólvora y adaptarse fácilmente a este.



### 3.1.5 Teoría de toberas

Una tobera es un elemento ubicado en uno de los extremos del motor cohete, con una apertura central y una forma adecuada para dirigir los gases de salida. Su función principal es transformar la energía potencial del fluido (que se encuentra en forma de presión y temperatura) en energía cinética de los gases a la salida. De hecho, constituye uno de los elementos principales del motor cohete y una de las partes que requiere un diseño más óptimo. Y aunque existen toberas convergentes, convergentes-divergentes, divergentes... En esta sección sólo se tendrá en cuenta el tipo Convergente-Divergente (figura 3.15).

Sin embargo, antes de comenzar con la teoría de toberas es importante comprender cómo es el movimiento de los fluidos. Para ello, simplemente hay que imaginar un conducto donde en uno de los extremos la presión es mayor que en el extremo opuesto. Naturalmente, el fluido en el interior del conducto tenderá a desplazarse desde la zona de mayor presión a la de menor presión. Esto mismo es lo que ocurre en un motor cohete, donde la cámara de combustión alberga presiones muy altas, mientras que en el exterior las presiones ambiente serán siempre más bajas. De este modo, los gases procedentes de los productos de la combustión del propulsante emprenderán un camino desde el interior de la cámara de combustión hacia el exterior, propulsando el cohete hacia el sentido opuesto de la dirección de salida de gases.

Una vez expuesto el trasfondo del comportamiento básico de los gases, cabe destacar algunos parámetros o expresiones que se usarán durante esta sección, así como la figura 3.15 que representa un esquema de la tobera:

Área en función de la sección de tobera	$A(s)$
Área de garganta (o crítica)	$A_g = A^*$
Área de salida	$A_s$
Relación de Áreas	$\frac{A(s)}{A^*}$
Número de Mach	$M(s)$
Número de Mach Subsónico a la salida	$M_{s1}$
Número de Mach Supersónico a la salida	$M_{s2}$
Onda de Choque Normal	O.C.N.
Onda de Choque Oblicua	O.C.O.
Presión en cámara	$P_0$
Presión exterior	$P_{ext}$
Rel. de Presiones	$\pi = \frac{P_{ext}}{P_0}$
Rel. de Presiones para O.C.N. en garganta	$\pi_{s1}$
Rel. de Presiones para O.C.N. a la salida	$\pi_{ch}$
Rel. de Presiones para Tobera Adaptada	$\pi_{s2}$

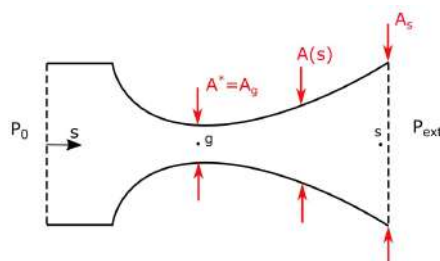


Figura 3.15 Esquema de la tobera Convergente-Divergente.

Veamos ahora cómo pueden ser los distintos regímenes de una tobera. Para ello, se va a suponer constante la relación de áreas de salida y garganta ( $\frac{A(s)}{A^*} = \frac{A_s}{A_g} = cte$ ) mientras que lo que se variará es la relación de presiones ( $P_{ext} = P_0$ ). La relación de presiones disminuya cuando aumenta la presión en cámara ( $P_0$ ) o bien cuando disminuye la presión exterior ( $P_{ext}$ ) a medida que aumenta la altitud.

Para relacionar todas estas variables existen dos ecuaciones fundamentales:

$$\frac{A(s)}{A^*} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M(s) \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2(s)\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (3.22)$$

$$\frac{P_0}{P(s)} = \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \cdot M^2(s)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.23)$$

Que si se particularizan para los valores de  $A(s)$  y  $M(s)$  a la salida  $A_s$  y  $M_s$ , y se sustituye  $A^* = A_g$ , quedan de la forma:

$$\frac{A_s}{A_g} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_s \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_s^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (3.24)$$

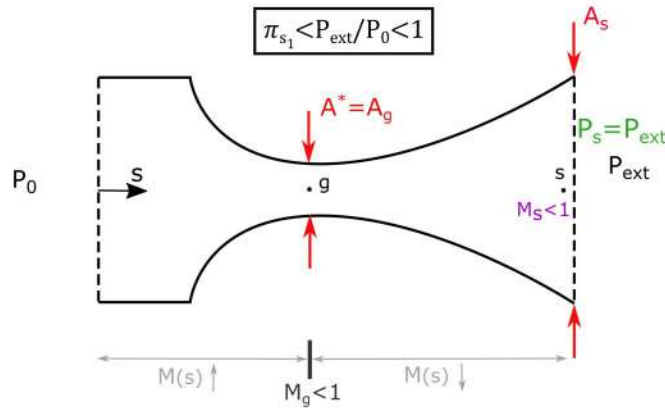
$$\frac{P_0}{P_s} = \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) \cdot M_s^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.25)$$

Como puede verse, sabiendo que  $\frac{A_s}{A_g}$  es conocido y se mantiene constante, resolviendo la ecuación 3.24 se comprueba que tendrá 2 soluciones posibles para el valor del Mach. Estas dos soluciones corresponden a los Números de Mach a la salida Subsónico ( $M_{s1}$ ) y Supersónico ( $M_{s2}$ ). Al mismo tiempo, si se sustituyen dichos valores del Mach en la ecuación 3.25 se obtendrán  $\pi_{s1}$  y  $\pi_{s2}$  respectivamente. De este modo se podrá conocer la relación de presiones para la cual la tobera se encuentra en los regímenes de Tobera con Onda de Choque Normal en la garganta (Bloqueada) y Tobera con Onda de Choque Oblicua con  $\beta_{min}$  (Adaptada). Estos estados se detallan más profundamente a continuación.

En los siguientes apartados se verá la progresión de los diferentes regímenes a medida que aumenta la presión de la cámara de combustión, o lo que es lo mismo, a medida que disminuye la relación de presiones  $\frac{P_{ext}}{P_0}$ . Se detallarán también las características de cada estado y su importancia.

### Tobera Subsónica

En este primer caso la relación de presiones cumple que  $\pi_{s1} < P_{ext}/P_0 < 1$  como se puede comprobar en la figura 3.16.



**Figura 3.16** Esquema de tobera Subsónica.

En este caso se cumple que toda la tobera se encuentra en régimen subsónico, es decir,  $M(s) < 1$ . A pesar de esto, en el tramo convergente de la tobera el Número de Mach va creciendo, mientras que en el tramo divergente decrece. Otra característica importante, es que a la salida, la presión corresponde a la presión exterior ( $P_s = P_{ext}$ ).

Este estado de la tobera suele darse cuando las presiones en cámara son bajas. Esto se ha denominado Start-Up (encendido) o Tail-Off (apagado), como ya se vió en la figura 3.12.

### Tobera Bloqueada

Este es uno de los regímenes más importantes de todos. Se caracteriza por la aparición de una Onda de Choque Normal en la garganta de la tobera, y ocurre para  $P_{ext}/P_0 = \pi_{s1}$ . Este estado tiene las siguientes características, que pueden comprobarse en la figura 3.17:

- El gasto corresponde al gasto crítico ( $G(s) = G^*$ ), lo que permite simplificar significativamente las ecuaciones necesarias. Esta propiedad se conserva para el resto de regímenes venideros.
- El Número de Mach en la garganta es igual a la unidad ( $M_g = 1$ ).
- El Número de Mach a la salida es el correspondiente a la solución subsónica de la ecuación 3.24, es decir,  $M_{s1}$ .
- La presión a la salida es igual que la presión exterior ( $P_s = P_{ext}$ ).
- Este tramo se caracteriza por producir un sonido más agudo en la tobera, debido a la aparición de la O.C.N. en la garganta, punto en el que la velocidad de los gases es igual a la del sonido.
- De igual modo que en el régimen anterior, el Mach en la zona convergente crece, mientras que a lo largo de la zona convergente decrece, teniendo como punto máximo la zona de la garganta.

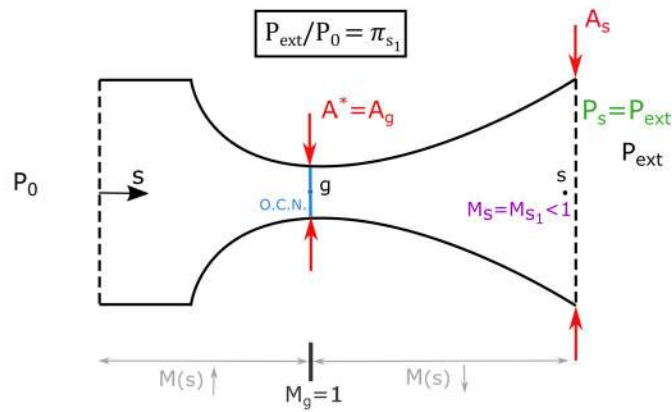


Figura 3.17 Esquema de tobera Bloqueada.

A partir de ahora, los próximos estados de tobera se supondrán Bloqueados, es decir, con el gasto crítico ( $G(s) = G^*$ ). Además, es lógico pensar que el gasto es el mismo en todas las secciones de la tobera, para que pueda cumplirse la ecuación de continuidad.

### Tobera con Onda de Choque Normal Intermedia

Tras el régimen anterior, a medida que aumentamos la presión de cámara, la Onda de Choque Normal va avanzando por la sección divergente de la tobera, ocurriendo para  $\pi_{ch} < P_{ext}/P_0 < \pi_{s1}$ . Por lo tanto, aparecen dos puntos nuevos. El punto 1, correspondiente al punto inmediatamente anterior a la Onda de Choque y el punto 2, inmediatamente posterior a ella. Aunque existe una forma de estudiar dichos puntos y sus magnitudes, no es objeto de esta memoria, por lo tanto se dejará como una mera representación cualitativa.

Como se comprueba en la figura 3.18, el Número de Mach aumenta en la zona convergente hasta llegar al valor de 1 en la garganta ( $M_g = 1$ ), y posteriormente, continua aumentando hasta la la posición de la Onda de Choque Normal Intermedia. Sin embargo, a partir del punto 2 el Número de Mach comienza a decaer.

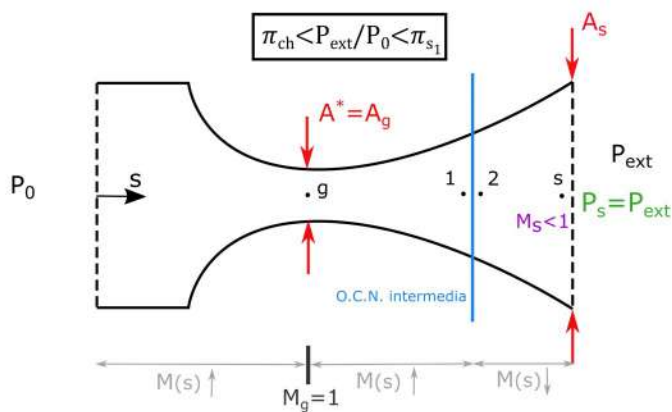
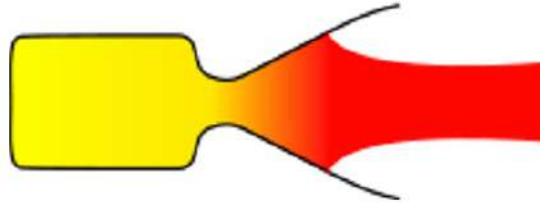


Figura 3.18 Esquema de tobera con O.C.N. Intermedia.

Este estado se caracteriza por tener una tobera bastante Sub-Expansionada. Podrán verse los gases de salida con un diámetro menor que el área de salida, tal y como se muestra en las figuras 3.19 y 3.20. Por otro lado, se seguirá conservando el sonido agudo y punzante característico de las toberas supersónicas.



**Figura 3.19** Esquema de Tobera muy Sub-Expansionada (comportamiento teórico).



**Figura 3.20** Tobera de NAOS Sub-Expansionada (comportamiento real, ensayo en banco de Cohe-  
teros).

### Tobera con Onda de Choque Normal a la Salida

Este estado no es más que un caso particular en el que la O.C.N. se encuentra ubicada a la salida de la tobera. Sin embargo, guarda amplias diferencias con el apartado anterior. Entre sus características están las siguientes:

- El Número de Mach a la salida corresponde con la solución supersónica de la ecuación 3.24, es decir,  $M_s = M_{s2} > 1$ .
- El Número de Mach aumenta en la zona convergente, hasta alcanzar el valor unidad en la garganta, y después continúa aumentando hasta la salida.
- Este estado ocurre para  $P_{ext}/P_0 = \pi_{ch}$ . El valor de  $\pi_{ch}$  puede calcularse pero es bastante trabajoso y no aporta una información suficientemente útil para el posterior diseño de la tobera del motor cohete.
- La presión a la salida es distinta que la presión exterior ( $P_s \neq P_{ext}$ )

Este caso se caracteriza, además de por el sonido agudo, por la forma de los gases a la salida, similar a la representada en la figura 3.22

### Tobera con Onda de Choque Oblicua a la Salida

Una vez tenemos la O.C.N. a la salida y continuamos aumentando la presión de cámara, dicha Onda va adquiriendo un ángulo  $\beta$  y se va haciendo oblicua, adquiriendo la forma tan peculiar que se ve en la figura 3.23. Esto ocurre para el rango de presiones comprendido entre  $\pi_{s2} < P_{ext}/P_0 < \pi_{ch}$ . Al igual que en el estado anterior, el  $M_s = M_{s2} > 1$  y la  $P_s \neq P_{ext}$ . Cabe destacar que a medida que la presión en cámara aumenta, el ángulo  $\beta$  disminuye.

### Tobera Adaptada

Se trata de un caso particular del régimen anterior. Llegados a la presión  $P_{ext}/P_0 = \pi_{s2}$ , la Onda de Choque Oblicua alcanza el mínimo valor del ángulo  $\beta = \beta_{min}$ . Este estado es el más importante de todos los que se han visto, ya que es el idóneo, y en el que se suele operar cuando decimos que

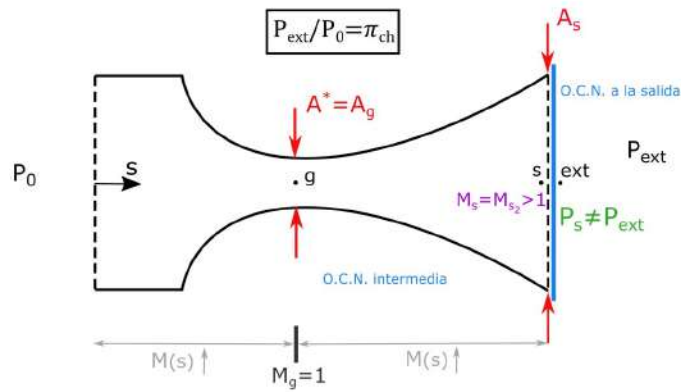


Figura 3.21 Esquema de tobera con O.C.N. a la Salida.

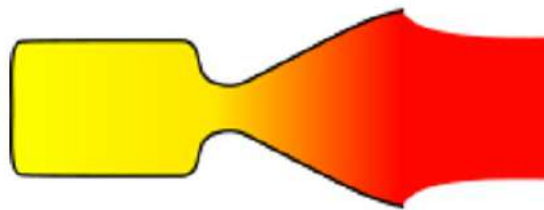


Figura 3.22 Esquema de tobera Sub-Expansionada (comportamiento teórico).

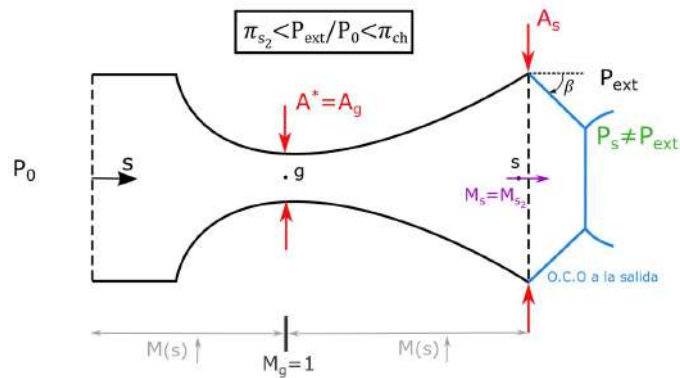


Figura 3.23 Esquema de tobera con O.C.O. de ángulo  $\beta$ .

se opera en "condiciones de diseño". Esto se debe a que tiene las siguientes características que lo hacen único:

- Como ya se ha comentado el ángulo  $\beta$  es mínimo.
- El Número de Mach a la salida corresponde a  $M_s = M_{s2}$ .
- Como excepción, en este estado se cumple que la presión de salida coincide con la presión exterior ( $P_s = P_{ext}$ ).

Sin embargo, el punto más importante es que se trata del estado más óptimo, donde somos capaces de aprovechar lo mejor posible la energía que sale de la tobera, por eso se cumple que **el empuje es máximo**. Esta es la principal razón por la que se requiere que una tobera trabaje el mayor tiempo posible en este régimen de Tobera Adaptada.

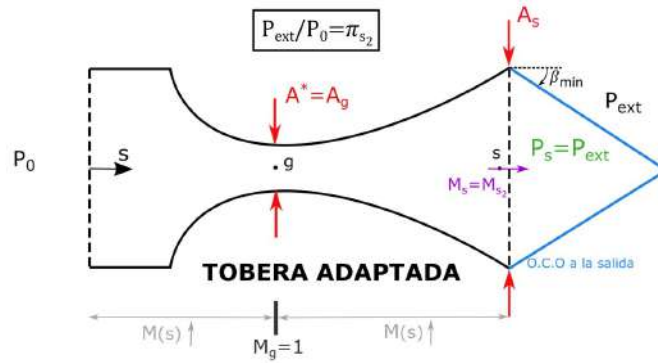


Figura 3.24 Esquema de tobera Adaptada (O.C.O de ángulo  $\beta_{min}$ ).

El mejor modo de identificar este estado es comprobar que la salida de los gases ocurre de forma totalmente paralela a generatriz de la tobera, como se muestra en las figuras 3.25 y 3.26. Además, por ser una tobera en régimen supersónico generará un sonido agudo y muy fuerte.

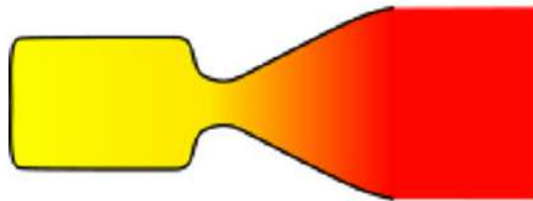


Figura 3.25 Esquema de tobera Adaptada (comportamiento teórico).

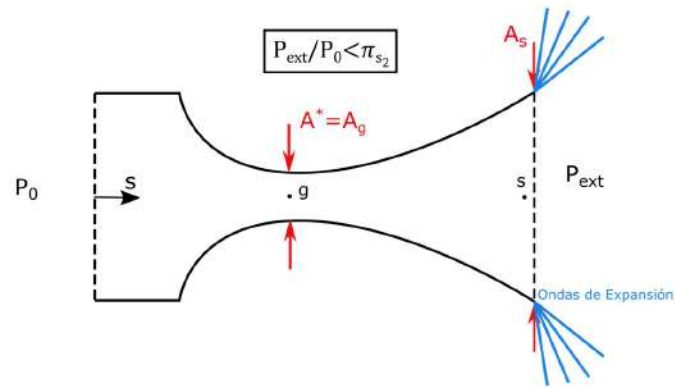


Figura 3.26 Tobera de NAOS Adaptada (comportamiento real, ensayo en banco de Coheteros).

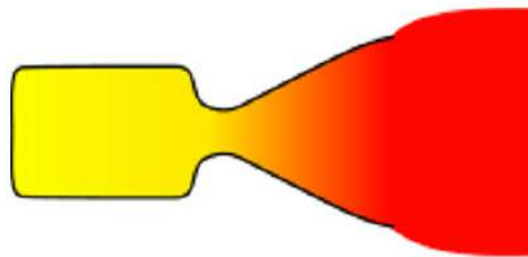
### Tobera con Ondas de Expansión

Por último, si continuamos aumentando la presión se llegará al régimen de tobera Sobre-Expansionada. Se caracteriza por la aparición de Ondas de Expansión, donde a través de ellas el Número de Mach aumenta instantáneamente, pero la presión disminuye, justo al contrario de como ocurre en las Ondas de Choque.

Al no tratarse de un régimen demasiado trascendental, no se profundizará en exceso. Simplemente, se dan las nociones básicas de como identificar si te encuentras en este régimen. Su principal característica es la forma cónica abierta de los gases a la salida (ver figuras 3.28 y 3.29).



**Figura 3.27** Esquema de tobera con Ondas de Expansión.



**Figura 3.28** Esquema de tobera Sobre-Expansionada (comportamiento teórico).



**Figura 3.29** Tobera de NAOS Sobre-Expansionada (comportamiento real).

## 3.2 Estudios preliminares del sistema de liberación y recuperación

### 3.2.1 Planteamiento general

Uno de los sistemas más importantes del cohete es el sistema de liberación y recuperación. Su propósito principal es permitir que el cohete sea reutilizable tras el lanzamiento. Consiste en un paracaídas (elemento recuperador) y un muelle con una carga ignitora (elementos liberadores).

Por todo ello, es importante conocer la teoría relativa al paracaídas y las características más importantes del mismo.



Si se establece un equilibrio entre el peso del cohete en vacío ( $W_0$ ) y la resistencia aerodinámica (Drag,  $D$ ), se obtiene la siguiente ecuación:

$$W_0 = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_d^2 \cdot S \cdot C_D \tag{3.26}$$

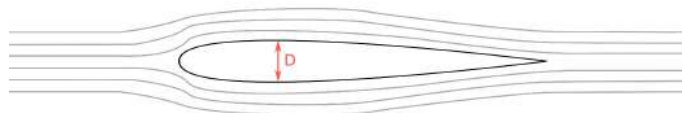
Si ahora se despeja la velocidad de descenso ( $V_e$ ) la nueva ecuación queda escrita de la siguiente forma:

$$V_d = \sqrt{\frac{2 \cdot W_0}{\rho \cdot S \cdot C_D}} \tag{3.27}$$

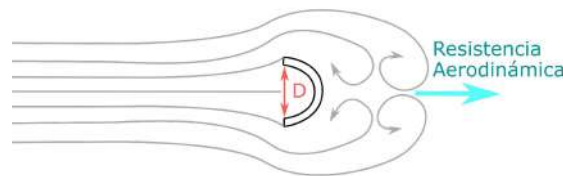
Donde  $W_0$  es el peso en vacío del cohete,  $\rho$  la densidad del aire,  $S$  la superficie frontal del paracaídas,  $C_D$  el coeficiente de resistencia aerodinámica. Este último se trata del factor más importante de todos, ya que es dependiente a su vez de muchos otros parámetros difíciles de predecir. Sin embargo, podemos decir que el coeficiente de resistencia aerodinámica ( $C_D$ ) es dependiente de:

- El área de la superficie en la que el  $C_d$  está basado.
- Características de planeo
- Flujo de aire alrededor de la campana del paracaídas
- Forma de la campana
- La permeabilidad de la tela
- La longitud de las cuerdas del paracaídas ("paracords").
- Velocidad de descenso

Para calcular dicho valor de  $C_d$ , generalmente se suele testear en, por ejemplo, un túnel de viento, midiendo la fuerza de resistencia aerodinámica para una velocidad determinada. De hecho, en las figuras 3.30 y 3.31 se muestra una comparativa del comportamiento ante un flujo de corriente un perfil aerodinámico y la campana de un paracaídas, ambos con la misma altura ( $D$ ) de sección perpendicular al flujo de aire.



**Figura 3.30** Perfil aerodinámico inmerso en un campo fluido.



**Figura 3.31** Campana de paracaídas inmerso en un campo fluido.

Mientras que en la figura 3.30 los valores del perfil aerodinámico con ángulo de ataque nulo que actúa como un cuerpo fuselado suelen rondar valores del  $C_D$  en torno al 0,05 y 0,1, en el caso de la figura 3.31 la campana del paracaídas actúa como un cuerpo romo, lo que significa que el flujo de

aire se desprende al rebordear el cuerpo originando tras de sí una zona de bajas presiones y aire turbulento que deriva en una resistencia aerodinámica notable. De este modo los valores de  $C_D$  suelen estar entre 1,3 y 1,4.

En función de la forma que tenga el paracaídas el coeficiente de rozamiento varía considerablemente. Es por ello que en el apéndice B.1 aparecen unas tablas muy sencillas de consultar donde se aprecian algunas características básicas en relación a la geometría del paracaídas. Estas tablas están extraídas del libro "*Parachute Recovery Systems Design Manual (T.W.Knacke)*" [6].

### 3.2.2 Tiempo de apertura del paracaídas

Para calcular el tiempo hasta la apertura del paracaídas desde el momento de su liberación es pertinente fijarse en la longitud desde los extremos de la campana del paracaídas donde se une con las cuerdas hasta la zona donde dichas cuerdas convergen y se unen entre sí, tal y como se muestra en la figura 3.32 se denota por la distancia  $s_f$ .

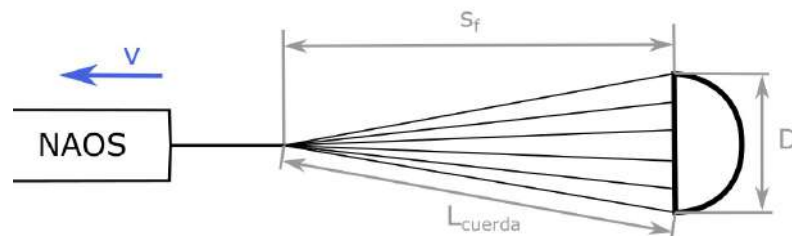


Figura 3.32 Esquema Paracaídas desplegado.

De este modo el tiempo desde que se lanza hasta que se despliega completamente el paracaídas (representado en la figura 3.33) viene denotado por:

$$t_f = \frac{n \cdot D}{V} = \frac{s_f}{V} \quad (3.28)$$

Donde,

$$s_f = n \cdot D \quad (3.29)$$

El parámetro  $n$  se denomina "*Constante de llenado*" y representa la distancia de llenado en relación a las características y geometría del paracaídas. Sin embargo, para un paracaídas sencillo tipo semiesférico es suficiente con usar las ecuaciones anteriormente nombradas, de donde  $n$  se puede obtener fácilmente conociendo  $s_f$ , extraída a su vez por trigonometría a partir del valor de  $L_{cuerda}$  (ver la ecuación 3.34). Por otro lado,  $D$  es el diámetro nominal del paracaídas desplegado.

### 3.2.3 Fuerza en la apertura del paracaídas

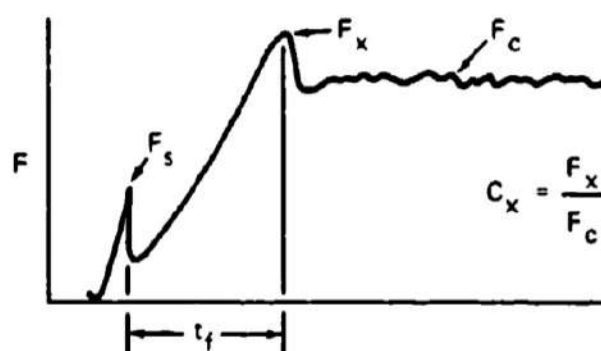
Es de vital importancia conocer las fuerzas que debe soportar el cohete en el momento de la apertura del paracaídas para poder mantener y asegurar su integridad. La fuerza que se ejerce viene dada por:

$$F_X = \frac{1}{2} \cdot V^2 (C_D \cdot S)_{paraca} \cdot C_X \cdot X_1 \quad (3.30)$$

Donde  $V$  la velocidad del cohete en el momento inmediatamente posterior a la apertura,  $(C_D \cdot S)_{paraca}$  es el área de resistencia aerodinámica del paracaídas completamente desplegado,  $C_X$  es el coeficiente

de fuerza de apertura (que se puede consultar en las tablas del apéndice B.1,  $X_1$  (adimensional) es el factor de reducción de la fuerza de apertura.

Para comprender la función del parámetro  $X_1$  hay que definir el concepto de masa infinita. En el caso de un paracaídas sencillo, se puede considerar que la campana se abre instantáneamente, sin que exista una disminución de la velocidad a medida que se va inflando. Este concepto equivale a colgar una "masa infinita" del paracaídas y suponer que se encuentra completamente abierto en ese momento. En este caso particular de masa infinita el valor de  $X_1$  adquiere el valor unidad ( $X_1 = 1$ ). En caso contrario, se tendría un modelo de masa finita, con valores inferiores a 1 y donde se tendría un valor con límite inferior de 0,02, para el caso de paracaídas utilizados en los tramos finales del descenso donde la carga sobre la campana es muy baja.



**Figura 3.33** Gráfica Fuerza vs Tiempo de despliegue del paracaídas (comportamiento para el modelo de "masa infinita") [6].

En la figura 3.33 diferenciamos 3 fuerzas importantes:

- $F_s$ : Se trata de la fuerza ejercida por el paracaídas plegado en el momento de ser eyectado.
- $F_x$ : Como ya se ha visto, corresponde a la fuerza justo en el momento del despliegue completo del paracaídas. Se aprecia que es la máxima fuerza ejercida durante la fase de apertura del paracaídas, lo que la convierte en la más importante a la hora de asegurar la integridad del cohete completo.
- $F_c$ : Representa la fuerza constante ejercida por el paracaídas durante la etapa de descenso controlado. Se observa que es prácticamente constante.

### 3.2.4 Tipo de descenso del paracaídas

Por otro lado, es importante destacar que en función del tipo de descenso que realice el paracaídas se usarán distintas fórmulas para predecir su comportamiento de forma teórica. Veamos las diferentes actuaciones que puede desarrollar:

1. **DESCENSO CONTINUO (Steady Descent):** En este estado el paracaídas desciende de forma constante e ininterrumpida verticalmente, sin vientos laterales ni perturbaciones u oscilaciones. Es el modelo más sencillo y básico de descenso y se rige por las siguientes ecuaciones:

$$V_d = \sqrt{\frac{2 \cdot W_0}{\rho_0 \cdot S \cdot C_d}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\rho/\rho_0}} = \frac{V_{D_0}}{\sqrt{\rho/\rho_0}} \quad (3.31)$$

2. **DESCENSO EN PLANEIO (Gliding Descent):** Cuando el paracaídas efectúa un planeo es porque existe una componente de viento lateral que lo hace descender con una resultante oblicua (con ángulo de descenso  $\phi$ ) de la velocidad de descenso. Esto se puede ver como que tiene dos componentes:  $V_H$  componente horizontal y  $V_V$  componente vertical. Sabiendo además que la resultante ( $R$ ) de las fuerzas de sustentación y resistencia aerodinámica deben estar en equilibrio con el peso del cohete en vacío ( $W_0$ ) nos quedará que:

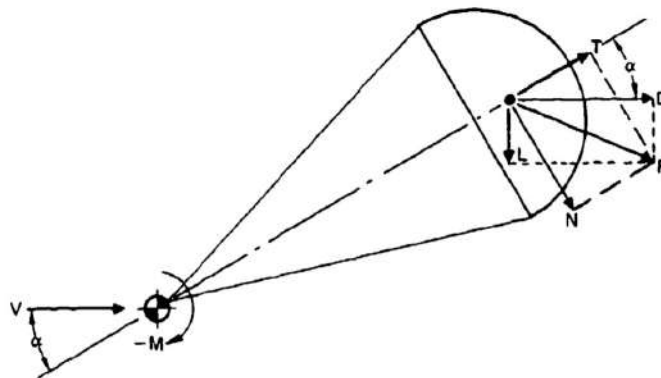
$$R = \sqrt{L^2 + D^2} = \frac{1}{2} \cdot C_R \cdot \rho \cdot S \cdot V_d^2 = W_0 \quad (3.32)$$

$$V_d = \sqrt{\frac{2 \cdot W_0}{\rho \cdot S} \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_0}{\rho \cdot S \cdot C_R}} \rightarrow \begin{cases} V_H = V_d \cdot \cos(\phi) \\ V_V = V_d \cdot \sin(\phi) \end{cases} \quad (3.33)$$

Este modo de descenso suele predominar para velocidades de descenso lentas.

3. **DESCENSO OSCILATORIO (Oscilating Descent):** Se trata de un descenso marcado por el carácter oscilatorio del sistema cuerpo-paracaídas. De modo que mientras descende se producen oscilaciones de la masa colgante del paracaídas. El ángulo máximo de dichas oscilaciones puede caracterizarse por los datos reflejados en las tablas del apéndice B.1, más precisamente en la última columna.

Cabe destacar que para que un paracaídas sea estable es necesario que en la curva  $C_M$  vs  $\alpha$ , donde  $C_M$  es el coeficiente de momentos y  $\alpha$  el ángulo de ataque, como se muestra en la figura 3.34, el valor de la pendiente  $\frac{dC_M}{d\alpha}$  sea negativo.



**Figura 3.34** Paracaídas descendiendo con ángulo de ataque respecto a la corriente incidente [6].

En la figura anterior, puede comprobarse que  $D$  corresponde a la resistencia aerodinámica,  $L$  es la sustentación,  $T$  es una componente de la resultante  $R$  en la dirección del eje de simetría del sistema, mientras que  $N$  va en la dirección normal a éste. Se aprecia que en el caso de que  $\alpha = 0$  se cumple que  $L = N$  y  $D = T$ .

El descenso oscilatorio suele predominar para velocidades de descenso intermedias o moderadas.

Si se quiere obtener más información sobre estabilidad de paracaídas consultar la bibliografía [6] o *Stability and Drag of Parachutes With Varying Effective Porosities*, by H. G. Heinrich and E. L. Haak. USAF. (USAF Report ADS-TDR-62-100)

Existe, sin embargo, la tabla 3.5 donde se pueden ver las principales influencias que tiene el hecho de estar en cualquiera de los 3 casos de descenso anteriormente nombrados.

Velocidad de descenso	Modo de descenso	$C_D$
7 m/s	Descenso continuo	1,26
6,1 m/s	Descenso en planeo	2,40
4,9 m/s	Descenso oscilatorio	1,60

Tabla 3.5. Características generales según el modo de descenso

Por último, en lo relativo a la longitud de las cuerdas del paracaídas, se recomienda que sigan la siguiente proporcionalidad:

$$L_{cuerda} = 1,125 \cdot D \quad (3.34)$$

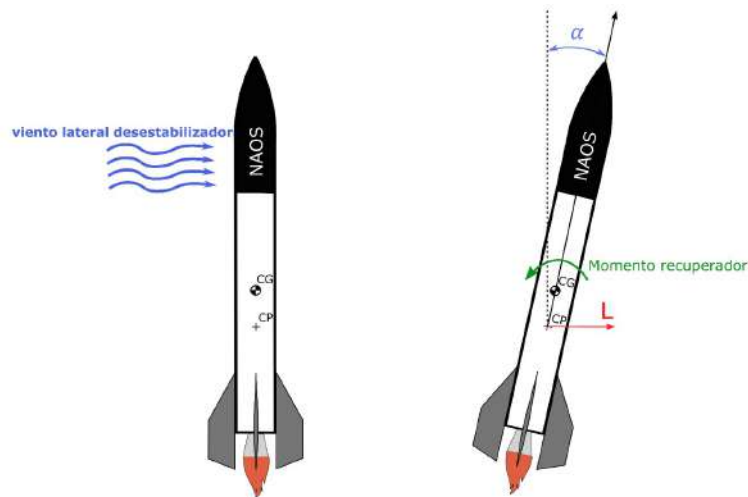
Donde  $D$  es el diámetro del paracaídas. Realmente, el ratio  $\frac{L_{cuerda}}{D}$  puede ser el que se desee, teniendo en cuenta que cuanto mayor sea más se podrá inflar la campana del paracaídas y mayor resistencia aerodinámica ejercerá. También es cierto, que dicho incremento de resistencia aerodinámica se nota más para valores crecientes comprendidos entre  $0,5 < \frac{L_{cuerda}}{D} < 1$ , y es menos apreciable para valores de  $\frac{L_{cuerda}}{D} > 1$ . Es por ello que  $\frac{L_{cuerda}}{D} = 1,125$  se trata de un valor bastante adecuado.

### 3.3 Estudios preliminares de aerodinámica y estabilidad

Tanto la aerodinámica como la estabilidad del cohete son esenciales para el correcto desarrollo de sus actuaciones. Antes de comenzar con la teoría orientada a diseñar un cohete estable y aerodinámico es pertinente definir algunos conceptos:

- **Aletas:** Se trata 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 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 menos estabilidad.
- **Centro de Gravedad (CG):** Se trata del punto del cohete donde se puede concentrar de manera ficticia toda la masa del cohete. De este modo, si el cohete se posara sobre la punta de un lápiz justo en ese punto, el cohete permanecería completamente equilibrado. Es importante conocer que el cohete pivotará respecto a ese 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. Sin embargo, el CP tiene la peculiaridad de que varía con el ángulo de ataque de la aeronave ( $\alpha$ ) y con Número de Mach.

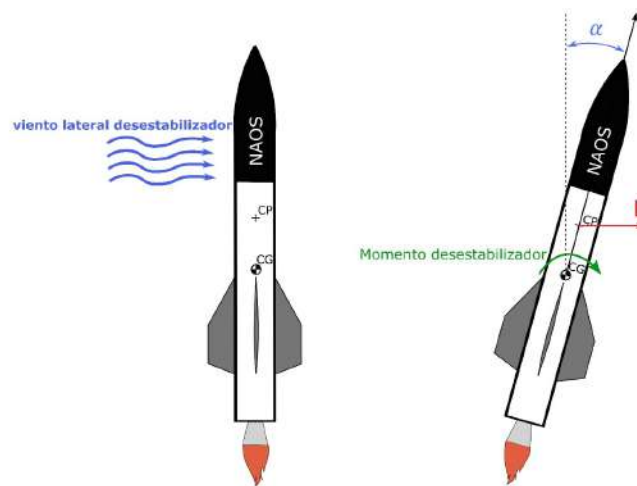
Una vez definidos estos conceptos, puede surgir la pregunta de a qué distancia situar el Centro de Gravedad del Centro de Presiones y cuál de ellos debe estar por encima del otro. Pues bien, en primer lugar hay que saber que el **Centro de Gravedad debe estar por encima del Centro de Presiones**



**Figura 3.35 Situación estable:** El CG está situado por encima del CP.

para que el cohete sea estable. De hecho 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 3.35 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 ocurre igual en el caso representado en la figura 3.36 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 3.36 Situación inestable:** El CG está situado por debajo del CP.

Por otro lado, si nos centramos en la distancia a la que tienen que estar separados el CP y el CG surgen 3 casos diferentes:

*NOTA: Un "calibre" equivale a 1 diámetro del fuselaje del cohete.*

- 1. CG y CP separados menos de 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.

2. **CG y CP separados más de 1 calibre y menos de 2,5 calibres:** Este es el caso más favorable de todos, pues se asegura la estabilidad del cohete en todo momento.
3. **CG y CP separados más de 2,5 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 desviaría de su trayectoria vertical y apuntaría hacia la zona desde donde le sople el viento. Este comportamiento se denomina "*Weathercocking*".

Ya por último, 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 (ver posicionamiento de aletas en figuras 3.35 y 3.36).

En lo relativo al área de las aletas, se cumple que cuanto más área posean las aletas más bajará el Centro de Presiones. Además la geometría de las aletas puede ser la que se desee, manteniendo siempre unos estándares (Delta recortado, Trapezoidal, Barrido afilado, etc.). Dichas geometrías se muestran en la siguiente figura.



**Figura 3.37** Geometría típica de aletas de cohetes.





## 4 Diseño de NAOS

---

Para comprender el diseño que tiene esta aeronave es necesario tener clara la misión que debe efectuar (ver Capítulo 2). En primer lugar, es preciso escoger un nombre para el cohete. Para este caso se ha seguido el mismo criterio que para anteriores cohetes fabricados. Consiste en conocer la altura que se quiere alcanzar con el cohete en base a la misión (3000 metros de altura en este caso) y localizar un astro o estrella en el espacio profundo que se encuentre en orden de magnitud, a esa distancia en años luz de la Tierra. Es decir, en este caso se tratará de buscar un objeto astronómico que se encuentre aproximadamente a 3000 años luz de la Tierra en orden de magnitud. Por lo tanto, se ha escogido el nombre de NAOS, que es el nombre que recibe la estrella de tipo Supergigante Azul, con 14 veces el radio solar y una antigüedad de 3,202 millones de años, localizada en la constelación de Puppis, a 1076 años luz de la Tierra.

En definitiva, a partir de ahora, cuando se mencione el nombre de NAOS, se tendrá más en cuenta su sentido.

Por último, hay que tener en cuenta que el diseño será el punto de partida para poder comprender apropiadamente el resto de capítulos. Pues es como todo, si no se conoce la estructura o el esquema completo de un sistema, no se puede construir ni mucho menos ensayar con él. Además, es muy útil conocer los diferentes aspectos de NAOS, pues luego nos permitirá comprender mejor el origen de algunos de los fallos que aparecen en el capítulo de Ensayos y pruebas de NAOS.

### 4.1 Introducción

En este capítulo se van a estudiar a fondo todos los estudios previos, cálculos y diseños aplicados a NAOS. Al tratarse de la aeronave más compleja construida hasta el momento, es lógico pensar que estará dotada de numerosos componentes y sistemas que aseguren su correcto funcionamiento, así como el cumplimiento de la misión que se planteó inicialmente. En resumen, NAOS está compuesto en primer lugar por un motor cohete de 60 mm de diámetro y capacidad para albergar casi 2 kg de propulsante sólido (KNDX-Nitrato Potásico + Dextrosa), que podríamos decir que es su alma, ya que sin él no sería capaz de ser propulsado hasta el apogeo deseado. También cuenta con eficientes elementos aerodinámicos y de estabilización pasiva, como son las aletas, el anillo de aletas y la ojiva. Asimismo, se le han incluido varios sistemas alternativos como el Sistema de Liberación y Recuperación, el Sistema Electrónico y Telemétrico o el Sistema de Videograbación a bordo. Todos ellos en conjunto deben permitir el correcto vuelo de NAOS, así como el posterior aporte de datos de vuelo para ser analizados y poder extraer conclusiones. Para establecer una visión general se adjunta una imagen del esqueleto de NAOS con sus diferentes sistemas.

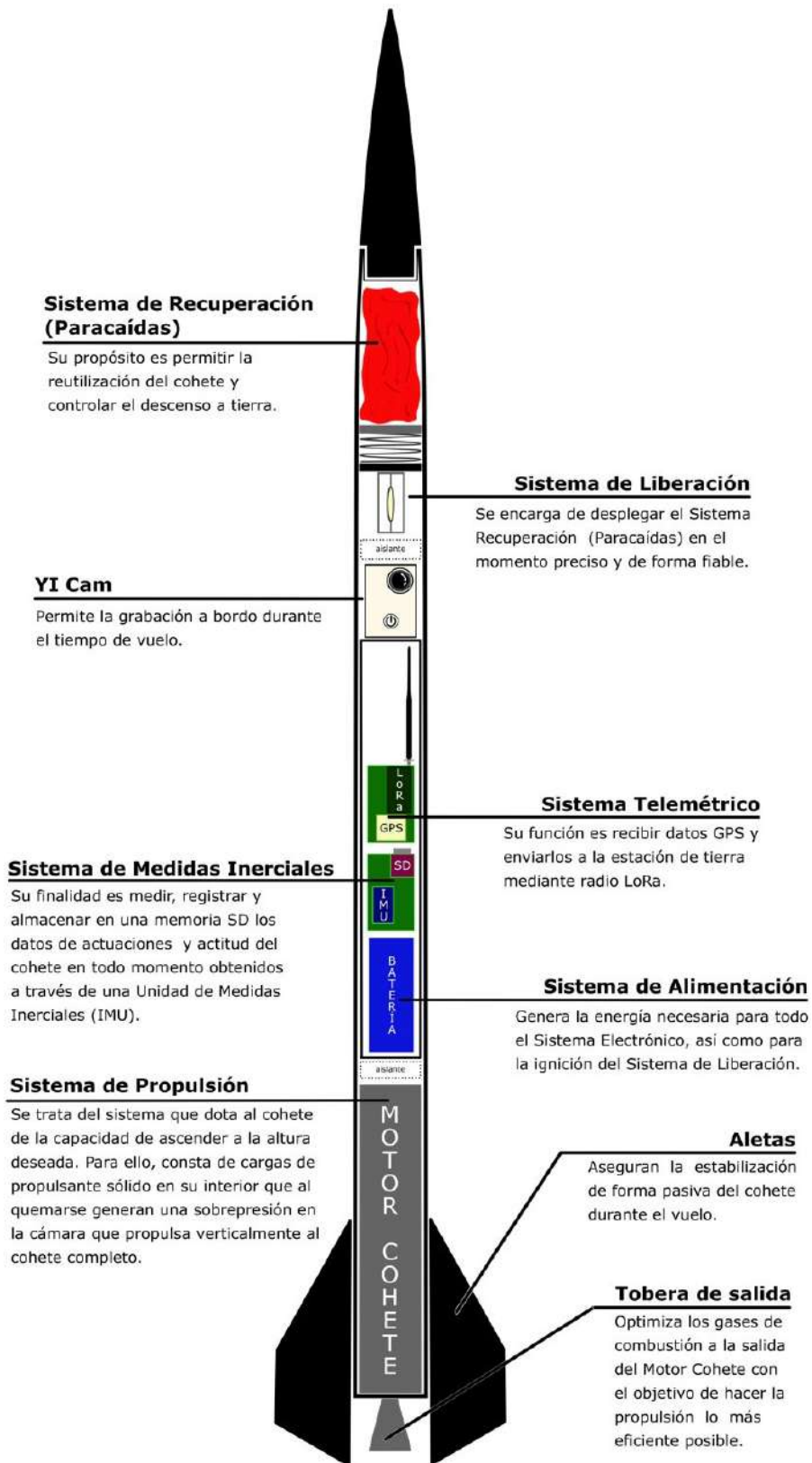


Figura 4.1 Esquema Completo de Sistemas de NAOS.

Una vez visto el esquema, es momento de hablar brevemente de qué veremos en las sucesivas secciones. Para ello vamos a ordenarlo por puntos:

- Comenzaremos viendo una aproximación al diseño del motor cohete mediante Dinámica Impulsivo, gracias a la que obtendremos la cantidad de propulsante necesario en función del apogeo que se desee.
- Posteriormente se continuará con el diseño del motor: cálculo de resistencia de los tornillos (que acoplarán el cierre posterior y la tobera a la cámara de combustión) y materiales del motor cohete, optimización de la tobera mediante un programa de matlab, anillos del motor para el ajuste al fuselaje, etc.
- A partir de entonces, se entrará en los diferentes sistemas del cohete, empezando por el Sistema Electrónico y Telemétrico que es el que se encarga del registro de datos de vuelo y su almacenamiento, así como del rastreo GPS del cohete y el envío de los paquetes de datos al receptor LoRa de tierra. Para comprender su diseño se justificará la elección de los componentes electrónicos, el software integrado, el diseño de las PCB's y el de las cápsulas de electrónica que albergarán los diferentes subsistemas.
- Por su parte, el Sistema de Videgrabación también tomará importancia en estas secciones, donde se comentarán las características de la cámara y su elaborada encapsulación para perturbar lo mínimo posible la corriente exterior.
- Asimismo, se explicará a fondo el diseño de uno de los sistemas esenciales, el Sistema de Liberación y Recuperación, imprescindible para permitirle a NAOS descender a velocidad constante mediante el paracaídas.
- Se entrará de lleno en la explicación de los elementos aerodinámicos y estabilizadores, que permiten reducir el coeficiente de rozamiento de NAOS con el flujo de aire exterior y permitir su correcta estabilización durante el vuelo.
- Por último, se hablará de otros elementos alternativos como la línea de vida del cohete, los elementos de aislamiento y protección, las guías de la rampa de lanzamiento, el diseño del sistema de ignición y los ignitores, el diseño de la rampa de lanzamiento y el banco de ensayos, etc.

Tras esta visión general del capítulo es conveniente empezar a entrar en materia.

## 4.2 Diseño del motor cohete

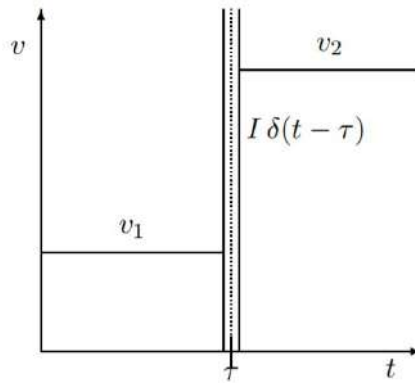
En esta sección se desarrollará en detalle los pasos seguidos a la hora de diseñar el Sistema de Propulsión, particularmente, el motor cohete. Para ello, debemos atender nuevamente a las especificaciones que aparecen en la misión.

### 4.2.1 Diseño conceptual

Previo a diseñar conceptualmente el motor, deben tenerse en cuenta las siguientes características de diseño:

1. Altura de Apogeo: 3000 metros.
2. Peso estimado: 7 kg
3. Carga de pago: Indeterminada.

Ahora sí estamos en disposición de realizar un pequeño estudio de características básicas del motor cohete, mediante análisis de dinámica impulsiva [7]. En primer lugar, es preciso conocer que un



**Figura 4.2** Representación gráfica de un impulso en un tiempo infinitesimal  $\tau$ .

Impulso se define en base al incremento del momento lineal, pero en un periodo infinitesimal de tiempo, siguiendo una función denominada "Delta de Dirac" como se muestra a continuación.

$$I = m \cdot (v_2 - v_1) \quad (4.1)$$

Con esto podemos hacer la simplificación de que todo el empuje que realizaría el cohete durante la combustión, puede expresarse equivalentemente a través de un impulso inicial, que le haga pasar de una velocidad inicial antes del impulso  $v_1 = 0$  (reposo), a una velocidad final tras el impulso  $v_2 = v_{inicial}$ , donde  $v_{inicial}$  sería la velocidad que habría que tomar al principio del movimiento de ascensión vertical (problema sencillo de dinámica del tiro vertical). De este modo, debemos obtener una ecuación sencilla que nos relacione la velocidad inicial del tiro vertical con la altura que se quiere alcanzar. Para ello, debemos tener en cuenta las expresiones de energía cinética y potencial gravitatoria:

$$U = T \rightarrow \begin{cases} U = m \cdot g \cdot h \\ T = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{inicial}^2 \end{cases} \quad (4.2)$$

U se iguala a T porque toda la energía cinética que posee el cohete inicialmente se transforma en energía potencial gravitatoria completamente cuando alcanza el apogeo.

$$m \cdot g \cdot h = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_{inicial}^2 \rightarrow \boxed{v_{inicial} = \sqrt{2gh}} \quad (4.3)$$

Teniendo en cuenta la ecuación 4.1 podemos reescribir el incremento de energía cinética durante el impulso del siguiente modo:

$$T_2 - T_1 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (v_2^2 - v_1^2) = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (v_2 - v_1)(v_2 + v_1) = \frac{1}{2} \cdot I \cdot (v_2 + v_1) \quad (4.4)$$

Si ahora particularizamos para  $T_1 = 0$  (Energía cinética nula antes del impulso) y  $v_1 = 0$  (velocidad nula antes del impulso):

$$T_2 = I \cdot \frac{v_2}{2} = I \cdot \frac{v_{inicial}}{2} \quad (4.5)$$

Si ahora igualamos nuevamente la expresión 4.5 a la energía potencial en el apogeo, denominando al impulso ( $I$ ) como Impulso Total ( $I_t$ ) y posteriormente sustituyendo la ecuación 4.3 en la  $v_{inicial}$ , nos queda:

$$U = T \rightarrow m \cdot g \cdot h = I_t \cdot \frac{\sqrt{2gh}}{2} \rightarrow \boxed{I_t = m\sqrt{2gh}} \quad (4.6)$$

Con esto ya se puede dar una estimación del impulso total teórico sustituyendo los datos de la misión:

$$I_{t_{teorico}} = 7 \text{ kg} \cdot \sqrt{2 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 3000 \text{ m}} = 1698,1 \text{ N} \cdot \text{s} \quad (4.7)$$

Por otro lado, en la Web de Richard Nakka [1] se pueden encontrar valores específicos de impulsos específicos teóricos que oscilan entre los 130 s y 133 s para el propulsante sólido de tipo  $KNO_3$  – *Dextrosa*, mientras que el impulso específico medido es  $I_{sp_{medido}} = 115 \text{ s}$ . Sin embargo hay que tener en cuenta que la fabricación de propulsante casero no será tan eficiente como la que realiza Richard Nakka en su web, ya que el dispone de maquinaria y elementos de moldeo bastante profesionales. Es por ello que se ha decidido poner un factor 0,85 sobre el impulso específico de Richard Nakka para compensar esta ineficiencia. Por otro lado, el impulso total teórico no ha tenido en cuenta la pérdida de energía que se sufre en la subida del cohete como consecuencia de la resistencia aerodinámica, por lo que, nuevamente, se aplica un factor de 1,1 sobre el valor del  $I_{t_{teorico}}$  para así obtener el valor del impulso total necesario  $I_{t_{necesario}}$ , que debe ser mayor que el impulso total teórico. Haciendo esto nos queda que:

$$I_{t_{necesario}} = 1,1 \cdot I_{t_{teorico}} = 1867,9 \text{ N} \cdot \text{s} \quad I_{sp_{escogido}} = 0,85 \cdot I_{sp_{medido}} = 97,7 \text{ s} \quad (4.8)$$

Ahora estamos en disposición de calcular la masa necesaria de propulsante para subir el cohete a la altura que figura en la misión.

$$m_{propulsante} = \frac{I_{t_{necesario}}}{g \cdot I_{sp_{escogido}}} = 1,949 \text{ kg} \quad (4.9)$$

Una vez se tiene la masa de propulsante que se debe introducir en el motor cohete para alcanzar las prestaciones y actuaciones fijadas en la misión, es momento de diseñar el motor cohete como tal.

#### 4.2.2 Diseño de cámara y cierre posterior

Antes de comenzar a diseñar deben tenerse en cuenta diferentes características que debe cumplir el motor cohete procedentes de la literatura. Son las siguientes:

- **Presión en cámara de 60 atm aprox.:** Está extendido que 60 atm se trata de una presión conveniente para un motor cohete amateur, ya que ofrece unas prestaciones bastante dignas, así como una eficiencia adecuada.
- **Diámetro de la garganta de la tobera menor que el diámetro interior de los granos de pólvora ( $D_{garganta} < D_{interior, grano}$ ):** Con esto se evita la aparición de combustión erosiva. Generalmente, la combustión erosiva tiene el inconveniente de acelerar la velocidad de quemado del propulsante, alejando aún más los resultados reales de los teóricos. Además, no es deseable en términos de aparición de sobrepresiones indeseadas que puedan llegar a producir la explosión del motor.
- **Diámetro del motor cohete acorde con el fuselaje:** Debe tenerse en cuenta que el motor cohete ha de tener un diámetro tal que quepa en el interior del fuselaje. Recordar también que los tubos de cualquier material están normalizados con unos diámetros, espesores y longitudes determinadas, por lo que debemos hacer un estudio de mercado para ser capaces de elegir entre las posibilidades que ofrece el catálogo.

En primer lugar, debe escogerse un tubo adecuado para el fuselaje del cohete. El material escogido será PVC, por ser barato, resistente, ligero y suave, ofreciendo buen comportamiento aerodinámico. Como el fuselaje no debe aguantar cargas estructurales altas se ha escogido un tubo de

80 mm de diámetro exterior y 1,4 mm de espesor, tal y como se muestra en las tablas del apéndice C.1 (figura C.2) fabricadas en base a la norma NTP 399.003, tanto en clase liviana como pesada.

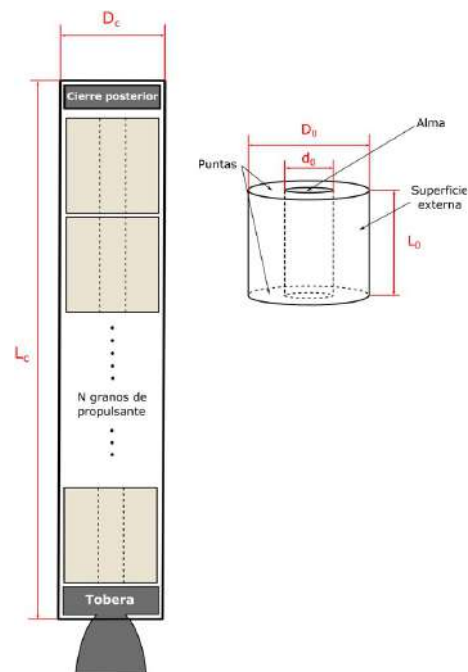
Tras escoger el tubo que conformará el fuselaje de NAOS debemos pasar a seleccionar el material y dimensiones del motor cohete. En primer lugar, el material elegido será acero inoxidable, debido a su buena resistencia a la temperatura y corrosión, así como por resistencia mecánica. Sin embargo, la elección se ha reducido a aceros inoxidables bastante extendidos de dos tipos: acero inoxidable Grado 304 y Grado 316. De acuerdo con el apéndice C.2 (figura C.4), el acero inoxidable de Grado 304 es más sencillo de ser conformado así como más barato que su análogo de Grado 316.

Habiendo elegido el tipo de acero vemos, nuevamente en apéndice C.2 (figura C.3) que el diámetro a escoger es 63,4 mm para que encaje correctamente en el interior del fuselaje de 80 mm de diámetro. No obstante, se desconoce cuál de los espesores elegir, ya que, por un lado se debe reducir el peso al máximo, pero por otro, el tubo debe soportar correctamente las altas presiones que hay dentro del motor cohete. Por ello, entramos ahora en una parte del diseño en la que se debe iterar para lograr conocer las características tanto del motor cohete en específico, como las prestaciones generales de NAOS.

### Proceso iterativo de prestaciones del motor cohete

En este apartado se va a explicar cómo, a través del programa de Excel SRM-CASTELLANO.zip [5], se han obtenido con bastante precisión las características y prestaciones del motor cohete. Para empezar, debe recordarse el dato obtenido de masa de propulsante necesaria para cumplir con la misión deseada, es decir, 1,949 kg (4.9).

Una vez dentro del programa de Excel, accederemos a la primera pestaña "Datos y Kn" (figura 4.4), donde todos los datos a rellenar aparecen esquematizados en la figura 4.3. Las celdas que deberán ser rellenadas con datos propios pueden verse en color azul. En primer lugar, en la sección de "Cámara de Combustión" debe ponerse en  $D_c$  el valor del tubo de Acero Inoxidable que se haya seleccionado. En este caso, aún se desconoce el espesor del mismo, sin embargo, se puede suponer que el diámetro interno del tubo será en torno a 60 mm. Por otro lado,  $L_c$  debe ser tal, que el volumen resultante en la cámara de combustión permita albergar la cantidad suficiente de granos de pólvora hasta llegar a la masa de propulsante indicada anteriormente ( $m_{propulsante} = 1,949 \text{ kg}$ ). Esto nos lleva a la segunda sección, "Grano de Propelente". Tanto  $D_0$  como  $L_0$  deben elegirse para que los granos de propulsante entren en el motor cohete convenientemente y ocupen el volumen completamente. Es



**Figura 4.3** Esquema de dimensiones del motor cohete y los granos de propulsante sólido.

por ello que también hay que jugar con el número de granos de propulsante ( $N$ ) y su longitud ( $L_0$ ). El diámetro interior del grano de propulsante  $d_0$  debe elegirse también convenientemente, teniendo en cuenta que no debe ser mucho menor que el diámetro de la garganta de la tobera para evitar la aparición de combustión erosiva.

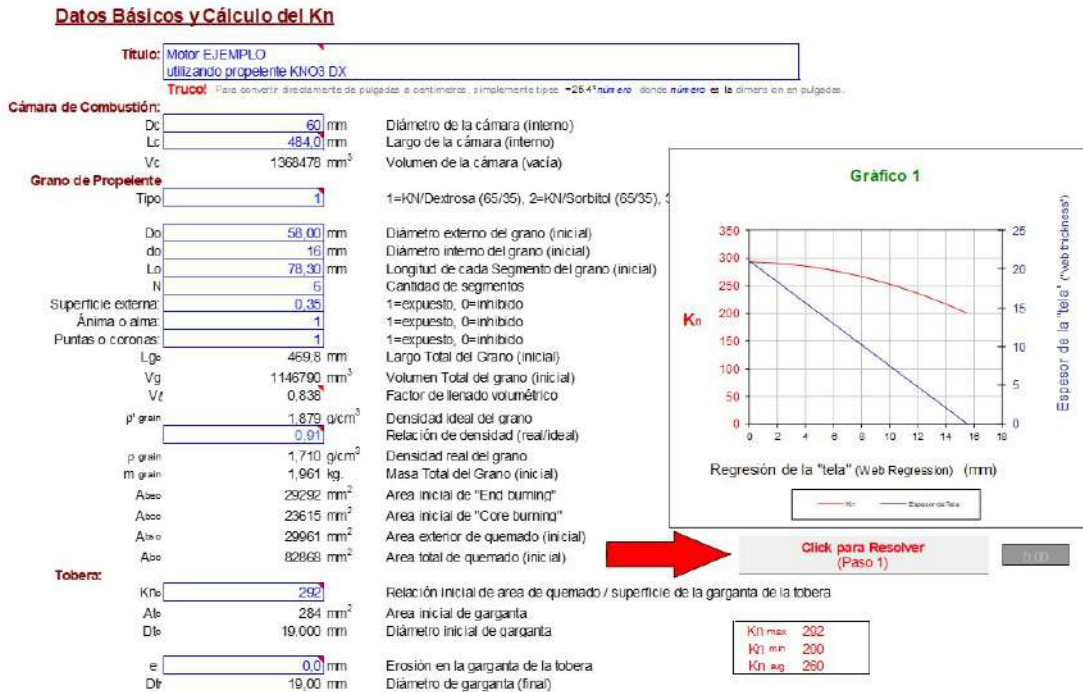


Figura 4.4 Captura de pantalla del programa "SRM-CASTELLANO.xls", pestaña "Datos y  $K_n$ ".

Las tres celdas siguientes corresponden a la bondad en la inhibición de las distintas superficies de los granos. En principio, es conveniente suponer que tanto el alma como las puntas se encuentran totalmente expuestas a la presión y la temperatura de la cámara de combustión. Sin embargo, la superficie externa sí está dotada de materiales de inhibición. No obstante, para ir del lado de la seguridad se ha supuesto que la inhibición únicamente es capaz de aislar un 35 % del grano.

En la celda de 'relación de densidad (real/ideal)', en base a la experiencia obtenida, es recomendable poner en torno a 0,88 para iniciados en coherencia, y hasta 0,96 en caso de ser más experimentado. Aún así estos valores se obtendrán más precisamente a la hora de fabricar los granos de pólvora (ver sección 5.2). Debe suponerse, por otro lado, que no existe erosión en la garganta de la tobera ( $e = 0$ ).

Ya por último,  $K_{n_0}$  se trata de la relación de área de quemado y superficie de la garganta de la tobera, y constituye el principal parámetro de control para obtener la presión deseada en cámara. Por otro lado, se nos calcula automáticamente el diámetro de garganta ( $D_{t_0}$ ), que será un dato esencial en la siguiente sección (sección 4.2.3) para el diseño de la tobera.

Una vez introucidos todos los datos en la primera pestaña, se deberá hacer click en "Click para Resolver (Paso 1)". Ahora nos desplazamos a la siguiente pestaña, denominada "Presiones" (figura 4.5). Volvemos a encontrarnos celdas para rellenar con el contorno azul, pero en este caso será suficiente rellenar con los mismos valores mostrados en la figura 4.5. En caso de que se diseñe un motor cohete con combustión erosiva (no recomendable) se debe jugar con el parámetro  $K_v$ ,

dando valores entre 0 (sin combustión erosiva) y 1 (predomina la combustión erosiva). Ya sólo queda hacer click en "Click para Resolver (Paso 2)" y seguidamente en "Click para Resolver (Paso 3)".

Las ecuaciones utilizadas en los pasos 2 y 3 no son más que la famosa Ley de Saint Robert (ver ecuación 3.12) y su forma en la que aparece la presión en cámara ( $P_c$ ) despejada (ver ecuación 3.17).

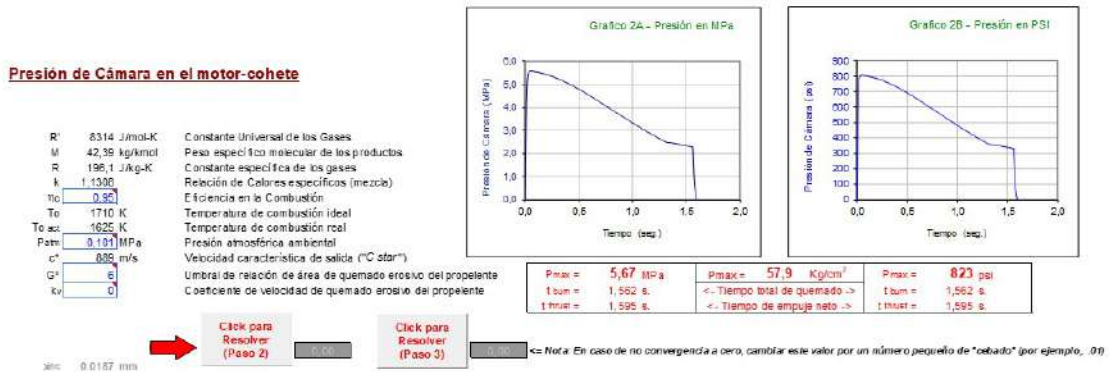


Figura 4.5 Captura de pantalla del programa "SRM-CASTELLANO.xls", pestaña "Presiones".

Como se comprueba, la presión obtenida es  $P_{max} = 57,9 atm$ , aproximadamente 60 atmósferas, que era uno de los objetivos del diseño. Esto se ha logrado tras varias iteraciones, dándole valores a " $K_{n_0}$ " (pestaña de "Datos y Kn") y realizando el proceso de cálculo de presión máxima seguidamente, hasta alcanzar la deseada. Esto, como ya se ha comentado, nos devolverá un valor del diámetro de la garganta de la tobera. Además, habría que comprobar en la pestaña de "Performance" (4.6) que el valor del Impulso Total es el que necesitamos en base al estudio preliminar que se ha hecho (ver ecuaciones 4.8)

Por último, Ilegaríamos a la pestaña de "Performance", donde tendremos que hacer click en "Click para Resolver (Paso 4)", y se nos generará una lista de las características esenciales del motor cohete, como el empuje máximo, el impulso total o el impulso específico. Si nos fijamos en la tabla C.5 del apéndice C.3, podemos calcular la clase y clasificación del motor. Para ello, deberemos obtener la letra correspondiente al impulso total ( $I_t = 1867$ ) y acompañarla del valor del empuje medio en Newtons. Es decir, este motor cohete es de clase "K" y clasificación **K-1171**.

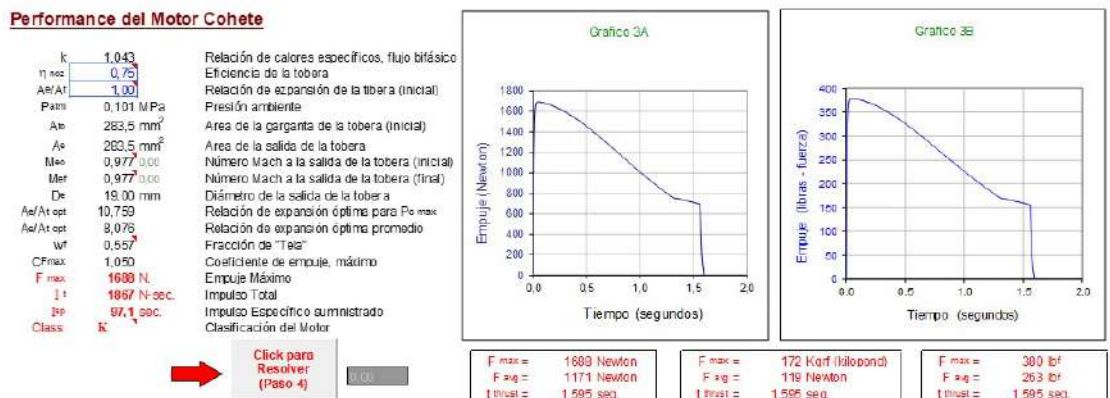


Figura 4.6 Captura de pantalla del programa "SRM-CASTELLANO.xls", pestaña "Performance".



### Cálculo de resistencia estructural

Una vez conocidas las características del motor cohete es momento de realizar los cálculos pertinentes de resistencia estructural de la cámara de combustión. Para ello, se seguirán los siguientes criterios de diseño:

- Preferiblemente, la rotura debe producirse en los tornillos antes que en cualquier otra pieza del cohete. De este modo, en caso de sobrepresión podrían recuperarse convenientemente las piezas que componen el motor cohete, sólo a falta de sustituir nuevos tornillos.
- Deben romperse antes los tornillos de la tobera que los del cierre posterior. En caso contrario, el cierre posterior saldría despedido por las altas presiones y dañaría la sección de la electrónica. Sin embargo, si se rompiera antes la tobera, únicamente saldría esta sección despedida, sin dañar estructuralmente la integridad del cohete.

Es necesario comprender el concepto de calidad de los tornillos para entender cómo se ha diseñado estructuralmente el motor cohete. Si nos fijamos en la figura 4.7 comprobaremos que en los tornillos aparecen números serigrafiados en la cabeza que directamente te dan las características de resistencia del tornillo.

Por ejemplo, un tornillo de calidad 8.8 tendrá las siguientes características [8]:

- *Resistencia a rotura* ( $f_{ru}$ ) =  $100 \cdot 8 = 800 \text{ MPa}$
- *Limite de fluencia* =  $800 \cdot 0,8 = 640 \text{ MPa}$

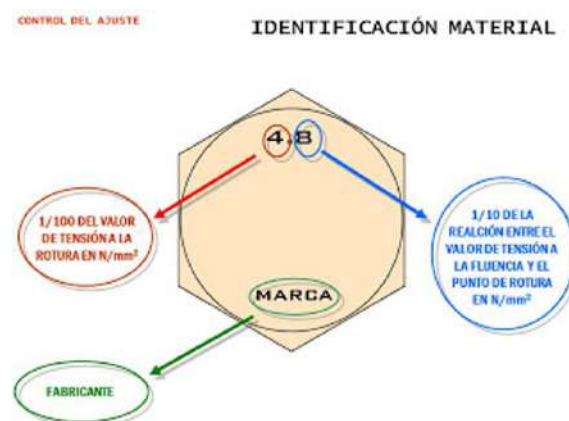


Figura 4.7 Calidad de los tornillos [8].

Sin embargo, existen otros esfuerzos a los que también se encuentra sometido el conjunto del motor cohete y que merecen ser estudiados. Estos son:

- **Resistencia a tracción de los tornillos:** Se calcula en base a la calidad del tornillo, tal y como se ha indicado anteriormente.
- **Resistencia a cortadura de los tornillos:** Se trata de la resistencia que ofrecen los tornillos ante esfuerzos cortantes o de cizalladura. La resistencia a cortadura se calcula del siguiente modo [8]:

$$\text{Resistencia a Cortadura} = 0,8 \cdot \text{Resistencia a Traccion} \quad (4.10)$$

- **Resistencia a desgarró de la carcasa:** Se trata de la resistencia de la carcasa ante el aplastamiento por parte de los tornillos, lo que podría producir un desgarró del agujero del tornillo. Se calcula en base a las siguiente ecuaciones [9]:

$$F_{desgarro} = \frac{2,5 \cdot \alpha \cdot f_u \cdot d \cdot t}{\gamma_{Mb}} \tag{4.11}$$

Con  $f_u$  el límite de rotura ( $N/mm$ ),  $d$  el diámetro del tornillo,  $t$  el espesor y  $\gamma_{Mb}$  el factor de seguridad (se ha usado 1,25).

Y donde  $\alpha$  corresponde al menor valor de los siguientes:

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha = \frac{e_1}{3 \cdot d_0} \\ \alpha = \frac{p_1}{3 \cdot d_0} - \frac{1}{4} \\ \alpha = \frac{f_{ub}}{f_u} \\ \alpha = 1 \end{array} \right. \tag{4.12}$$

Con  $e_1$  siendo la distancia libre desde el agujero hasta el extremo de la carcasa,  $p_1$  la distancia entre agujeros,  $d_0$  el diámetro del agujero del tornillo y  $f_{ub}$  el valor nominal de la tensión de rotura.

- **Resistencia circunferencial o anular de la carcasa:** Corresponde a la resistencia en la dirección radial de la carcasa del motor, o lo que es lo mismo, la tracción en la dirección perimetral [10].

$$P_{camara} = \frac{f_u \cdot t}{D/2} \tag{4.13}$$

Con  $D$  el diámetro interior de la cámara.

- **Resistencia axial o a tracción de la carcasa:** Hace referencia a la resistencia en la dirección axial de la carcasa del motor, es decir, en la dirección longitudinal [10].

$$P_{camara} = \frac{2 \cdot f_u \cdot t}{D/2} \tag{4.14}$$

Tras analizar todos los casos de esfuerzos que más pueden llegar a comprometer la estructura del motor cohete, se pasa a hacer unas tablas con dichas fórmulas en Excel, las cuales se muestran a continuación.

CIERRE POSTERIOR												
<b>Resistencia corte de los tornillos CIERRE POSTERIOR</b>												
N (número tornillos)	paso rosca	d tornillo mm	As=Área resistente (mm2)	Díametro interior cámara, Dc (mm)	Tornillo resistencia de rotura a tracción Flu (MPa=N/mm2)	A tornillo mm2	Fmax tracc N tornillos	Fmax cort N tornillos	Área cámara mm2	Presión max que soportan los tornillos (atm)	Presión max elástica que soportan los tornillos (atm)	Presión max diseño (atm) con 1,25 coef seguridad
8	0,5	5	14,56	63,5	800	19,6	93179	55907	3167	177	141	141
8	0,5	5	14,56	63,5	1000	19,6	116473	58237	3167	184	156	147
<b>Resistencia desgarre CIERRE POSTERIOR (corte longitudinal) agujeros de la carcasa para tornillos. Método LRFD del AISI sección J3.10</b>												
N (número tornillos)	d tornillo mm	Distancia libre mínima al borde de la carcasa (mm)	espesor pared carcasa (mm)	Dc diámetro interior cámara mm	Carcasa Resistencia a rotura Flu MPa (N/mm2)	resistencia mínima desgarro (N)	Resistencia max penetración (N)	resistencia (N)	Presión max. (atm)			
8	5	11	1,5	63,5	505,0	55547,778	95808,6	55547,778	175,4			

Figura 4.8 Estudio de Resistencia del Cierre Posterior (Ver 4.3).

CARCASA CÁMARA									
<b>Resistencia circunferencial CARCASA CÁMARA</b>									
Dc diámetro interior cámara	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia a rotura Flu MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión max que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)				
63,5	1,5	505	1,5	239	159				
<b>Resistencia a tracción CARCASA CÁMARA</b>									
Dc diámetro interior cámara	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia a rotura Flu MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión max que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)				
63,5	1,5	505	1,5	477	318				
Dc diámetro interior cámara	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia a rotura Flu MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión max que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)				
63,5	1,5	215	1,5	203	135				

Figura 4.9 Estudio de Resistencia de la Carcasa .

TOBERA												
<b>Resistencia corte de los tornillos TOBERA</b>												
N (número tornillos)	peso rosca	d tornillo mm	As-Área resistente (mm <sup>2</sup> )	Dc diámetro cámara, Dc (mm)	Tornillo Resistencia de rotura a tracción Flu (MPa-N/mm <sup>2</sup> )	A tornillo mm <sup>2</sup>	Fmax tracc N	Fmax cort N	Área cámara mm <sup>2</sup>	Presión max que soportan los tornillos (atm)	Presión max que soportan los tornillos (atm)	Presión max diseño (atm) con 1,25 coef seguridad
6	0,5	5	14,56	63,5	800	19,6	5984	41930	3167	132	148	105
	0,5	5	14,56	63,5	1000	19,6	87355	52413	3167	166	148	132
<b>Resistencia desgarre TOBERA (corte longitudinal) agujeros de la carcasa para tornillos. Metodo LRFD del AISI sección J3.10</b>												
N (número tornillos)	d tornillo mm	Distancia libre mínima al borde de la carcasa (mm)	espesor pared carcasa (mm)	Dc diámetro interior cámara mm	Carcasa Resistencia a rotura Flu MPa (N/mm <sup>2</sup> )	resistencia máxima desgarro (N)	Resistencia max penetración (N)	resistencia (N)	Presión max (atm)			
6	5	12	1,5	63,5	505	45448.182	71856.45	45448.182	143,5			

Figura 4.10 Estudio de Resistencia de la Tobera (Ver 4.3).

DILATACIÓN TÉRMICA CÁMARA									
Coef Dilat Lineal AISI 304 (m/m °C) 1,80E-05									
Diámetro					Longitud axial				
ΔT (°C)	Di (mm)	Df (mm)	ΔD (mm)	ΔT (°C)	Li (mm)	Lf (mm)	ΔD (mm)		
200	63,5	63,73	0,23	200	550	551,98	1,98		
400	63,5	63,96	0,46	400	550	553,96	3,96		
600	63,5	64,19	0,69	600	550	555,94	5,94		
800	63,5	64,41	0,91	800	550	557,92	7,92		
1000	63,5	64,64	1,14	1000	550	559,90	9,9		
Coef Dilat Lineal PVC (m/m °C) 9,00E-05									
Diámetro					Longitud axial				
ΔT (°C)	Di (mm)	Df (mm)	ΔD (mm)	ΔT (°C)	Li (mm)	Lf (mm)	ΔD (mm)		
200	63,5	64,64	1,14	200	550	559,90	9,9		
400	63,5	65,79	2,29	400	550	569,80	19,8		
600	63,5	66,93	3,43	600	550	579,70	29,7		
800	63,5	68,07	4,57	800	550	589,60	39,6		
1000	63,5	69,22	5,72	1000	550	599,50	49,5		

Figura 4.11 Estudio de termoelasticidad para temperaturas de combustión previstas para AISI 304 y PVC.

Llama la atención que en la tobera (figura 4.10) hay dos tornillos menos que en el cierre posterior (figura 4.8). La razón de esto es la necesidad de que en caso de CATO (explosión indeseada del motor cohete) sea la tobera la que ceda en primer lugar ante la sobrepresión, como ya se ha indicado con anterioridad. Es por ello por lo que vemos que los tornillos ubicados en la zona de la tobera son los que menos presión aguantan hasta su rotura. Sin embargo, se comprueba que la carcasa de la cámara (figura 4.9) es la que limita la presión de cámara, ya que si se superara, se deformaría plásticamente el tubo, sin posibilidad de recuperar su estado original.

Además, se puede identificar que, para los resultados obtenidos en las tablas, el espesor de pared del tubo de acero inoxidable 304 de la carcasa es 1,5mm (ver apéndice C.2, figura C.3).

Por último, con el objetivo de reducir el efecto de deformación térmica (figura 4.11) se decide recubrir el motor cohete con una manta térmica, que es típicamente utilizada en el aislamiento de sistemas que trabajan a 1100 °C, por lo que debería ser suficiente para aislar el motor cohete del fuselaje de manera efectiva.

### 4.2.3 Diseño de la tobera

Para el diseño de la tobera, se debe tener en cuenta que es interesante hacerla lo más eficiente posible para optimizar sus prestaciones. Para ello, como ya se ha visto en estudios preliminares, la tobera adaptada resulta ser la mejor. Para ello, se diseñará una tobera cuya relación de áreas de

garganta y salida permita que, para la presión de cámara media durante la combustión, permita mantener la tobera adaptada el mayor tiempo posible. Para ello, se ha desarrollado un programa de Matlab que permite adaptar cualquier tipo de tobera. Se han utilizados las ecuaciones 3.24 y 3.25. Es pertinente recordar que de las dos soluciones que tiene la ecuación del Número de Mach a la salida, nos interesa aquella que hace referencia al régimen supersónico, es decir,  $M_{s_2}$ .

```

1
2
3     %Relación de áreas para tobera adaptada a partir de una presión
4
5 %*****Rellenar DATOS*****
6 h0=7; %Altitud[m] respecto al nivel del mar de la zona de lanzamiento (en este caso
7     Sevilla)
8 h=300; %Altura[m] media durante la propulsión del cohete
9 D_g=19; %[mm] Diámetro de garganta
10 p0=43.4737e+05; %Presión[Pa] en cámara p0(Pa)=p0atm*101325
11 %*****
12 htotal=h0+h; %[m]
13 T0=298; %Temperatura[K] a nivel del mar media
14 T=T0 - 0.65e-2*htotal; %Temperatura[K] en función de la altura
15 pa=101325; %Presion[Pa] atmosferica a nivel del mar
16 g=9.80665; %Gravedad [N/kg]
17 m=28.966e-3; %Masa molar [kg/mol] de las moleculas que componen el aire (aire seco en
18     este caso)
19 k=8.314472; %Cte de Boltzman [J/mol K]
20 p=pa*exp(-m*g*htotal / (k*T));
21 pext=p %Presion con la que se harán todos los calculos
22 A_garganta=pi*D_g^2; %[mm^2]
23 gamma=1.4;
24 pi_0=pext/p0;
25 Mach=sqrt( (( 1/pi_0 )^((gamma-1)/gamma) - 1)*(2/(gamma - 1)) )
26
27
28 Rel_Areas= ( ( 1 + (gamma-1)/2 )^(-(gamma+1)/2/(gamma-1)) ) / ( Mach*(1+(gamma-1)
29     /2*Mach^2)^(-(gamma+1)/2/(gamma-1)) )
30 %Rel_Areas= A_salida/A_garganta
31
32 disp('Este se trata del diámetro de a la salida que debe tener la tobera para que se
33     encuentre en condiciones de máxima eficiencia, es decir, tobera adaptada: ')
34 D_s=sqrt(A_garganta*Rel_Areas/pi) %diametro de salida [mm]

```

Destacar que sólo será necesario rellenar el apartado de "Rellenar DATOS", donde se nos pedirá la altitud de la zona de lanzamiento, la altura media que alcanza el cohete durante la etapa de propulsión, lo cual puede consultarse en la gráfica y datos de la figura 4.5. Se hará uso, por otro lado, del diámetro de la garganta de la tobera, que, como ya anticipamos se obtiene de los datos de la figura 4.4. Del mismo modo, se nos pedirá la presión en cámara (es importante seleccionar la presión media) extrayéndola de las gráficas de la figura 4.5. Dependerá del diseñador la presión escogida, pero lo recomendable sería seleccionar los datos relevantes (proporcionados en el Excel SRM-CASTELLANO.xls) de la presión en cámara durante la combustión y realizarles una media en Excel.

#### 4.2.4 Diseño final del motor cohete

En este apartado se recapitula el diseño general del motor cohete, entrando un poco más en el detalle. Por ello, es recomendable que se atienda a los planos de cada una de las partes mencionadas con

anterioridad, situados en el apéndice C.4

En primer lugar, se debe tener en cuenta que tanto el cierre posterior como la tobera deben tener un diámetro algo menor que la carcasa para poder encajar en ella. Sin embargo, debe realizarse hermeticidad en el interior de la cámara para lograr mantener la presión, evitando fugas. Para ello se han diseñado un par de ranuras tanto en la tobera como en el cierre posterior, que servirán de alojamiento para 2 juntas tóricas de tipo 55x3 (NBR70).

Por otro lado, para poder encastrar el motor cohete en el interior del tubo de PVC de dicha sección del cohete, será necesario diseñar dos piezas cilíndricas que ajusten ambos diámetros. A estas piezas se las denomina "Anillos del motor cohete". Serán fabricados en resina Epoxi que presenta unas excelentes propiedades de conformado, así como buena resistencia a la temperatura. Ésta se reforzará con fibra de vidrio para compensar la fragilidad de la resina y hacerla más resistente ante impactos.

En las siguientes figuras se muestra en su conjunto el diseño en 3D del cierre posterior, la carcasa del motor, la tobera, los anillos del motor cohete y los tornillos fijadores.

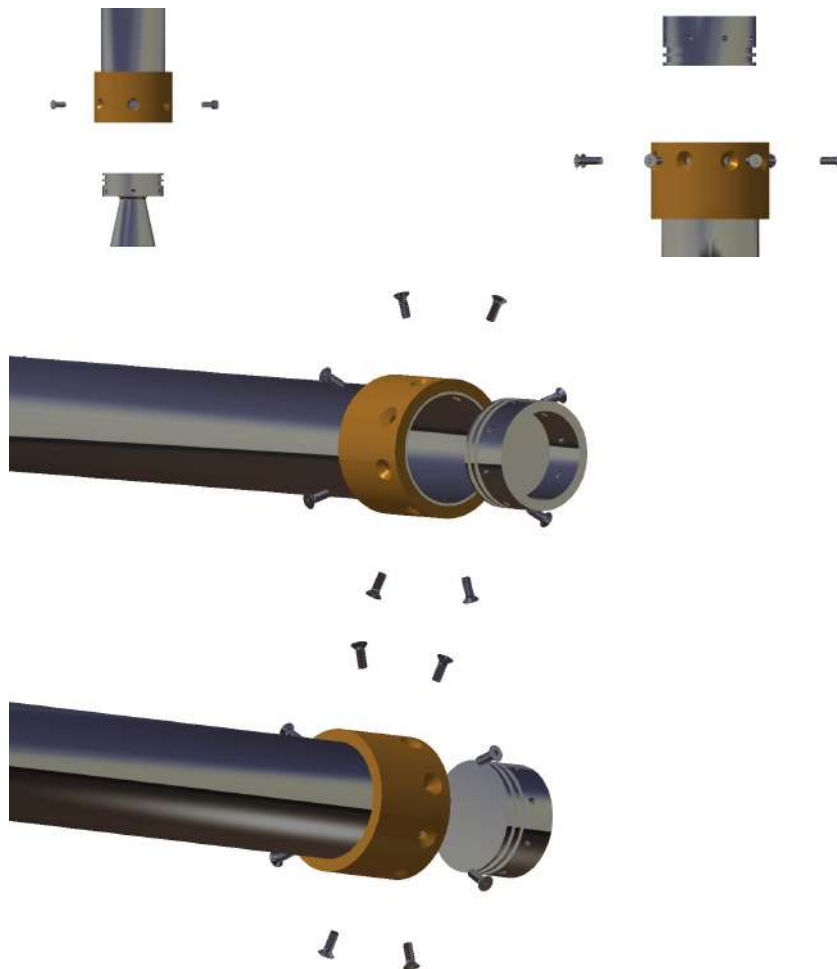


Figura 4.12 Motor cohete de NAOS vista de ensamblaje .

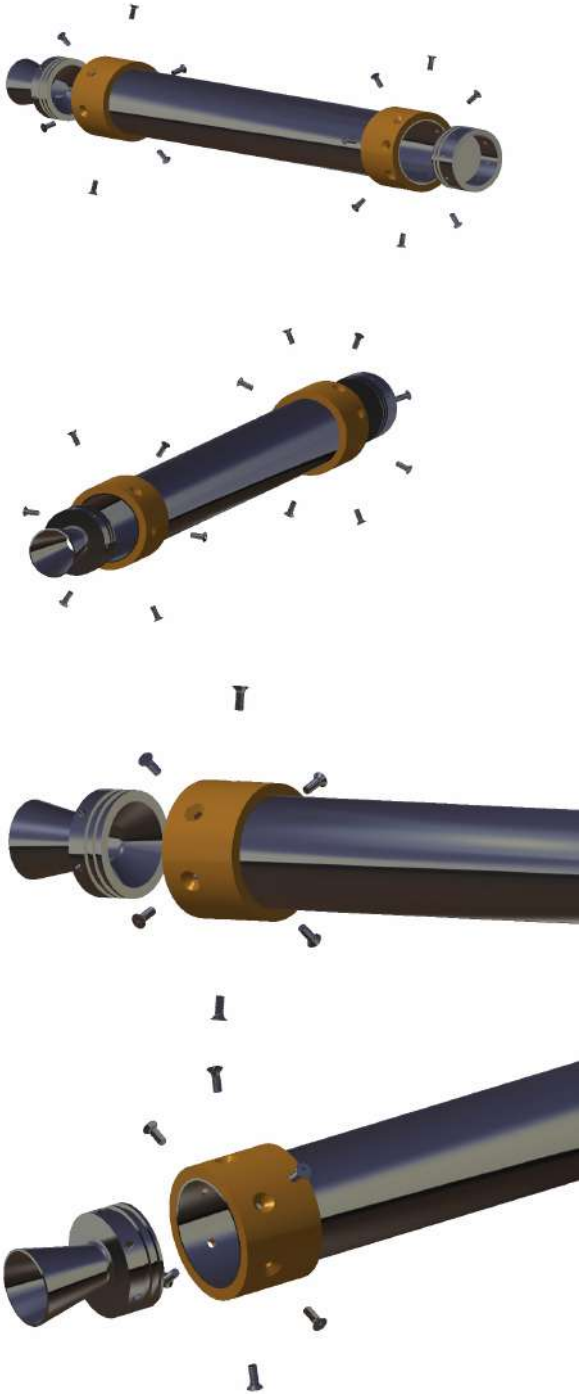


Figura 4.13 Motor cohete de NAOS vista de ensamblaje completo.

## 4.3 Diseño del Sistema Electrónico y Telemétrico

En esta sección se describirán todos los elementos y subsistemas electrónicos que se han diseñado para NAOS. La información extra como hojas de características se pueden ver en los apéndices, en caso de necesitar más información.

### 4.3.1 Diseño conceptual

Para ser capaces de cumplir la misión establecida al principio de esta memoria, es necesario que el cohete esté provisto de diferentes elementos electrónicos que permitan cumplir las especificaciones. Se quiere que:

- **Cohete recuperable:** Para que esto sea posible, es necesario que NAOS cuente con un sistema de liberación y recuperación. Esto se hará con un paracaídas que se libera en el momento del apogeo. Para ello, el método más seguro y probado hasta ahora ha sido la incorporación de un sistema TIMER, que realiza una cuenta atrás hasta el momento estimado del apogeo.
- **Cohete rastreable teleméricamente:** Se requiere para ello un módulo GPS acompañado de una antena emisora embarcada y otra receptora en tierra.
- **Registro de medidas inerciales:** Para ello será necesario una unidad de medidas inerciales (IMU) junto con un Datalogger con una microSD para almacenar los datos recopilados.
- **Video-grabación a bordo:** Se necesitará una cámara embarcada en el cohete, junto con un sistema de fijación apropiado.

Con todo lo descrito anteriormente, se diseñó de manera conceptual los subsistemas que se pretendían incorporar en el interior de NAOS. Dichos subsistemas son los siguientes:

1. **Subsistema de Alimentación:** Se encarga de proporcionar energía a todos los elementos electrónicos del cohete, así como a la carga ígnea del sistema de liberación del paracaídas. Debe ofrecer una alta autonomía para que, en caso de pérdida del cohete, la telemetría esté operativa el mayor tiempo posible.
2. **Subsistema de Registro de Medidas Inerciales:** Se compone de un Arduino UNO (elegido por su extensa cantidad de información y divulgación en el mundo de la electrónica), un Shield para el pinado del arduino con el módulo IMU (Inertial Measurement Unit), que tiene como función medir presión, altitud, temperatura, aceleraciones, orientación y velocidades angulares, y el DataLogger, encargado de almacenar toda la información suministrada en una tarjeta Micro SD para su posterior interpretación y estudio.
3. **Subsistema de Rastreo y Telemetría:** Consta, nuevamente, de un Arduino UNO que incorpora una antena de radio LoRa capaz de emitir a largas distancias, así como de una unidad GPS que recoge medidas de coordenadas, altitud, etc. en tiempo real para transmitir las mediante la antena LoRa al receptor en tierra.
4. **Subsistema TIMER:** Permite establecer una cuenta atrás desde el momento en el que el circuito se abre hasta el instante que se haya establecido mediante la resistencia variable o potenciómetro. El modo de abrir el circuito es mediante un conector en el fuselaje del cohete conectado a otro situado en la plataforma de lanzamiento. En el momento del despegue, ambos conectores se desenchufan y el circuito queda abierto, iniciando así la cuenta atrás.
5. **Subsistema de Vídeo-Grabación:** Incorpora una cámara de vídeo junto con una cápsula que la protege, y con su forma aerodinámica hace que se perturbe la corriente lo menos posible.

Pasemos ahora a ver más detenidamente el diseño de cada uno de los diferentes módulos que se integran en el denominado Sistema Electrónico y Telemétrico.

### 4.3.2 Diseño del Timer

El módulo del Timer se trata de una parte esencial del Sistema de Liberación y Recuperación. Como ya se ha mencionado, en él es donde ocurre la cuenta atrás para el despliegue del Paracaídas y así permitir la recuperación de NAOS. Por ello, debe ser un sistema fiable y testeado varias veces.

Antes de mencionar los componentes necesarios para implementar en el Timer, es pertinente tener en la cabeza el siguiente esquema de funcionamiento de este módulo.

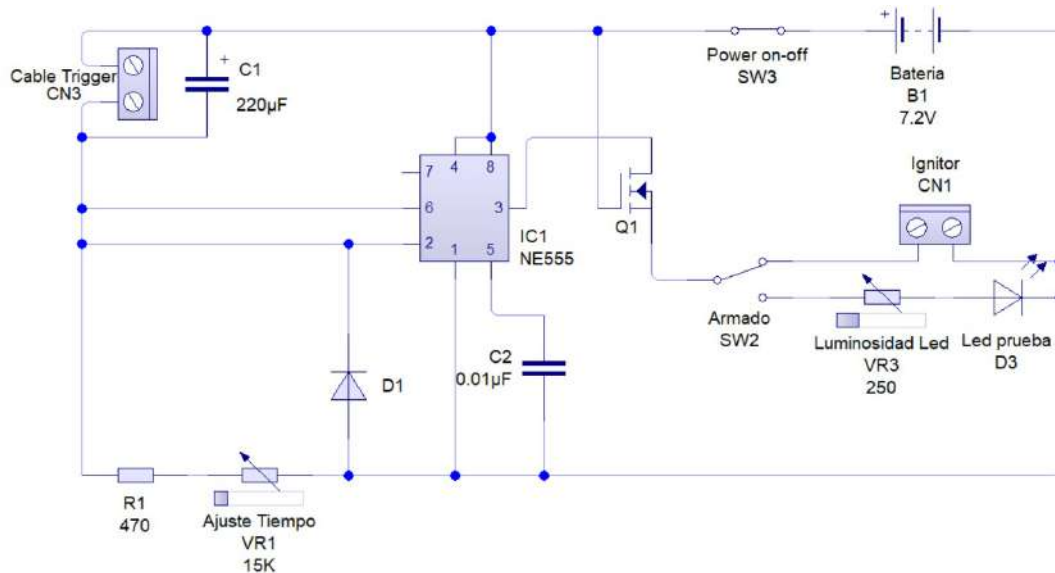


Figura 4.14 Esquemático del Módulo Timer.

Explicaremos brevemente el funcionamiento del sistema. Para ello, es necesario conocer el elemento central (NE555) que se trata de un circuito integrado Timer, que es el que permite que ocurra la cuenta atrás. Veamos la función de cada uno de sus pines de conexión [?]:

- **Pin 1 (GND):** Este pin va conectado a tierra.
- **Pin 2 (Disparo o Trigger):** En este pin es donde se inicia la cuenta atrás. La cuenta atrás ocurre cuando este pin está por debajo del  $1/3$  del voltaje de alimentación ( $V_{cc}$ ).
- **Pin 3 (Salida):** Por aquí se muestra la respuesta que da el Timer transcurrido el tiempo deseado. El voltaje a través de este pin será el de aplicación ( $V_{cc}$ ) menos  $1,7V$ .
- **Pin 4 (Reset):** Al tener un valor por debajo de  $0,7V$  establece el pin 3 a nivel bajo.
- **Pin 5 (Control de Voltaje):** En el caso de que el modo de controlador de voltaje, el voltaje en este pin puede ir desde casi  $V_{cc}$  hasta prácticamente  $0V$ .
- **Pin 6 (Umbral):** Se trata de la entrada a un comparador interno del propio NE555, y que se utiliza para poner el pin de salida a nivel bajo.
- **Pin 7 (Descarga):** Su función es descargar con efectividad el condensador externo utilizado por el temporizador.
- **Pin 8 (V+):** Se trata del pin donde se conecta el voltaje de alimentación que puede ir desde los  $4,5V$  hasta los  $16V$ .

El circuito integrado NE555 puede actuar en dos modos diferentes en función de como esté diseñado el circuito. El primero, es el modo "astable", en el cual el la salida va alternando entre nivel alto



durante un periodo de tiempo y bajo durante otro periodo, siendo regulable con el valor de las resistencias, pero siempre de manera periódica. Por otro lado, encontramos el modo "monoestable", que se trata del modo en el que el circuito sólo entrega un único pulso de salida con valor de voltaje establecido por el diseñador. Será este último el caso que nos ocupa, y en base al cual se ha diseñado el circuito de la figura 4.14 [?].

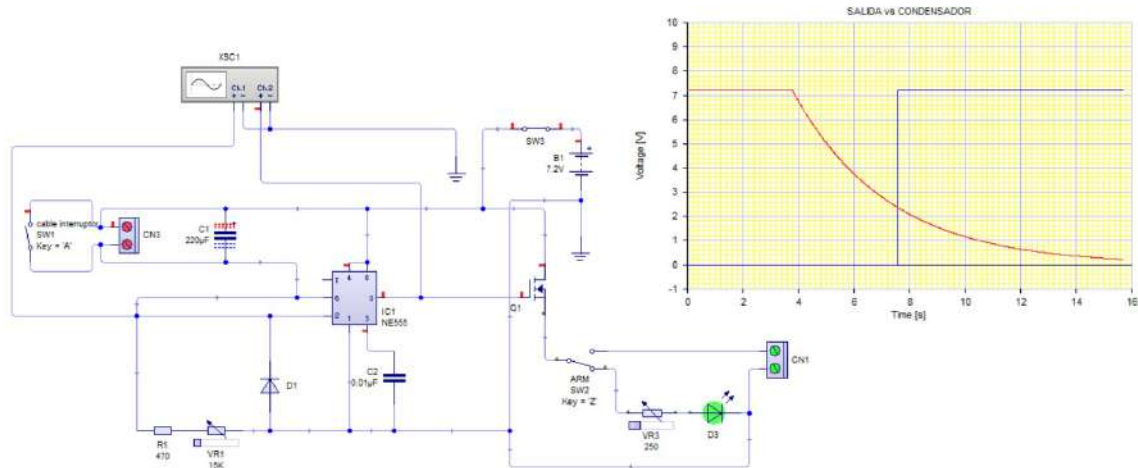


Figura 4.15 Simulación de funcionamiento del Timer en el programa "Livewire".

Para comprender el funcionamiento interno del Timer debemos fijarnos en la figura 4.15. Definamos los elementos clave del circuito:

- *Cable Trigger (CN3)*: Se trata del cable que va conectado a un pequeño conector sujeto a la plataforma de lanzamiento, y, que antes del despegue se mantiene cerrado. Será en el momento del despegue cuando el conector se desenchufe y active la cuenta atrás.
- *Power ON/OFF (SW3)*: Se trata de un conmutador deslizante que actúa de interruptor de la batería. Cuando está en OFF el circuito se encuentra sin alimentación de entrada.
- *Ignitor (CN1)*: Consiste en unos cables que conectan el voltaje de salida del Timer con la carga de pólvora (ignitor) del Sistema de Liberación, que será la que accione la salida del paracaídas.
- *Armado (SW2)*: Su función no es otra que la de armar el sistema, y dejarlo preparado para el despegue. De hecho tiene dos estados: Armado ON, que indica que el sistema está preparado para el despegue o Armado OFF, que permite realizar una prueba de funcionamiento del Timer previa al despegue para asegurar su funcionamiento y fiabilidad. Dicha prueba consiste en abrir el circuito en los cables del Trigger, esperar el tiempo de retardo que se haya establecido, y comprobar que pasado dicho periodo de tiempo se enciende el LED D3. Esto indicaría que el Timer funciona correctamente y está preparado para el lanzamiento.
- *Potenciómetro (Ajuste Tiempo VR1)*: Se trata del principal parámetro de diseño del circuito. Es una resistencia variable que permite cambiar a conveniencia el tiempo de retardo hasta la respuesta de la salida del Pin 3.
- *Condensador (C1)*: Será el encargado de, una vez abierto el circuito por el cable del Trigger, ir disminuyendo la caída de tensión en el Pin 2 (Disparo o Trigger) a medida que el Condensador C1 se va cargando.
- *MOSFET (Q1)*: Actúa como interruptor electrónico. Cuando recibe voltaje del Pin 3 de salida, el interruptor se cierra y permite que la batería alimente al Ignitor del Sistema de Liberación.

### Funcionamiento del Timer

En primer lugar, mediante la resistencia variable VR1 (figura 4.14) se regula el tiempo que se desee para la apertura del paracaídas. Esto se hace regulando VR1, situando el interruptor de Armado en OFF, desconectando el cable del Trigger, y midiendo el tiempo hasta que se enciende el LED de Prueba D3. Esto se hará sucesivamente hasta ajustar el tiempo exacto.

Debemos fijarnos ahora en el esquema de la figura 4.15 y en su gráfica. Es en ella donde se representan las curvas Voltaje-Tiempo de caída de tensión en el Pin 2 (Disparo o Trigger) y en el Pin 3 (Salida) del circuito integrado.

En el instante inicial, previo al lanzamiento, el Pin 2 se encuentra a 7,4V (arriba) y el Pin 3 a 0V (abajo). En el momento del despegue, el Cable Trigger CN3 se desconecta (éste puede verse físicamente en la figura 4.16), abre el circuito y permite que el condensador C1 comience a cargarse, lo que conlleva caída de la tensión del Pin 2 (ver figura 4.15). El tiempo de descarga dependerá de los valores de R1, VR1 y C1. Como sabemos, el circuito integrado activa la salida de tensión por el Pin 3 cuando el Pin 2 llega a un valor de Tensión que corresponda a 1/3 del valor de Tensión de Alimentación (en este caso 1/3 de 7,4V, es decir, 2,47V). Esto se ve perfectamente en la gráfica junto al esquema del Timer. Será en ese momento en el que habrá tensión a la salida del circuito integrado, permitiendo que se suministre energía al ignitor y se produzca el despliegue del paracaídas justo en ese momento.



**Figura 4.16** Imagen de la geometría del conector del Trigger en la carcasa de NAOS.

### Componentes del Timer

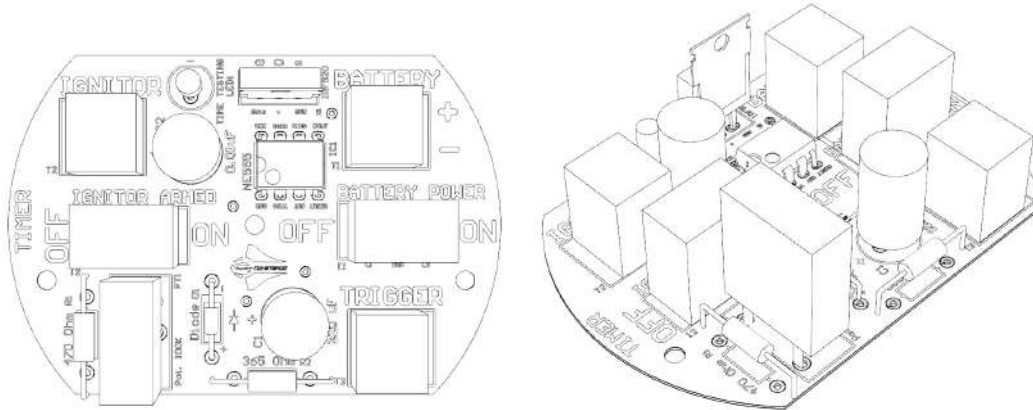
A continuación, se detallan los modelos de los diferentes componentes que se han elegido para el Timer, en base a sus características. Éstos son:

- Condensador (Aluminium Electrolytic Capacitors): KEMET ESH227M016AE3AA y KEMET C318C103K2R5TA7303.
- Conmutador deslizante.
- MOSFET IRF-520: Datasheet en el apéndice C.5.2.
- LED Rojo: LUMEX SLX-LX5093ID.

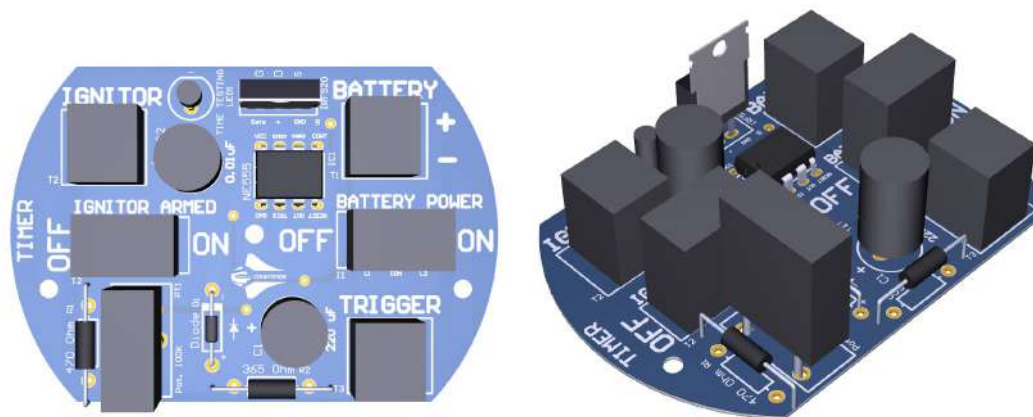
- Circuito Integrado Temporizador: NE555 (apéndice C.5.3)
- Potenciómetro PT-10: Datasheet en el apéndice C.5.1

### Diseño en Altium

Con el objetivo de generar los archivos Gerber para la fabricación de las PCB's se implementa el diseño del Timer en el programa de Altium. Tras diseñar la placa, el routado y la huella, el resultado es el que se muestra a continuación.



**Figura 4.17** Vista en 3D de ilustración del Timer.



**Figura 4.18** Vista en 3D del Timer.

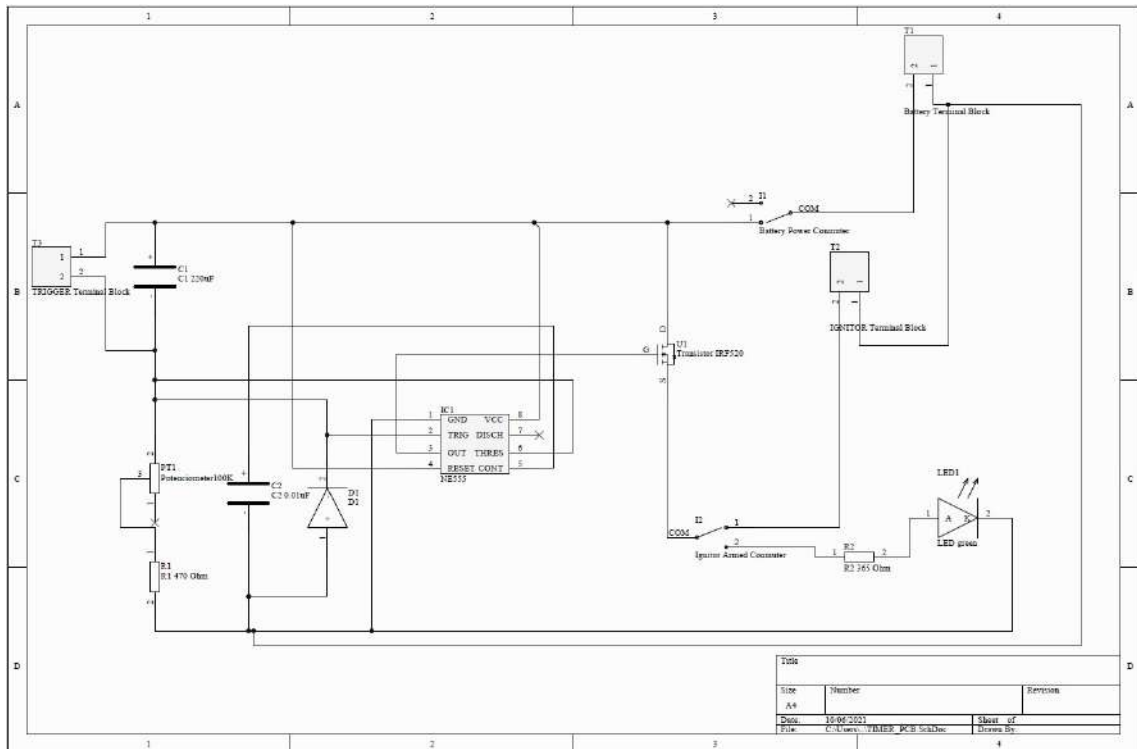


Figura 4.19 Archivo Esquemático del módulo Timer.

### 4.3.3 Elección de componentes

Una vez se ha dejado atrás el Subsistema Timer, es momento de indicar todos los componentes que se han escogido para los subsistemas restantes. Empecemos con la lista:

- **Subsistema de Alimentación**

- *Batería Lipo 7,4 V, 8000 mAh (Apéndice C.5.4):* Se trata de una batería sobredimensionada teniendo en cuenta la potencia que consume el Sistema Electrónico y Telemétrico completo. Sin embargo, está pensada para ser reutilizada en el futuro en caso de que se quieran introducir otros elementos electrónicos o incluso control activo de la aerodinámica y estabilidad de NAOS. Otro punto a favor de la elección de esta batería reside en la poca diferencia de peso y precio si se compara, por ejemplo, con otra batería Lipo de 7,4 V y 5200 mAh, cuyo peso es de 256 g frente a los 302 g de la batería seleccionada.

La batería presenta las siguientes características:

- \* Voltaje: 7,4 V.
- \* Capacidad: 8000 mAh.
- \* Batería Polímero de Litio.
- \* Tasa de Descarga: 100 C.
- \* Dimensiones: 138x47x35 mm.
- \* N<sup>o</sup> de Celdas: 2.



Figura 4.20 Batería Lipo 7,4 V, 8000 mAh.

#### • Subsistema de Registro de Medidas Inerciales

– *Arduino UNO Rev 3*: Se trata de una tarjeta microcontroladora basada en el ATmega328P. Cuenta con 14 pines digitales, 6 analógicos, conexiones USB, Jack e ICSP (que permite acceder a la memoria Flash del microcontrolador y grabar cualquier programa sin necesidad de hacer uso del USB). Sus características son las siguientes:

- \* Microcontrolador: ATmega328P.
- \* Voltaje de operación: 5 V.
- \* Voltaje de suministro recomendado: 7-12 V.
- \* Voltaje máximo: 20 V.
- \* Memoria Flash: 32 KB.
- \* Clock Speed: 16 MHz.
- \* Dimensiones: 68,6x53,4 mm.
- \* Peso: 25 g.

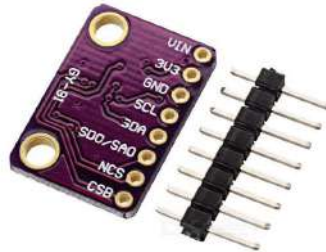


Figura 4.21 Arduino UNO Rev 3.

– *Unidad de Medidas Inerciales (IMU) GY-91*: Se trata de una tarjeta capaz de captar con gran frecuencia medidas inerciales tales como aceleración, magnetométricas, giroscópicas. De esto se encarga el módulo MPU-9250, integrado en la tarjeta IMU GY-91 junto con otro módulo, denominado BMP-280, que es el encargado de medir presión, altitud, temperatura. Veamos algunas características de este dispositivo:

- \* Interfaz: I2C.
- \* Voltaje de operación: 3 - 5 V.

- \* Dimensiones: 14.3x20.5 mm.
- \* Rango del Giróscopo:  $\pm 2000^\circ / s$ .
- \* Rango de Aceleraciones:  $\pm 16g$ .
- \* Rango de Presiones: 300-1100hPa.



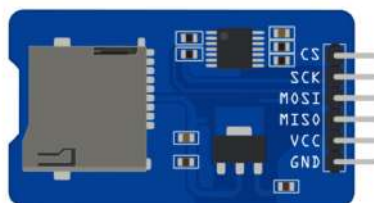
**Figura 4.22** PinOut de Unidad de Medidas Inerciales GY-91.



**Figura 4.23** Unidad de Medidas Inerciales GY-91.

- *Lector de Tarjeta Micro SD*: La función de este módulo es la de guardar los datos recibidos durante el vuelo por los sensores del IMU en una tarjeta Micro SD para su posterior interpretación y representación. Sus principales características son las siguientes:

- \* Interfaz: SPI.
- \* Voltaje de operación: 3,3 - 5 V.
- \* Dimensiones: 24x42x12 mm



**Figura 4.24** PinOut del Lector de Tarjetas Micro SD.



**Figura 4.25** Lector de Tarjetas Micro SD.

- **Subsistema de Rastreo y Telemetría**

- *Arduino UNO Rev 3*: Se han explicado sus características anteriormente.
- *GPS NEO-M8N*: Consiste en una antena GPS receptora de la marca UBLOX, acoplada a una tarjeta que es la encargada de controlar el traspaso de los datos que recibe la antena cerámica. Algunas de sus características son las siguientes:
  - \* Interfaz: Serial.
  - \* Voltaje de operación: 3,3 - 5 V.
  - \* Dimensiones de la Antena: 25x25 mm.
  - \* Dimensiones del módulo: 25x35 mm.
  - \* Ratio de Baudios: 9600.



**Figura 4.26** PinOut del módulo GPS NEO-M8N y antena cerámica.

- *LoRa E32-433T30D*: Se trata de un módulo inalámbrico de puerto Serial (UART) que cuenta con tecnología LoRa (Long Range, largo alcance) capaz de llegar a grandes distancias de transmisión, con alta inmunidad al ruido y bajo consumo de corriente. Estas son algunas de sus características más importantes:
  - \* Interfaz: Serial (UART).
  - \* Fabricante: EBYTE.
  - \* Voltaje de operación: 5 V.

- \* Frecuencia de transmisión: Funcionamiento en la banda ISM 433 MHz.
- \* Potencia Máxima de Transmisión: 1W.
- \* Alcance Máximo de Transmisión: 8 Km.



**Figura 4.27** PinOut del Módulo LoRa E32-433T30D.



**Figura 4.28** Módulo LoRa E32-433T30D.

- *Antena omnidireccional*: Se ha escogido esta antena por ser omnidireccional (emite en todas las direcciones) y por tener una baja ganancia (3 dBi) lo que permite que el lóbulo de emisión de datos sea especialmente útil mientras va embarcada en el cohete. Esto se debe a que la transmisión predomina en las zonas axiales, siguiendo el eje longitudinal del cohete. Veamos sus principales características:
  - \* Marca: CDSNET
  - \* Ganancia: 3 dBi.
  - \* Frecuencia 433 MHz.
  - \* Dimensiones: 210x13 mm.

- **Sistema Terrestre de Recepción de Telemetría**

- *LoRa E32-433T30D*: Mostrado anteriormente.
- *Acoplador E15-USB-T2*: Se trata de un elemento donde se insertan los pines del módulo LoRa E32-433T30D y permite la conexión con el ordenador mediante un puerto COM. Esto será extremadamente útil para cambiar los parámetros tanto del transmisor de LoRa





**Figura 4.29** Antena omnidireccional de emisión de 3 dBi.

como del receptor. Otra ventaja es que permite visualizar directamente en el ordenador los paquetes de información que envía el módulo emisor de LoRa. Para obtener más información de su funcionamiento o el PinOut se recomienda ver el apéndice C.5.5, sin embargo, veamos sus principales características:

- \* Modos de operación (para más información ver C.5.5):
  - Modo Normal: Modo para transmitir.
  - Modo Despierto (no se ha usado este modo)
  - Modo Bajo consumo
  - Modo Dormido: Se usa para cambiar los parámetros del dispositivo E32-433T30D.
- \* Adaptador USB-TTL
- \* Dimensiones: 40x20 mm.
- \* Software para configuración de parámetros: "RF\_Setting3.7.zip" , que puede obtenerse en la página web de Ebyte. El archivo a descargar es el correspondiente al 27-04-2020. Este programa permitirá cambiar la paridad, el canal, el AirRate, la dirección y muchos otros parámetros importantes para la transmisión por radio LoRa. Esto también se explica en el apéndice C.5.5.
- \* Software para la visualización de datos en el PC: Gracias al programa de "Access-Port136.exe" será posible visualizar de manera sencilla los paquetes de datos emitidos por el módulo de radio emisor.



**Figura 4.30** Módulo E15-USB-T2.

- *Antena direccional:* Se ha escogido esta antena para la recepción desde tierra por ser adecuada a la hora de realizar el tracking del cohete. Esto se debe a su gran ganancia

(15 dBi) que genera un lóbulo muy estrecho en la antena, pero que alcanza grandes distancias, por lo que con ligeros movimientos de la antena se podrá interceptar el lóbulo de emisión del cohete NAOS y así recibir la información del GPS en tierra. Sus principales características son las siguientes:

- \* Ganancia: 15 dBi.
- \* Frecuencia 315, 433, 470 MHz.
- \* Longitud: 220 mm.



**Figura 4.31** Antena direccional de recepción de 15 dBi.

#### • Subsistema de Vídeo-Grabación

- *YI Action Camera (Xiaomi)*: La cámara se ha obtenido de segunda mano con el objetivo de no invertir demasiado dinero en un elemento que potencialmente puede sufrir daños. A la hora de buscar una cámara de grabación, la experiencia demuestra que no sólo es importante la calidad de vídeo, sino también los FPS que tenga, pues supondrá la diferencia entre un vídeo que ofrezca mucha información de cada momento del vuelo, a otro que se vea poco fluido y con poca información. Veamos algunas características de esta cámara:

- \* Resolución Máxima: 1080P 60fps (1920 x 1080).
- \* Sin pantalla: Imagen visualizable desde un smartphone.
- \* Resolución fotográfica: 16 Mp.
- \* Lente: 16MP CMOS F2.8 (Apertura focal) 155 gran angular.
- \* Wifi: Hasta 100m de alcance.
- \* Bluetooth 4.0
- \* Batería: 1010mAh.
- \* Dimensiones: 60,4x42x21,2 mm



Figura 4.32 Cámara de a bordo YI Cam (Xiaomi).

4.3.4 Diseño de los shield's

En este apartado se va a desarrollar el diseño de los shield's que se acoplan a los Arduinos y que permiten la conexión con los diferentes componentes: GPS, LoRa, IMU y Data Logger. El routado de los shield's se hace en base al pinado que se describirá en los apartados 5.3.1 y 5.3.2 correspondiente al software programado y posteriormente implementado en los arduinos. Todos los diseños que se muestran a continuación han sido elaborados mediante el programa Altium.

Shield del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales

A continuación se muestra el esquemático generado por el programa Altium, que será de gran utilidad a la hora de comprender el pinado y las conexiones entre el Arduino UNO y el resto de componentes del Subsistema.

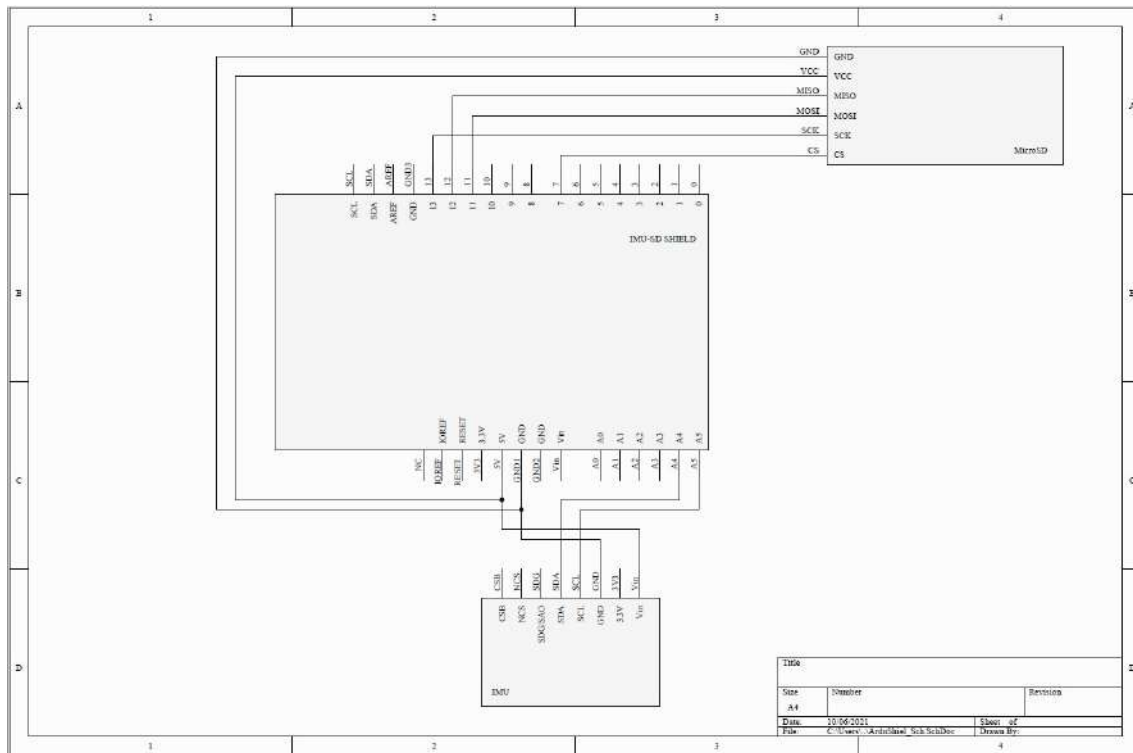
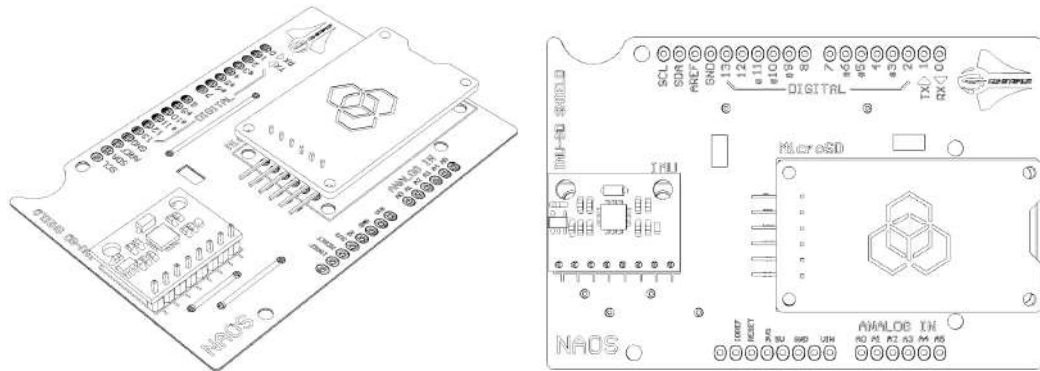
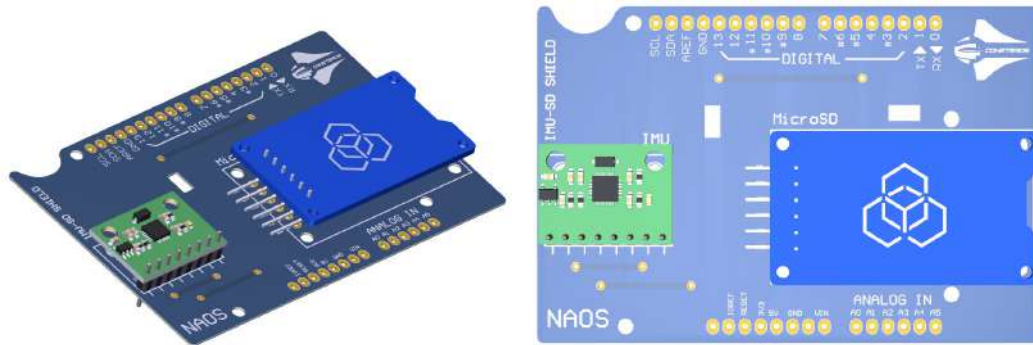


Figura 4.33 Archivo Esquemático del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales.

Por otro lado, se muestran las siguientes figuras en 3D, donde es posible visualizar el shield completo con los pines correspondientes donde irían acoplados cada uno de los módulos, según indican las huellas correspondientes. Además cuenta con una muesca en la zona superior izquierda para que sea posible reiniciar el software del Arduino una vez soldada la placa. Del mismo modo, hay varias aperturas y ranuras en el shield que hacen posible que puedan verse los leds del Arduino, ya que son de vital importancia para ver, por ejemplo, si al Arduino le llega alimentación o no.



**Figura 4.34** Vista en 3D de la ilustración del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales.



**Figura 4.35** Vista en 3D del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales.

También se aprecian taladros en la placa estratégicamente colocados para atornillar los módulos al shield y, a su vez, para que todo el conjunto Arduino, Shield y componentes pueda anclarse a la cápsula de electrónica, que posteriormente se introducirá en el cohete.

### Shield del Subsistema de Rastreo y Telemetría

Al igual que para el subsistema anterior, se muestra a continuación el archivo Esquemático generado por Altium, muy útil para comprobar las conexiones a nivel de software a la hora de programar el Arduino internamente.



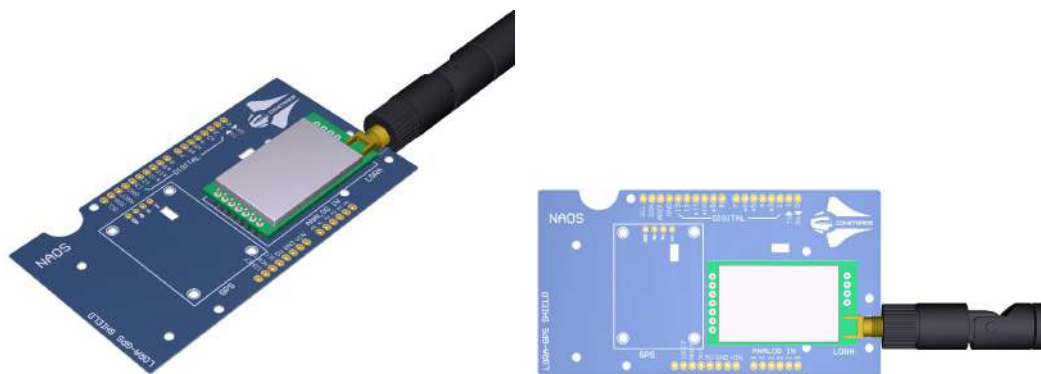


Figura 4.38 Vista en 3D del Subsistema de Rastreo y Telemetría.

#### 4.3.5 Diseño de accesorios y cápsula de electrónica

Será en esta sección donde se detalle el diseño de los diferentes elementos cuya función será acomodar los distintos componentes y subsistemas anteriormente mencionados en el interior del cohete. De este modo, quedarán protegidos y con la posibilidad de ser fijados a la carcasa o fuselaje de PVC que recubrirá la electrónica. Para el desarrollo de dichos elementos se ha utilizado el programa de diseño "Catia". Veamos cuáles son.

#### Cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales

En esta cápsula irán ubicados la batería y el subsistema de Medidas Inerciales, que estarán uno en frente de otro. Por su parte, el arduino, junto con el shield, el IMU y el DataLogger se unirán a la cápsula mediante 4 tornillos y tuercas. Este ajuste es de vital importancia para evitar que el IMU vibre durante el vuelo, y así evitar ruido en las mediciones. Asimismo, la batería dispondrá de dos tapas o abrazaderas que se fijarán al alojamiento mediante tornillos. Con ello, la batería quedará totalmente fijada e inmóvil en la cápsula. A continuación podemos ver el 3D de dicha cápsula. Del mismo modo, en el apéndice C.6.1 están los planos de la pieza y en el apéndice ?? los planos de las tapas de la batería, en caso de que se quiera más información.

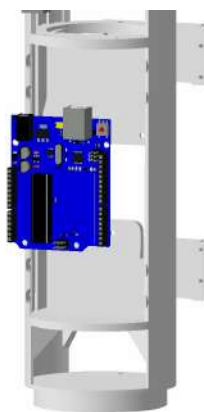
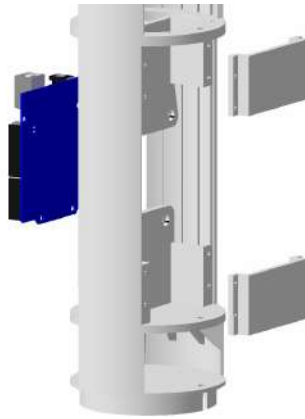


Figura 4.39 Cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales. Vista 1 .

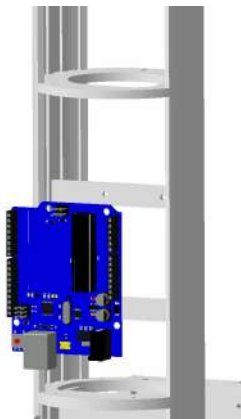


**Figura 4.40** Cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales. Vista 2.

Esta pieza se fabricará por medio de una impresora 3D. Por su bajo coste y buenas propiedades mecánicas, el material usado será PLA.

#### **Cápsula de Subsistema de Rastreo y Telemetría**

A continuación, se muestra la cápsula donde irá ubicado el arduino y el shield, junto con los módulos GPS y LoRa. Al mismo tiempo, se acoplará la antena, que necesitará un espacio considerable para desarrollarse hacia arriba. Es por ello, que entre esta cápsula y la siguiente existe un agujero extra, que ha sido medido y diseñado para que atraviese la antena de manera adecuada. Sin embargo, esto se verá en el siguiente módulo.



**Figura 4.41** Cápsula de Subsistema de Rastreo y Telemetría.

Nuevamente, esta pieza será fabricada en PLA mediante una impresora 3D. Y sus planos detallados se ubican en el apéndice C.6.3

#### **Cápsula de Antena y Timer**

Esta sección de la cápsula es una de las más críticas, ya que era necesario hacerla rígida, para evitar roturas durante el vuelo, pero al mismo tiempo debe carecer de material en la medida de lo posible. No sólo por temas de peso, sino también para evitar que el exceso de PLA de la impresión 3D apantalle la emisión de datos de la antena y el equipo LoRa. Por esta razón, se pueden apreciar en la figura 4.42 dos barras transversales a la cápsula, cuya función será la de rigidizar la estructura, sin perturbar la señal emitida por el conjunto LoRa. Los planos detallados de esta pieza se encuentran en el apéndice C.6.4.



Figura 4.42 Cápsula de Antena y Timer.

### Conjunto de cápsulas ensambladas

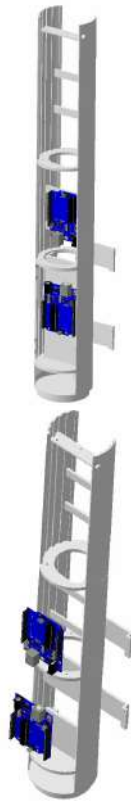
En esta sección se podrá apreciar con mayor precisión, el conjunto de las 3 cápsulas explicadas anteriormente. Todas las cápsulas incluyen algunos elementos de interés, que son los siguientes:

- **Agujero para la línea de vida:** En la primera imagen de la figura 4.43 se incluye un agujero pasante a través de todas las superficies de unión entre cápsulas. A través de ellos pasará la línea de vida, que se trata de una cuerda de gran resistencia que unirá todo el cohete, desde el motor hasta el cono, sirviendo de sistema de seguridad extra, para que, en caso de separación de las secciones del cohete durante el tirón de la apertura del paracaídas, todas sus partes sigan manteniéndose unidas.
- **Larguerillos:** Con el objetivo, nuevamente, de aligerar peso, se han incluido larguerillos en las paredes de las cápsulas, para mantener una buena resistencia a flexión, sin engordar mucho la estructura.



Figura 4.43 Conjunto de cápsulas ensamblado. Vistas 1 y 2.





**Figura 4.44** Conjunto de cápsulas ensamblado. Vistas 3 y 4.

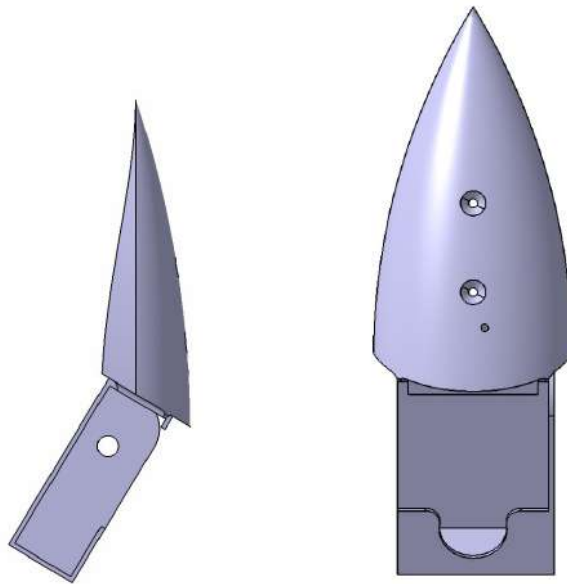
Observando las vistas 3 y 4 de la figura 4.44 nos percatamos de la existencia de una barra transversal en la parte superior, con 3 agujeros pasantes. Será ahí donde esté ubicado el Timer. Su localización se justifica con el hecho de que es deseable que esté lo más cerca posible del Sistema de Liberación, para así ahorrar en cable y mejorar en seguridad.

#### **Alojamiento de la Yi Cam (cámara de a bordo)**

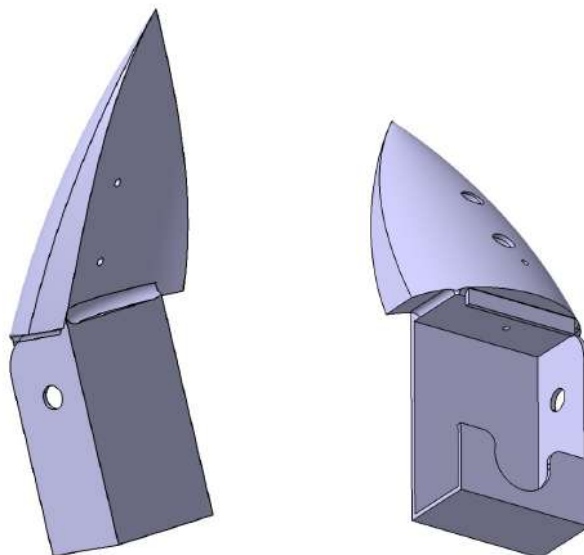
Con el objetivo de que la cámara de a bordo se encuentra fija en todo momento ha sido necesario el diseño de un encapsulamiento que le permita sobresalir ligeramente por el fuselaje del cohete, para así poder realizar una grabación del exterior. Sin embargo, como el ángulo de la lente no es de  $90^\circ$ , y la intención es grabar el fuselaje del cohete, incluidas las aletas, se ha tenido que hacer un diseño en el que se le introduce ángulo a la cámara, en lugar de sacarla paralela al fuselaje. Esto ha condicionado la necesidad de incluir una zona aerodinámica en la pieza, cuyo propósito es reducir al mínimo la resistencia aerodinámica que implícitamente generará la cámara al sobresalir por el fuselaje.

Por otro lado, se ha incluido una apertura lateral en la pieza, para que sea posible la inserción y extracción de la cámara de a bordo. Además, se han habilitado tres accesos en la zona aerodinámica. Dos de ellos para fijar la pieza al fuselaje, y el otro, para que sea posible encender el wifi de la cámara, una vez que esté integrada en el conjunto del cohete, y así iniciar desde el dispositivo móvil la grabación de vídeo (ver el pequeño agujero pasante en la vista 2 de la figura 4.46).

El resultado final es el que se ve en las figuras 4.45 y 4.46. Asimismo, en caso de querer profundizar más aún en el diseño de esta pieza, se han incluido los planos de la misma en el apéndice C.6.5.



**Figura 4.45** Encapsulado de la cámara de a bordo YI Cam. Vistas 1 y 2.



**Figura 4.46** Encapsulado de la cámara de a bordo YI Cam. Vistas 3 y 4.

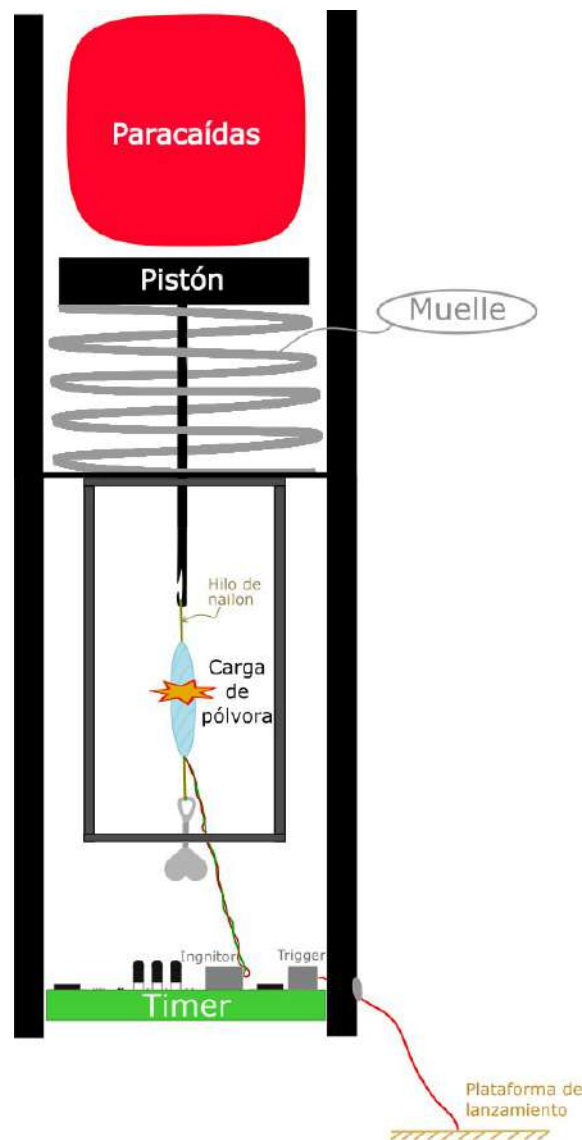
## 4.4 Diseño del Sistema de Liberación y Recuperación

### 4.4.1 Diseño conceptual

El objetivo del Sistema de Liberación y Recuperación es el de eyectar o activar un elemento de recuperación en el momento idóneo para poder recuperar y reutilizar el cohete. En este caso, el Sistema de Recuperación será un paracaídas, mientras que el de Liberación consistirá en un émbolo y un muelle comprimido durante el vuelo y sujeto con un hilo de nylon que, al quemarse en el momento oportuno, despliega el elemento de recuperación.

En la siguiente imagen se puede apreciar un esquema del Sistema de Liberación. En él puede comprobarse la disposición del muelle junto al émbolo, sobre el que se apoya el paracaídas, el

hilo de nylon reteniendo al muelle y manteniéndolo comprimido mediante el émbolo y el Timer, cuya función será la detonar la carga de pólvora en el momento preciso y propiciar la salida del paracaídas.



**Figura 4.47** Esquema del Diseño Conceptual del Sistema de Liberación y Recuperación.

En la figura 4.47 se observa un tornillo junto con una palometa. Este elemento será útil a la hora de tensar el hilo de nylon, que permitirá comprimir más el muelle y dejar más espacio libre para el paracaídas.

#### 4.4.2 Diseño del paracaídas

Para el diseño del paracaídas se han obtenido datos tanto de Richard Nakka [1] como de Jesús Manuel Recuenco [12]. Es por ello, que se ha llegado a la conclusión de que se confeccionará un paracaídas de tipo Semi-elipsoidal.

El parámetro de diseño más importante es la determinación de la velocidad de descenso deseada. Por un lado, Richard Nakka recomienda velocidades de entre 6-9 m/s, mientras que Jesús Manuel Recuenco por su parte, propone 3,35-4,26 m/s. En base a la experiencia pasada de otros diseños de

paracaídas y con la opinión de los anteriormente nombrados referentes del Modelismo Espacial, se decide establecer una velocidad de descenso deseada de **5,94 m/s**. Con esta velocidad el impacto en tierra será un tanto abrupto, pero se logrará reducir el radio de aterrizaje desde el lugar de lanzamiento.

En la figura 4.48 se muestran una serie de tablas en las que se ha calculado el diámetro de paracaídas necesario, correspondiente a una velocidad de descenso dada. Para ello se ha utilizado la ecuación 3.26 reescrita del siguiente modo:

$$S = \frac{2 W_0}{\rho V_d^2 C_d} \tag{4.15}$$

$$D = \sqrt{\frac{4 S}{\pi}} \tag{4.16}$$

Las ecuaciones anteriores son las que se han usado en las tablas de Excel que se muestran a continuación. Cabe destacar que se ha escogido como coeficiente de resistencia aerodinámica  $C_D = 0,8$  por experiencias previas con el mismo tipo de paracaídas. De hecho, para más información, se puede acudir a la sección 3.2.4 donde se explica con detenimiento la influencia que tiene el tipo de descenso que desarrolle el paracaídas con el valor de  $C_D$ . Por otro lado, también debe hacerse una estimación lo más aproximada posible del peso del paracaídas.



Figura 4.48 Tabla con relaciones entre diámetro del paracaídas y velocidad de descenso.

Una vez se conoce el diámetro que se desea en el paracaídas, se debe obtener el patrón de recorte de las piezas de tela de paracaídas. Para ello, se usará **tela de nylon** especial para paracaídas. Por su parte, el patrón a seguir es el que se muestra en el apéndice C.7, al que se le deberá poner a escala para conseguir el radio deseado en base a los cálculos anteriormente mostrados.

Llega ahora el momento de elegir la longitud de las cuerdas del paracaídas. La longitud se extraerá de la ecuación 3.34. Para ver a qué se refiere  $L_{cuerda}$  ver figura 3.32.

Todo esto nos lleva a que, para el diámetro que se ha obtenido con los cálculos de  $D = 1,9 m$  la longitud de cuerda que se debe implementar es de  $L_{cuerda} = 2,14 m$ . Sin embargo, dicha cuerda deberá ser el doble de larga, ya que de una única cuerda se aprovecha para incorporar 2 de ellas. Es decir, se corta una cuerda de longitud  $2xL_{cuerda}$  y cada extremo de ella se une a un lado y al contrario del perímetro de la campana del paracaídas. Además, se debe dejar en torno

a un 5-10 % de la longitud de la cuerda ( $L_{cuerda}$ ) para poder hacer la costura entre paracaídas y cuerda.

Tras hacer esto, se procederá a hacer un nudo en el punto de convergencia de las cuerdas (el más alejado de la campana del paracaídas) para así poder anclarlo posteriormente a la línea de vida del cohete.

#### 4.4.3 Diseño del Sistema de Liberación

Para el diseño del sistema de fabricación basta con ver la figura 4.47 e ir describiendo los distintos elementos necesarios:

- **Muelle:** El muelle es el componente determinante en el sistema de liberación, no sólo porque cumple la función de ejercer la fuerza para eyectar el paracaídas, sino que también limita la longitud máxima que puede tener el alojamiento del paracaídas para asegurar que se despliega el paracaídas, así como la máxima compresión que se puede realizar sobre el muelle para que no se deforme plásticamente.

El muelle seleccionado es el modelo C.700.360.3200.A de la marca Vanel, cuyas características son las siguientes:

Diámetro exterior	70 mm
Diámetro interior	62,8 mm
Fuerza máxima	17 kg
Longitud libre	320 mm
Compresión máxima	60,59 mm
Constante elástica	0,065672 N/mm
Peso	186,77 g
Precio	9 Euros

Tabla 4.1. Características muelle Vanel C.700.360.3200.A

- **Hilo de nylon:** El [hilo de nylon](#) seleccionado es de 1 mm de diámetro, y será el encargado de mantener la tensión en todo el sistema hasta el momento de la eyección. Se ha escogido nylon por sus buenas propiedades de resistencia a tracción y por ser fácil de derretir al estar sometido a la pequeña ignición de la carga de pólvora..
- **Pólvora Negra:** Su composición es  $KNO_3$  (74%), Carbón vegetal (16%), Azufre (10%). Será la encargada de derretir el hilo de nylon e iniciar la eyección.
- **Tubo de PVC:** Es el encargado de albergar el hilo de nylon tensionado en su interior, que está atado al tornillo con la palometa, y este a su vez encastrado en el tubo de PVC, al que se le deberá hacer una tapa en una de sus bases con resina epoxi y fibra de vidrio, o cualquier otro material con buena resistencia mecánica. El tubo de PVC puede ser de cualquier diámetro a elegir. En el caso de NAOS se usará un manguito de PVC de 40 mm de diámetro y 15,5 mm de longitud.
- **Pistón:** El pistón estará impreso en 3D, y tendrá las dimensiones adecuadas para deslizarse con facilidad por el interior del fuselaje. Además, tendrá un cajado en el que se introducirá levemente el muelle, para aportar rigidez y consistencia al sistema.

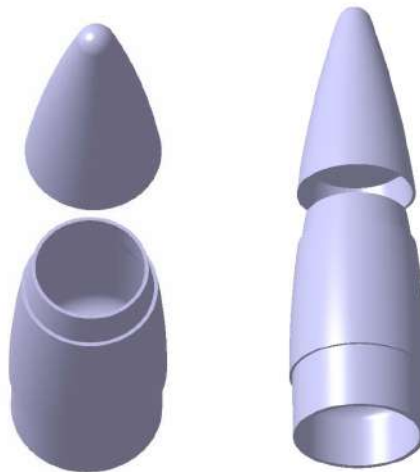
## 4.5 Diseño de Fuselaje, Elementos Aerodinámicos y Estabilizadores

En esta sección se va a profundizar en cómo ha sido el diseño de todos los elementos que están en contacto directo con el flujo de aire durante el vuelo, así como otros cuya función es la de

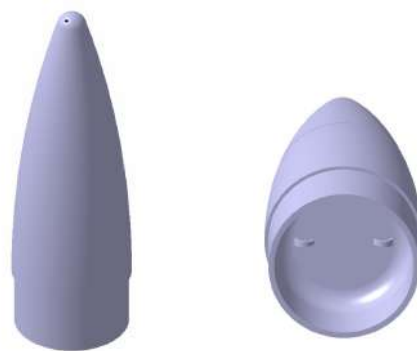
operar como elementos de estabilidad pasivos, este es el caso de las aletas. Veamos cuáles son los elementos que estudiaremos.

#### 4.5.1 Diseño de la ojiva

Debido a que en ningún momento del vuelo se entrará en régimen transónico o supersónico, se buscará una geometría de tipo ojival tangente (con radio de acuerdo en la punta) o parabólica. A continuación se muestra el diseño final de la ojiva.



**Figura 4.49** Ojiva de NAOS por partes. Vistas 1 y 2.



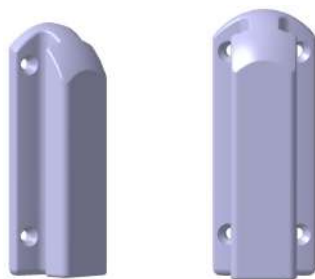
**Figura 4.50** Ojiva de NAOS. Vistas 1 y 2.

En caso de necesitar más información sobre las cotas y el diseño de la ojiva, consultar los apéndices C.8.1 y C.8.2.

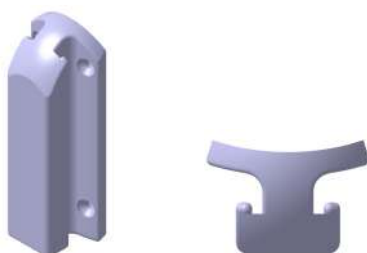
#### 4.5.2 Diseño de guías para la rampa de lanzamiento

Las guías para la rampa de lanzamiento se tratan de unas pequeñas piezas cuya función será la de guiar el cohete completo a lo largo de la rampa de lanzamiento, para evitar que se desvíe y se inestabilice. El guiado será necesario únicamente hasta que el cohete haya llegado a una velocidad determinada, a la cual se considera que ya puede permanecer estable con ayuda de las aletas y su aerodinámica propia. Como puede verse, las guías son un elemento de seguridad muy importante, pues de no existir se pondría en peligro la seguridad de las infraestructuras y los asistentes el lanzamiento. Por ello, se verá a continuación que dichas piezas poseen un grosor considerablemente

superior al de otras fabricadas anteriormente. La razón de ellos es soportar los momentos laterales y frontales que pueda llegar a hacer el cohete mientras desliza por la plataforma de lanzamiento.



**Figura 4.51** Guía del cohete para rampa de lanzamiento. Vistas 1 y 2.



**Figura 4.52** Guía del cohete para rampa de lanzamiento. Vistas 3 y 4.

En caso de que se desee profundizar más en la geometría de las guías, acudir al apéndice C.8.3.

### 4.5.3 Diseño de las aletas

Es importante aclarar que las aletas se tratan de una parte del diseño que debe realizarse prácticamente al final del proceso de fabricación del cohete, y tras haber hecho pruebas con el motor cohete en el banco de ensayos. Esto se debe a que en el programa informático que se usará es necesario introducir datos de velocidad, peso, centro de gravedad y medidas finales del cohete.

Para realizar el diseño de las aletas se ha usado el programa informático de AEROLAB. En él se deben introducir los datos de peso y Número de Mach del cohete durante el vuelo. Como se verá en la sección 6.1.5, la velocidad máxima que alcanza el cohete en vuelo, es de 99 m/s (356,4 km/h) y aproximadamente Mach 0,3.

Por otro lado, también se ha pesado el cohete, y se ha calculado el centro de gravedad. Para este cálculo se ha colgado el cohete completo, con todos sus elementos (paracaídas, electrónica, cámara de a bordo, etc.) y cargado con toda la cantidad de propulsante que se requiera.

Tras realizar todas las mediciones oportunas, es el momento de introducir los datos en el programa, y comenzar con el diseño.

En la pantalla principal del programa debemos ir a la pestaña de "compose" y una vez dentro de ella lo primero que nos aparecerá será la forma del cono, tal y como se muestra en la figura 4.53. Debemos elegir la opción de tangent ogive por ser la forma más parecida que tiene el programa a la ojiva que se ha diseñado.

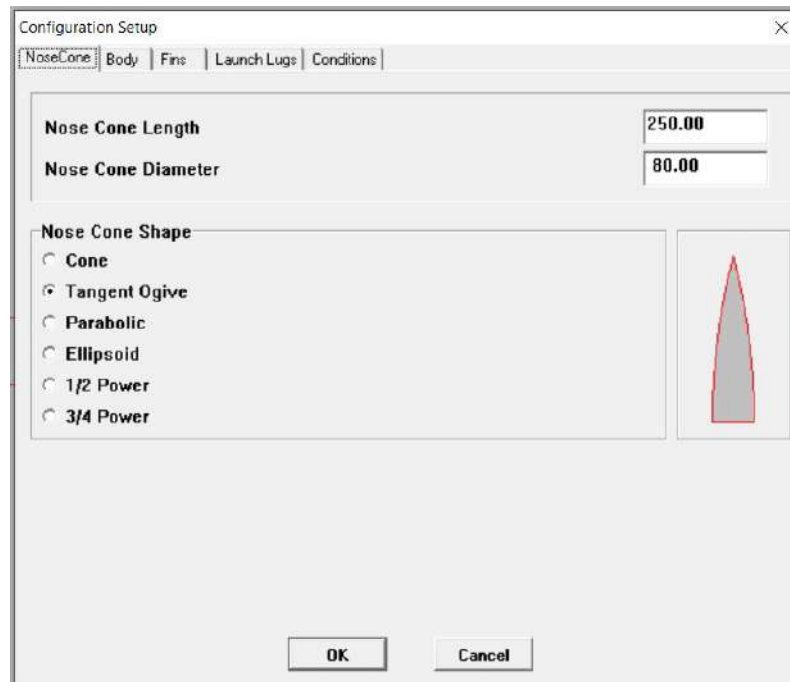


Figura 4.53 Ventana NoseCone Aerolab.

En la pestaña de "Body" será donde se defina la longitud total del cohete, así como su diámetro de fuselaje. Ver figura 4.54.

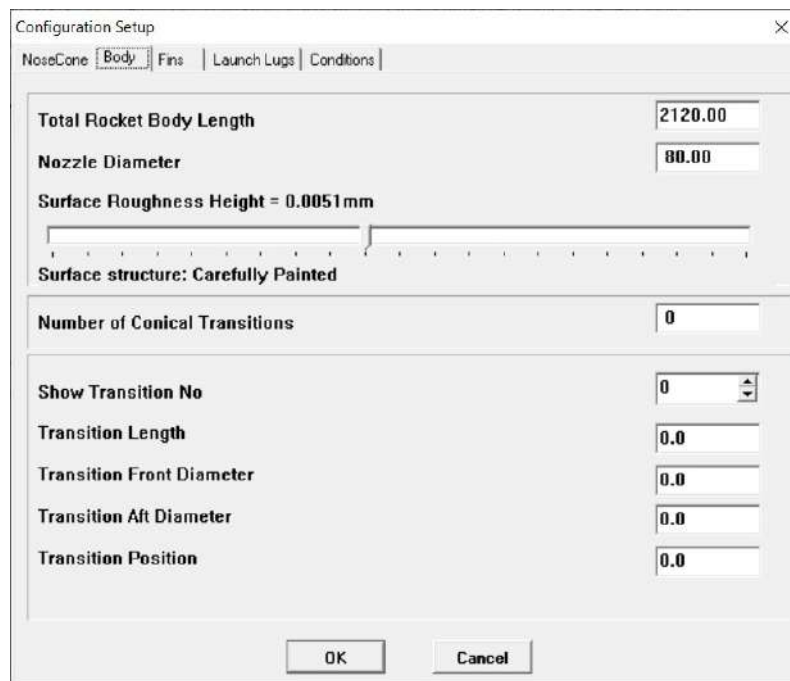


Figura 4.54 Ventana Body Aerolab.

Ahora se debe pasar a la siguiente pestaña de la ventana, que corresponde a "Fins". En ella se establecerán las medidas de las aletas, que tendrán influencia en la estabilidad del cohete completo. El diseño puede ser de cualquier tipo, de acuerdo con las geometrías que ya se vieron en 3.37. Por otro lado, en "Fin Position" se define la posición de las aletas con respecto a la punta del cono del



cohete. Este es otro parámetro importante con el que se puede jugar, ya que cuanto más lejos estén las aletas del centro de gravedad más alejado estará también el centro de presiones, y, por lo tanto, más estable será el cohete.

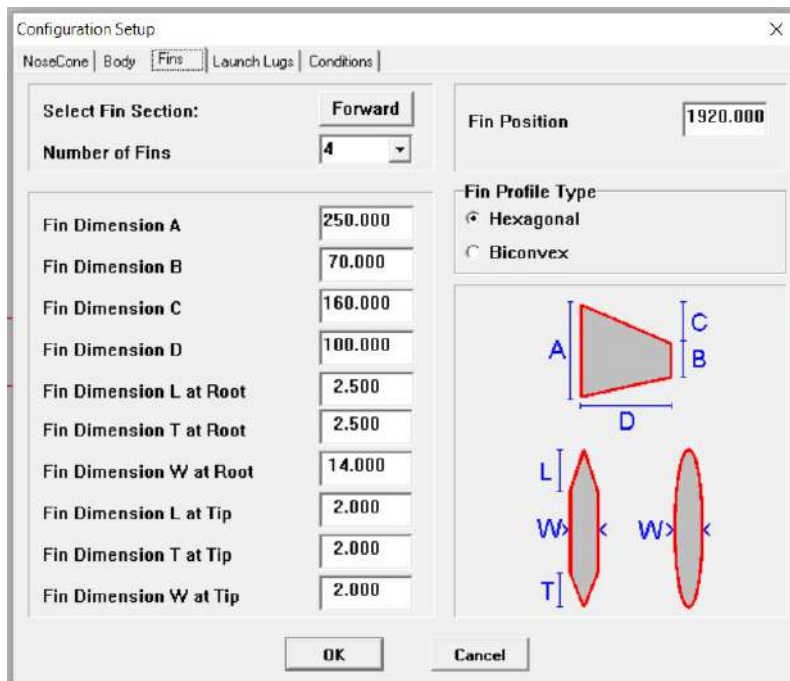


Figura 4.55 Ventana Fins Aerolab.

La siguiente pestaña hace referencia a los elementos que servirán de guía del cohete a través de la plataforma de lanzamiento durante el despegue. En el caso de NAOS se han incluido dos elementos guía de las dimensiones que se muestran en la figura 4.56.

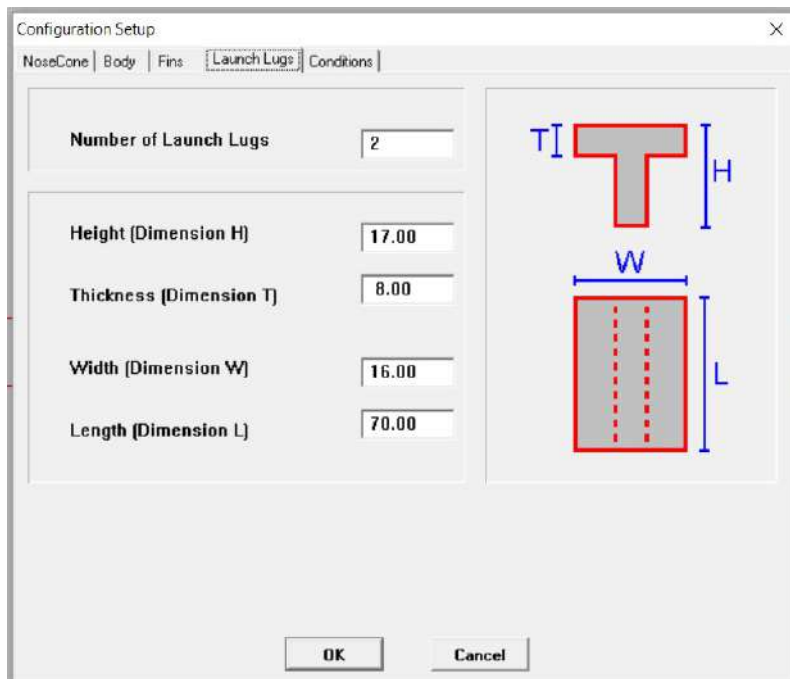


Figura 4.56 Ventana Launch Lugs Aerolab.

Por último, nos encontramos la pestaña de "Conditions". Será aquí donde se definirá el rango del Número de Mach del motor cohete durante el vuelo, así como las unidades que usen las cotas.

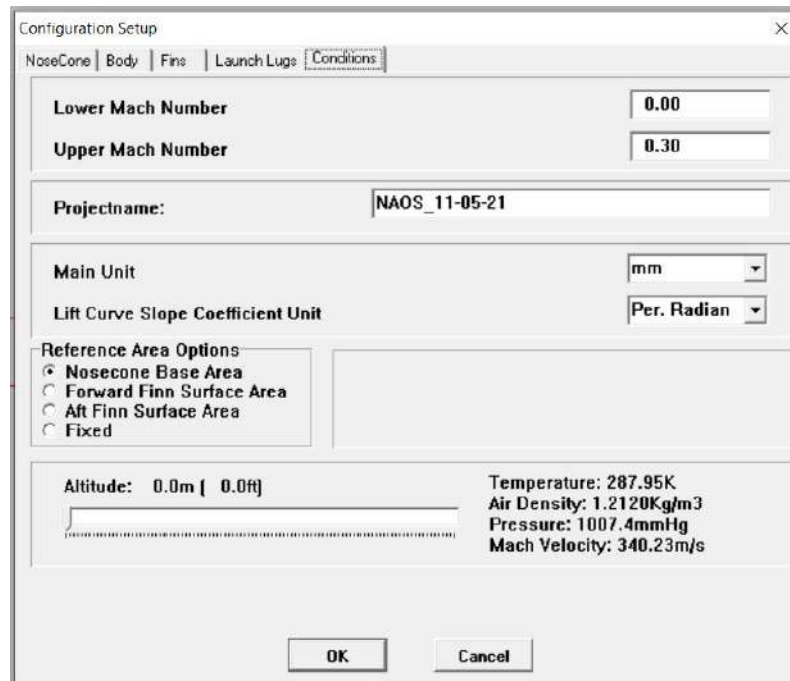


Figura 4.57 Ventana Conditions Aerolab.

Una vez se han introducido todos los parámetros, es momento de volver a la pantalla principal, donde nos aparecerá el modelo ya generado tal y como se muestra en la figura 4.58.

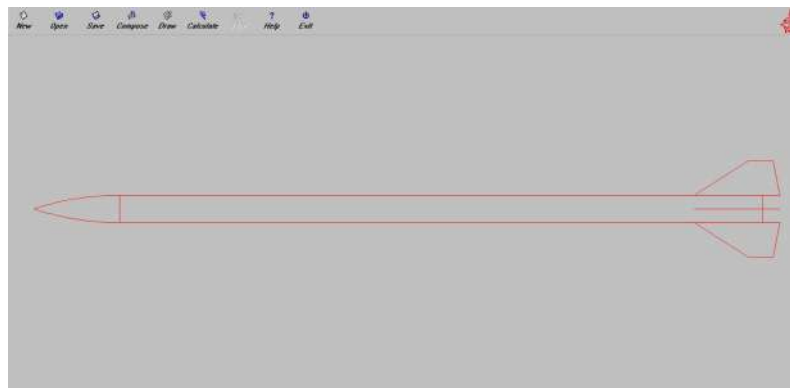
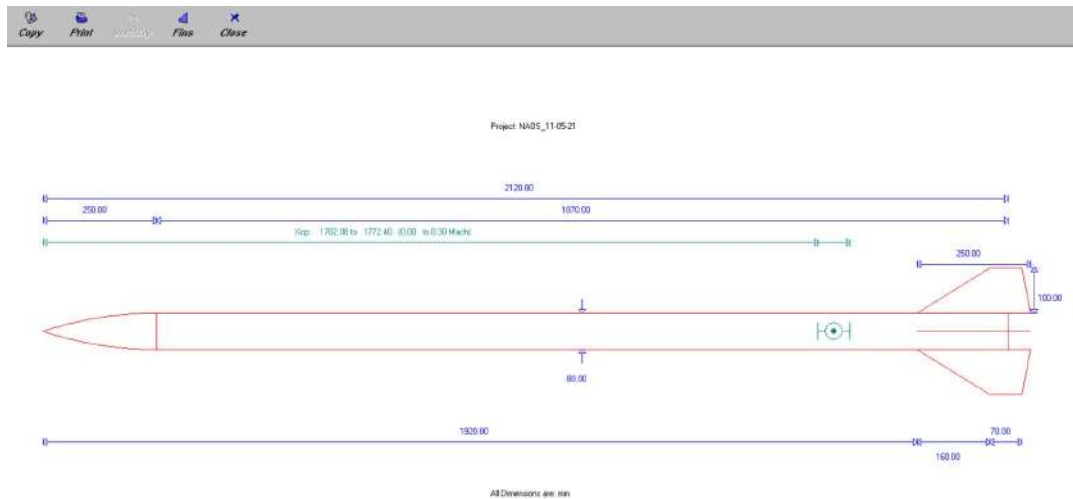


Figura 4.58 Modelo generado en Aerolab.

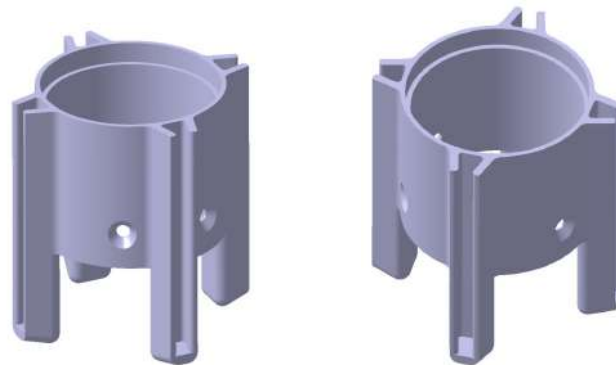
El siguiente paso consiste en hacer click en la opción de "Calculate" y nos aparecerá una gráfica con el coeficiente de resistencia aerodinámica en función del Número de Mach, que puede ser de posteriormente en la fase de pruebas para estimar el rozamiento aerodinámico que habrá durante el vuelo. Sin embargo, se debe cerrar esta gráfica y hacer click en la opción de "Draw" → "Stabiliy". El resultado final será el que aparece en la figura 4.59, que nos muestra la variación que sufrirá el centro de presiones durante el vuelo, en función del Número de Mach al que esté sometido el cohete. Recordemos que la distancia a la que debe encontrarse el Centro de Presiones del Centro de Gravedad debe estar entre 1-2,5 calibres (ver la sección 3.3).

Con esto ya estamos en disposición de diseñar los elementos de estabilización pasivos (aletas) para el cohete. La principal dificultad que se encontró en el diseño fue el acoplamiento de las aletas

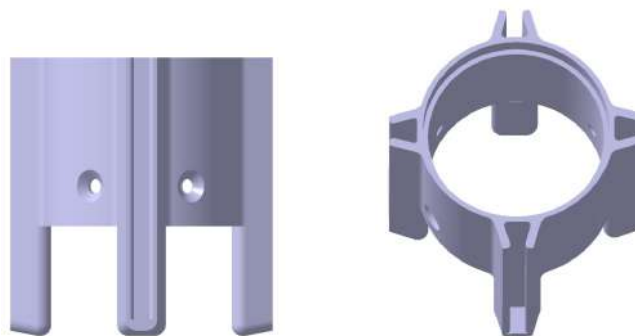


**Figura 4.59** Esquema de cotas y Centro de Presiones de Aerolab.

al resto del cohete. Esto se solventó diseñando a la par el denominado "anillo de aletas", que se trata de un cilindro que se acopla exteriormente al fuselaje de NAOS y se ancla a él mediante 4 tornillos que convergen finalmente a 4 de los 6 agujeros para tornillos en el motor cohete. Es decir, 4 tornillos fijan "anillo de aletas", "fuselaje", "motor cohete" y "tobera", y otros 2 tornillos sólo fijan el "motor cohete" a la "tobera".



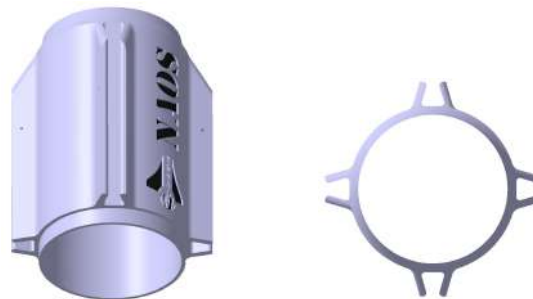
**Figura 4.60** Anillo de aletas inferior. Vistas 1 y 2.



**Figura 4.61** Anillo de aletas inferior. Vistas 3 y 4.

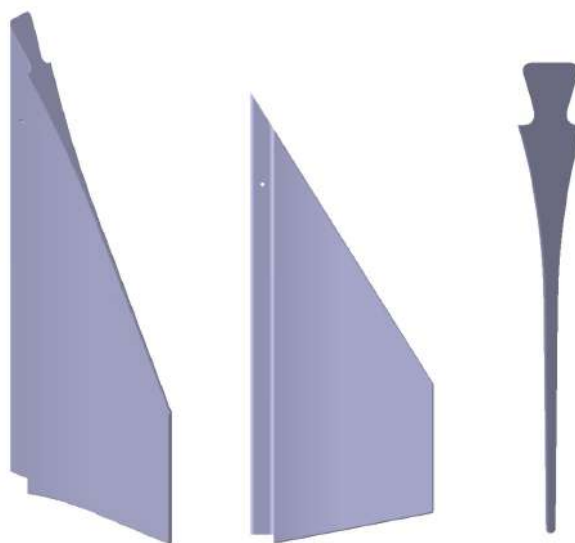


**Figura 4.62** Anillo de aletas superior. Vistas 1 y 2.

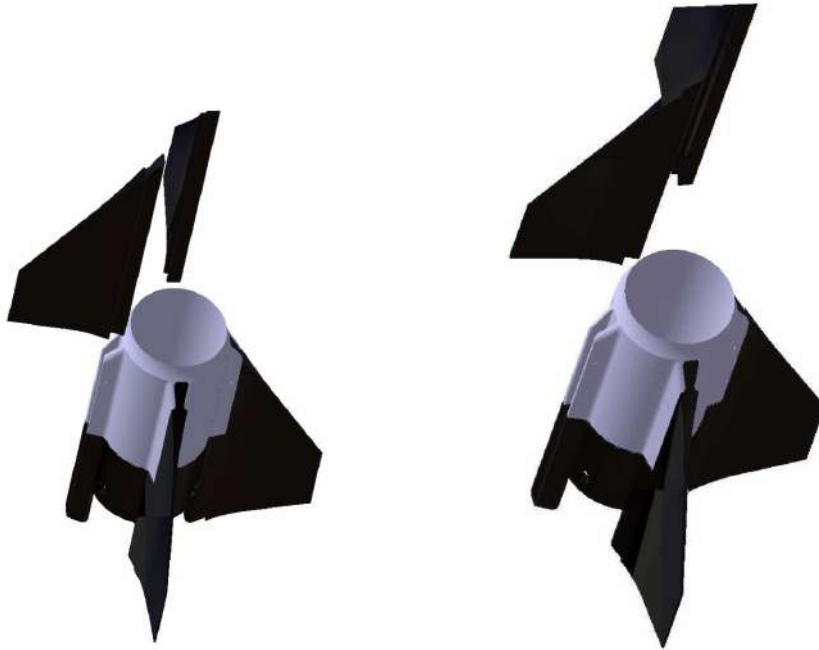


**Figura 4.63** Anillo de aletas superior. Vistas 3 y 4.

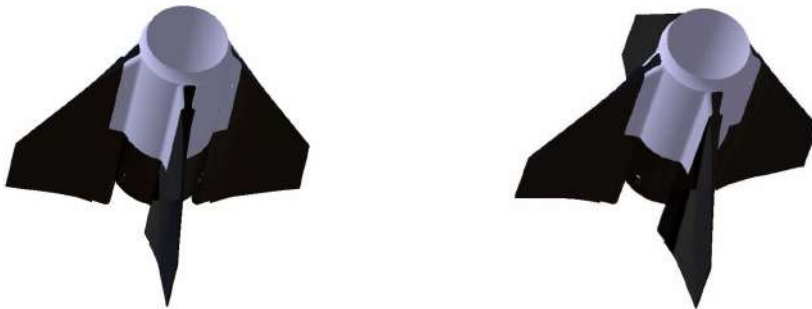
Una vez se tenga el anillo de aletas fijado al fuselaje, servirá de acoplamiento para las aletas, que deslizarán longitudinalmente a través de una cola de milano al encastre del anillo. Esto se ve en la figura 4.64, en la que se la forma de la cola de milano y en la figura 4.65 donde se aprecia el ensamblaje entre todos los elementos.



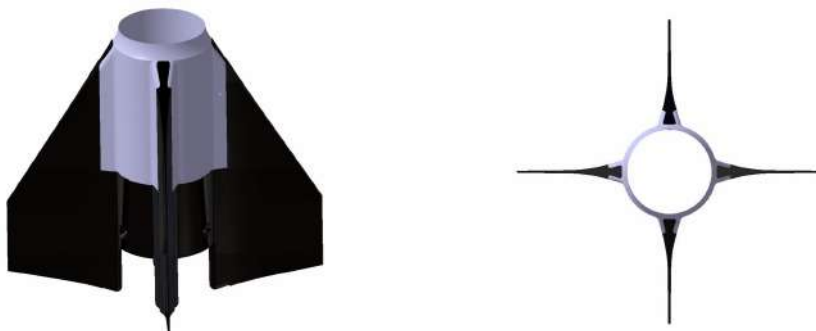
**Figura 4.64** Aletas de NAOS con cola de milano en el encastre. Vistas 1, 2 y 3..



**Figura 4.65** Ensamblaje del anillo de aletas con las aletas a través de las colas de milano.



**Figura 4.66** Anillo de aletas y aletas ensamblados. Vistas 1 y 2.



**Figura 4.67** Anillo de aletas y aletas ensamblados. Vistas 3 y 4.

En caso de que se quiera ahondar en el diseño de las aletas y el anillo de aletas acudir a los apéndices C.8.4, C.8.5 y C.8.6.

#### 4.5.4 Diseño del fuselaje

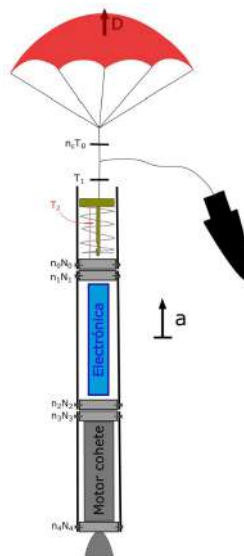
El fuselaje de NAOS es la parte exterior del cohete, cuya misión es generar la menor fricción posible con el aire. Se compone de 3 tubos de PVC. El primero, recubre la sección del Sistema de Propulsión (motor cohete), el segundo, envuelve toda la sección de electrónica y el tercero será el que contenga el Sistema de Liberación y el paracaídas, y al que se le ensamble el cono. Las dimensiones del fuselaje las marcarán las longitudes de todos y cada uno de los sistemas y subsistemas que componen el cohete.

El momento más crítico, estructuralmente hablando, del vuelo es en el momento de apertura del paracaídas. Por lo tanto, la interconexión entre las diferentes secciones del cohete debe aguantar los esfuerzos en ese momento. Para ello se ha hecho un estudio de tensión y fuerza normal aplicados sobre las cuerdas del paracaídas y los tornillos, respectivamente.

Para dicho estudio se han hecho las siguientes hipótesis:

- Se asume que toda la masa del cohete procede del motor cohete y de la electrónica, despreciando así el peso del muelle, émbolo, carcasa, línea de vida, etc.
- Se desprecia la fuerza de rozamiento del cuerpo del cohete que será muy pequeña comparada con la de apertura del paracaídas.
- Como sistema de referencia se toma la aceleración y velocidad positivas hacia arriba en todo momento. De este modo, cuando  $v > 0$  la fuerza de resistencia aerodinámica del paracaídas será negativa ( $D < 0$ ), ya que estaríamos en un momento de subida del cohete, y si se abriera el paracaídas en ese momento generaría una fuerza en sentido contrario a la velocidad, que tendería a frenar el cohete. En caso contrario, si  $v < 0$  se asume que la resistencia aerodinámica es positiva ( $D > 0$ ), lo que representaría el caso de que el paracaídas se abriera después del apogeo, durante la caída libre.

Las ecuaciones utilizadas para calcular las fuerzas sobre los diferentes puntos de la estructura son las siguientes, que están acompañadas del esquema de la figura 4.68.



**Figura 4.68** Esquema de Esfuerzos sobre la estructura de NAOS generados por la apertura del paracaídas.

Si se hace equilibrio de fuerzas partiendo en todas cada una de las secciones mostradas en la figura anterior, se igualan a la Segunda Ley de Newton y se despejan las fuerzas de tensión y reacción nos quedará que:

$$a = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho C_D S V^2 - M_T \cdot g}{M_T} \tag{4.17}$$

$$T_0 = \frac{\frac{1}{2} \rho C_D S V^2 - M_T (g + a)}{n_c} \tag{4.18}$$

$$T_1 = \frac{\frac{1}{2} \rho C_D S V^2 - (m_c + M_{pa})(g + a)}{n_1} \tag{4.19}$$

$$T_2 = M_T (a + g) \tag{4.20}$$

$$N_0 = \frac{m_{cey}(a + g)}{n_0} \tag{4.21}$$

$$N_1 = \frac{n_0 N_0 + T_2 - (m_{mu} + m_1)(a + g)}{n_1} \tag{4.22}$$

$$N_2 = \frac{n_3 N_3 + (m_2 + m_{el})(a + g)}{n_2} \tag{4.23}$$

$$N_3 = \frac{(m_{cm} + m_m + m_3)(a + g)}{n_3} \tag{4.24}$$

$$N_4 = \frac{(M_m + m_3)(a + g)}{n_4} \tag{4.25}$$

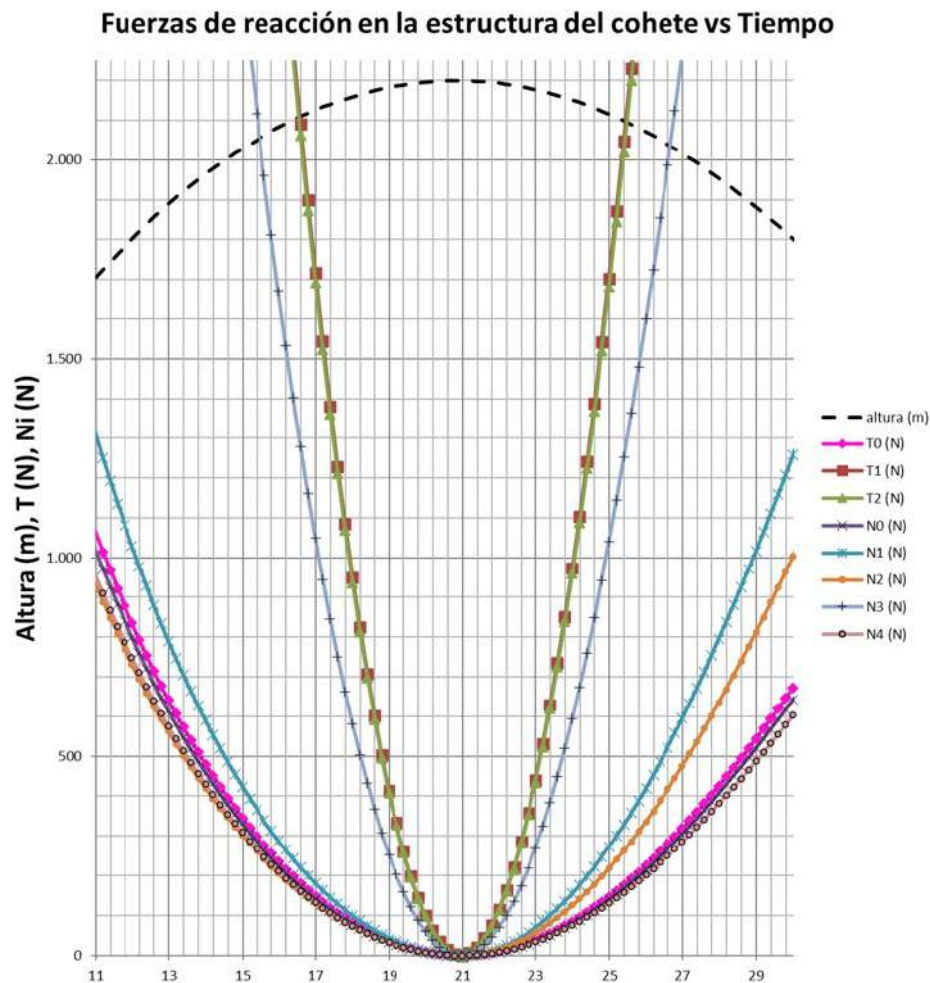
Diametro paracaídas (m)						
		1,9		mcey (kg)	0,375	masa de la carcasa de la sección donde se aloja el paracaídas
nc	12		nº de cuerdas del paracaídas	mcel (kg)	0,437	masa carcasa alojamiento de la electrónica
n0	1		nº de tornillos en la sección donde se aloja el paracaídas con la unión de la sección donde se aloja la electrónica	mcm (kg)	0,676	masa carcasa + aletas alojamiento de la motor
n1	8		nº de tornillos en la sección donde se aloja la electrónica con la unión de la sección donde se aloja el paracaídas	mpa (kg)	0,289	masa paracaídas + cuerdas
n2	6		nº de tornillos en la sección donde se aloja la electrónica con la unión de la sección donde se aloja el motor	mc (kg)	0,150	masa cono
n3	1		nº de tornillos en la sección donde se aloja el motor con la unión de la sección donde se aloja la electrónica	mp (kg)	0,061	masa piston
n4	6		nº de tornillos en el soporte de cierre del motor (tapa trasera del cohete)	mmu (kg)	0,171	masa muelle
ap (m/s2)			Deceleración del cohete debido a la apertura del paracaídas (positiva si va en dirección contraria a la velocidad del cohete)	mel (kg)	0,725	masa electrónica embarcada
Dp (N)			drag del paracaídas= fuerza que ejerce el paracaídas en el momento de su apertura completa. Depende de la velocidad del cohete en el momento de la apertura.	m1 (kg)	0,000	masa acoplamiento carcasa de alojamiento para y carcasa alojamiento de la electrónica
T0 (N)			Tensión en cada cuerda del paracaídas	m2 (kg)	0,000	masa acoplamiento carcasa de alojamiento electrónica y carcasa alojamiento del motor
T1 (N)			Tensión de la cuerda que une el paracaídas con el cohete (aguas abajo de la unión con la cuerda del cono)	m3 (kg)	0,000	masa tope final de soporte del motor
T2 (N)			Tensión de la cuerda que une el piston con el acoplamiento carcasa de alojamiento para y carcasa alojamiento de la electrónica (m1).	mm (kg)	2,106	masa del motor cohete completo sin propulsante
Ni			soporte correspondientes a la sección indicada por n0, n1, n2, n3, n4 según el valor de i (N4 es tope final de soporte del motor)	Mit (kg)	4,991	Masa total del cohete sin propulsante

Figura 4.69 Tabla de parámetros de esfuerzos sobre NAOS a la apertura del paracaídas.

El valor de cada parámetro que aparece en las ecuaciones anteriores se muestra en la tabla 4.69, donde, además se incluye el valor real de cada uno de ellos para el cohete NAOS. Cabe destacar

también que  $n_0$ ,  $n_1$ ,  $n_2$ ,  $n_3$  y  $n_4$  corresponden al número de tornillos que se colocan en cada sección. Es lógico pensar que cuanto mayor sea el número de tornillos en cada una de las secciones menor será el valor de la fuerza normal que se ejerza sobre cada uno de ellos durante el momento de despliegue del paracaídas. Por otro lado,  $n_c$  corresponde al número de cuerdas del paracaídas, por lo que  $T_0$  será el valor de la tensión en cada una de las cuerdas del paracaídas. Sin embargo, para las tensiones  $T_1$  y  $T_2$  ya solo tenemos la línea de vida (una única cuerda) a la que se han anudado todas las cuerdas del paracaídas.

La tabla anterior junto con los datos de Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre de 2018 (ver sección 6.1.2) permiten que se puedan obtener los valores de los esfuerzos anteriormente mencionados para cualquier momento del vuelo, desde el despegue hasta la toma de tierra. Dichos valores se representan en la siguiente gráfica.



**Figura 4.70** Esfuerzos sobre cada punto del cohete en función del momento en el que se despliegue el paracaídas.

La gráfica anterior aporta información de vital importancia a la hora de programar el tiempo de apertura del paracaídas, pues se puede saber cuál es el límite de tiempo antes o después del apogeo para que el cohete aguante estructuralmente. En el caso de NAOS la apertura del paracaídas se establece unos segundos antes del apogeo, donde la velocidad es reducida, y por lo tanto no generará una fuerza excesiva. Para ser capaz de tomar esta decisión se deben trazar rectas horizontales en la gráfica 4.70 que tengan el valor de la tensión de rotura de la cuerdas del paracaídas y el de el esfuerzo cortante máximo en cada tornillos. De este modo, se delimitará el momento a partir del cual, si se abriera el paracaídas, la estructura de NAOS rompería.



## 4.6 Diseño de otros elementos esenciales

En esta sección se va a hablar del diseño de otros elementos esenciales que se han usado para el desarrollo del cohete. Por ejemplo, se va a mostrar el complejo diseño que tiene el banco de ensayos o la plataforma de lanzamiento, imprescindible para guiar inicialmente el lanzamiento.

### 4.6.1 Diseño del banco de ensayo

El banco de ensayos se trata de un elemento imprescindible para el desarrollo del cohete, pues es en el donde se realizan las pruebas del motor cohete, con diferentes propulsores, secciones, características, etc. De hecho, en el caso de NAOS se han realizado más de 15 ensayos en banco con diferentes configuraciones antes del lanzamiento. Esto permite que el día del lanzamiento el motor cohete se encuentre muy optimizado y sea totalmente fiable.

Sin embargo, el diseño del banco de ensayos no es algo trivial. Cuenta con muchos elementos diferentes y equipos de medición, aunque, el corazón del banco de ensayos es, sin lugar a dudas, la **Célula de Carga**. Su función es la de medir la forma de la curva Empuje-Tiempo del motor cohete. Que luego resultará de esencial para los cálculos reales de las prestaciones del cohete. En definitiva, la Célula de Carga es el puente entre lo teórico (los cálculos hasta ahora descritos) y lo real (lo que veremos en el capítulo 6).

La Célula de Carga requiere de tres elementos para su funcionamiento:

- **Equipo de Adquisición de Datos:** Se trata de un elemento capaz de interpretar la señal de un equipo analógico y transferirla al PC mediante un USB. De este modo, nos permitirá dibujar en tiempo real la gráfica de Empuje-Tiempo en tiempo real, así como la posibilidad de manipularla. En el caso de NAOS se ha obtenido el Equipo de Adquisición de Datos DI-149 DATAQ Starter Kit. Que si se desea profundizar en su funcionamiento se puede acceder al apéndice C.9.1.



Figura 4.71 Equipo de Adquisición de Datos DATAQ DI-149.

- **Célula de Carga:** Como ya se ha comentado, es el alma de todo el sistema de adquisición de datos, pues es la que recibe la excitación exterior y genera una señal cuya variación de voltaje es directamente proporcional a la variación de la excitación exterior. La célula de carga escogida para el banco de ensayos de NAOS ha sido el modelo [YZC-516](#) de 200kg de carga máxima y de la marca GUANG CE.



**Figura 4.72** Célula de Carga YZC-516 de 200kg de carga máxima.

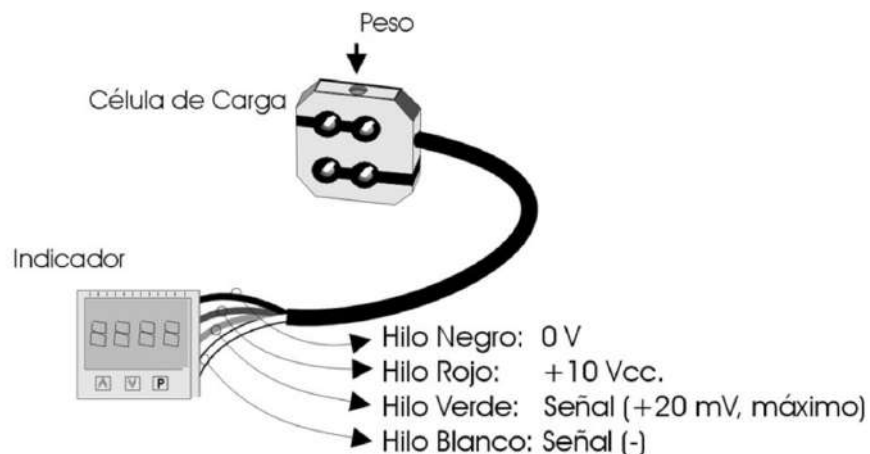
- **Amplificador:** El principal problema de las célula de carga es que la señal de voltaje que generan es muy pequeña, del orden de "mV" (Milivoltios). Esto hace necesario que antes de pasar esta señal al equipo de adquisición de datos sea necesario amplificar la señal y ponerla en el orden de "V" (Voltios). Para ello, nuevamente se debe diseñar un circuito que permita amplificar convenientemente la señal.

A continuación vamos a ver cada unos de los elementos anteriormente mencionados por separado.

### Célula de Carga

Tal y como ya se ha mencionado la Célula de Carga escogida es la YZC-516 de 200kg. Esto quiere decir que la carga límite que se le puede poner es de 200 kg. Superado dicho límite, la célula se satura y no mide. De hecho podría llegar a romperse si esto ocurriera.

La Célula de Carga viene con 4 cables conectados a ella. Dichos cables pueden verse en la siguiente imagen.



**Figura 4.73** Conexiones de la Célula de Carga.

Veamos qué es cada cosa:

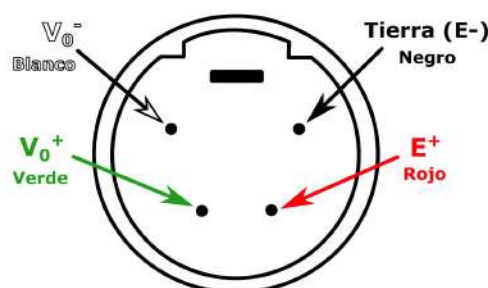
- *Negro (Tierra,  $E^-$ ):* Se trata del cable de tierra (0 V).

- *Rojo ( $E^+$ )*: Se trata de la tensión de alimentación. Se denomina con la letra "E" para hacer referencia a "Excitación", ya que a la Célula de Carga hay que aportarle suministro energético externo.
- *Verde ( $V_0^+$ )*: Se trata de la señal de medición. En este caso, la señal daría un valor positivo de tensión cuando se comprima la Célula de Carga.
- *Blanco ( $V_0^-$ )*: Se trata de la señal de medición complementaria. En este caso, la señal daría un valor positivo de tensión cuando se traccione la Célula de Carga.

Por último, para poder conectar fácilmente la Célula de Carga al amplificador (del que hablaremos a continuación) se ha adaptado al cable un conector tipo DIN Macho de 4 Pines (ver figura 4.74). En la figura 4.75 puede verse a qué cable corresponde cada pin, en la forma particular en la que se ha instalado. De igual forma deberá comprarse un conector Tipo DIN de 4 Pines Hembra para poder acoplar el anterior.



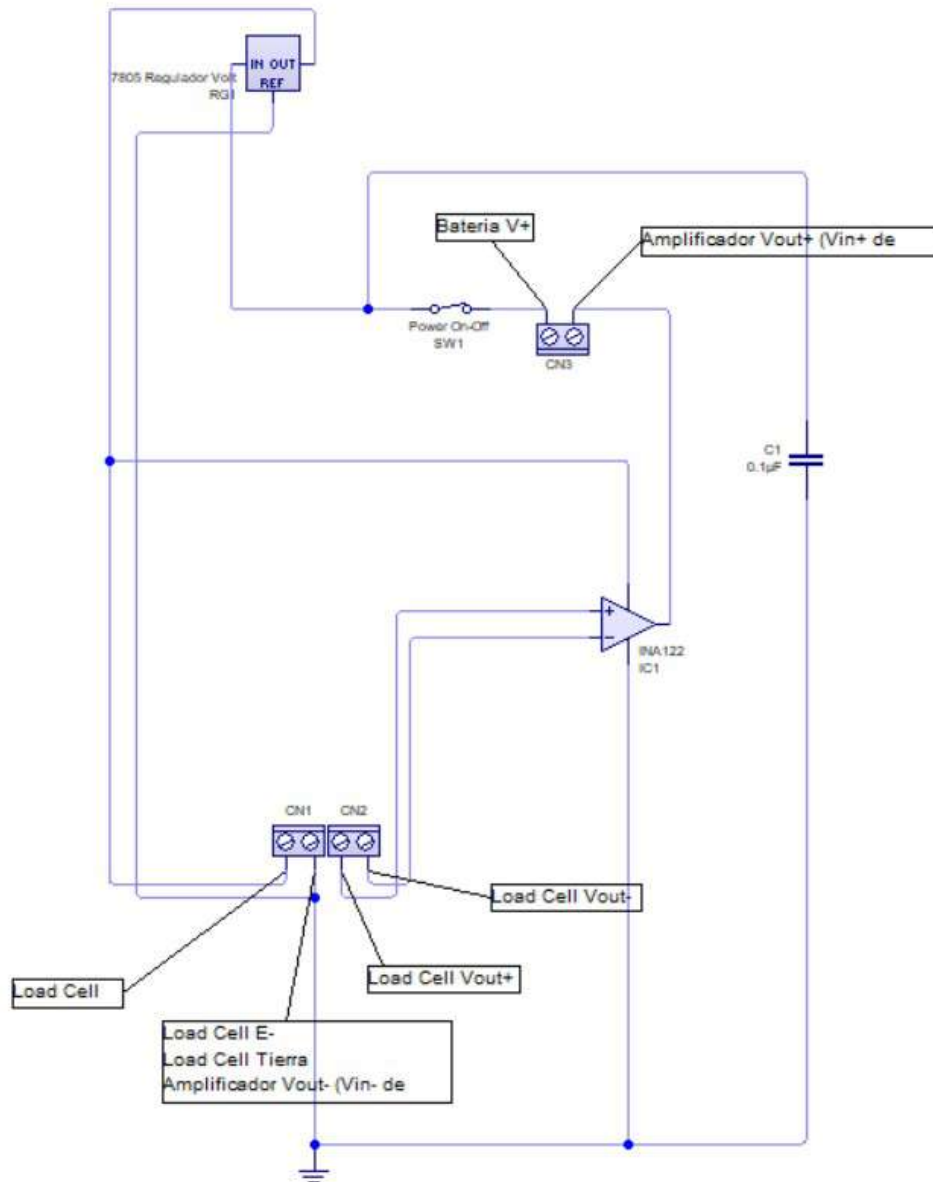
**Figura 4.74** Conector tipo DIN Macho de 4 Pines (Célula de Carga/ Amplificador).



**Figura 4.75** Pinado del conector tipo DIN de 4 Pines.

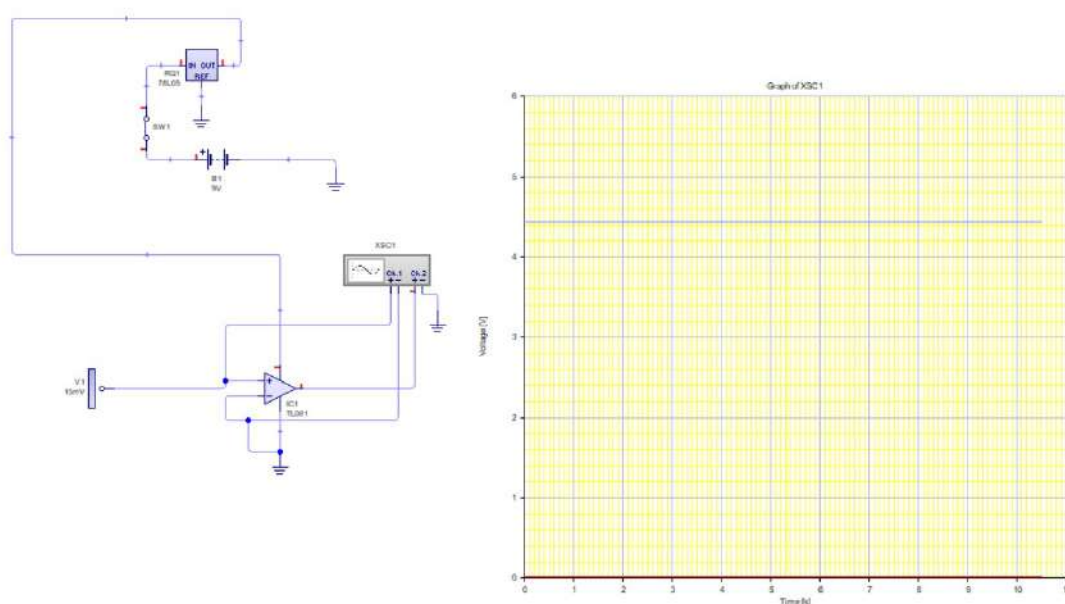
### Amplificador

El amplificador es el elemento que permite aumentar proporcionalmente el voltaje que genera la Célula de Carga, para que el Equipo de Adquisición de Datos pueda interpretar correctamente la señal. Para ello debe diseñarse una placa electrónica que realice dicha funcionalidad. La placa se muestra en la figura 4.76, donde el componente principal es el INA122, cuyo DataSheet puede consultarse en el apéndice C.9.2.



**Figura 4.76** Diseño del Circuito del Amplificador.

Cabe destacar que en los bloques terminales CN1 y CN2 será donde se conecten los cables que irán a su vez soldados a los pines del conector tipo DIN Hembra de 4 Pines. De hecho, se ha simulado el sistema de amplificación y el resultado es el que se muestra en la figura 4.77. En ella se aprecia que la señal de entrada al amplificador se encuentra en 15 mV, mientras que la señal de salida es de unos 4,45 V aproximadamente.



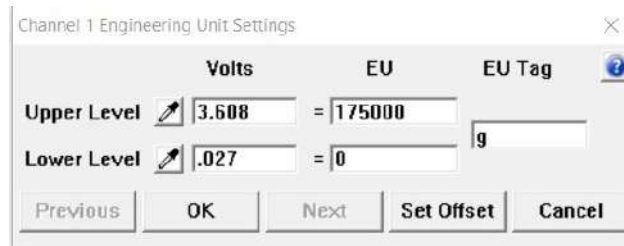
**Figura 4.77** Simulación del Circuito del Amplificador.

Ya por último, destacar que los dos cables que irán al Equipo de Adquisición de Datos serán el de la salida del amplificador, y otro que esté conectado a tierra. De esta forma se logrará introducir la señal amplificada.

### Equipo de Adquisición de Datos

A continuación, los dos cables que se han mencionado al final de la sección anterior deben conectarse a los canales 1 y 2 del Equipo de Adquisición de Datos. Posteriormente, se conectará el cable USB al Equipo de Adquisición de Datos y al PC.

Ya sólo queda descargarse el [software de DATAQ](#), que puede descargarse. Una vez conectado el sistema al PC y encendido el Amplificador es momento de calibrar la célula de carga. Debemos ir a "Edit", "Engineering Units Settings", y una vez ahí establecer los límites superiores e inferiores de la recta de ajuste de la gráfica. Bastará con hacer click en la "pipeta" del low level, para que aparezca el valor del voltaje que hay con la célula en vacío y establecer el valor 0 g en la columna de "EU". Por otro lado, debe colocarse un peso en la célula de carga, por ejemplo una bombona de butano que pesa en torno a 19 kg y repetir el proceso: pinchar en la pipeta para que aparezca el valor del voltaje en ese momento y posteriormente colocar el peso del objeto que se haya colocado sobre la célula de carga (19000 g en el caso de la bombona de butano). Es importante saber que la calibración del Upper Level debe tener un peso calibrado un poco mayor al peso máximo que se espere del ensayo en banco que se vaya a realizar. Por ejemplo, si se espera que el empuje máximo de la prueba sea de 20 kg, un buen valor de calibración serán 30 kg. En la figura 4.78 se aprecia la pestaña de "Engineering Units Settings".



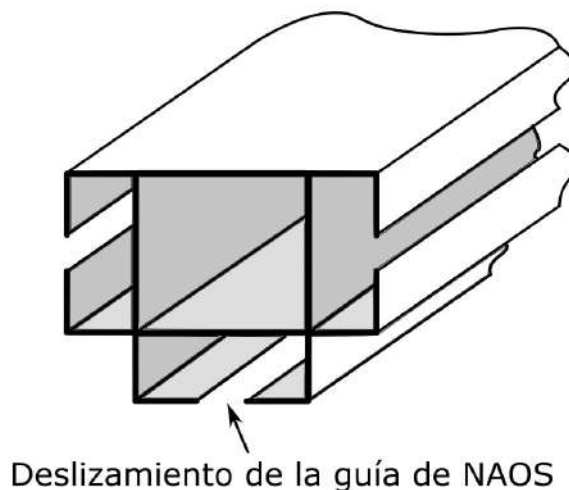
**Figura 4.78** Ventana de Engineering Units Settings para la calibración de la Célula de Carga.

Para cambiar la cantidad de datos por segundo que mide el Equipo de Adquisición de Datos se debe hacer click en "edit", "Sample Rate" y escribir el número de medidas por segundo en el recuadro que aparece.

Ahora ya estaremos en disposición de realizar el ensayo en banco. Únicamente habría que ir a "File", "Record" y guardar la prueba que se va a grabar a continuación en el lugar que se desee y escribir el tiempo que queramos que esté grabando. No pasa nada si se graba menos tiempo del que se programó, ya que se puede detener la grabación. Después es conveniente asegurarse de que en la barra inferior aparece la palabra "RECORD", que será indicativo de que se está grabando la prueba. Gracias a esto, tendríamos posteriormente todos los datos de la prueba grabados.

#### 4.6.2 Diseño de la rampa de lanzamiento

El diseño de la plataforma de lanzamiento se realizó al final del proceso de fabricación del resto del cohete, una vez terminadas las pruebas y los ensayos en banco del motor cohete. La plataforma tiene una altura de 2840 mm, o lo que es lo mismo, 2,84 m. Está diseñada con una barra vertical rígida unida a tres cartelas que la fijan y resisten los momentos laterales de la estructura. Por otro lado, a la barra vertical se le acopla otra barra de 2'5 m vertical cuya sección es la que se ve en la figura 4.79. Será a través de ella por donde deslice la guía del cohete y le permita permanecer con una trayectoria completamente vertical durante el tiempo que se encuentre en la rampa de lanzamiento.



**Figura 4.79** Sección de la barra guía del cohete NAOS.

Las barras de fijación se encuentran soldadas entre sí, mientras que las dos barras verticales se acoplan una dentro de la otra y se atornillan. Hay también una plancha de acero que sirve de soporte para el cohete, con un agujero en el centro por donde cuelan los gases del cohete durante el despegue.

Ya por último, la tabla de madera sobre la que se apoyan todos los elementos anteriormente descritos se fija al terreno mediante 8 piquetas. Adicionalmente, se colocará una barra final, conectada a la barra principal y formando un ángulo con ella y con el suelo, donde se anclará con una piqueta. Esto servirá para rigidizar la parte más alta de la barra principal.

Además de la rampa de lanzamiento vamos a explicar brevemente el funcionamiento del sistema de ignición.

### Sistema de Ignición

Se trata de un sistema esencial para el ejercicio de ensayos en banco y lanzamientos. Su función es la de arrancar el motor cohete para que se dé lugar a la combustión en la cámara. No es necesario comentar que debe ser un sistema fiable y seguro, de modo que no inicie la combustión antes de tiempo y ponga en peligro a las personas de alrededor. Por ello, dicho sistema cuenta con más 20 metros de cable, para que el encargado de la ignición u operador también disponga de una distancia de seguridad suficiente.

El esquema del circuito del sistema de ignición es el que se muestra a continuación en las figuras 4.80 y 4.81.

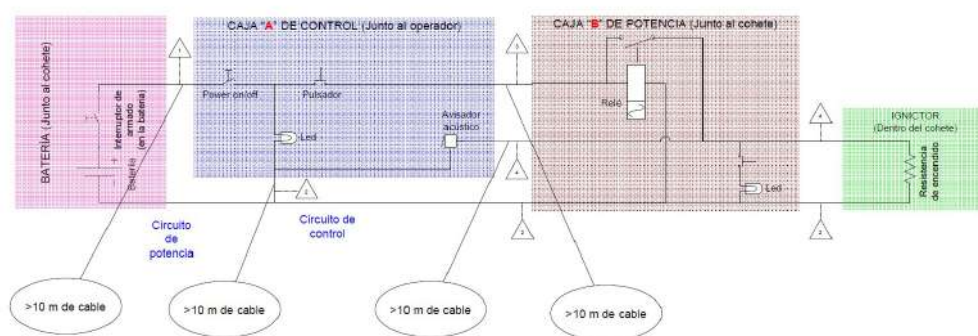


Figura 4.80 Esquema del sistema de ignición.

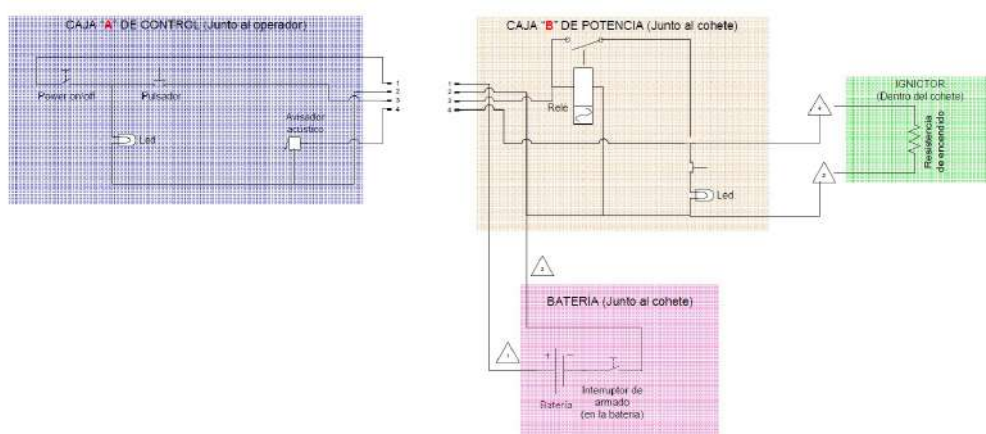


Figura 4.81 Esquema del sistema de ignición de cajas separadas.

En la práctica dicho sistema se ha desviado ligeramente del diseño y se ha simplificado mucho. Deben obviarse el interruptor y el LED de la "caja B", y tomarlos como cables unidos a tierra. Y, paralelamente, hacer caso omiso a la existencia del LED y el avisador acústico (Buzzer) de la

"caja A", tomándolos nuevamente como cables conectados directamente a tierra. Haciendo esto, el sistema se convierte en un circuito muy sencillo. En la "caja B" se encuentran conectados el ignitor, que es el encargado de encender el motor cohete mediante una carga de pólvora negra, y a la batería, cuyo voltaje de salida es de 12 V con 800 A de pico. La marca de la batería es Superpow modelo D12. En la "caja A", por su parte, se encuentra el botón pulsador de encendido junto con un interruptor de armado, que debe estar cerrado para que pueda funcionar el pulsador de encendido.

Con todo ello se conformaría un sistema seguro y simple de ignición o encendido del motor cohete. En el siguiente capítulo se explicará cómo fabricar el ignitor de pólvora negra.

## 4.7 Diseño final de NAOS

Veamos algunas imágenes de cómo será el diseño final de NAOS.



**Figura 4.82** Diseño NAOS en vuelo. Imagen 1.

Estas imágenes se obtuvieron a partir del modelo en 3D de NAOS a escala real en Catia. Una vez se tenía el archivo de 3D, se exportó a un programa llamado "Keyshot" y en él fue donde se le aplicaron los colores y los materiales al cohete, así como el sombreado y el renderizado final. Por último, usando photoshop, se añadió fuego y humo saliendo de la tobera, para darle algo más de realismo a la imagen. De hecho, estas imágenes han tenido un uso corporativo en varias ocasiones.





**Figura 4.83** Diseño NAOS en vuelo. Imagen 2.



## 5 Fabricación y ensamblaje de NAOS

---

En este capítulo se hará alusión a todos los procesos de fabricación y montaje más relevantes de NAOS, así como a la descripción de algunos software integrados en los dispositivos electrónicos. Se tocarán temas como el cocinado y curado de los granos de pólvora o la elaboración de los distintos tipos de ignitores que se han usado. En definitiva, éste capítulo permite llevar a la práctica los temas hasta ahora tocados en diseño.

### 5.1 Fabricación del motor cohete

En primer lugar, se comentará cómo ha sido el proceso de fabricación del motor cohete, que sin duda ha sido el más costoso en términos de costes y dificultad de conformado.

#### 5.1.1 Fabricación de la tobera, cierre posterior y cámara

Como ya se ha anticipado se trata del proceso de fabricación más costoso de todos. Fue un reto lograr encontrar torneros que quisieran realizar el trabajo de torneado tanto de la tobera como del cierre posterior a particulares. En estos casos, resultaría más sencillo para una empresa adquirir dichos servicios. Sin embargo, al final se consiguió encontrar a un tornero que hiciera el trabajo a un precio económico. Debía eliminar material de un tocho de acero inoxidable hasta con seguir las piezas del cierre posterior y la tobera. Por su parte, el tubo de acero inoxidable de diámetro 60 mm se consiguió comprar online, por lo que lo único que había que hacerle era taladrarle los agujeros pasantes correspondientes en cada uno de sus extremos. Tras hacer todo esto, el resultado es el siguiente.



Figura 5.1 Motor cohete de NAOS. Carcasa, cierre posterior y tobera sobre expansionada.



**Figura 5.2** Motor cohete de NAOS por partes.

Tanto en la tobera como en el cierre posterior se dispone de 2 ranuras en cada pieza, cuyo objetivo es el de servir de alojamiento para 2 juntas tóricas O-Ring 55x3 (NBR 70). La función de las juntas tóricas es la de hermetizar la cámara de combustión y evitar que los gases escapen por la pequeña holgura que queda entre la tobera o el cierre posterior, y la carcasa del motor cohete. Generalmente, tras un lanzamiento o ensayo en banco, la primera junta tórica (la más cercana a la cámara de combustión) queda totalmente calcinada e inservible. Pero en el caso de la segunda junta, a veces se puede reutilizar. Para el ensamblaje de la tobera y el cierre posterior se sigue el siguiente proceso:

- Se untan la ranura para las juntas tóricas más cercana a la cámara de combustión con grasa de Litio (fácil de encontrar en tiendas de bricolaje), tanto en la tobera como en el cierre posterior. La grasa debe cubrir todo el hueco.
- Se acoplan una junta tórica en la ranura con grasa del cierre posterior y otra de la tobera. Al introducirlas, la grasa rebosará.
- Con la grasa sobrante que ha rebosado se vuelve a rellenar la ranura para las juntas tóricas más cercanas al exterior y se repite el proceso.
- Con las 4 juntas colocadas se acopla primero el cierre posterior. Para ello se alinearán los taladros y los agujeros pasantes del cierre posterior, la carcasa y los anillos fijadores del motor. Y con unos tornillos de la calidad que requiera el motor cohete (en el caso de NAOS, calidad 8,8) se atornilla cada agujero.
- Ahora deberemos acoplar por el exterior la manta térmica, que servirá para aislar el motor del fuselaje de PVC del cohete.
- Posteriormente, se introducirán los granos de propulsante que se requieran para la prueba.
- Hecho esto, se procede a ensamblar la tobera con la carcasa y el otro anillo fijador. Nuevamente se atornillan los tornillos de calidad 8,8.

Una vez hecho esto, el cohete ensamblado quedará como se muestra a continuación.



**Figura 5.3** Motor cohete de NAOS ensamblado y con manta térmica.

NAOS ha contado con con dos tipos de toberas a lo largo de su desarrollo. La primera, se trata de una tobera sobre expansionada, cuyas prestaciones no eran las óptimas. La segunda, se trata de la tobera descrita en el capítulo de diseño, la cual sí se encuentra adaptada para la altura media de vuelo durante la etapa de combustión. Las toberas son las que se muestran a continuación.



**Figura 5.4** Tobera sobre expansionada con rebaje de peso (izquierda), tobera adaptada (derecha).

## 5.2 Fabricación de propulsante sólido

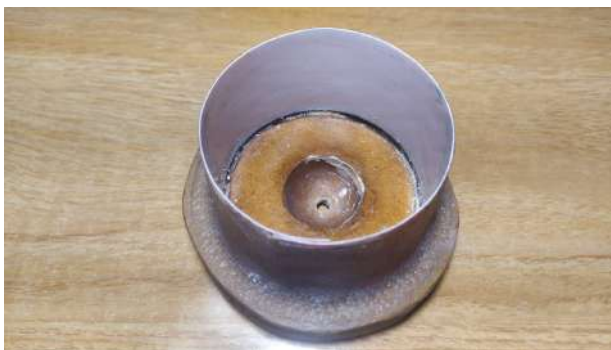
Esta es una de las secciones más importantes de la memoria, ya que será aquí donde se den los procedimientos y procesos de fabricación pertinentes para la obtención del propulsante que usará el motor cohete, y gracias al cual se elevará hasta su apogeo máximo. En el mundo de la cohetería existen muchos tipos de propulsores, así como otros ya prefabricados. Muchos aficionados compran ya los granos de pólvora hechos y únicamente los introducen dentro del motor. Aunque dichos granos de pólvora pueden ser más seguros para la combustión que los elaborados de forma casera, no se dispone de la capacidad de adaptar tu grano a las dimensiones de tu propio motor cohete, ni a las prestaciones necesarias en cada misión. De hecho, en la industria no se venden granos de propulsante de dimensiones excesivamente grandes. Es por ello que aquí se va a enseñar cómo puede fabricarse un grano de pólvora totalmente casero.

### 5.2.1 Fabricación de moldes de granos de propulsante

Antes de comenzar con el cocinado de los granos debe fabricarse el molde dentro del cual se verterá el propulsante líquido y se dejará curar. Durante el proceso de fabricación del molde hay que tener especial cuidado con las tolerancias y ajustes entre piezas. De hecho, es muy probable que al terminar el proceso de fabricación se deban lijar superficies y ajustar algunas partes.

Los elementos que se necesitarán son los siguientes:

- **Base del molde** (figura 5.5): Se trata de una base de madera con una lámina de plástico flexible (típico cartel de "SE VENDE") enrollada en forma tubular y pegada a la madera con fibra de vidrio y resina Epoxi para que quede fija y resistente. La función de dicho tubo de lámina de plástico es guiar a la carcasa dentro de la cual se introducirá el propulsante sólido a alta temperatura (115°C aprox) y se dejará curar. Pueden verse a simple vista 4 cosas que llaman la atención. La primera de ellas es una ranura existente pegada a la lámina de plástico tubular. Su función es que en su interior encaje el tubo de acero inoxidable. La segunda es el característico brillo que tiene la base de madera. Esto es porque se le ha aplicado una capa de barniz para evitar que el propulsante se adhiera a la base durante el curado y facilite la extracción. La tercera, es hueco semiesférico existente en el centro de la base de madera. Su finalidad es permitir el encaje del vástago (que se muestra en la figura 5.6). El cuarto y último es que en el reverso de la base de madera existe un agujero pasante y una pequeña ranura guía. Esto permite que a través del pequeño saliente que hay en la punta del vástago pueda atravesar un alambre fino y mantener fijo el vástago durante el curado del propulsante.



**Figura 5.5** Base del molde de propulsante. Vista al derecho (izquierda), vista del revés (derecha).

- **Vástago** (figura 5.6): Se trata de un tubo de aluminio que en la punta cuenta con una forma semiesférica que ajusta en el anteriormente nombrado hueco. Asimismo, el recrecido de la punta atravesará el agujero pasante en la base y permitirá la fijación del vástago. Por último, en el otro extremo del vástago existe un par de agujeros pasantes radialmente, cuya utilidad es la de permitir pasar una pequeña barra de aluminio que facilitará la extracción del vástago después del curado, únicamente tirando de ella. El vástago será esencial para marcar el diámetro interior (diámetro del alma, ver figura 4.4) del grano de propulsante. Por lo que su diámetro dependerá única y exclusivamente del resultado que se haya obtenido en los cálculos.



**Figura 5.6** Vástago del molde de propulsante.

- **Carcasa de acero inoxidable** (figura 5.7): Su función es albergar el contenido del propulsante líquido y aguantar la presión que posteriormente se ejercerá sobre éste. El diámetro que se elija de la carcasa del molde será determinante para definir el diámetro exterior que tendrá el grano de pólvora.



**Figura 5.7** Carcasa exterior del molde de propulsante.

- **Tapa del molde** (figura 5.8): Se trata de una tapa para la parte superior del molde. En este caso el ajuste debe ser lo mejor posible para evitar que haya pérdidas de propulsante por los bordes durante el curado de la pólvora. Es deslizante para permitir la adaptación al volumen que se haya introducido de propulsante. Está hecho en su totalidad de resina Epoxi. La forma se le ha dado vertiendo la resina en un molde de impresión 3D diseñado con los ajustes pertinentes.



Figura 5.8 Tapa móvil del molde de propulsante.

- **Sargento** (figura 5.9): Se trata de una herramienta de sujeción en la mayoría de los casos. Cuenta con un tornillo con el que se puede ejercer una fuerza tremendamente grande con muy poco esfuerzo. Su función principal es presionar el propulsante líquido una vez se ha vertido en el molde. Con ello se eliminan las burbujas de aire existentes en la mezcla y al mismo tiempo se mejora la densidad de la pólvora (para que se parezca más a la densidad real) evitando la tendencia a expandirse del propulsante durante el curado.



Figura 5.9 Tapa móvil del molde de propulsante.

- **Adaptador de Presión** (figura 5.10): Su principal función es adaptarse al molde para que al ejercer presión con el sargento, ésta sea lo más uniforme y centrada posible.

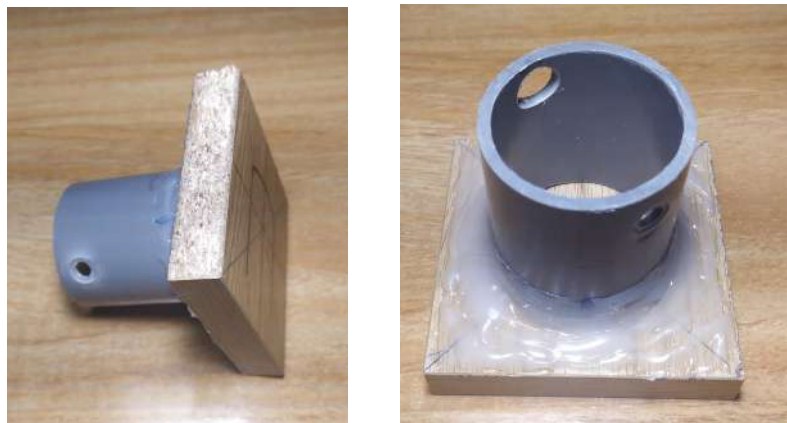
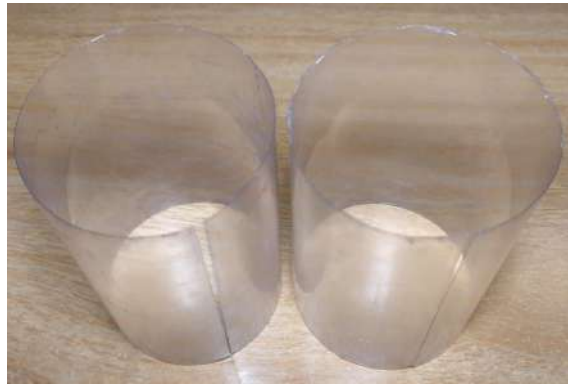


Figura 5.10 Soporte de presión del molde de propulsante. Vistas 1 y 2.

- **Láminas de plástico enrolladas** (figura 5.11): Se posicionan entre la carcasa del molde y las cartulinas de inhibición del grano de propulsante. Su función principal es facilitar la

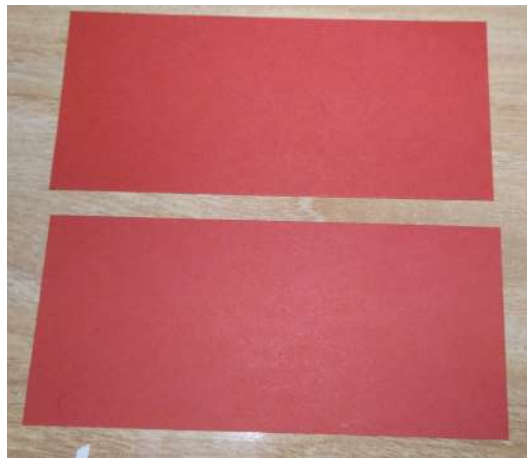


extracción del grano de propulsante. Pero además, al no ir posteriormente incluidas dentro del motor cohete, dejan una holgura en el grano que facilita el deslizamiento de éste dentro de la cámara de combustión, ya que el motor cohete y la carcasa del molde tienen exactamente el mismo diámetro.



**Figura 5.11** Láminas de plástico enrolladas para facilitar extracción del grano de propulsante.

- **Cartulina** (figura 5.12): Se trata de dos cartulinas dobles, es decir, cada cartulina doble consiste en dos cartulinas normales pegadas con pegamento líquido entre ellas. Este par de cartulinas dobles cumplen la función de actuar de inhibición para el grano de propulsante, que ya se explicó su importancia en la sección de estudios preliminares. Las cartulinas deben ser de una longitud igual al perímetro de la carcasa de acero inoxidable, pues se introducirán en él doblándolas tubularmente, para que el propulsante se adhiera a ellas durante el curado.



**Figura 5.12** Cartulinas dobles de inhibición para el grano de propulsante.

Para la fabricación del molde, en primer lugar debe integrarse la carcasa del molde en la base, asegurándose de que encaja hasta el fondo de la ranura en la madera.



**Figura 5.13** Carcasa y base del molde ensamblados.

A continuación, se introducirán las láminas de plástico y se pegarán firmemente a la carcasa, tal y como se muestra en la siguiente figura. El objetivo de esto es evitar las holguras entre grano y molde.



**Figura 5.14** Láminas de plástico acopladas a la carcasa del molde.

El siguiente paso es introducir las cartulinas que servirán de inhibición del cohete. Se repetirá el mismo proceso que con las láminas de plástico, ajustando bien las cartulinas a las paredes del molde y pegándolas con cinta adhesiva a la carcasa. Es importante pesar las cartulinas previamente para poder restarle el peso de las mismas al peso final del grano de propulsante. Esto es porque sólo nos interesará saber el peso real, única y exclusivamente de propulsante. Se recuerda que las cartulinas que habrá que incluir, teniendo en cuenta la experiencia adquirida, son un par de cartulinas dobles. Y cada cartulina doble serán dos cartulinas simples pegadas entre ellas con pegamento líquido. Todos estos materiales pueden conseguirse con facilidad en cualquier papelería.



**Figura 5.15** Cartulina de inhibición del grano integrada en el molde.

Lo único que quedaría por hacer es engrasar con grasa de Litio las siguientes superficies: el fondo del molde (ya previamente barnizado), la superficie exterior completa del vástago, y la superficie de la tapa del molde que estará en contacto directo con el propulsante durante el curado. Haciendo esto, el molde estará completamente preparado, sólo a falta de verter el propulsante fundido.

### 5.2.2 Cocinado, fundición y moldeo del propulsante

Una vez preparado el molde se puede pasar al proceso de cocinado del propulsante. Para hacerlo un poco más organizado, se van a poner a continuación los pasos en orden que deben seguirse para lograr conseguir un buen propulsante sólido al acabar el proceso. Por lo tanto, la metodología a seguir es la siguiente:

- En primer lugar, se necesitan dos sustancias para el proceso. La primera de ellas es Nitrato Potásico ( $KNO_3$ ), mientras que la segunda es Dextrosa ( $C_6H_{14}O_6$ ). Del Nitrato Potásico que pesará un 65% del peso total, mientras que de Dextrosa Anhidra un 35% o un 38,15% de Dextrosa Monohidratada. Este último porcentaje tiene su fundamento en el hecho de que la Dextrosa Monohidratada (la que se adquiere fácilmente en el mercado) contiene un 9% de agua, el cuál se evaporará durante el cocinado y reducirá el porcentaje final al deseado, es decir, un 35%. Los valores típicos de masa que usa NAOS para dos granos de propulsante son unos 600 g de peso de la mezcla. Cada grano pesa en torno a 250 g, y los 100 g sobrantes se reservarán para conformar manualmente un cilindro alargado que servirá para verificar la bondad del comportamiento de quemado.
- Una vez pesadas las cantidades pasaremos a hacer más finas las partículas de cada componente. Para ello se usará un molinillo de café (figura 5.16).



**Figura 5.16** Molinillo de café.

- Primero se introducirá el Nitrato Potásico en el molinillo y se molerá la cantidad que quepa en el molinillo durante 50 segundos, haciendo un descanso de 10 segundos en mitad (a los 25 segundos) para evitar que el motor del molinillo se quemé.



**Figura 5.17** Nitrato Potásico en el interior del molinillo de café.

- Una vez que se haya acabado de moler todo el  $KNO_3$  se debe limpiar muy bien el molinillo con un trapo seco. De este modo se evitará que se mezclen partículas de Nitrato Potásico y Dextrosa en el siguiente paso.
- Del mismo modo, ahora es turno de la Dextrosa. Sin embargo, en este caso se debe moler cada remesa durante 20 segundos (no es necesario parar entre medias para que se enfríe el motor), ya que la dextrosa se trata de un polvo más fino que el Nitrato Potásico.
- Cuando las dos cantidades de sustancias se encuentren molidas es momento de introducirlas en un bote, añadir unas 4 o 5 piedras (tipo chinas) de tamaño medio que sean fáciles de extraer posteriormente y cerrar el recipiente. A continuación se debe mover enérgicamente durante 30 minutos, tiempo en el cual las piedras facilitarán el mezclado.



**Figura 5.18** Recipiente para mezclado de componentes del propulsante.

- Tras haber mezclado ambas sustancias llega el momento de poner en la vitrocerámica una olla mediana a fuego medio y verter la mezcla. Se deben extraer las piedras que se colocaron para el mezclado y el resultado es el que se muestra en la figura 5.19.



**Figura 5.19** Proceso de cocinado, propulsante en polvo.

- Durante todo el proceso es importante mover constante y enérgicamente la mezcla para evitar que algunas zonas se cocinen más que otras. Tras un rato removiendo y cuando la mezcla alcance alrededor de 60 °C comenzará a granularse (figura 5.20), dificultando un poco la facilidad de mezclado. Sin embargo, se debe continuar removiendo sin parar.



**Figura 5.20** Proceso de cocinado, propulsante granulado (60°C).

- Si se continúa removiendo, cuando se alcance una temperatura de 70°C aproximadamente, la mezcla comenzará a compactarse (figura 5.21). Este es el momento del proceso en el que más complicado es mantener un movimiento uniforme y continuo.



**Figura 5.21** Proceso de cocinado, propulsante granulado compacto (70°C).

- Una vez alcanzados los 80-90 °C el propulsante comenzará a fundirse, tal y como se muestra en la figura 5.22.



**Figura 5.22** Proceso de cocinado, propulsante fundido (80-90°C).

- Pasado este punto ya estamos muy cerca de terminar el proceso de cocinado. Sólo queda esperar hasta que el propulsante quede aún más líquido (figura 5.23) , es decir, cuando la temperatura sea de aproximadamente 110-115°C.



**Figura 5.23** Proceso de cocinado, propulsante fundido al punto (110-115°C).

- Justo cuando el propulsante tenga esta textura será el momento de comenzar con el vertido. Se coloca a un lado el molde preparado y engrasado y se rellena con el propulsante líquido. Un truco para saber cuando parar es colocar una báscula electrónica bajo el molde y tararla. Conforme se vaya vertiendo el propulsante en estado líquido, la báscula irá marcando la masa que va teniendo el grano. En el caso de NAOS se para de verter cuando la báscula marca 250 g aproximadamente.



**Figura 5.24** Vertido de propulsante en estado líquido en el molde.

- Una vez se ha llenado con la cantidad necesaria de propulsante se debe introducir cuidadosamente el vástago, centrarlo y anclarlo por la parte posterior mediante un alambre fino (figura 5.25). Seguidamente, se le dan golpes ágiles y secos contra una superficie rígida. Esto se hace para eliminar las burbujas más grandes o superficiales que puedan haber.



**Figura 5.25** Anclaje entre vástago y base del molde.

- Hecho esto, se introduce la tapa del molde y se aprieta ligeramente contra el propulsante líquido. El resultado será el que se muestra en la figura 5.26.



**Figura 5.26** Molde completo lleno y cerrado.

- El siguiente paso es incorporar encima de la tapa móvil el adaptador de presión y presionar todo el conjunto mediante el sargento (ver figura 5.27). Deben aplicarse unos 30 kg de fuerza. Según la experiencia con NAOS, 30 kg equivale a aproximadamente 2,5 vueltas de la manivela del sargento.



**Figura 5.27** Sargento apretando el conjunto del molde.

- Finalmente, se mantendrá así durante **2 días** completos hasta que finalice el proceso de curado. Es importante **NO** apretar el sargento durante ese tiempo, ya que, en el momento en el que el propulsante se va solidificando se vuelve frágil y podrían crearse grietas en el grano. Cuando haya finalizado el curado, sólo queda desmoldear cuidadosamente, retirando en primer lugar el alambre de sujeción del vástago, extrayendo el conjunto de la carcasa, grano de propulsante, tapa y vástago. En segundo lugar se deben cortar las cintas adhesivas y extraer el grano de la carcasa. Seguidamente, se retira la tapa móvil y por último el vástago. Se recorta la cartulina sobrante y el resultado será el de la figura 5.28.



**Figura 5.28** Grano de propulsante.

- El último paso para finalizar el proceso es la conservación del grano de propulsante, pues recordemos que la mezcla entre Nitrato Potásico y Dextrosa es hidrófila, es decir, tiende a absorber el agua de la humedad del aire. Para evitarlo, el grano se envuelve primero en papel de aluminio (figura 5.29) y luego en film transparente. Finalmente, se almacena en un lugar seco o en un recipiente cerrado.





Figura 5.29 Conservación del grano de propulsante.

Tras acabar el proceso de cocinado del grano de propulsante se deben hacer las mediciones pertinentes para evaluar la calidad de dicho grano. Para ello, se comenzará por pesarlo y restarle el peso de las cartulinas que se hayan incluido como inhibición. Una vez hecho esto, se deben tomar las medidas de altura, diámetro exterior e interior del grano con un pie de rey y calcular el volumen. Posteriormente, se dividirá la masa entre dicho volumen y se obtendrá el valor real de la densidad de ese grano de propulsante. Se conoce que la densidad ideal del propulsante  $KNO_3 - Dextrosa$  es de  $1,879 \text{ g/mm}^3$ . La densidad real debe compararse con la densidad ideal mediante el denominado "porcentaje densidad real/ideal", con la siguiente ecuación:

$$\% \text{ Real/Ideal} = \frac{\rho_{real}}{\rho_{ideal}} \cdot 100 = \frac{\rho_{real} [\text{g/mm}^3]}{1,879 \text{ g/mm}^3} \cdot 100 \quad (5.1)$$

Se considera que un grano de propulsante es válido cuando dicho porcentaje se encuentra por encima del 90%. En ese caso, se tratará de un grano convenientemente fabricado. En la experiencia adquirida nunca se ha logrado pasar de más de un 97% de relación entre densidades real e ideal.

### 5.2.3 Fabricación de los ignitores

Los ignitores se tratan de los elementos que permitirán encender el motor cohete o activar el Sistema de Liberación, permitiendo que se derrita el hilo de nailon y se eyecte el paracaídas. Es por ello que se va a explicar la fabricación tanto del ignitor del motor cohete como el ignitor para el Sistema de Liberación.

#### Ignitor del motor cohete

Este ignitor es esencial para realizar el encendido del motor cohete e iniciar la combustión en la cámara. Se trata del ignitor que va conectado al Sistema de Ignición (del que se ha hablado en la parte de diseño). Por lo tanto, para la fabricación del ignitor será necesario seguir los siguientes pasos:

1. Pelar 3 mm de la punta de un cable de unos 40 cm de longitud (figura 5.30).

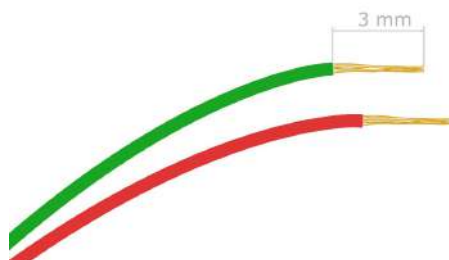
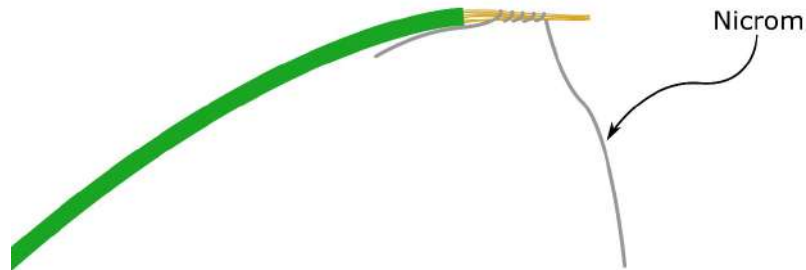


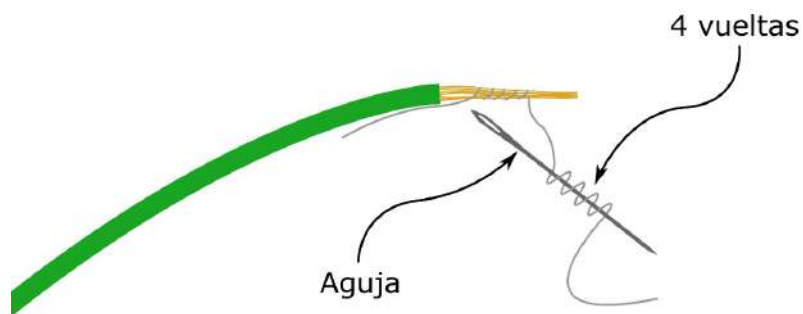
Figura 5.30 Cables de ignición pelados pelados.

- Para este paso se necesitará hilo de Nicrom, que se trata de un hilo capaz de actuar como resistencia eléctrica y que está fabricado en una aleación de Níquel y Cromo. Se utilizará hilo de Nicrom de 0,1 mm de diámetro y se cortarán unos 55 mm del mismo. A continuación, se liará el hilo de Nicrom a uno de los extremos pelados del cable de cobre (figura 5.31).



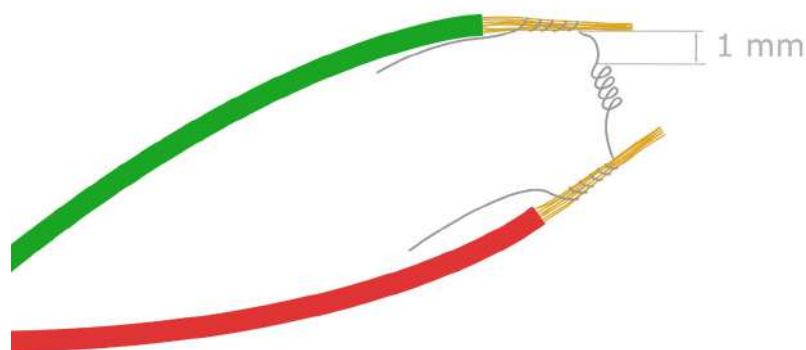
**Figura 5.31** Cable de ignición verde envuelto en Nicrom.

- Se cogerá ahora el otro extremo del hilo de Nicrom y se liarán 4 vueltas, a modo de resistencia eléctrica, alrededor de una aguja fina (figura 5.32).



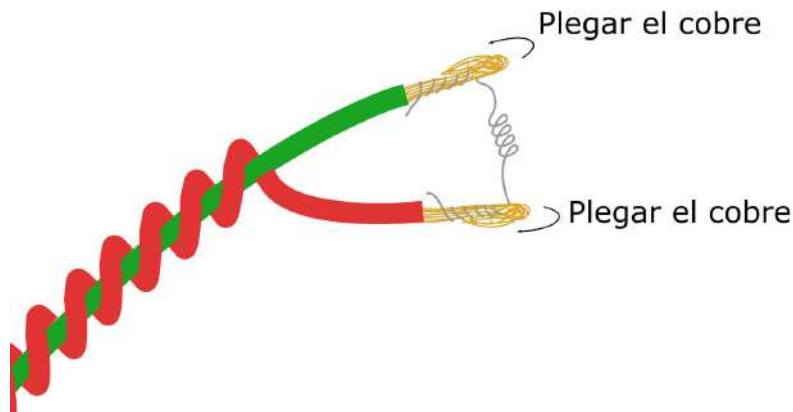
**Figura 5.32** Espira de hilo de Nicrom a modo de resistencia eléctrica.

- Ahora se debe anclar el extremo libre del hilo de Nicrom al otro cable pelado. Debe mantenerse 1 mm aprox. entre la primera espira y el extremo pelado del cable (figura 5.33).



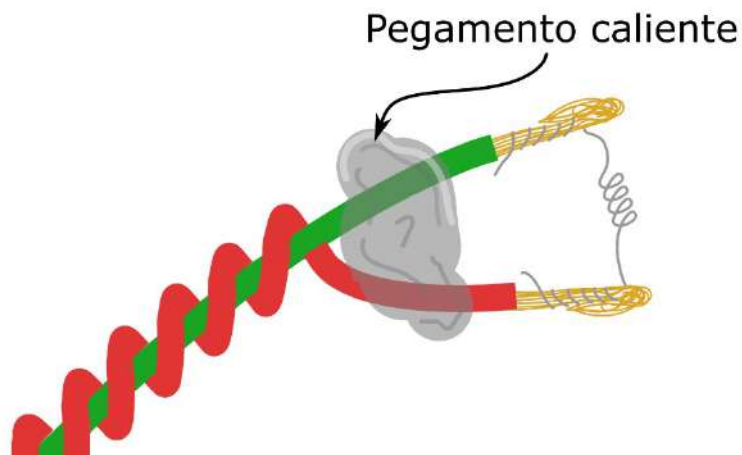
**Figura 5.33** Cables de ignición fijos al hilo de Nicrom.

5. El siguiente paso es doblar las puntas de cobre de los cables pelados para fijar aún más el hilo de Nicrom y asegurar que le llega corriente eléctrica. También se cortarán los extremos sobrantes del hilo de Nicrom y se trenzarán los cables eléctricos entre ellos, dejando un pequeño arco en el extremo para no perturbar las espiras de Nicrom (figura 5.34).



**Figura 5.34** Cables de ignición fijos al hilo de Nicrom.

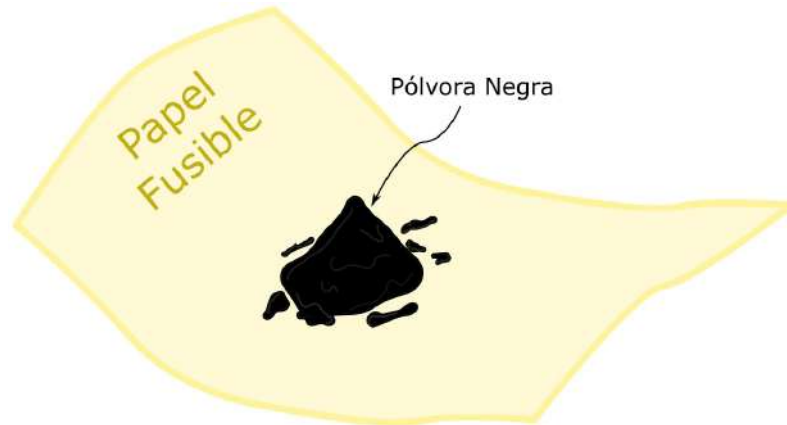
6. Por último, para rigidizar aún más el ignitor, se puede añadir una pequeña unión entre los dos cables mediante una pistola de pegamento (figura 5.35). Haciendo esto se inmovilizan los cables, se aíslan y se evita el contacto entre los extremos pelados de ambos cables. Sin embargo, este paso es opcional.



**Figura 5.35** Punto con pistola de pegamento en cables de ignición.

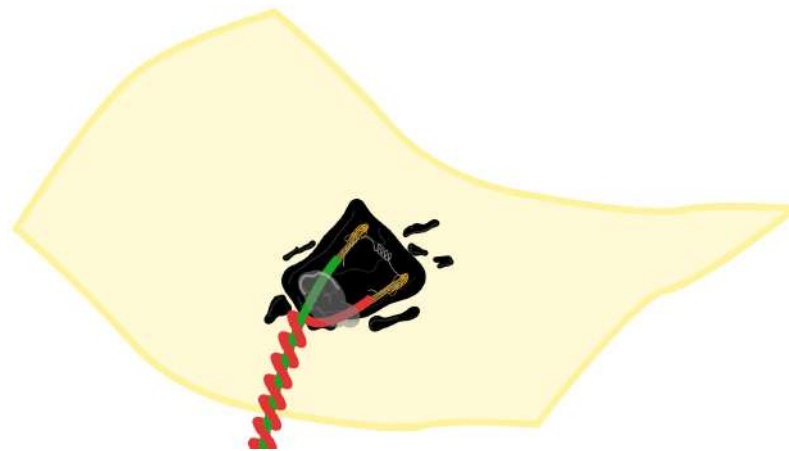
7. A continuación, se debe preparar papel fusible. El papel fusible hay dos formas de hacerlo:
- La primera de ellas es preparando una disolución saturada (con la mayor cantidad de soluto posible) de agua caliente y Nitrato Potásico. Posteriormente, se impregnan de dicha disolución los típicos papeles moldes de magdalenas. Una vez bien mojados, se dejan secar. De este modo ya tendríamos el primer tipo de papel fusible.
  - El segundo tipo de papel fusible es más fácil de obtener. Se trata de papel de fumar. Sin embargo, es menos resistente que el primer tipo.

Una vez ecogido el papel fusible se que desee, se debe cortar un rectángulo de 50x35 mm aproximadamente. Se coloca sobre una superficie plana y se le añade pólvora negra (76%  $KNO_3$  + 14% Carbón en polvo + 10% Azufre ó 74%  $KNO_3$  + 16% Carbón en polvo + 10% Azufre) en abundancia (figura 5.36).



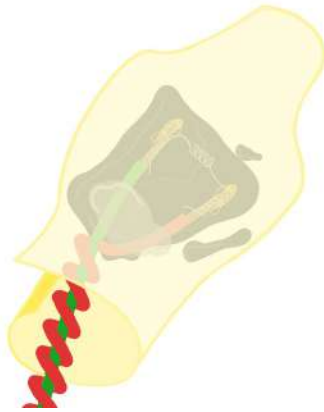
**Figura 5.36** Papel fusible y Pólvora Negra.

8. Se debe ahora sobreponer el ignitor previamente fabricado encima de la pólvora negra, procurando que la resistencia de Nicrom quede en el centro del montón de pólvora negra (figura 5.37) y totalmente recubierta por ella. Así, se asegurará la ignición cuando se le aplique corriente eléctrica.



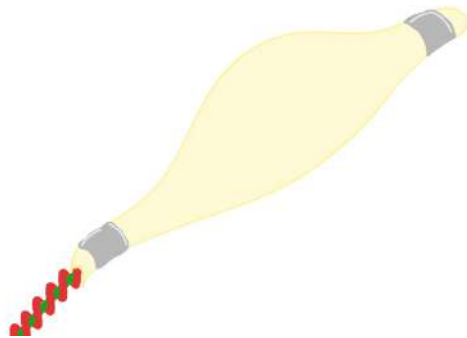
**Figura 5.37** Ignitor sobre montón de Pólvora Negra y papel fusible.

9. Seguidamente, enrollamos el papel fusible sobre sí mismo (figura 5.38) a modo de crisálida, procurando que se mantenga compacto y con la Pólvora Negra bien concentrada en el centro. Así, el calor que se genere en su combustión será mayor y el ignitor más efectivo.



**Figura 5.38** Doblado del papel fusible.

10. Por último, se comprimen ligeramente las puntas del papel con los dedos, dejando todo convenientemente empaquetado. Se le añaden en cada extremo unas finas tiras de cinta adhesiva y ya se tendría totalmente preparado el ignitor del motor cohete (figura 5.39).



**Figura 5.39** Ignitor del motor cohete completo.

En el caso en el que se requiera mayor energía o un arranque más rápido del motor cohete se puede disolver alcohol con Pólvora Negra hasta que quede como una pasta, pintar con ello el interior de los granos de propulsante (el alma) y posteriormente introducir el ignitor a un 20% de distancia del cierre posterior. De este modo, cuando se queme el ignitor, se convertirá en una fuente de calor que encenderá la Pólvora Negra con la que se han recubierto las almas de los granos de propulsante y se dará lugar a una rápida ignición de la combustión dentro del motor. Posteriormente, la propia presión será la que eyecte los cables del ignitor del interior del motor cohete.

### **Ignitor del Sistema de Liberación**

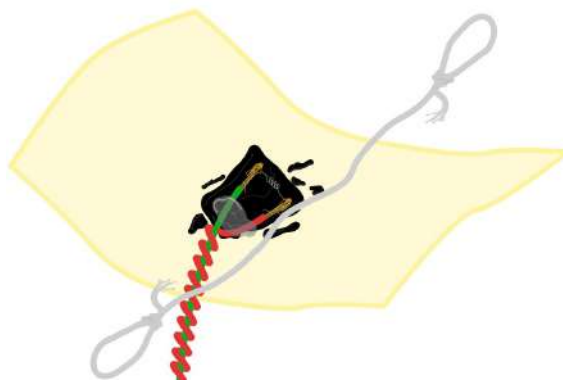
Ahora pasaremos a ver el proceso de fabricación del ignitor que irá ubicado en el Sistema de Liberación de NAOS. De hecho, es muy parecido al ignitor del motor cohete, con la salvedad de que en este hay que incluir el hilo de nailon.

1. Todos los pasos son idénticos hasta el punto 8 del apartado anterior, en el que se posiciona la resistencia de Nicrom sobre la Pólvora Negra y el papel fusible.
2. Paralelamente, se debe cortar una tira de cuerda de nailon (1 mm de diámetro) de longitud suficiente para que permita la máxima compresión posible del muelle (ver figura 4.47) que eyectará al paracaídas. A dicha cuerda de nailon se le deben hacer dos cocas a cada extremo para luego poder anclarlas convenientemente al Sistema de Liberación (figura 5.40).



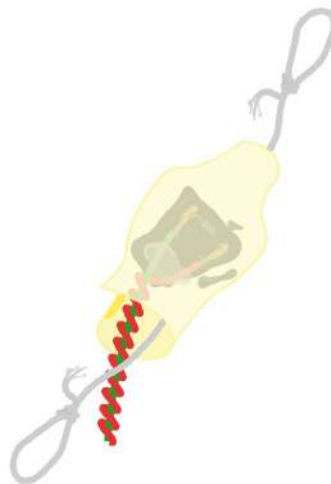
**Figura 5.40** Hilo de nailon con cocas en los extremos.

3. El centro de dicho hilo de nailon se posicionará sobre la Pólvora Negra y la resistencia de Nicrom, enterrándolo ligeramente en la Pólvora Negra (figura 5.41)



**Figura 5.41** Hilo de nailon con cocas en los extremos.

4. Procurando que los extremos del hilo de nailon donde están las cocas queden libres, se procederá al liado del papel fusible. De nuevo se debe tener especial cuidado en que el grueso de la Pólvora Negra quede confinado en el centro del ignitor (figura 5.42).

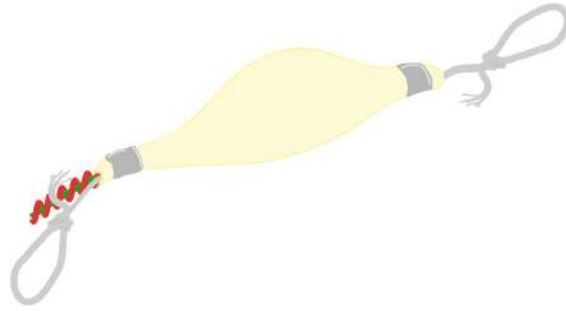


**Figura 5.42** Papel fusible liado con hilo de nylon.

5. Por último, se colocan dos tiras finas de cinta adhesiva, una en cada extremo del papel ignitor, apretando y cerrando perfectamente el paquete, del que deben sobresalir el cable trenzado y el hilo de nailon con las cocas (figura 5.43).

### 5.3 Fabricación y programación del Sistema Electrónico y Telemétrico

En este apartado se va a explicar todo lo relacionado no solo con la fabricación de las PCB's, componentes y cápsulas, sino también con la programación y configuración de los equipos embar-



**Figura 5.43** Ignitor del Sistema de Liberación completado.

cados. Es por ello que este apartado es de vital importancia en caso de que se quiera comprender el funcionamiento completo del Sistema Electrónico y Telemétrico.

### 5.3.1 Software Arduino de telemetría (GPS, LoRa)

Se va a proporcionar el Software que se ha incorporado en el interior del Arduino UNO de Telemetría y GPS. Ello permitirá el correcto funcionamiento y el envío de paquetes de datos de interés al receptor de tierra.

El programa es el siguiente:

```

1
2
3 /*
4 This code objective is for the electronic of the rocket project NAOS_PUPPIS whose main
   targets are:
5 1.- Localize the rocket when landed sending the GPS location through LoRa radio
6 2.- Record the rocket apogee and the cinematic data (speed, acceleration, ...) to feed
   back the theoretical design calculations
7 Secondary targets:
8 1.- Send data in real time through LoRa radio (telemetry)
9 2.- Potential redesign of the recovery system release via electronics instead of
   current timer to do it more accurate. Requires validate the reliability of the
   electronics
10 Future objectives:
11 - Guidance system control through electronics
12 For doing that rocket electronics is composed of the following breakboards:
13 LORA radio E32-433T30D
14 GPS_NEO-M8N
15 GY-91 (IMU MPU-9250 & BMP280)
16 MicroSD card reader (datalogger)
17
18 Pinout hook up:
19 GPS (UART): SoftwareSerial
20 Rx: D5
21 Tx: D4
22 LORA radio (UART): SoftwareSerial
23 Rx: D1
24 Tx: D0
25 Monitor (UART): Serial port
26 Salida estándar vía USB tipo B (pines por defecto 0 y 1 no se pueden usar porque están
   conectados al USB tipo B)
27 GY-91 (I2C):
28 SDA: A4
29 SCL: A5
30 MicroSD card (SPI):
31 MOSI: D11

```

```

32 MIS0: D12
33 CLK: D13
34 CS: D7
35 Procedimiento (SI EL CÓDIGO NO ESTÁ CARGADO EN EL ARDUINO)!!!:
36 1.- Desconectar los pines Rx y Tx del LORA del pin 1 y 0 respectivamente
37 2.- Conectar el cable USB tipo B al PC
38 3.- Subir el código al arduino
39 4.- Desconectar el cable USB tipo B del PC
40 5.- Conectar la pila al conector jack de alimentación del arduino
41 6.- Conectar los pines Rx y Tx del LORA al pin 1 y 0 respectivamente
42 Procedimiento (SI EL CÓDIGO ESTÁ CARGADO EN EL ARDUINO)!!!:
43 Pasos 5 y 6 del procedimiento anterior
44 */
45
46 #include <TinyGPS++.h>
47 #include <SoftwareSerial.h>
48 int counter = 0;
49
50 static const int RXPin = 4, TXPin = 5;
51 //static const int RXPin_LORA = 8, TXPin_LORA = 9;
52 static const uint32_t Baud = 9600; //GPS y LORA baud
53
54 TinyGPSPlus gps;// The TinyGPS++ object
55 SoftwareSerial ss_GPS(RXPin, TXPin); // The serial connection to the GPS device
56 //SoftwareSerial ss_LORA(RXPin_LORA, TXPin_LORA); // The serial connection to the LORA
    device
57
58
59 void setup() {
60
61   Serial.begin(9600);
62   while (!Serial) {
63     ; // wait for serial port to connect. Needed for native USB port only
64   }
65   // Serial.println("Serial started");
66   ss_GPS.begin(Baud);
67
68   //ss_LORA.begin(Baud);
69   Serial.println("GPS SoftwareSerial started");
70 }
71
72 void loop() {
73   counter++;
74   Serial.print(counter);
75   Serial.println(": ");
76
77
78   // This sketch displays information every time a new sentence is correctly encoded.
79 while (ss_GPS.available() > 0)
80   if (gps.encode(ss_GPS.read()))
81     displayInfo();
82
83   if (millis() > 5000 && gps.charsProcessed() < 10)
84   {
85     Serial.println(F("No GPS detected: check wiring."));
86     while(true);
87   }
88 /*
89   if (gps.location.isUpdated()) //After the object has been fed you can query it to
    see if any data fields have been updated
90
91   Serial.print("LAT="); Serial.print(gps.location.lat(), 6);

```



```

92   Serial.print(F(","));
93   Serial.print("LNG="); Serial.println(gps.location.lng(), 6);
94   /*
95   delay(100);
96   }
97
98   void displayInfo()
99   {
100    if (gps.location.isValid())
101    {
102      Serial.print(counter);
103      Serial.print(": ");
104      Serial.print(millis());
105      Serial.print(", ");
106      Serial.print(gps.location.lat(), 6);
107      Serial.print(F(","));
108      Serial.print(gps.location.lng(), 6);
109      Serial.print(F(", "));
110      Serial.print(gps.altitude.meters(), 2);
111      Serial.print(F(", "));
112      Serial.print(gps.course.deg(), 2);
113      Serial.print(F(", "));
114      Serial.print(gps.speed.kmph(), 2);
115      Serial.print(F(", "));
116      Serial.print(gps.satellites.value(), 5);
117      Serial.print(F(", "));
118      Serial.print(gps.hdop.hdop(), 1);
119    }
120    else
121    {
122      Serial.print(F("INVALID"));
123    }
124
125    Serial.println();
126  }
127
128  /*
129  Serial.print(gps.location.lat(), 6);
130  Serial.print(F(","));
131  Serial.print(gps.location.lng(), 6);
132  Serial.print(F(", "));
133  Serial.print(gps.altitude.meters(), 2);
134  Serial.print(F(", "));
135  Serial.print(gps.course.deg(), 2);
136  Serial.print(F(", "));
137  Serial.print(gps.speed.kmph(), 2);
138  Serial.print(F(", "));
139  Serial.print(gps.satellites.value(), 5);
140  Serial.print(F(", "));
141  Serial.print(gps.hdop.hdop(), 1);
142  */

```

Una vez que se incorpore este programa en el Arduino UNO del Sistema de Rastreo y Telemetría y comience a funcionar, emitirá paquetes de coordenadas GPS de manera continua. Dichas coordenadas representan lo siguiente:

Ejemplo: **3025: 2232113865, 37.347141,-6.038013, 67.70, 26.95, 1.11, 21, 0.9** donde cada número separado por comas se corresponde a **[counter]: [Tiempo (ms)], [latitud], [longitud], [altitud (m)], [rumbo (grados)], [velocidad (km/h)], [nº de satélites], [precisión (m)]**. Así, se pueden

conocer varios datos de interés además de las coordenadas, como son el rumbo o la velocidad.

Cabe destacar, que el módulo GPS tiene un tiempo de calentamiento, por lo que al encender el Sistema puede que se reciba durante unos 2 o 3 minutos el mensaje de **[INVALID]**, que significa que el GPS aún no está recibiendo ninguna señal de los satélites, aunque la radio LoRa sí se encuentra enviando.

### 5.3.2 Software Arduino de registro de datos (IMU, Lector Micro SD)

```

1
2
3 /*
4 This code objective is for the electronic of the rocket project NAOS_PUPPIS whose main
   targets are:
5 1.- Localize the rocket when landed sending the GPS location through LoRa radio
6 2.- Record the rocket apogee and the cinematic data (speed, acceleration, ...) to feed
   back the theoretical design calculations
7 Secondary targets:
8 1.- Send data in real time through LoRa radio (telemetry)
9 2.- Potential redesign of the recovery system release via electronics instead of
   current timer to do it more accurate. Requires validate the reliability of the
   electronics
10 Future objectives:
11 - Guidance system control through electronics
12 For doing that rocket electronics is composed of the following breakboards:
13 LORA radio E32-433T30D
14 GPS_NEO-M8N
15 GY-91 (IMU MPU-9250 & BMP280)
16 MicroSD card reader (datalogger)
17
18 Pinout hook up:
19 GPS (UART): SoftwareSerial
20 Rx: D5
21 Tx: D4
22 LORA radio (UART): SoftwareSerial
23 Rx: D1
24 Tx: D0
25 Monitor (UART): Serial port
26 Salida estandar vía USB tipo B (pines por defecto 0 y 1 no se pueden usar porque están
   conectados al USB tipo B)
27 GY-91 (I2C):
28 SDA: A4
29 SCL: A5
30 MidroSD card (SPI):
31 MOSI: D11
32 MISO: D12
33 CLK: D13
34 CS: D7
35 Procedimiento (SI EL CÓDIGO NO ESTÁ CARGADO EN EL ARDUINO)!!!:
36 1.- Desconectar los pines Rx y Tx del LORA del pin 1 y 0 respectivamente
37 2.- Conectar el cable USB tipo B al PC
38 3.- Subir el código al arduino
39 4.- Desconectar el cable USB tipo B del PC
40 5.- Conectar la pila al conector jack de alimentación del arduino
41 6.- Conectar los pines Rx y Tx del LORA al pin 1 y 0 respectivamente
42 Procedimiento (SI EL CÓDIGO ESTÁ CARGADO EN EL ARDUINO)!!!:
43 Pasos 5 y 6 del procedimiento anterior
44 */
45

```

```

46 #include <SPI.h>
47 #include <SD.h>
48
49 #include <BMP280_DEV.h> // Include the BMP280_DEV.h library
50
51 const int CardCS = 7;
52
53 float temperature, pressure, altitude; // Create the temperature, pressure
    and altitude variables
54 BMP280_DEV bmp280; // Instantiate (create) a BMP280_DEV
    object and set-up for I2C operation
55
56 #include <MPU9250_asukiaaa.h>
57 MPU9250_asukiaaa mySensor;
58 float aX, aY, aZ, aSqrt, gX, gY, gZ, mDirection, mX, mY, mZ;
59
60 void setup() {
61
62   Serial.begin(9600);
63   while (!Serial) {
64     ; // wait for serial port to connect. Needed for native USB port only
65   }
66
67   Serial.println("Wired I2C started");
68
69   // see if the card is present and can be initialized:
70
71   if (!SD.begin(CardCS)) {
72     Serial.println("Card failed, or not present");
73     // don't do anything more:
74     while (1);
75   }
76   Serial.println("card initialized.");
77
78
79   Wire.begin();
80
81   // BMP280 definition
82   bmp280.begin(BMP280_I2C_ALT_ADDR); // Default initialisation with
    alternative I2C address (0x76), place the BMP280 into SLEEP_MODE
83   bmp280.setPresOversampling(OVERSAMPLING_X16); // Set the pressure oversampling.
    Options are OVERSAMPLING_SKIP, _X1, _X2, _X4, _X8, _X16
84   bmp280.setTempOversampling(OVERSAMPLING_X16); // Set the temperature oversampling.
    Options are OVERSAMPLING_SKIP, _X1, _X2, _X4, _X8, _X16
85   bmp280.setIIRFilter(IIR_FILTER_16); // Options are IIR_FILTER_OFF, _2,
    _4, _8, _16
86   bmp280.setTimeStandby(TIME_STANDBY_05MS); // Options are TIME_STANDBY_05MS, _62MS,
    _125MS, _250MS, _500MS, _1000MS, 2000MS, 4000MS
87   bmp280.startNormalConversion(); // Start BMP280 continuous conversion
    in NORMAL_MODE
88
89   // MPU9250 definition
90
91   mySensor.setWire(&Wire);
92   mySensor.beginAccel();
93   mySensor.beginGyro();
94   mySensor.beginMag();
95
96   // You can set your own offset for mag values
97   mySensor.magXOffset = -29;
98   mySensor.magYOffset = -62;
99   mySensor.magZOffset = -60;

```

```
100
101 Serial.print("msec");
102 Serial.print("\t");
103 Serial.print("accX");
104 Serial.print("\t");
105 Serial.print("accY");
106 Serial.print("\t");
107 Serial.print("accZ");
108 Serial.print("\t");
109 Serial.print("gyroX");
110 Serial.print("\t");
111 Serial.print("gyroY");
112 Serial.print("\t");
113 Serial.print("gyroZ");
114 Serial.print("\t");
115 Serial.print("magX");
116 Serial.print("\t");
117 Serial.print("magY");
118 Serial.print("\t");
119 Serial.print("magZ");
120 Serial.print("\t");
121 Serial.print("direct");
122 Serial.print("\t");
123 Serial.print("Temp C");
124 Serial.print("\t");
125 Serial.print("hPa");
126 Serial.print("\t");
127 Serial.println("alt m");
128
129 }
130
131 void loop() {
132
133   mySensor.accelUpdate();
134   aX = mySensor.accelX();
135   aY = mySensor.accelY();
136   aZ = mySensor.accelZ();
137   aSqrt = mySensor.accelSqrt();
138
139
140   mySensor.gyroUpdate();
141   gX = mySensor.gyroX();
142   gY = mySensor.gyroY();
143   gZ = mySensor.gyroZ();
144
145   mySensor.magUpdate();
146   mX = mySensor.magX();
147   mY = mySensor.magY();
148   mZ = mySensor.magZ();
149   mDirection = mySensor.magHorizDirection();
150
151   //time
152   Serial.print(millis());
153   //acceleration
154   Serial.print("\t");
155   Serial.print(aX*10);
156   Serial.print("\t");
157   Serial.print(aY*10);
158   Serial.print("\t");
159   Serial.print(aZ*10);
160   Serial.print("\t");
161   // gyroscope
```

```
162 Serial.print(gX);
163 Serial.print("\t");
164 Serial.print(gY);
165 Serial.print("\t");
166 Serial.print(gZ);
167 Serial.print("\t");
168 // magnetic
169 Serial.print(mX);
170 Serial.print("\t");
171 Serial.print(mY);
172 Serial.print("\t");
173 Serial.print(mZ);
174 Serial.print("\t");
175 Serial.print(mDirection);
176 Serial.print("\t");
177 // temperature, pressure and altitude
178 bmp280.getMeasurements(temperature, pressure, altitude); // Check if the
    measurement is complete
179 Serial.print(temperature);
180 Serial.print("\t");
181 Serial.print(pressure);
182 Serial.print("\t");
183 Serial.println(altitude);
184
185 // Log in SD Card
186
187 File dataFile = SD.open("datalog.txt", FILE_WRITE);
188 // if the file is available, write to it:
189 if (dataFile) {
190 dataFile.print(millis());
191 //acceleration
192 dataFile.print("\t");
193 dataFile.print(aX*10);
194 dataFile.print("\t");
195 dataFile.print(aY*10);
196 dataFile.print("\t");
197 dataFile.print(aZ*10);
198 dataFile.print("\t");
199 // gyroscope
200 dataFile.print(gX);
201 dataFile.print("\t");
202 dataFile.print(gY);
203 dataFile.print("\t");
204 dataFile.print(gZ);
205 dataFile.print("\t");
206 // magnetic
207 dataFile.print(mX);
208 dataFile.print("\t");
209 dataFile.print(mY);
210 dataFile.print("\t");
211 dataFile.print(mZ);
212 dataFile.print("\t");
213 dataFile.print(mDirection);
214 dataFile.print("\t");
215 // temperature, pressure and altitude
216 bmp280.getMeasurements(temperature, pressure, altitude); // Check if the
    measurement is complete
217 dataFile.print(temperature);
218 dataFile.print("\t");
219 dataFile.print(pressure);
220 dataFile.print("\t");
221 dataFile.println(altitude);
```

```

222
223     dataFile.close();
224     // print to the serial port too:
225     Serial.print("* ");
226
227 }
228 // if the file isn't open, pop up an error:
229 else {
230     Serial.println("error opening datalog.txt");
231 }
232 delay(10);
233 }

```

Una vez que se incorpore este programa en el Arduino UNO del Sistema de Registro de Medidas Inerciales comenzará a medir de manera continua y con una alta frecuencia, no sólo medidas inerciales sino también otras como presión, altitud o temperatura. Cada paquete de mediciones se almacenarán en la tarjeta Micro SD mediante el DataLogger. En este caso los datos que se recibirán tienen la siguiente pinta:

Ejemplo: 109976 2.11 3.74 -8.29 -19.71 -228.76 342.77 -46.81 -83.30 -18.94 -150.67 31.25 1006.38 60.47 donde cada número se corresponde a las siguientes magnitudes físicas [Tiempo (ms)], [aceleración eje X ( $m/s^2$ )], [aceleración eje Y ( $m/s^2$ )], [aceleración eje Z ( $m/s^2$ )], [velocidad angular X ( $^\circ/s$ )], [velocidad angular Y ( $^\circ/s$ )], [velocidad angular Z ( $^\circ/s$ )], [magnetismo X ( $\mu T$ )], [magnetismo Y ( $\mu T$ )], [magnetismo Z ( $\mu T$ )], [rumbo ( $^\circ$ )], [temperatura (C)], [presión atmosférica (hPa)], [altitud (m)].

Todos los valores de medidas de magnitudes físicas se registrarán en la tarjeta Micro SD en un documento .txt, por lo que luego será muy sencillo pasarlo a, por ejemplo, Excel e interpretar los resultados obtenidos.

### 5.3.3 Configuración Software LoRa y GPS

Recordemos que para el Sistema de Rastreo y Telemetría se propusieron dos programas:

1. Programa para la configuración de los parámetros de los equipos de LoRa (ver 4.3.3).
2. Programa para la visualización en tiempo real de los datos de las coordenadas GPS por telemetría (ver 4.3.3).

Veamos cada uno de ellos por separado.

#### Software para configuración de parámetros del equipo LoRa

El primer lugar, vamos a comenzar describiendo muy brevemente el Software encargado de la configuración de los parámetros del módulo de radio. Para realizar la configuración se debe conectar mediante USB el Acoplador E15-433T30D y ponerlo en modo Dormido. Seguidamente se ejecuta el programa, se selecciona el idioma "English" y se configuran los parámetros de la siguiente figura:



Figura 5.44 Software RF\_Setting3.7 Ebyte.

Este proceso se le debe haber hecho del mismo modo a ambos módulos, tanto el de recepción (en tierra) como al de emisión (embarcado en el cohete NAOS).

### Software para la visualización de datos GPS por LoRa

Por su parte, también es importante presentar por encima el programa que permitirá visualizar las coordenadas GPS en tiempo real durante el vuelo de NAOS. Esto es de vital importancia ya que el lanzamiento puede estar condiciones de baja o nula visibilidad. En tales casos, contar con coordenadas del cohete en todo momento es de vital importancia. Además, al suministrar la velocidad del cohete, también se puede saber si tras el apogeo se ha abierto el paracaídas convenientemente, o si, en caso contrario, ha habido alguna incidencia.

Antes de abrir el programa como tal, debemos saber el nombre del dispositivo LoRa que se conecta. Por ello, debe conectarse el módulo LoRa junto con el adaptador USB E15-433T30D y seguidamente desplazarse al panel de control del PC y hacer click en "*Hardware y sonido*" → "*ver dispositivos e impresoras*". Una vez dentro nos iremos al final del todo, donde pone "No especificados" y ahí nos debe aparecer el nombre del dispositivo LoRa asociado a un puerto COM. En el caso del ejemplo, aparece *Silicon Labs CP210x USB to UART Bridge (COM7)*.

Una vez identificado el puerto, es momento de ejecutar el programa de "*AccessPort.exe*" y nos aparecerá la pantalla principal. Una vez ahí nos iremos a "*Tools*" → "*Configuration*". Una vez ahí se nos abrirá una ventana donde tendremos que colocar el nombre del puerto COM correspondiente (en este caso particular debe aparecer COM7), mientras que en el resto secciones deben aparecer los mismos parámetros que aparecen en la figura 5.45

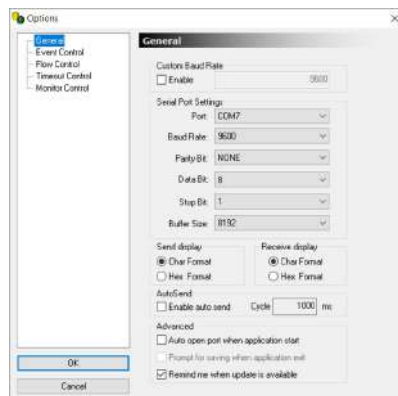


Figura 5.45 Ventana de configuración de AccessPort.exe.

Hecho esto es momento de iniciar la recepción de la antena de tierra haciendo click en el boton azul de "ON/OFF" arriba a la izquierda de la pantalla. Asimismo, se conectará la antena receptora embarcada en el cohete dando lugar a la afluencia de datos por radio. Será entonces cuando se comience a recibir datos, al principio "INVALID" y tras unos instantes paquetes de datos del GPS (ver figura 5.46)



Figura 5.46 Pantalla principal del AccessPort.exe recibiendo datos de telemetría.

Finalmente, en caso de que se desee guardar los datos recibidos durante el el lanzamiento se debe ir a "File" → "Save as" y elegir la carpeta de destino, el nombre y el tipo de archivo.

### 5.3.4 Fabricación del Subsistema de Rastreo y Telemetría

Para poder fabricar el Subsistema de Rastreo y Telemetría fue necesario enviar a la página Web de [ALL PCB](#) el siguiente archivo de fabricación:

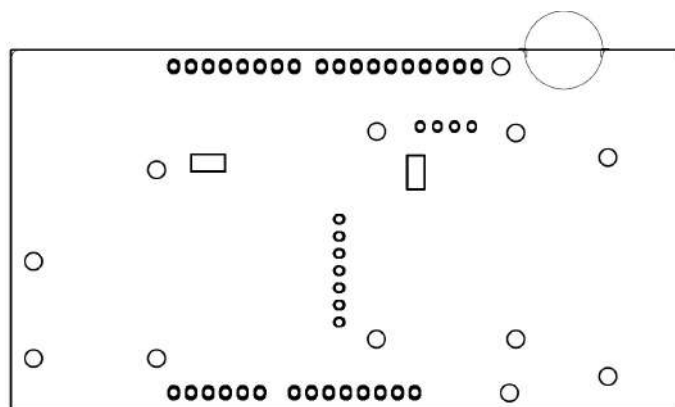
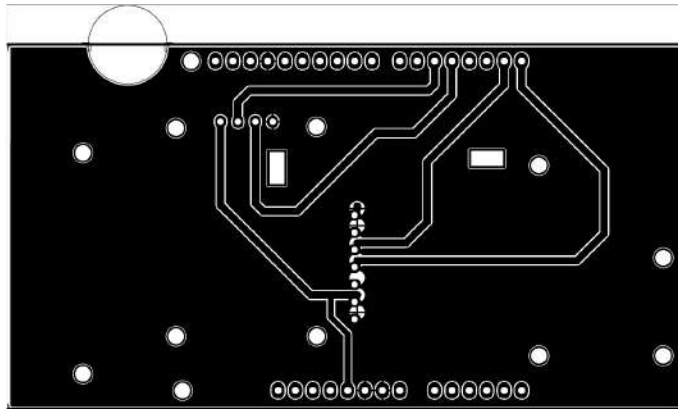


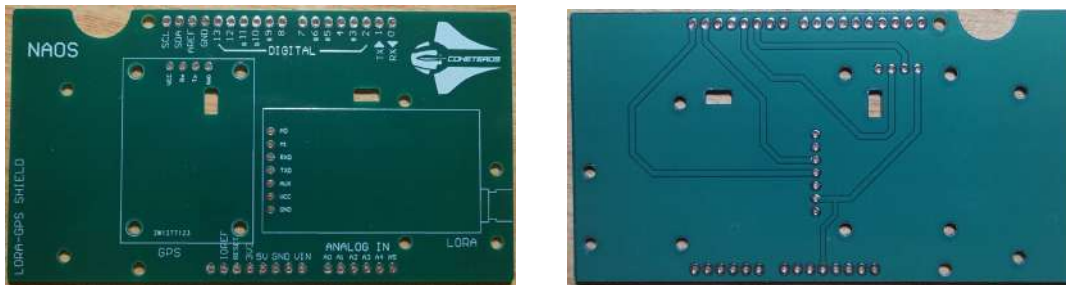
Figura 5.47 Archivo del Shield de Rastreo y Telemetría, fabricación capa superior.





**Figura 5.48** Archivo del Shield de Rastreo y Telemetría, fabricación capa inferior.

Tras un mes de espera y a un precio muy económico llegó la PCB fabricada tal y como se había diseñado. A continuación, se muestran unas imágenes del resultado.



**Figura 5.49** PCB del Shield del Subsistema de Rastreo y Telemetría.

Lo único que queda es seguir las instrucciones del esquemático e ir soldando cada uno de los componentes a las PCB. Es importante destacar que existen tornillos para la fijación de los componentes a la PCB. Además, será necesario levantar levemente, con unos pequeños soportes debajo, el módulo LoRa para que no quede en el aire. Tras hacerlo, ya es momento de soldar la PCB al Arduino UNO. Si se hace, el resultado es el siguiente:



**Figura 5.50** Subsistema de Rastreo y Telemetría completo.

El último paso sería anclar el Subsistema de Rastreo y Telemetría a la cápsula de electrónica que le corresponde.

### 5.3.5 Fabricación del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales

De nuevo, se enviaron los archivos de fabricación a la Web de [ALL PCB](#).

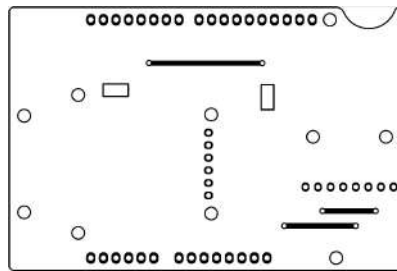


Figura 5.51 Archivo del Shield de Registro de Medidas Inerciales, fabricación capa inferior.

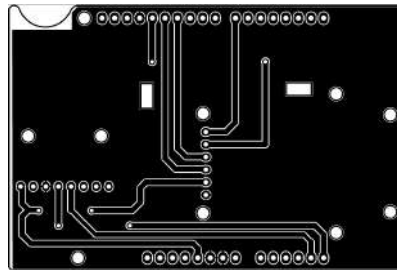


Figura 5.52 Archivo del Shield de Registro de Medidas Inerciales, fabricación capa inferior.

La PCB que se muestra es la que aparece en la figura 5.53.

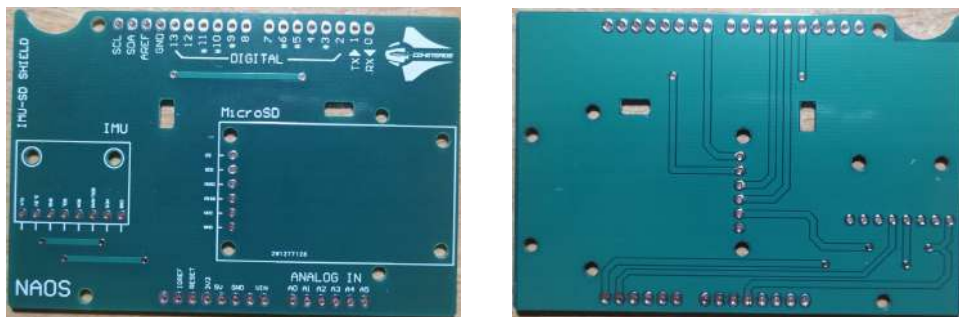


Figura 5.53 PCB del Shield del Subsistema de Rastreo y Telemetría.

En este caso, el ensamblaje es mas sencillo ya que hay que hacer menos soldaduras que en el caso anterior. Sin embargo, es importante comprobar la colocación de los ejes del IMU para luego interpretar convenientemente los datos registrados. Los ejes pueden verse en la figura 5.54 apuntados en una pegatina a mano.



Figura 5.54 Subsistema de Rastreo y Telemetría completo.

### 5.3.6 Fabricación de cápsula de electrónica

La fabricación de la cápsula de electrónica se llevo a cabo mediante su impresión 3D en PLA. Se escogió este material por ser barato, resistente y fácilmente programable en la impresora. Los parámetros que se usaron fueron los que se muestran a continuación:

- **Altura de capa (Layer Height):** 0,1 mm
- **Altura de capa inicial (Initial Layer Height):** 0,1 mm
- **Ancho de filamento (Line Width):** 0,4 mm
- **Espesor de pared (Wall Thickness):** 1,2 mm
- **Espesores superior/inferior (Top/Bottom Thickness):** 0,5 mm
- **Expansión horizontal (Horizontal Expansion):** 0 mm
- **Densidad de relleno (Infill Density):** 100 %
- **Patrón de relleno (Infill Pattern):** Cubic (cúbico)
- **Temperatura de impresión (Printing Temperature):** 220 °C
- **Temperatura de la cama (Build Plate Temperature):** 60°C
- **Velocidad de impresión (Print Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de relleno (Infill Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de pared (Wall Speed):** 15 mm/s
- **Velocidad de traslación (Travel Speed):** 60 mm/s
- **Retracción (Retraction):** Acivada (Enabled)
- **Distancia de retracción (Retraction Distance):** 7 mm
- **Velocidad de retracción (Retraction Speed):** 25 mm/s
- **Refrigeración durante la impresión (Print Cooling):** Activado (Enabled)
- **Velocidad del ventilador (Fan Speed)** 100

Es importante destacar también que los soportes deben estar activados y la pieza debe imprimirse verticalmente para que los acabados superficiales sean los mejores posibles. Tras acabar la impresión, retirar los soportes, lijar las imperfecciones más notables y acoplar todos los elementos, el resultado es el que se muestra en las siguientes imágenes.



Figura 5.55 Cápsula de electrónica desde arriba. Timer integrado.

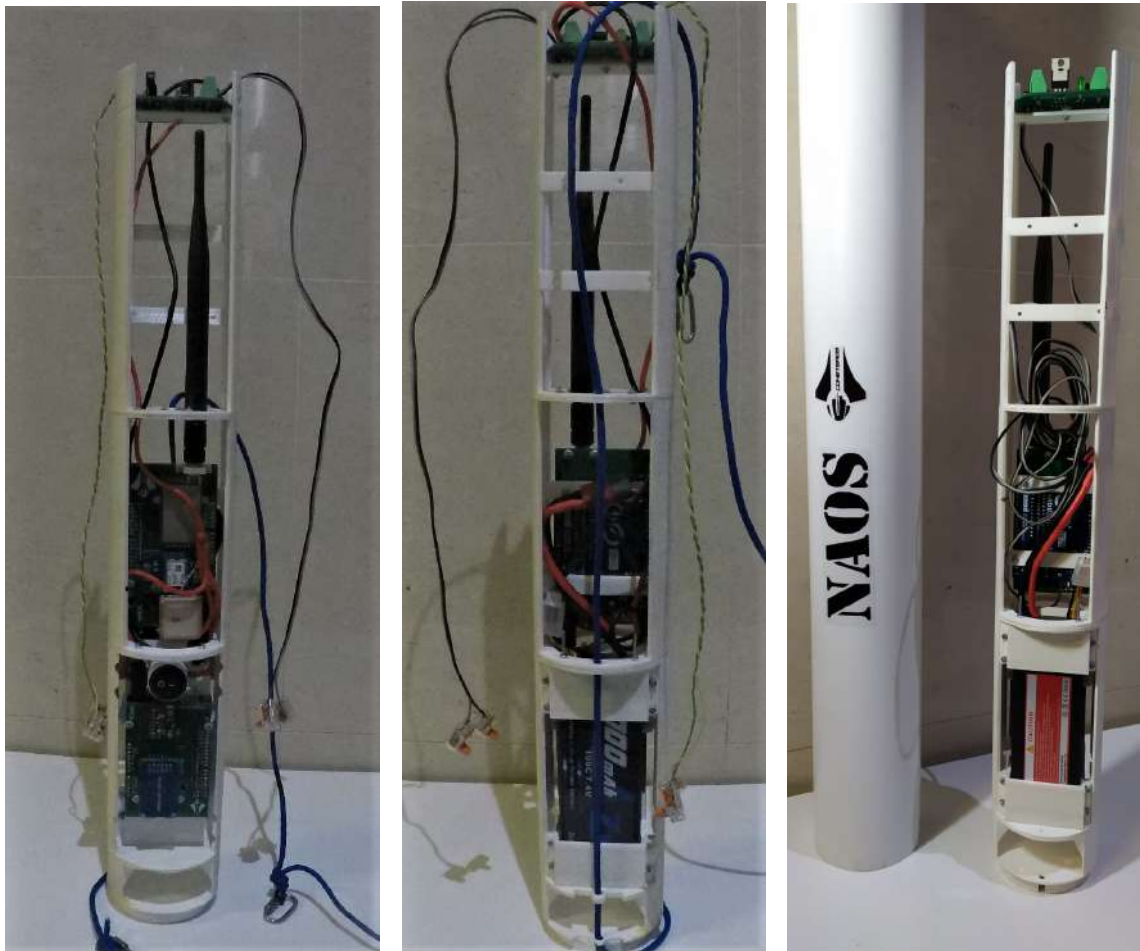


Figura 5.56 Cápsula de electrónica completa.

### 5.3.7 Fabricación del Alojamiento de la Yi CAM

Al igual que en el caso anterior, el Alojamiento de la Yi CAM se ha fabricado en PLA, siguiendo los mismos parámetros que para las cápsulas de electrónica, con la salvedad de que:

- **Densidad de relleno (Infill Density):** 40%

Del mismo modo, los soportes se activaron para poder imprimir la pieza de manera correcta. Por otro lado, fue necesario un ejercicio de lijado muy fino, tanto en la superficie que estaría en contacto directo con la corriente exterior, como en los orificios implantados para el anclaje al fuselaje del cohete. Además, es importante destacar que el encendido de la cámara de a bordo debe hacerse mediante un orificio que posteriormente se taladró en el fuselaje de NAOS para poder pulsar el botón central de la Yi CAM. Así, el resultado final fue el siguiente:



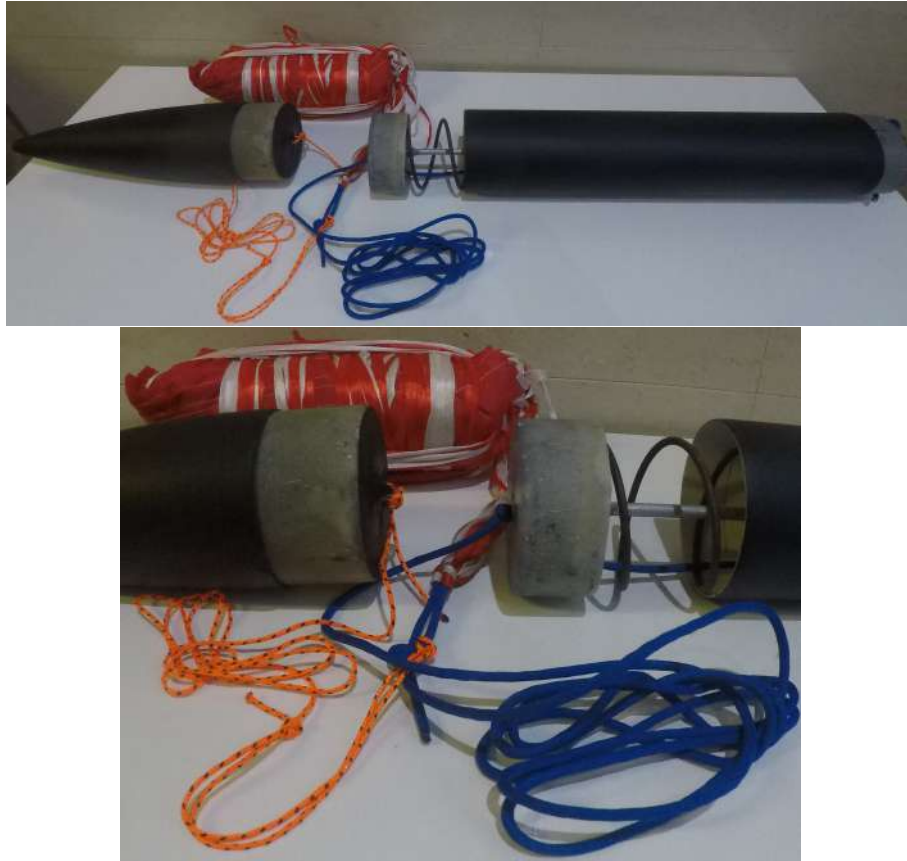
**Figura 5.57** Alojamiento de la Yi CAM .

Debe tenerse en cuenta que para poder ensamblar correctamente la Yi CAM se debió realizar una perforación en el fuselaje con la silueta de la planta de la Yi CAM, que permitiera introducirla cómodamente y mantuviera en la medida de lo posible la aerodinámica del cohete. El resultado final se observa en la tercera imagen de la figura 5.57.

## 5.4 Fabricación del Sistema de Liberación y Recuperación

Para comprender las imágenes que se mostrarán en esta sección es importante recordar el esquema mostrado del diseño conceptual del Sistema de Liberación en la figura 4.47, pues será éste en base al cual se lleve a cabo la fabricación de los distintos elementos necesarios.

Para un correcto funcionamiento del sistema, el pistón debe estar lijado lo más finamente posible para que no haga fricción con las paredes interiores del fuselaje e impida la salida del paracaídas. El émbolo del pistón fue fabricado en fibra de vidrio con resina epoxi, usando como molde un tubo de diámetro ligeramente inferior al usado en el fuselaje. Por su parte, el vástago se trata de una fina barra de aluminio con una pequeña cuña en uno de sus extremos para poder anclar a él el hilo de nailon. Sin embargo, antes de fabricar el émbolo debe unirse el vástago a la zona central del molde y recubrir su extremo con abundante resina y fibra de vidrio para fijar lo mejor posible el vástago al émbolo. Con ello y dejándolo secar tendríamos el pistón finalmente fabricado. Sólo quedaría ensamblarlo al fuselaje del NAOS, añadiendo el muelle, tal y como se muestra en las figuras 5.58.



**Figura 5.58** Sistema de Liberación y Recuperación fabricado y ensamblado.

Se puede comprobar en la figura 5.59 cómo, tanto el vástago como la línea de vida disponen de dos orificios en el extremo contrario a la ojiva que atraviesan la tapa del fuselaje. Por su parte, se ve que la línea de vida se une con el cono del cohete manteniendo así unidas todas las secciones del cohete (ver figura 5.58).



**Figura 5.59** Sistema de Liberación y Recuperación (vista desde el extremo posterior).

Por último, se debe realizar la compresión del muelle a través del pistón, añadir la pieza de sujeción y posteriormente unir un extremo del hilo de nailon con la carga de pólvora (se muestra su fabricación en la sección 5.2.3) al extremo del vástago aluminio y el otro extremo al perno con enlace de anillo de la pieza de sujeción (ver figura 5.60).



**Figura 5.60** Sistema de Liberación y Recuperación armado ON.

El siguiente paso será tensar el hilo de nailon mediante el perno para comprimir el muelle. Es importante comentar que se pintaron unas marcas en el vástago de aluminio para que no se comprimiera más de la longitud máxima de compresión del muelle (a partir de la cual entra en deformación plástica, ver tabla 4.1).

Por último, es recomendable recubrir la pieza de sujeción con cinta adhesiva de aluminio para evitar que la electrónica quede dañada con la detonación de la carga de pólvora. El resultado final, listo para integrar esta sección con el resto, es la que se muestra en la figura 5.61.



**Figura 5.61** Sistema de Liberación y Recuperación armado ON, recubierto con cinta adhesiva de aluminio.

#### 5.4.1 Fabricación del Timer

Como ya sabemos, el Timer es el dispositivo encargado de iniciar la cuenta atrás que marcará la activación de la carga de pólvora del Sistema de Liberación y la posterior apertura del paracaídas. Éste se encuentra ubicado en la parte más alta de la sección de la electrónica (ver figura 5.62).

Tras haber realizado el diseño en Altium, se generaron los archivos de fabricación que se muestran en las figuras 5.63 y 5.64. Como viene siendo costumbre, estos archivos se enviaron a [ALL PCB](#), donde los fabricaron y los enviaron a España, siendo el resultado el que se muestra en figura 5.65. El siguiente paso fue soldar todos los componentes electrónicos que se especifican tanto en la sección 4.3.2 como en el esquema del Timer mostrado en la figura 4.19. Además, para que sea más

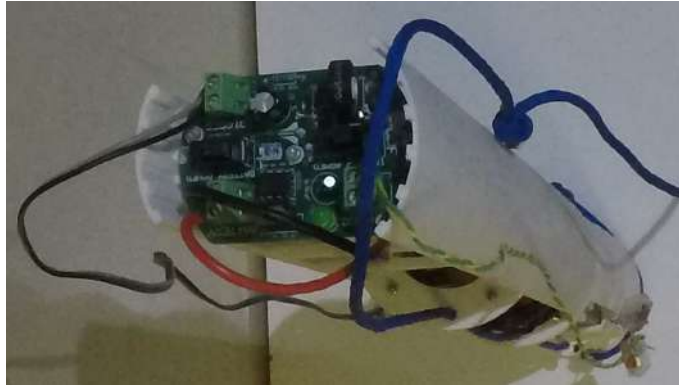


Figura 5.62 Ubicación del dispositivo Timer en la cápsula de electrónica.

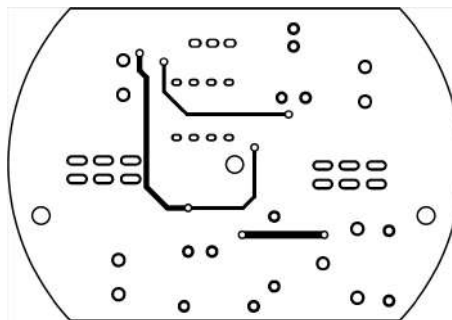


Figura 5.63 Archivo del Shield del Timer, fabricación capa superior.

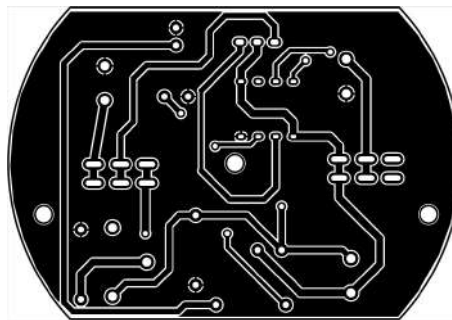


Figura 5.64 Archivo del Shield del Timer, fabricación capa inferior.

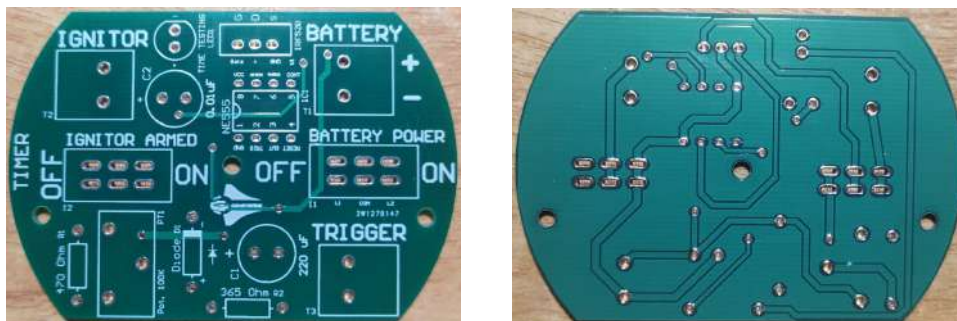
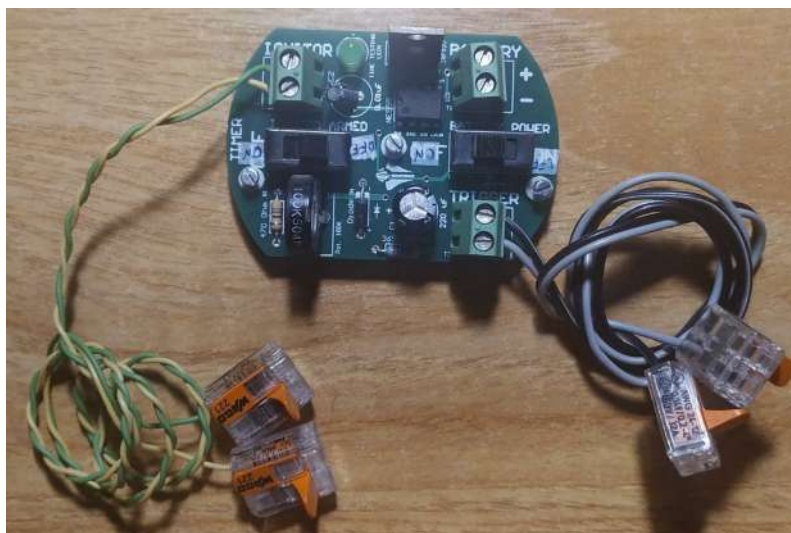


Figura 5.65 PCB del dispositivo Timer.

intuitivo se añadieron huellas a la PCB para indicar la ubicación de cada uno de ellos (ver figura 5.65 (izquierda)). Una vez finalizadas las soldaduras el resultado será el siguiente:





**Figura 5.66** Dispositivo Timer acabado.

Llaman la atención los tres bloques terminales del timer, dos de ellos conectados por un par de cables a otras dos clemas. Los cables procedentes del bloque de terminales del "Ignitor" van directamente conectados a los cables de la carga de pólvora encargada de eyectar el paracaídas que pueden verse en las figuras 5.60 y 5.61. Por su parte, los cables que conectados al "Trigger" se conectarán a su vez al dispositivo Trigger (ver figura 4.16) en el exterior del cohete mediante las clemas. Dicho trigger, como ya se ha explicado, será el encargado de dar comienzo a la cuenta atrás una vez el cohete haya dejado la plataforma de lanzamiento.

#### 5.4.2 Confección del paracaídas

Para ser capaces de fabricar el paracaídas en primer lugar debe haberse leído y comprendido la sección de Diseño del Paracaídas. De este modo se sabrá el diámetro que necesitamos de paracaídas, pues será esencial para comenzar con la confección.

Debe también adquirirse [tela de nailon](#) para paracaídas por internet. Del mismo modo, deberán comprarse [cintas de raso](#) para usarlas como cuerdas del paracaídas.

Para obtener el patrón que se deberá seguir para el recorte de las piezas se debe ingresar en la Web de (pinchando [Richard Nakka](#)), bajar hasta la parte de "*Parachute Gore Pattern Maker*" y descargar el archivo de Excel "**PARAPAT\_V1.1.XLS**". Haciendo esto podremos general las dimensiones de cada una de las secciones que compondrán el paracaídas en función del diámetro, así como definir el número de segmentos que se desee (en el caso de NAOS se escogieron 12 secciones). En la siguiente imagen puede verse la pestaña e "COORDINATES" del archivo de Excel. En la pestaña "PATTERN" será donde nos aparezca la geometría del patrón a imprimir en función de las dimensiones que se hayan introducido.

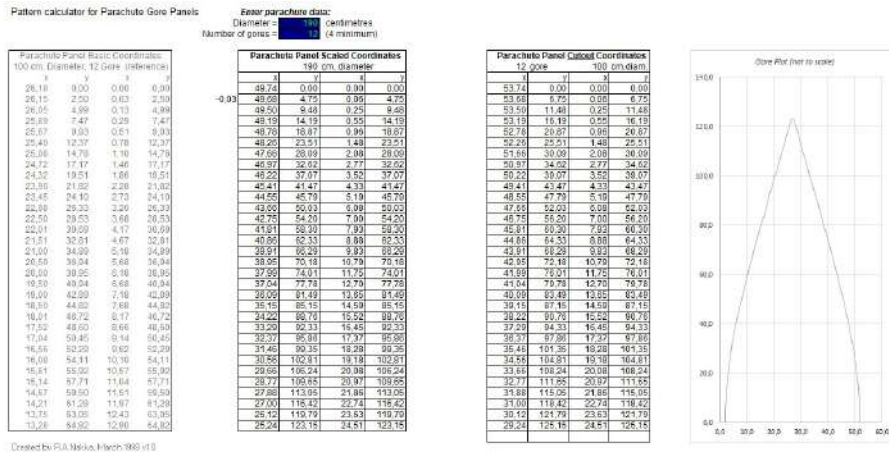


Figura 5.67 Pestaña "COORDINATES" archivo Excel para patrón del paracaídas [1].

Una vez que se tenga impreso el patrón se deberán recortar las 12 secciones que conformarán el paracaídas a partir de la silueta que se deberá haber dibujado previamente, tal y como se muestra en la figura 5.69.

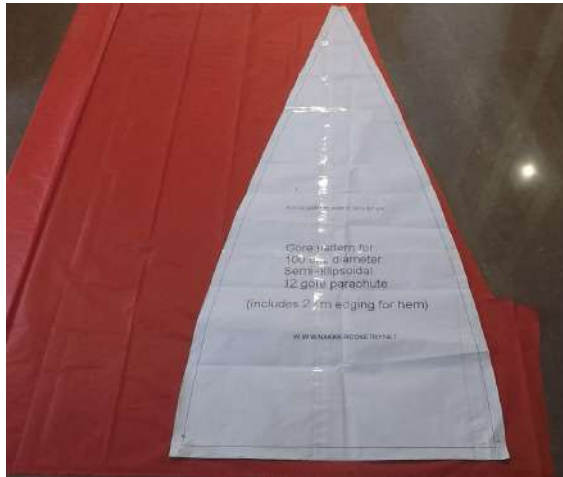


Figura 5.68 Patrón del Paracaídas de NAOS sobre la tela.



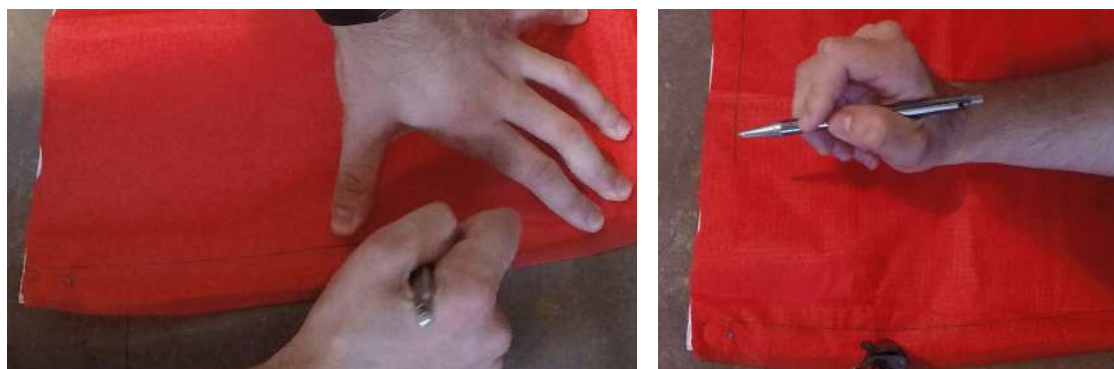
Figura 5.69 Recortes de secciones del paracaídas.

Seguidamente, sobre la pieza recortada se deberá volver a superponer el patrón. En este caso es recomendable fijarlo en las puntas con alfileres para evitar que se mueva (ver figura 5.70). A continuación deberá marcarse la línea perimetral interior del patrón sobre la sección recortada,

usando para ello la técnica del calcado, tal y como se muestra en la figura 5.71. Se puede ver que no es necesaria una exactitud extrema, simplemente vale con marcar ligeramente la geometría.



**Figura 5.70** Alfileres de fijación entre pieza recortada en tela y patrón.



**Figura 5.71** Calcado de la silueta interior del patrón sobre la pieza recortada de tela.

Una vez dibujada la silueta sobre la tela, llega una de las tareas más complicadas, se deberán doblar los bordes sobre sí mismos hasta que el filo llegue a línea anteriormente calcada. Manteniéndolo en esta posición lo llevaremos a la máquina de coser y lo fijaremos progresivamente para que los bordes se mantengan plegados mediante un punto recto que tiene los parámetros que se muestran en la figura 5.72. Es importante destacar que al comenzar coser es importante dar varias puntadas hacia adelante y hacia atrás para fijar el hilo al inicio. A continuación, se seguirá a una velocidad constante tirando ligeramente de la tela y plegando los bordes a medida que se cose. Es recomendable realizar pruebas con la máquina de coser para adquirir la técnica antes de empezar con la pieza definitiva. En la figura 5.73 se aprecia como deben quedar los bordes tras realizarles el punto y el doblado.



**Figura 5.72** Parámetros de la máquina de coser para puntada recta.

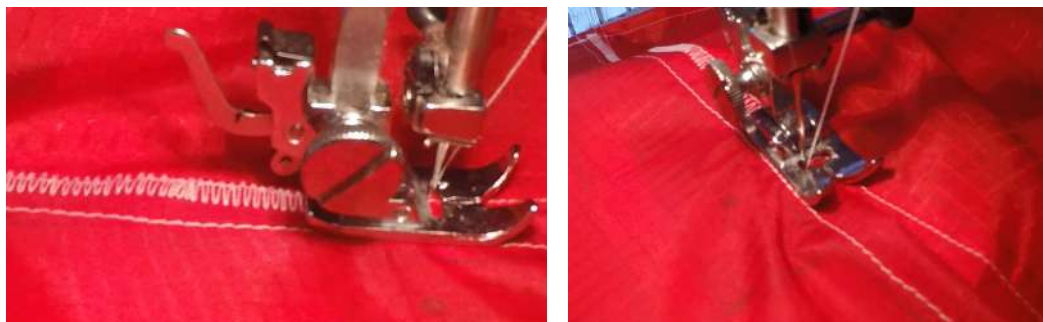


**Figura 5.73** Pliegue de bordes con puntada recta.

Esto deberá hacerse del mismo modo con las 12 secciones idénticas que compondrán el paracaídas. De forma que el siguiente paso consistirá en unir entre sí las diferentes secciones mediante una puntada en zigzag. Los parámetros escogidos en la máquina de coser son los que se muestran en la figura 5.74. Para la unión lo único con lo que hay que tener cuidado es con mantener los bordes de las secciones ligeramente superpuestos, tal y como se ve en la figura 5.75, para asegurar que el punto en zigzag una adecuadamente ambas piezas.



**Figura 5.74** Parámetros de la máquina de coser para puntada en zigzag.



**Figura 5.75** Unión de diferentes secciones mediante puntada en zigzag.

Conforme se vayan uniendo piezas el resultado será el que se muestra en la figura 5.76. Es lógico pensar que a medida que se van uniendo secciones entre sí es más complejo realizar la unión entre ellas, ya que hay más cantidad de tela de paracaídas que estorba durante el proceso.



**Figura 5.76** Unión entre secciones del paracaídas.

Cuando se hayan unido todas las secciones y se haya completado por tanto la campana del paracaídas, llega el momento de unir las cuerdas a este. Recordemos que en el capítulo de estudios preliminares, más concretamente en la ecuación 3.34, se establece la longitud de cuerda ideal que debe tener el cohete. En este caso, para una mayor comodidad en la confección se cortarán 6 tiras (con el doble de la longitud de cuerda) en lugar de 12 tiras como cabría pensar. De este modo, la nueva ecuación de la longitud de cada tira será:

$$L_{\text{cuerda}} = 2,5 \cdot (D + S) \quad (5.2)$$

,donde  $D$  es el diámetro del paracaídas ( $D = 1,9 \text{ m}$  para NAOS) y  $S$  es la longitud de la cuerda que estará cosida al paracaídas, que se recomienda que sea igual o superior a un 7% del diámetro del paracaídas. En el caso del paracaídas de NAOS se escogió  $S = 15 \text{ cm}$  un poco superior al 7%. Por lo tanto:

$$L_{\text{cuerda}} = 2,5 \cdot (1,9 \text{ m} + 0,15 \text{ m}) = 5,125 \text{ m} \quad (5.3)$$

A la hora de realizar la costura de la cinta de raso al paracaídas se hará en la zona de unión de las secciones, por el lado interior de la campana, y usando la misma puntada en zigzag usada con anterioridad. La unión de los dos extremos de la cinta deberá hacerse simétricamente. Esto significa que si un extremo está cosido en una de las uniones entre secciones, el otro extremos debe coserse justo en la unión contraria en términos de simetría axial de la campana del paracaídas. El resultado es el que se muestra en la siguiente figura 5.77.



**Figura 5.77** Cinta de raso unida al paracaídas mediante puntada en zigzag.

Para acabar, únicamente habrá que hacer un nudo con todas las cuerdas dejando una pequeña coca que servirá posteriormente para anclarla al cohete, o más precisamente, a la línea de vida. Tras

esto, ya podremos decir que el paracaídas se encuentra listo para ser embarcado en el cohete. A continuación se muestran algunas imágenes del resultado final.



**Figura 5.78** Paracaídas comparado con paraguas abierto.



**Figura 5.79** Paracaídas desplegado por completo.

Para acabar, simplemente añadir que la confección del paracaídas más que una ciencia, podríamos considerarla un arte. Hay que tener paciencia y maña para ser capaces de fabricar un paracaídas funcional casero. Sin embargo, no es complejo aunque sí trabajoso. De hecho, en caso de que no se quiera confeccionarlo por uno mismo, siempre existe la posibilidad de acudir a un taller de costura, dar instrucciones del proceso de fabricación y dejar que actúen los profesionales.

## **5.5 Fabricación de Fuselaje, Elementos Aerodinámicos y Estabilizadores**

En este apartado se describirá brevemente cómo ha sido la fabricación de los principales elementos aerodinámicos que se han incluido en el cohete NAOS. Por lo que habrá que tener muy en cuenta la sección de diseño para comprender la geometría que tiene cada pieza. Veámoslo un poco más en profundidad.

### 5.5.1 Fabricación de la ojiva

En un primer momento, la ojiva de NAOS se fabricó en fibra de vidrio y resina epoxi. Aunque, en términos de resistencia y bajo peso este material es envidiable, no lo es tanto la facilidad de fabricación, necesitando un molde (de un solo uso), fibras de vidrio, resina epoxi, grasa, etc. Luego se deberán juntar las dos mitades de los moldes mediante más resina y fibra, para posteriormente aplicarle otro lijado.

Por todo ello, decidió diseñarse la ojiva que se muestra en el capítulo de diseño. Fabricada en impresión 3D y en dos piezas diferente posee una gran facilidad de reproducibilidad y fabricación. El material utilizado fue ABS, por su buena resistencia a la temperatura. Los parámetros utilizados en la impresora 3D fueron los que se muestran a continuación:

- **Altura de capa (Layer Height):** 0,2 mm
- **Altura de capa inicial (Initial Layer Height):** 0,2 mm
- **Ancho de filamento (Line Width):** 0,4 mm
- **Espesor de pared (Wall Thickness):** 1,2 mm
- **Espesores superior/inferior (Top/Bottom Thickness):** 0,8 mm
- **Expansión horizontal (Horizontal Expansion):** 0 mm
- **Densidad de relleno (Infill Density):** 40 %
- **Patrón de relleno (Infill Pattern):** Tri-Hexagon
- **Temperatura de impresión (Printing Temperature):** 260 °C
- **Temperatura de la cama (Build Plate Temperature):** 110°C
- **Velocidad de impresión (Print Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de relleno (Infill Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de pared (Wall Speed):** 30 mm/s
- **Velocidad de traslación (Travel Speed):** 60 mm/s
- **Retracción (Retraction):** Acivada (Enabled)
- **Distancia de retracción (Retraction Distance):** 7 mm
- **Velocidad de retracción (Retraction Speed):** 25 mm/s
- **Refrigeración durante la impresión (Print Cooling):** Desactivado (Disabled)

También es importante comentar que durante la impresión es recomendable cubrir la impresora 3D con algún tipo de elemento para evitar las corrientes de aire creadas por la convección natural de la habitación, lo cual puede tener una repercusión importante en el resultado final de la pieza.

Veamos ahora cómo ha quedado la pieza terminada.



**Figura 5.80** Impresión 3D de ojiva de NAOS.



**Figura 5.81** Impresión 3D por partes de ojiva de NAOS.

Una vez que tenemos las piezas impresas sólo habría que unir las con resina epoxi, tal y como se muestra en la figura 5.80 y pintar toda la ojiva con pintura en spray. Esto le dará un acabado mucho más estético y mejorará considerablemente las propiedades aerodinámicas de esta pieza, lo cual es de interés para reducir la resistencia aerodinámica que pueda generar.

### 5.5.2 Fabricación de guías para la rampa de lanzamiento

Estos elementos cumplen la función de guiar el cohete mientras se encuentra en su ascenso a lo largo de la rampa de lanzamiento, lo que los expone en todo el trayecto a esfuerzos de cortadura y momentos. Por ello, deben tener una buena resistencia para asegurar la seguridad durante el lanzamiento.

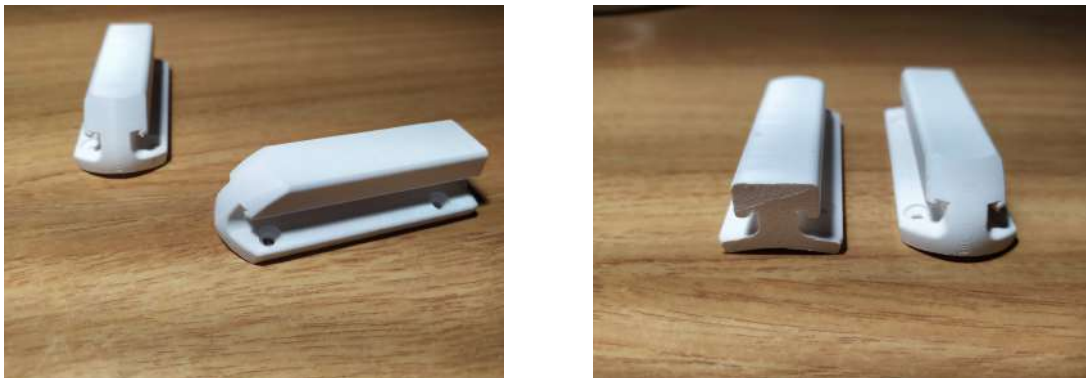
Para su fabricación se usaron los planos de dicha pieza, especificados en el capítulo de diseño. El material utilizado fue PLA, con las siguientes características de impresión:

- **Altura de capa (Layer Height):** 0,1 mm
- **Altura de capa inicial (Initial Layer Height):** 0,1 mm
- **Ancho de filamento (Line Width):** 0,4 mm
- **Espesor de pared (Wall Thickness):** 1,2 mm
- **Espesores superior/inferior (Top/Bottom Thickness):** 0,5 mm



- **Expansión horizontal (Horizontal Expansion):** 0 mm
- **Densidad de relleno (Infill Density):** 70 %
- **Patrón de relleno (Infill Pattern):** Cubic (cúbico)
- **Temperatura de impresión (Printing Temperature):** 220 °C
- **Temperatura de la cama (Build Plate Temperature):** 60°C
- **Velocidad de impresión (Print Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de relleno (Infill Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de pared (Wall Speed):** 15 mm/s
- **Velocidad de traslación (Travel Speed):** 60 mm/s
- **Retracción (Retraction):** Acivada (Enabled)
- **Distancia de retracción (Retraction Distance):** 7 mm
- **Velocidad de retracción (Retraction Speed):** 25 mm/s
- **Refrigeración durante la impresión (Print Cooling):** Activado (Enabled)
- **Velocidad del ventilador (Fan Speed)** 100

Tras la impresión, el resultado final es el que se muestra en la siguiente imagen:



**Figura 5.82** Impresión 3D por partes de ojiva de NAOS.

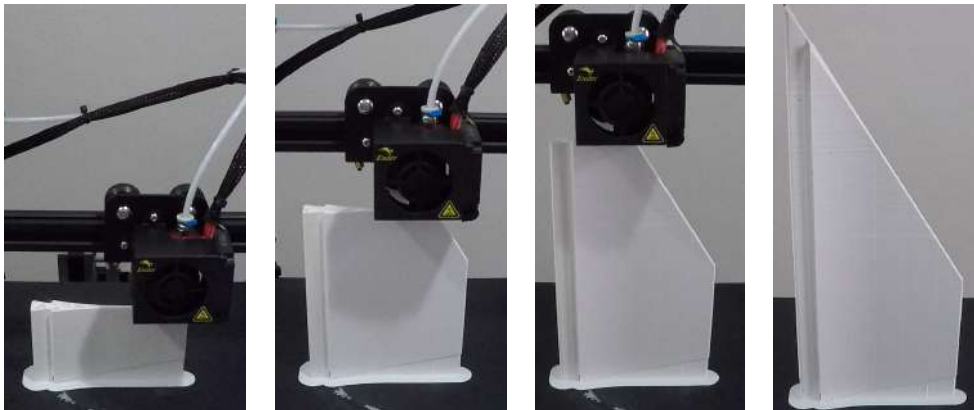
### 5.5.3 Fabricación de las aletas

Las aletas sabemos que son el principal elemento de control de estabilidad pasivo. Es por ello por lo que durante todo el vuelo estarán sometidas a intensas cargas aerodinámicas. Requerirán por tanto de una buena resistencia mecánica y una baja flexibilidad. Y, por si esto fuera poco, también deben ser capaces de resistir las altas temperaturas que desprende el motor cohete en sus inmediaciones, pues se encuentran pegadas a esta sección del fuselaje. Por todas estas razones, el material elegido para la impresión 3D fue ABS, con los siguientes parámetros:

- **Altura de capa (Layer Height):** 0,2 mm
- **Altura de capa inicial (Initial Layer Height):** 0,2 mm
- **Ancho de filamento (Line Width):** 0,4 mm
- **Espesor de pared (Wall Thickness):** 1,2 mm
- **Espesores superior/inferior (Top/Bottom Thickness):** 0,8 mm

- **Expansión horizontal (Horizontal Expansion):** 0 mm
- **Densidad de relleno (Infill Density):** 40 %
- **Patrón de relleno (Infill Pattern):** Tri-Hexagon
- **Temperatura de impresión (Printing Temperature):** 260 °C
- **Temperatura de la cama (Build Plate Temperature):** 110°C
- **Velocidad de impresión (Print Speed):** 30 mm/s
- **Velocidad de relleno (Infill Speed):** 30 mm/s
- **Velocidad de pared (Wall Speed):** 20 mm/s
- **Velocidad de traslación (Travel Speed):** 40 mm/s
- **Retracción (Retraction):** Acivada (Enabled)
- **Distancia de retracción (Retraction Distance):** 7 mm
- **Velocidad de retracción (Retraction Speed):** 25 mm/s
- **Refrigeración durante la impresión (Print Cooling):** Desactivado (Disabled)

Cabe destacar que en el caso de la aleta, al tratarse de una pieza tan esbelta, uno está obligado a disminuir las velocidades del movimiento de la cama. De hecho, en un principio se mantuvieron los parámetros usados para el ABS anteriormente utilizados y se percibieron no conformidades en la superficie de la aleta. A continuación, puede verse como fue el proceso de impresión:

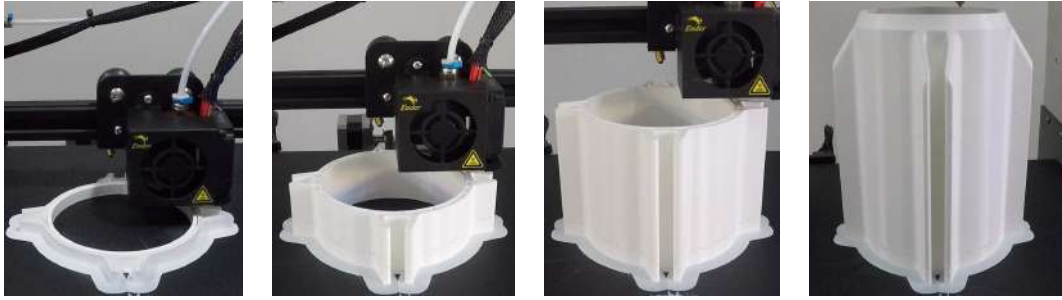


**Figura 5.83** Impresión 3D de una aleta de NAOS.

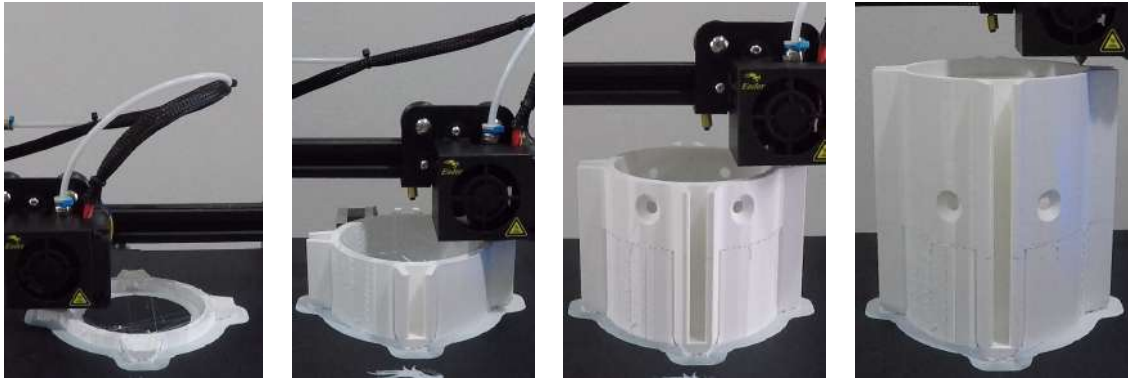
Por su parte, para la fabricación del anillo de aletas las velocidades de impresión pueden ser las que se muestran a continuación:

- **Velocidad de impresión (Print Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de relleno (Infill Speed):** 40 mm/s
- **Velocidad de pared (Wall Speed):** 30 mm/s
- **Velocidad de traslación (Travel Speed):** 60 mm/s
- **Retracción (Retraction):** Acivada (Enabled)
- **Velocidad de retracción (Retraction Speed):** 25 mm/s

Se muestra ahora cómo fue el proceso de impresión en 3D de los anillos de aletas de NAOS.



**Figura 5.84** Impresión 3D del anillo superior de aletas.



**Figura 5.85** Impresión 3D del anillo inferior de aletas.

Al ser muchas piezas, el tiempo de impresión es bastante prolongado. Sin embargo, una vez transcurrido, se obtiene el impecable resultado mostrado en las siguientes figuras:



**Figura 5.86** Impresión 3D del conjunto de aletas y anillo.

En el caso del ensamblaje final de las aletas, únicamente habría que deslizarlas por la cola de milano del anillo (figura 5.88) y fijarlas a dichas guías mediante unos agujeros laterales. Finalmente, se deben introducir 4 tornillos pasantes que conectarán el anillo de aletas con el fuselaje y roscarán en el motor cohete, manteniendo fijas estas 3 partes.



**Figura 5.87** Impresión 3D del anillo inferior de aletas.

Tras aplicarle una capa de pintura negra mate en spray, la apariencia final de la sección de aletas de NAOS es la siguiente:



**Figura 5.88** Aletas de NAOS con capa de pintura.

Este sistema resulta tremendamente útil para transportar el cohete con las aletas desacopladas evitando así un potencial daño. También se ha probado su resistencia y presentan unas prestaciones muy buenas.

#### 5.5.4 Fabricación del fuselaje

Para esta sección se debe tener en cuenta las figuras 4.68 y 4.69 mostradas en el capítulo de diseño. En ella podemos ver el número de tornillos que hay en cada sección de NAOS. Todos ellos, perfectamente calculados para resistir el tirón que ejerce el paracaídas en su apertura y evitar el desprendimiento de las diferentes secciones. Como ya se ha comentado, una medida de seguridad fue la incorporación de una línea de vida con capacidad de resistir 200 kg de fuerza que une todas las secciones de NAOS, para que en caso de fallo completo de los tornillos y separación inesperada de las secciones, el cohete se siga manteniendo unido y no se desprendan secciones que puedan entrar en caída libre sin paracaídas.

Lo primero que se hizo fue cortar el tubo con las diferentes longitudes de cada sección:

- **Sección del motor cohete:** Para esta sección se tuvo en cuenta la longitud del motor cohete, dejando una pequeña holgura entre el cierre posterior y el extremo del tubo que convergía en

la unión con la sección de electrónica. Dicho espacio será necesario para anclar a los tornillos del motor cohete un alambre de alta resistencia (como el usado en los frenos de las bicicletas), al cuál, mediante un mosquetón pequeño de escalada (ver figura 5.89) se unirá uno de los extremos de la línea de vida. Con todo ello, la longitud necesaria fue de: **570 mm**



**Figura 5.89** Mosquetón de unión con línea de vida.

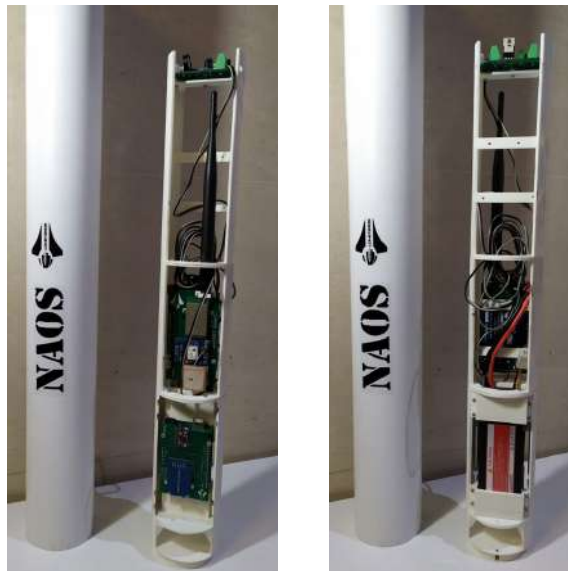
- **Sección de electrónica:** Teniendo en cuenta la longitud de las cápsulas de electrónica, el espacio necesario para la cámara de a bordo Yi CAM, los tornillos interiores para el anclaje de las guías de la rampa de lanzamiento y fijación de las cápsulas de electrónica, así como del espacio necesario para albergar la pieza de sujeción del vástago del sistema de liberación, mostrado en la figura 5.60, la longitud final queda definida como: **932,5mm**. También se debe destacar que en esa misma figura, se aprecia una cuerda azul con una coca. Será esa cuerda la que una con el paracaídas y, a su vez, mediante otro mosquetón a la línea de vida que recorre todo el interior de la electrónica hasta llegar al mosquetón de la sección del motor cohete anteriormente mencionado.
- **Sección del paracaídas:** Esta se trata de la sección más compleja de calcular, pues se deben tener en cuenta 3 factores:
  - Longitud libre del muelle: Esto nos dará la mayor longitud que se puede alargar el muelle (ver 4.1), y que será la que defina cuánta distancia salga el paracaídas en el momento del despliegue.
  - Longitud de compresión máxima del muelle: Este dato acotará el límite de espacio restante para el paracaídas. Además también se deberá conocer la longitud del diámetro de la ojiva que entra dentro de esta sección (40 mm en el caso de NAOS, ver C.8.1).
  - Longitud mínima del paracaídas empaquetado: El empaquetado del paracaídas es un dato tremendamente importante, ya que dependerá de la eficiencia del empaquetado que se tenga más o menos espacio disponible. Además si no se empaqueta adecuadamente puede generar mucha fricción en las paredes interiores del fuselaje y dificultar la salida del paracaídas, poniendo en riesgo su despliegue. La clave para un buen empaquetado es eliminar todo el aire del paracaídas, ir enrrllándolo enérgicamente y finalmente presionar en todo su contorno con las propias cuerdas del paracaídas.

Con ello, y extremando la precaución de los cálculos, la longitud final fue de: **367,5 mm** que en total con la ojiva ensamblada se convierte en **617,5 mm**.

En total, la altura del fuselaje de NAOS es de **2120 mm**, mientras que al añadirle las aletas la altura asciende hasta los **2170 mm** . Veamos ahora varias imágenes de las diferentes secciones que conforman el cohete.



**Figura 5.90** Sección del motor cohete de NAOS.



**Figura 5.91** Sección del electrónica de NAOS.



**Figura 5.92** Sección del paracaídas de NAOS.

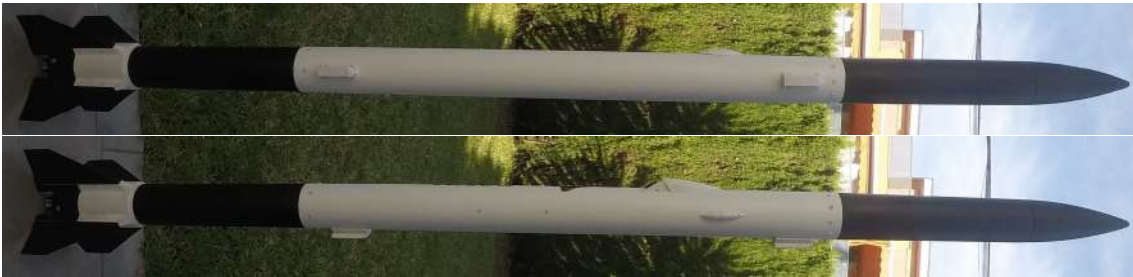
Por último, se adjuntan unas imágenes del fuselaje completo sin pintar, así como otras donde se puede ver el cohete NAOS completamente acabado y listo para el lanzamiento. Llamen la atención un par de agujeros practicados en el fuselaje de NAOS de la figura 5.94. la función del que está justo debajo de la cámara de a bordo Yi CAM es la de encender la misma. Mientras que en el caso del orificio que se ve a la izquierda de las letras de "NAOS" permiten encender la batería y alimentar todo el Sistema Electrónico.



**Figura 5.93** Cohete NAOS sin pintura.



**Figura 5.94** Cohete NAOS (Vista 1).



**Figura 5.95** Cohete NAOS (Vistas 2 y 3).

## 5.6 Fabricación de otros elementos esenciales

Además de NAOS, resulta esencial describir brevemente como fue la fabricación tanto del banco de ensayos como de la plataforma de lanzamiento, pues se tratan de elementos que se encuentran en continuo uso y que requieren de un diseño cuidadoso y concienzudo.

### 5.6.1 Fabricación del banco de ensayos

La fabricación del banco de ensayos es bastante sencilla. Consta de una plancha de madera amplia que sirve como apoyo, acoplada y atornillada a una placa de acero inoxidable con una barra perpendicular a ella soldada. La función de la plancha de acero es hacer cuerpo contra las fuertes compresiones que ejerce el motor cohete durante el ensayo, mientras que la de la barra vertical es soportar los pequeños momentos que se pueden generar en el transcurso de la prueba.

Como el objetivo será confinar al motor para que toda la fuerza que este ejerza se le transmita a la célula de carga, será necesario una pieza tubular de mayor diámetro que el motor. En la figura 5.96 se puede ver tanto el tubo de PVC gris que albergará el motor como la célula de carga apoyada al fondo sobre la placa de acero inoxidable. La célula de carga se encuentra atornillada tanto a la placa como a la madera mediante un agujero pasante. Por su parte, el tubo de PVC lleva un par de tornillos de fijación a la barra vertical de acero. Todo ello da lugar a un banco de ensayos compacto, rígido y resistente, capaz incluso de aguantar explosiones del motor sin dañarse en exceso.



**Figura 5.96** Banco de ensayos vista en planta.



**Figura 5.97** Banco de ensayos.

Por último, añadir que se introdujeron dos elementos alternativos. El primero de ellos es un disco circular con el diámetro interior del tubo de PVC gris que sirve de apoyo del cierre posterior del motor cohete y que permite distribuir el esfuerzo de una forma más equitativa. Por otro lado, dispone de 2 anillos de ajuste, uno de ellos ya se vió en la imagen 5.3, mientras que el otro es de mayor longitud y se posiciona en el centro del motor cohete, evitando que el conjunto tambalee en el interior del tubo de PVC durante el ensayo en banco. Están fabricados en una gruesa capa de fibras de vidrio con resina epoxi. Las fibras de vidrio mejoran la alta fragilidad de la resina, mientras que esta última confiere la capacidad al conjunto del material compuesto de ajustarse perfectamente al molde durante su fabricación, permitiendo un buen acabado final. Además este material aguanta perfectamente las altas temperaturas de las paredes del motor cohete.

Durante un ensayo en banco, el motor cohete se introduce en el banco de pruebas tal y como se muestra en la imagen 5.98.



**Figura 5.98** Banco de con motor cohete de NAOS.



### 5.6.2 Fabricación de la plataforma de lanzamiento

La plataforma de lanzamiento es el elemento que permite que el cohete, en el momento de su lanzamiento, tenga una base donde apoyarse y descansar, además de permitir su guiado durante el despegue, dando lugar a un vuelo inicialmente nominal. Sin embargo, durante su fabricación surgieron varios retos. En primer lugar, debía ser una estructura robusta, firme y resistente que no cediera antes las vibraciones del cohete. Por otro lado, debía servir de guía para el cohete con el menor rozamiento posible pero con capacidad de soportar los ladeos durante el despegue. Y, por último, debía tener una buena estética, pero sin perder funcionalidad.

Primeramente, para cubrir la necesidad de la robustez se ideó una plataforma de lanzamiento muy similar al concepto del banco de ensayos. Una amplia y rígida base hecha a partir de una tabla gruesa de madera, con una plancha de acero inoxidable atornillada a ella y con 4 barras rigidizadoras acompañadas de otra plancha de acero doblada en forma de "S", sobre la que se apoyaría el motor cohete.



**Figura 5.99** Rampa de lanzamiento parte inferior sin pintar.

Como ya se ha comentado, el cohete se posicionará sobre la plancha doblada en forma de "S", como se muestra en la siguiente figura:



**Figura 5.100** Banco de con motor cohete de NAOS.

Para satisfacer el objetivo de guiar adecuadamente a NAOS, se incorpora una barra de aluminio de 3 metros de altura con una sección idónea para el guiado del cohete (ver figura 4.79), acoplada y atornillada a la barra de acero central que se puede ver en la figura 5.100. Sin embargo, al ser una barra tan esbelta, presenta serios problemas de pandeo, y más aún frente a las cargas que realizaría el cohete durante su ascenso por la rampa de lanzamiento. Es por ello por lo que se decidió rigidizar aún más el sistema, colocando una barra atornillada a la parte más alta de la barra guía y dispuesta de manera oblicua hasta apoyar en el suelo, ver figuras 5.101 y 5.103. Por último, tanto esta última barra como la base de la plataforma, se anclarían al suelo mediante piquetas, para dar aún más estabilidad y rigidez a la rampa.



**Figura 5.101** Vista del anclaje de la barra oblicua rigidizadora de la rampa de lanzamiento.

Tras una mano de pintura blanca, algunos detalles como pegatinas de "NAOS" o "Coheteros" y un apoyo de goma espuma para absorber los pequeños impactos que pueda dar el cohete antes del despegue, se obtiene una rampa de lanzamiento como la que se muestra a continuación.



Figura 5.102 Rampa de lanzamiento pintada y con pegatinas promocionales.



Figura 5.103 Rampa de lanzamiento parte inferior sin pintar.



## 6 Ensayos y pruebas de NAOS

---

Los ensayos en banco son una herramienta esencial para el desarrollo de los cohetes reales. Gracias a ellos podemos conocer el comportamiento que tiene el motor cohete antes de realizar el lanzamiento, obteniendo datos de Empuje-Tiempo que serán los que nos muestren si es necesario un rediseño, una mejora, una medida de seguridad, etc. En el caso de NAOS no podía ser diferente, ya que los ensayos en banco han sido una herramienta primordial para la toma de muchas decisiones. Entre ellas están la elección de propulsante sólido tras la experimentación con alguno de ellos, la mejora de la inhibición del motor cohete, la variación en la sección, la longitud y el diámetro del grano de propulsante o incluso el estudio de vibraciones, sobrepresiones y perturbaciones del motor cohete durante la combustión. Estudio que no habría sido posible de predecir de manera teórica con tanta precisión.

Sin embargo, los ensayos en banco no sólo han aportado información relativa al motor cohete y sus características, sino que también han servido para predecir con mayor bondad las actuaciones que realizaría el cohete NAOS durante el lanzamiento, favoreciendo que el cálculo los tiempos de apertura del paracaídas, los esfuerzos aerodinámicos durante el vuelo, las consecuencias de abrir antes o después el paracaídas, los cálculos de la estabilidad, las alturas en los diferentes momentos del vuelo o incluso el diseño de muchos de los elementos del cohete, sean considerablemente más exactos.

Por otro lado, también se expondrán brevemente en este capítulo algunas de las pruebas llevadas a cabo previas al lanzamiento, que han permitido dotar al cohete y sus sistemas de una confianza y seguridad suficiente como para plantearse el lanzamiento. De hecho, también se describirá en profundidad dicho evento.

Tras la realización de más de 50 ensayos en banco totales y más de 20 lanzamientos de cohetes de diferentes tamaños, dimensiones y características, se han escogido varios ensayos en banco ideales para ilustrar apropiadamente el objetivo y las ventajas de los mismos. Todos ellos se han realizado con el motor cohete de NAOS, por lo que han conformado un pilar esencial en el desarrollo de la aeronave en cuestión, que finalmente se lanzó en mayo de 2021. Veamos un pequeño diagrama en el que se muestra la cronología de los ensayos en banco de NAOS, donde aparecen con el contorno en verde aquellos de los que se va a tratar más a fondo en este capítulo. No obstante, en el esquema temporal se eluden muchos de los pasos intermedios realizados. De hecho, hay algunos grandes saltos temporales entre ensayos, entre los cuales se trabajó en desarrollar y pulir la tecnología del cohete, con nuevos procedimientos de fabricación, nuevos diseños, alternativas a la inhibición, etc.



Figura 6.1 Cronología de los ensayos en banco de NAOS.

## 6.1 Ensayos en banco del motor cohete

En esta sección nos centraremos en estudiar en profundidad los distintos ensayos en banco realizados con el motor cohete D60, que el que llevará incorporado NAOS en el lanzamiento.

### 6.1.1 Descripción de los ensayos

En primer lugar, antes de empezar a ver las pruebas como tal, es pertinente explicar qué nos encontraremos en cada uno de los documentos Excel de los ensayos a estudiar. De este modo, cuando se analicen dichos documentos se tendrán los conocimientos necesarios para comprender de dónde se obtienen las gráficas y los valores principales de las actuaciones del cohete durante el hipotético vuelo. Veamos una por una las qué nos aportan cada una de las hojas del Excel de una prueba en banco genérica.

#### Introducción

Esta hoja sólo está en algunos de los archivos Excel de los ensayos que se estudiarán más adelante. En ella se explica cómo deben actualizarse los datos de las distintas hojas que iremos viendo. Por ejemplo, se dan pautas sobre cómo obtener la presión en cámara a partir de los resultados obtenidos en el ensayo en banco. Recordemos que lo que se obtiene de la célula de carga y el equipo de adquisición de datos son los valores del empuje del cohete en (en kg) frente al tiempo (en s). Por lo

tanto, la presión en cámara se obtendrá mediante otro fichero Excel con una Macro que la calcula automáticamente. Dicha Macro aparecerá adjunta en el Archivo comprimido de cada prueba, con el nombre de "Po\_v5" (ver figura 6.2). Como vemos, en las columnas "Time" y "Thrust" será donde coloquemos los datos obtenidos del ensayo en banco. Posteriormente sólo habrá que hacer click en el botón de "CALCULAR Po" y se iniciará. Cuando haya acabado, los datos de la columna "Po absoluta (atm)" serán los que se nos indicará en la hoja de "introducción" del documento principal de la prueba dónde deben copiarse. Viene todo explicado de modo muy intuitivo en el propio Excel, por lo que no debería haber pérdida.

Dt_Diámetro	19	At_Áreas garganta:	0,000284	Gamma	1,1308	Pa (Pa)	101325	Poi (Pa)	101325,00	
Ds_Diám. Sal	24	As_Área salida tobera (m2)	0,000449	Mach salida	1,80	Mach salida Subsonic	0,41	E (N) Supersonic	-5,1	Contador
				f(Ms,As/At)=0	0,00	f(Ms,As/At)=0	0,00	E (N) Subsonic	0,0	0
				Po crítica supersonic (Pa)	175215			Po absoluta (atm)	Po absoluta (Pa)	
0	0,00							1,0	101325,0	
0,0001	0,00							1,0	101325,0	
0,0002	0,00							1,0	101325,0	
0,0003	0,00							1,0	101325,0	
0,0004	0,00							1,0	101325,0	
0,0005	0,00							1,0	101325,0	
0,0006	0,00							1,0	101325,0	
0,0007	0,00							1,0	101325,0	
0,0008	0,00							1,0	101325,0	
0,0009	0,00							1,0	101325,0	
0,001	0,00							1,0	101325,0	
0,0011	0,00							1,0	101325,0	
0,0012	0,00							1,0	101325,0	
0,0013	0,00							1,0	101325,0	
0,0014	0,00							1,0	101325,0	
0,0015	1,01							1,1	113918,1	
0,0016	0,00							1,0	101325,0	
0,0017	0,00							1,0	101325,0	
0,0018	0,00							1,0	101325,0	
0,0019	0,00							1,0	101325,0	
0,002	0,00							1,0	101325,0	

Figura 6.2 Fichero Excel "Po\_v5.xlsm" (extensión de Macro).

En esta hoja también se explicará como modificar la hoja principal del documento Excel, denominada "Sim lan\_Cd(v)" (Simulación de Lanzamiento con Cd variable con la velocidad). La veremos más adelante.

### Prueba Propulsante

Es típico en los ensayos en banco, realizar en paralelo y previo a éste, una prueba del propulsante. Dicha prueba consiste en fabricar un cilindro esbelto con el sobrante de propulsante sólido obtenido de las mismas remesas usadas para fabricar los granos de propulsante que van dentro de la cámara de combustión durante la prueba. A este cilindro de propulsante se le dibujan líneas equiespaciadas (ver figura 6.3) para poder ver cuánto tiempo tarda en quemarse la longitud entre ellas. Con ello se puede calcular con muy buena precisión la velocidad de quemado del grano de propulsante a presión ambiente (1 atm).

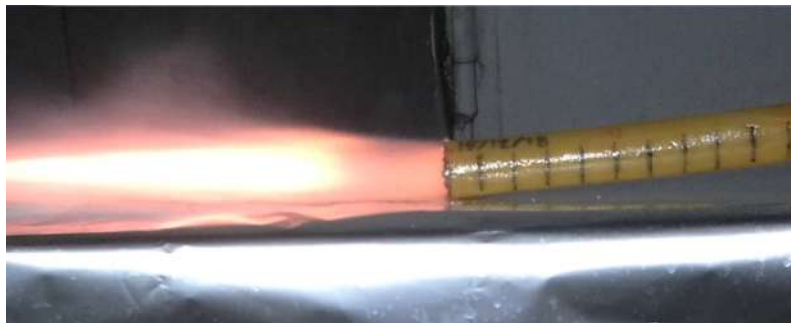


Figura 6.3 Hoja "prueba propulsante" del excel del ensayo en banco.

En esa misma hoja aparecen valores de la velocidad de quemado a presión atmosférica (que es el caso de la prueba de propulsante) y varias temperaturas. Con ello, seremos capaces de comprobar la velocidad de quemado con la de las tablas. En caso de que fueran muy diferentes se desecharía el grano de propulsante, ya que esa desviación podría evidenciar una deficiencia en la fabricación.

Y por otro lado, se ha habilitado una tabla donde se compara la densidad del grano de propulsante con la densidad teórica proveniente de la literatura. No es necesario decir que cuanto más cercana sea a la densidad teórica más eficientes serán los granos de propulsante. De hecho, en general se suelen desechar granos de propulsante con un ratio  $\rho_{real}/\rho_{teorica} \cdot 100$  inferiores al 90%. En la siguiente figura se muestra dicha tabla, que se tiene que rellenar con las dimensiones del grano de propulsante lo más exactas posibles y con su peso, de este modo la comparativa entre la real e ideal es inmediata.

THEFINTELS (%RNakka (g Densidad ideal (Kg/m3)							
KNDX anhidrida	155	1.879					
KNDX monohidratada	135						
<b>James Yawn (Disuelto en agua y secado en plancha)</b>							
KNO3 - 65%, Sucrose - 35%		Temperatura: 130-150°C (260-300°F).					
<b>Richard Nakka (slurry method)</b>							
KNO3 - 65%, Sucrose - 35%		Temperatura: 380°F (193 °C)					
KNO3 - 60%, Sucrose - 40%		Temperatura: 370°F (188°C)					
	diam grano (mm)	Long (mm)	diam aguj	masa granq	volumen (m	densidad (K	Relación (real/ideal)
Prueba motor 1_1	58,37	61,35	25	222,60	134.051	1660,6	88,4%
Prueba motor 1_2	58,01	61,3	25	223,70	131.925	1695,7	90,2%
Prueba motor 1_3	58,37	55,88	25	216,30	122.099	1771,5	94,3%
Prueba motor 1_4	58,14	58,09	25	218,84	125.705	1740,9	92,7%
Prueba motor 1_5	58,24	56,84	25	212,94	123.520	1723,9	91,7%
Prueba motor 1_6							0,0%
	58,23	58,69		1094,38			91,5%
		293,46					

Figura 6.4 Hoja "prueba propulsante" tabla de eficiencia del grano de propulsante.

## LOG

Log (registro en inglés) es una tabla donde se anotan todos los datos relevantes relativos al ensayo en banco y previos a él. Algunos de ellos son los siguientes:

- Tipo de propulsante
- dimensiones del grano
- Objetivo del ensayo en banco
- Número de granos de propulsante para la prueba
- Tipo de inhibición del grano de propulsante
- Fecha de los Lotes de propulsante
- Etc.

Esta hoja es clave para posteriormente analizar los resultados de la prueba, ya sean satisfactorios o no. Además, toda esa información será de gran ayuda en el futuro, cuando se deban recordar los objetivos del ensayo y sus características principales.



## Resultados

En la hoja de resultados se registra todo lo relacionado con las conclusiones extraídas del ensayo en banco. Todo ello se hace una vez que se analiza el vídeo del ensayo en banco y se explora el interior de la cámara de combustión en busca de los restos de la inhibición de los granos u otras sustancias que nos puedan dar datos de cómo ha sido la combustión durante la prueba en banco. En general interesará que los restos de la inhibición estén lo más enteros posibles, significando que habrán cumplido su función.

También se incluyen pautas para la siguiente prueba en banco. Si alguna implementación nueva ha resultado ser una buena decisión y ha mejorado las prestaciones o la evolución de la combustión, sin duda se volverá a tener en cuenta en el siguiente ensayo. Por contraposición, cualquier innovación que no haya resultado tan buena o que no haya optimizado el comportamiento, no se tendrán en cuenta para la siguiente.

## Teórico Prueba 1

En esta hoja nos encontraremos con todos los parámetros y valores teóricos que se habrán calculado previos al ensayo en banco, y que nos servirán como orientación al comportamiento real del motor durante la prueba. Dichos resultados y gráficas se obtienen del ya nombrado programa de Richard Nakka que aparece en las figuras 4.4, 4.5 y 4.6. De hecho, estas gráficas nos sirven de guía para saber a gráfica que se debe converger en los ensayos y así poder identificar desviaciones, sobrepresiones, comportamientos inesperados, malfuncionamientos, etc. De este modo, se podrán implantar las medidas correctivas que se crean oportunas y volver a realizar otro ensayo en banco con el objetivo de que sea más parecido a la curva teórica. Sin embargo, debe tenerse en mente en todo momento que jamás se va a obtener una curva real extremadamente similar a la teórica.

## Prueba 1

En esta hoja nos encontraremos todos los datos relacionados con las prestaciones del motor cohete y su evolución a lo largo del tiempo. De hecho, estos ya son datos reales que se han calculado a partir de la curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco e introduciendo dichos datos en el archivo Excel de "Calculo Po\_v5-xlsm". Con ello se obtiene la presión en cámara a lo largo del tiempo de combustión. Posteriormente, se calcula la velocidad de quemado del propulsante, con ello la disminución de área en el grano a lo largo del tiempo, la variación de masa de propulsante y el coeficiente de empuje. Con todo ello, quedan caracterizados los datos temporales más importantes del motor cohete. Además, se pueden ver algunas gráficas de la curva Presión en cámara-Tiempo o del Empuje-Tiempo.

Por último, hay una pequeña tablita con los datos de impulso específico, empuje máximo, empuje medio, impulso específico, etc. Todos ellos calculados de forma empírica gracias a la curva Empuje-Tiempo.

## Sim lan\_Cd(v)

Ésta, probablemente sea la hoja más importante de todo el documento Excel, ya que en ella se usan todos los datos extraídos del ensayo en banco para simular el lanzamiento del cohete con las condiciones iniciales de carga de propulsante, características de tobera, eficiencia, etc. Se calculan valores de aceleración mediante un equilibrio de fuerzas entre Empuje, Peso del cohete (teniendo en cuenta la disminución de masa a medida que se consume el propulsante) y la Resistencia Aerodinámica (con variación del  $C_d$  con la velocidad). Por otro lado se calcula la velocidad y la altura, "integrando" a partir de la aceleración.

También se incluyen las gráficas correspondientes a las curvas: Empuje-Tiempo, Aceleración-Tiempo, Velocidad-Tiempo, Altura-Tiempo, la trayectoria con paracaídas desplegado y la trayectoria en caída libre. Con todos estos datos es con lo que se estipula el tiempo de apertura del paracaídas, en caso de que se quiera desplegar justo en el apogeo.

Del mismo modo, se incluye una tabla que recoge los parámetros principales de las actuaciones de la simulación del lanzamiento como el apogeo (altura máxima), velocidad máxima, impulso total, tiempo total de vuelo, aceleración máxima, etc.

### **Comparativa**

En esta pestaña, simplemente se establece una comparativa entre las gráficas Empuje-Tiempo de los distintos ensayos en banco realizados a lo largo del tiempo. Dicha comparativa es especialmente útil para ver como va siendo el progreso de los distintos ensayos, si se va mejorando la curva real pareciéndose cada vez más a la teórica o para analizar el efecto de introducir mayor carga de propulsante o inhibiciones diferentes, incluso las consecuencias de introducir el ignitor en las distintas zonas del motor cohete.

#### **6.1.2 Ensayo en banco Diciembre 2018**

##### **Objetivo y preparación**

Este ensayo en banco tuvo lugar el 26 de Diciembre de 2018 y tenía como objetivo realizar un ensayo en banco del motor cohete D60 de NAOS previo a su lanzamiento, y con carga máxima. Para ello, se fabricaron 7 granos de propulsante que en total ocuparon un 97% de la carga máxima del motor.

Las características principales de la prueba fueron las siguientes:

- Grano 1 (longitud 66,21 mm), Grano 2 (longitud 67,30 mm), Grano 3 (longitud 69,54 mm), Grano 4 (longitud 64,72 mm), Grano 5 (longitud 72,71 mm), Grano 6 (longitud 66,09 mm), Grano 7 (longitud 63,31 mm) (figura 6.5)
- Tipo de propulsante: KNDX (Nitrato Potásico + Dextrosa)
- Diámetro exterior de los granos: 57,37 mm
- Diámetro interior de los granos: 16 mm
- Inhibición: 3 capas de cartulina y 1 de liner de 0,3 mm
- No se pinta el interior de los granos de propulsante con pólvora negra (mezcla de alcohol y pólvora negra).
- No se introduce separador o tope para evitar el movimiento de los granos en el interior de la cámara de combustión.
- Posición del ignitor: Se posiciona entre el fondo de la cámara de combustión y el punto medio de los granos.



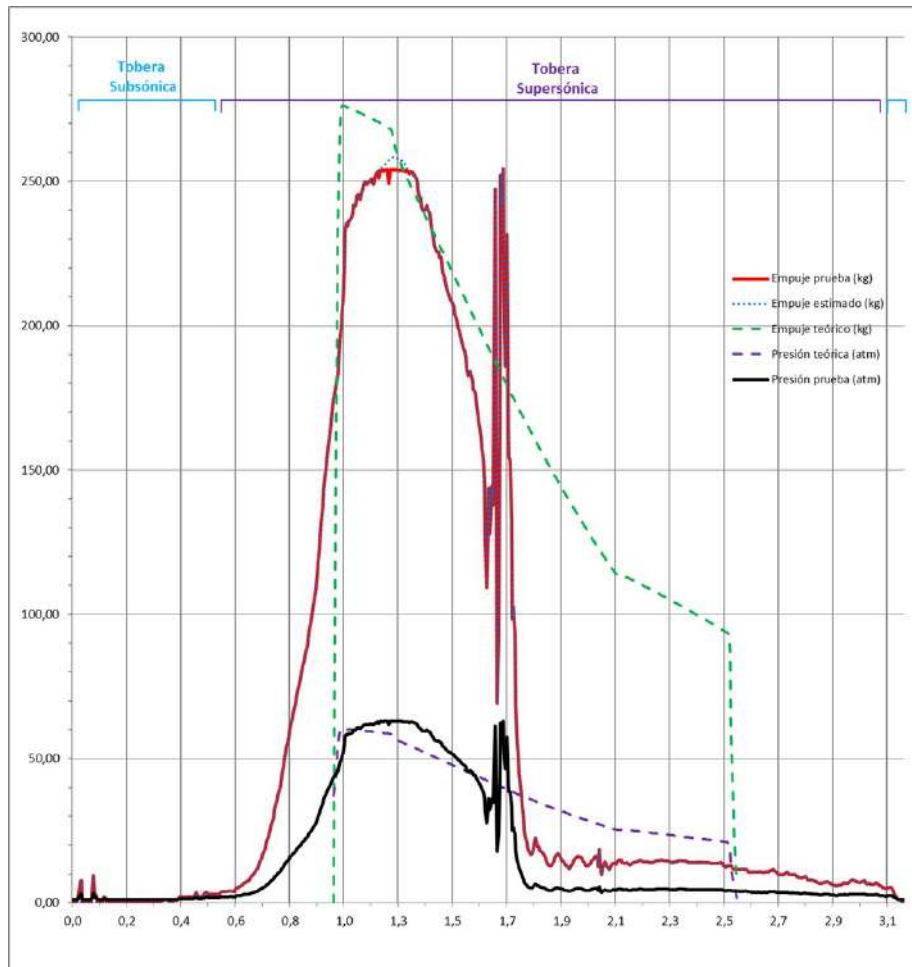
Figura 6.5 Carga de 7 granos de propulsante para el ensayo en banco de Diciembre del 2018 .

### Ensayo en banco

Tras realizar el ensayo en banco y registrar los datos de Empuje(kg)-Tiempo(s) mediante el equipo de adquisición de datos y la célula de carga, cuya calibración aparece indicada en las hojas "procedimiento de calibración" y "calibración célula de carga", se obtuvo la siguiente curva. En ella también se han añadido las curvas Empuje-Tiempo teórica y Presión en cámara-Tiempo teórica y real. Además, también se adjuntan las principales prestaciones del motor cohete y la simulación del lanzamiento.

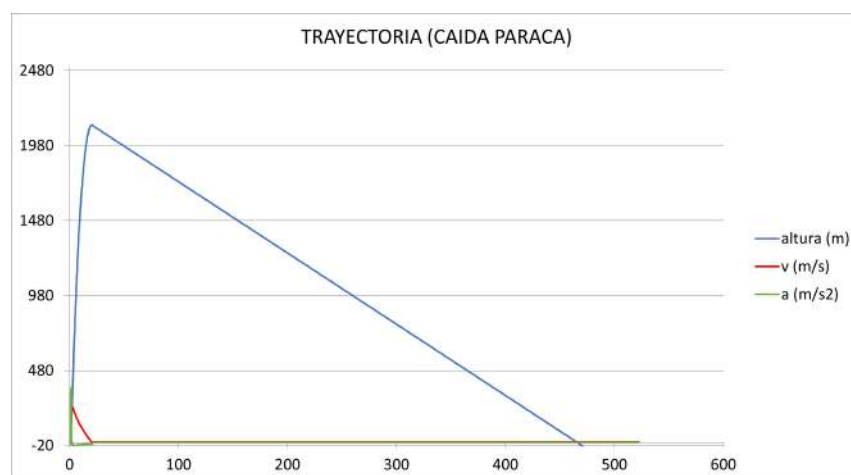
	valor	tiempo (s)
$P_{0max}$ (atm)	63	-
$Empuje_{max}$ (kg)	254,4	-
$Empuje_{medio}$ (kg)	196,8	-
$a_{max}$ (g's)	38	1,65
$a_{max}$ (m/s <sup>2</sup> )	368	1,65
$v_{max}$ (m/s)	235	2,02
$v_{max}$ (km/h)	846	2,02
Apogeo (m)	2117	20,4
$D_{max}$ , Drag (kg)	3,75	43,2
$I_t$ (N·s)	1882	-
Tiempo hasta apertura de paracaídas (s)	19,7	-
Tiempo de combustión (s)	0,975	-
Tiempo sin paracaídas (s)	70,6	-
Tiempo con paracaídas (min)	8,71	-

Tabla 6.1. Prestaciones simulación lanzamiento Diciembre 2018



**Figura 6.6** Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre de 2018.

Veamos de igual modo dos gráficas, las figuras 6.7 y 6.8 muestran la gráfica de aceleración, velocidad y altura en el caso de que el paracaídas se abra correctamente, mientras que en la figura 6.9 se representa el caso en el que el cohete cayera en caída libre.



**Figura 6.7** Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Diciembre 2018.

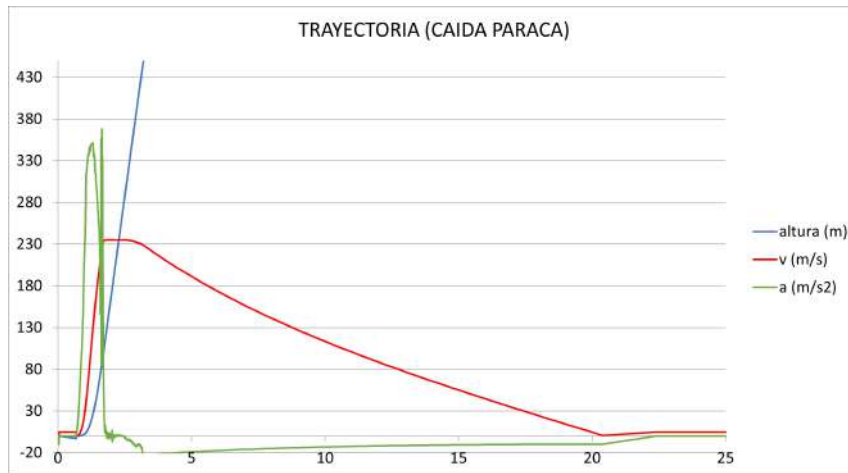


Figura 6.8 Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Diciembre 2018 (Zoom).

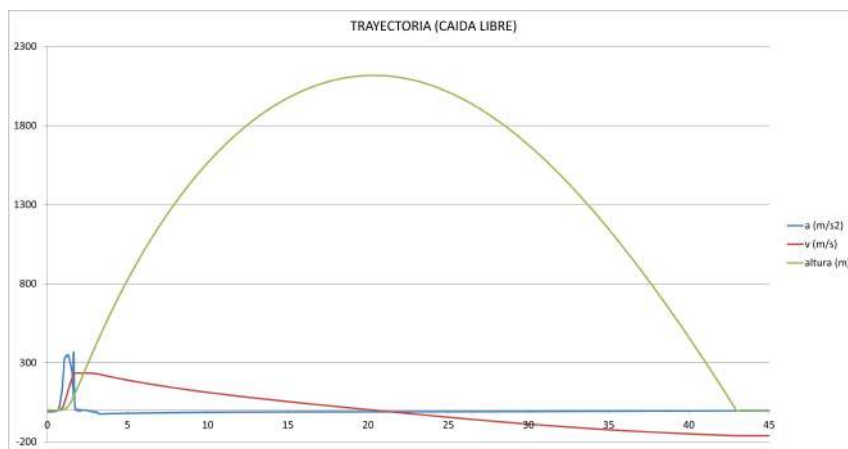


Figura 6.9 Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Diciembre 2018.

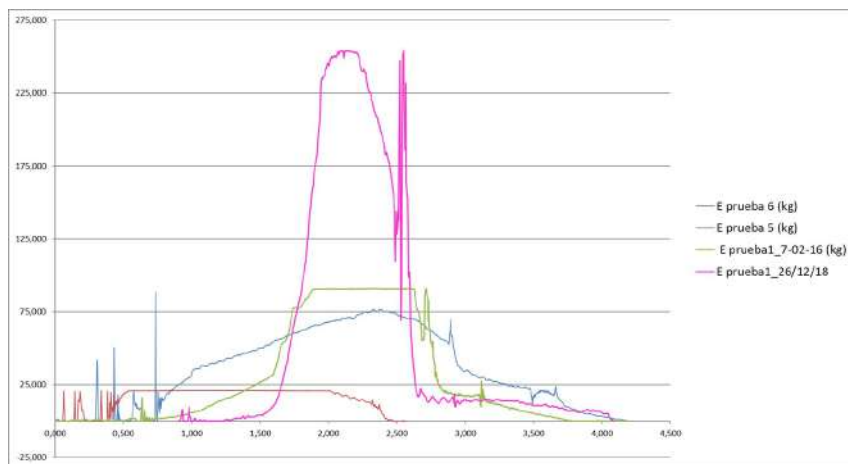


Figura 6.10 Comparativa del ensayo de Diciembre de 2018 con pruebas anteriores.

Comentemos los aspectos más característicos del ensayo en banco de Diciembre de 2018, así como algunos comportamientos indeseados. A continuación se hace una lista de dichos rasgos:

1. Si nos fijamos en la gráfica 6.6 lo que más llama la atención es la irregularidad que se da en el segundo 1,7 de la combustión, que llega a tener el mismo empuje que el propio máximo de la

curva, lo cual es un comportamiento indeseable que no ha sido contemplado en las gráficas Empuje-Tiempo teóricas (línea discontinua verde de la figura 6.6 ). Dicho instante de la gráfica coincide exactamente con el fotograma mostrado en 6.12, que analizando el vídeo se puede ver que la tobera sufrió un taponamiento debido, muy probablemente a la inhibición que que llevaba el cohete. De esto se hablará mas tarde.

2. Por otra parte, si nos vamos a figura 6.10, donde se establece una comparativa de este ensayo concreto con otras pruebas realizadas en el pasado, salta a la vista la gran diferencia entre los tiempos de combustión. Mientras que en el resto de ensayos la combustión más apreciable ocupa en torno a los 3 segundos, en la gráfica obtenida en la prueba de Diciembre de 2018 el mayor área se concentra en unos 1,3 segundos. Dicho comportamiento no es adecuado a la hora de realizar un lanzamiento, pues lo que interesa (como se vio en los estudios preliminares) es una curva lo más neutra posible, con un empuje lo más constante posible y durante un tiempo prolongado. De hecho, es ese tipo de curva la que maximizará el apogeo del cohete. Por todo ello, para la siguiente prueba deberán tomarse acciones correctivas para disipar este comportamiento adverso de la curva. Sin embargo, es importante añadir que el resto de ensayos que aparecen en la curva comparativa no son a la carga máxima del motor cohete, por lo que es evidente que las condiciones de contorno iniciales de los ensayos no son las mismas.
3. Sin embargo, como podemos ver en la figura 6.7 contaríamos con un apogeo bastante digno a lo que se estableció en un principio en la misión. Es evidente que no se logran alcanzar los 3000 metros de altura debido al comportamiento adverso que sufre la curva Empuje-Tiempo que se han comentado en el punto anterior. Por su parte, la velocidad supone un problema a largo plazo, pues tiene su máximo en 230 m/s lo que se traduce en un Número de Mach de aproximadamente 0,7. De hecho, si por cualquier casualidad hubiera un error de cálculo y el cohete lograra alcanzar algo más de velocidad se quedaría muy cerca del régimen transónico, con todos los problemas que ello acarrearía, pues está diseñado para volar en régimen subsónico.
4. Otro gran inconveniente, si se observa la tabla 6.1, llama el imponente valor de la aceleración máxima del motor cohete que es de 38 g's. Si observamos las especificaciones del Sistema de Medidas Inerciales 4.3.3 (IMU) embarcado en el cohete, el límite de medida de aceleración está en los 16 g's de valor absoluto. Esto implicaría que el IMU se encontraría inutilizado durante gran parte del vuelo del cohete, perdiendo así su funcionalidad primordial.
5. Por último, vamos a hablar un poco de la célula de carga y el amplificador de señal. Si vemos la curva verde de la gráfica 6.10, se aprecia claramente cómo se produjo una saturación de la célula de carga, más precisamente de su amplificador de señal. Lo que ocurrió es que se sobrepasó la ganancia de amplificación durante el ensayo y se creó una "meseta" de saturación en torno al máximo de la curva. De hecho, esto produjo una pérdida de información para la que se tomaron medidas correctivas en este ensayo. Lo que se hizo fue ajustar la resistencia variable del amplificador para que fuera capaz de amplificar un mayor rango de valores de tensión. La desventaja de hacerlo es que puedes perder algo de fiabilidad en algunas mediciones de la célula de carga, ya que ahora, para la misma amplitud de voltaje se tienen un mayor cantidad de rango de mili Voltios procedentes de la célula. Sin embargo, es un precio a pagar para evitar esa pérdida de información. Tanto es así que para este ensayo se modificó la resistencia variable. A pesar de esto, podemos comprobar que en la curva roja de la figura 6.6 seguimos teniendo una leve saturación en el máximo de la misma. Esto significa que se tiene algo más de empuje máximo del que se tiene registro. De hecho, se estimó a mano mediante la línea de puntos azul cuál podría haber sido el comportamiento de la curva sin esa saturación.
6. Por último, se aprecia en la figura 6.11 claramente, que la tobera no se encuentra adaptada ni optimizada para las presiones en cámara de este ensayo, cuando sí debería estarlo. Al tratarse

de una tobera antigua, ésta se encuentra sub expansionada, lo que dio lugar a la aparición de ondas de expansión a la salida de los gases de combustión.



**Figura 6.11** Fotograma del ensayo de Diciembre de 2018 (tobera sub expansionada, ondas de expansión).



**Figura 6.12** Ondas de choque producidas por el taponamiento de la tobera.

### Inspección del motor

Tras la prueba se llevó a cabo una inspección del motor cohete en busca de signos visibles que evidenciarán algún posible comportamiento adverso de este. Tras dicho estudio se sacaron las siguientes conclusiones:

- Se aprecia en la figura 6.13 una evidente decoloración del acero inoxidable debida a las altas temperaturas de combustión. De hecho, en esta prueba se incorporó un termopar para medir la temperatura de los gases de salida. La máxima temperatura que alcanzó es la que se ve en la figura 6.12(865 °C). Desgraciadamente, debido a la onda de choque por el taponamiento de la tobera y las vibraciones generadas, el multímetro con el que se medía la temperatura del termopar cayó al suelo y no se pudo ver cuál fue la máxima temperatura real alcanzada por los gases.
- Se produjo también la típica acumulación de residuos de los productos de combustión en las paredes internas de la tobera y el cierre posterior, lo cual también pudo tener una repercusión notable en el estrechamiento de la sección de la garganta, ver figura 6.14.

- Por último, y más importante, la inhibición durante esta prueba fue bastante deficiente, ya que si nos fijamos en la imágenes 6.15 comprobamos que únicamente quedaron restos de la inhibición del grano de propulsante que se encontraba más cercano al cierre posterior. De hecho, esto evidencia una clara aparición del efecto de una agresiva combustión erosiva debida a la alta velocidad de los gases dentro del motor cohete, dando lugar a dos consecuencias importantes:
  - Al quemarse más rápidamente los granos de propulsante la presión en cámara se ve altamente incrementada, lo que deriva en el estrechamiento de la curva Empuje-Tiempo, alcanzando valores máximos más altos pero reduciendo el tiempo de combustión.
  - Al quemarse por completo la inhibición del resto de los granos de propulsante, y haber incorporado liner (en esencia, plástico) en ella, se piensa que por acción de la temperatura, el liner se derritió y taponó la tobera, dando lugar al comportamiento que apreciamos en el segundo 1,7 de la figura 6.6, que coincide con el que se muestra en la figura 6.12.



**Figura 6.13** Decoloración de la superficie de acero inoxidable del motor cohete tras la prueba de Diciembre de 2018.



**Figura 6.14** Tobera y cierre posterior tras la prueba en banco de Diciembre de 2018.





**Figura 6.15** Restos de inhibición tras la prueba en banco de Diciembre de 2018.

### Resultados y acciones correctivas

A continuación se van a enumerar los diferentes resultados y conclusiones extraídos del ensayo en banco de Diciembre de 2018. Veámoslos:

- 1. Inspección del motor:** Desaparición casi completa de la inhibición (liner + cartulina) localizándose algunos restos enteros cercanos al cierre posterior (signo de combustión erosiva). El motor cohete presenta decoloración notable en el 75 % del motor cohete más cercano a la tobera (signo de combustión erosiva). Se aprecian también marcas de quemado en el cilindro de ajuste del motor con el banco de ensayo (ver figura 6.15). Por otro lado, se aprecia que la junta tórica de la tobera más cercana a la cámara de combustión se ha derretido por un lado, aunque no se aprecia escape de gases.
- 2. Observación del vídeo del ensayo:** El motor cohete funciona con la primera ignición. Sin embargo, se aprecia un rápido aumento de la presión en el segundo 1,7 de la combustión, debido al posible taponamiento de la tobera con los restos liner y cartulina. Sin embargo, no se aprecian daños estructurales visibles ni deformaciones plásticas, por lo que la resistencia del motor cohete es conforme a los cálculos de diseño. En el vídeo no se aprecia el sonido

real de la "explosión" o aumento repentino de la presión en cámara, debido a la saturación de los micrófonos de la cámara de vídeo.

3. **Conclusiones:** La célula de carga se satura y no mide más de 254,4 kg. La causa es la saturación del equipo de adquisición de datos debido a una ganancia del amplificador de señal que provoca que a ese empuje la señal sea de 5 V, que es el máximo que mide el equipo de adquisición de datos DI149. Además, La célula de carga se calibra para 125 kg con los datos recogidos en ensayos de la célula (ver pestaña "calibración célula de carga" en el fichero Excel).
4. **Acciones correctivas:** Los detalles a tener en cuenta para el siguiente ensayo en banco son los siguientes:
  - a) Mejora e incremento de la inhibición de los granos de propulsante:
    - Capa de resina + pintura resistente a altas temperaturas
    - Inhibir puntas de los granos de propulsante, reduciendo área de quemado para que el incremento de presión sea menos agresivo.
    - Usar 4 capas de cartulina de inhibición
  - b) Eliminar el liner de la inhibición para evitar problemas de taponamiento en futuros ensayos en banco.
  - c) Posicionar el ignitor en la zona más próxima del cierre posterior.

### 6.1.3 Ensayo en banco Septiembre 2020

#### Objetivo y preparación

Este ensayo en banco tuvo lugar el 20 de Septiembre de 2020 y tenía como objetivo realizar un ensayo en banco del motor cohete D60 de NAOS llevando a cabo las acciones correctivas de anteriores ensayos. Para ello, se fabricaron 2 granos de propulsante largos mediante un nuevo método de fabricación, que son equivalentes a 4 granos cortos como los vistos en el ensayo anterior, y que en total ocuparon un 52% de la carga máxima del motor.

Las características principales de la prueba fueron las siguientes:

- Grano 1 (longitud 131 mm), Grano 2 (longitud 156 mm) (figura 6.16)
- Tipo de propulsante: KNDX (Nitrato Potásico + Dextrosa)
- Diámetro exterior de los granos: 58,64 mm (entran un poco ajustado)
- Diámetro interior de los granos: 16 mm
- Inhibición: 3 capas de cartulina de 0,22 mm de espesor
- No se pinta el interior de los granos de propulsante con pólvora negra (mezcla de alcohol y pólvora negra).
- No se introduce separador o tope para evitar el movimiento de los granos en el interior de la cámara de combustión.
- No se introduce un separador desde la tobera a la superficie del grano más cercana a la tobera para evitar el movimiento del grano en la cámara.
- No se introduce liner (cartel "se vende")
- Posición del ignitor: Se posiciona entre el fondo de la cámara de combustión y el punto medio de los granos.

- La célula de carga se calibra para 67 kg con los datos recogidos en ensayos de la célula (ver pestaña "calibración célula de carga").
- Se posiciona el grano corto (131 mm) junto a la tapa de cierre posterior mientras que el grano largo (156 mm) se coloca contiguo a éste quedando más cerca de la tobera.
- Las cuatro juntas tóricas (dos en la tobera y dos en la tapa posterior) se untan con grasa.



**Figura 6.16** Carga de 2 granos largos de propulsante para el ensayo en banco de Septiembre del 2020 .

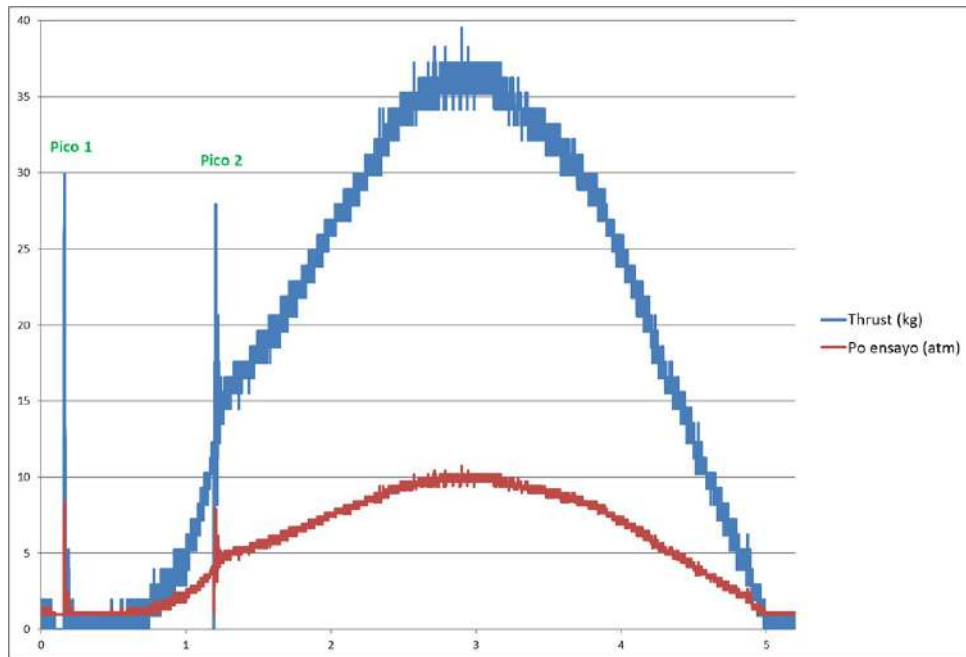
### Ensayo en banco

Tras realizar el ensayo en banco y registrar los datos de Empuje(kg)-Tiempo(s) mediante el equipo de adquisición de datos y la célula de carga, cuya calibración aparece indicada en las hojas "procedimiento de calibración" y "calibración célula de carga", se obtuvo la siguiente curva, donde también se incluye la gráfica Presión-Tiempo. Además se adjuntan algunas de las principales prestaciones del motor cohete con esta carga de propulsante.

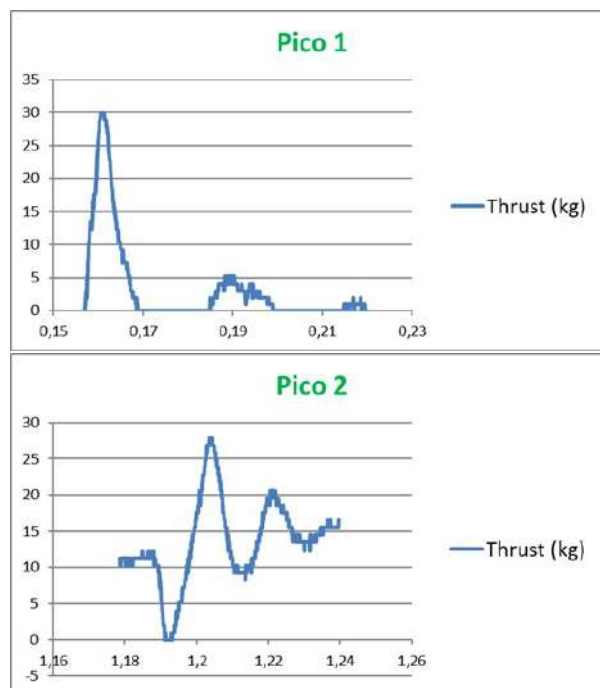
	valor	tiempo (s)
$P_{0max}$ (atm)	10,7	-
$Empuje_{max}$ (kg)	39,5	-
$Empuje_{medio}$ (kg)	22,8	-
$a_{max}$ ( $g's$ )	5	2,38
$a_{max}$ ( $m/s^2$ )	53	2,38
$v_{max}$ (m/s)	112	4,19
$v_{max}$ (km/h)	403,2	4,19
Apogeo (m)	756	14,5
$D_{max}$ , Drag (kg)	1,78	30,49
$I_t$ ( $N \cdot s$ )	940	-
Tiempo hasta apertura de paracaídas (s)	13,9	-
Tiempo de combustión (s)	3,95	-
Tiempo sin paracaídas (s)	32,9	-
Tiempo con paracaídas (s)	198,5	-

Tabla 6.2. Prestaciones simulación lanzamiento Septiembre 2020

En esta gráfica pueden apreciarse dos picos en la primera parte de la curva, antes de llegar a su máximo. Veámoslos más de cerca para analizarlos.



**Figura 6.17** Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Septiembre 2020.



**Figura 6.18** Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Septiembre 2020 con picos ampliados.

El primero de los picos corresponde a una pequeña fluctuación debida a la eyección del ignitor, que produjo un leve taponamiento con expulsión de gases negros procedentes de los restos de pólvora negra (ver figura 6.23). Por otro lado, el segundo pico es fruto de un pequeño salto que del motor cohete que puede apreciarse en los vídeos. Dicho salto podría estar provocado por la subida repentina de los granos de propulsante que al chocar con la tobera levantan el motor entero.

Veamos de igual modo dos gráficas, las figuras 6.19 y 6.20 muestran la gráfica de aceleración, velocidad y altura en el caso de que el paracaídas se abra correctamente, mientras que en la figura

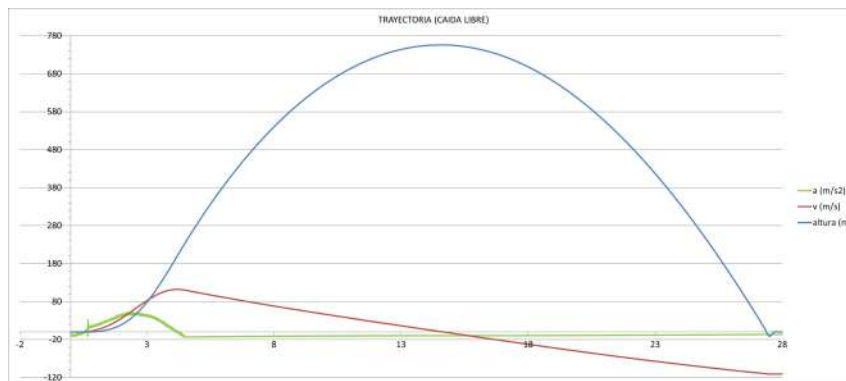
6.21 se representa el caso en el que el cohete cayera en caída libre.



**Figura 6.19** Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Septiembre 2020.



**Figura 6.20** Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Septiembre 2020 (Zoom).



**Figura 6.21** Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Septiembre 2020.

Comentemos los aspectos más característicos del ensayo en banco de Septiembre 2020, que se han analizado tras revisar los vídeos y las gráficas:

1. Una de las cosas más llamativas es la aparición de dos picos en la curva Empuje-Tiempo, cuando en realidad suele aparecer únicamente uno, debido a la eyección del ignitor (ver figura 6.23).
2. Es importante destacar que los granos largos (ver figura 6.16) se han fabricado para mejorar el comportamiento de la curva con respecto al ensayo de Diciembre de 2018, ya que el repentino aumento de presión podría corregirse mediante la inhibición de las puntas de los granos. Sin

embargo, dado que inhibir las puntas es algo bastante complejo, es más interesante fabricar granos el doble de largos lo que reduce el número de puntas expuestas al flujo de la combustión a la mitad.

3. Se aprecia claramente como al 52% de la carga máxima del cohete disminuyen enormemente las prestaciones del motor cohete. No obstante, un tiempo de combustión de casi 4 segundos, que recordemos que es algo muy deseable, que en cierto modo permite que el motor esté más optimizado y maximice la altura alcanzada.
4. A pesar de los dos picos mencionados anteriormente, la curva Empuje-Tiempo presenta un comportamiento muy suave sin cambios bruscos de empuje.
5. Como curiosidad, volvemos a comprobar que la tobera no es la más óptima para el motor cohete en caso de que estuviera cargado al 100%. Pues con una carga del 52% la tobera se encuentra muy cercana a estar adaptada (lo que conlleva un comportamiento óptimo prematuro), ver figura 6.22.



**Figura 6.22** Fotogramas del ensayo de Septiembre de 2020 .

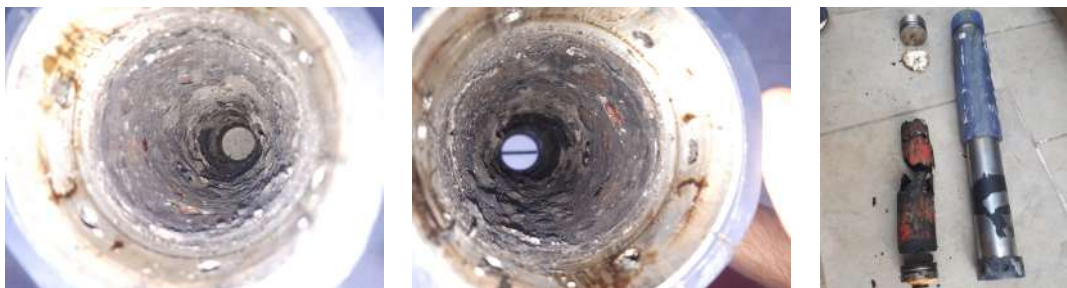


**Figura 6.23** Fotograma de eyección de ignitor del ensayo de Septiembre de 2020.

### Inspección del motor

Tras la prueba se llevó a cabo una inspección del motor cohete en busca de signos visibles que nos aportaran más información sobre cómo se había desarrollado la combustión. Entre ellos, se encontraron los siguientes:

- Fijándonos en las figuras 6.24 nos percatamos de que la inhibición está prácticamente intacta. De hecho, en la parte de la inhibición más cercana a la tobera, el borde de la cartulina permanecer recto, como si no hubiera sufrido ninguna quemadura. Esto es una buena noticia y evidencia el buen comportamiento de los granos de propulsante largos, que al carecer de la mitad de las bases de los granos cortos, permite una presión y temperatura más controladas dentro de la cámara de combustión. Esto se ha comprobado también en las gráficas vistas anteriormente, en las que el tiempo de combustión se ha visto considerablemente incrementado.
- Observando la figura 6.25 vemos una gran acumulación de residuos endurecidos en el cierre posterior en mayor proporción que habitualmente. Esto puede significar que al no alcanzar presiones tan altas y tener una curva Presión-Tiempo mas moderada pero de mayor tiempo de combustión, la presión no haya sido suficiente para expulsar todos los productos líquidos de la reacción de combustión, y haya sido por tanto la gravedad la que produjera la precipitación de éstos en la base del cierre posterior.
- Por último, también salta a la vista el buen estado de las juntas tóricas ubicadas en la tobera de salida. Esto hace pensar que no sólo no ha habido fugas de gases a través de esta superficie, sino que las temperaturas de los gases no han sido extremadamente elevadas y no han dado lugar a que se derritan estas juntas tóricas.



**Figura 6.24** Restos de inhibición tras la prueba en banco de Septiembre de 2020.



**Figura 6.25** Residuos en el cierre posterior tras la prueba en banco de Septiembre de 2020.



**Figura 6.26** Estado de la tobera tras la prueba en banco de Septiembre de 2020.

### Resultados y acciones correctivas

A continuación se van a enumerar los diferentes resultados y conclusiones extraídos del ensayo en banco de Septiembre de 2020. Veámoslos:

- 1. Inspección del motor:** Las cartulinas de inhibición, que inicialmente estaban situadas al fondo del grano (junto al cierre posterior) han sufrido un desplazamiento hasta el borde de la tobera, lo que puede haber dado lugar al segundo pico (6.18) que se ve en la curva Empuje-Tiempo, que de hecho tiene un comportamiento sinusoidal amortiguado, como si de un rebote se tratara. Por otro lado, como ya se ha comentado, las cartulinas de inhibición (3 capas en cada grano) se encuentran en buen estado, observándose las 3 capas. Ambas puntas de la cartulina del grano más corto (situado inicialmente más cercano al cierre posterior), están bastante quemadas. La punta más cercana a la tobera del grano largo (situado inicialmente más cercano a la tobera) casi no está quemada, manteniendo el corte recto inicial. Por otro lado, las juntas tóricas se encuentran en buen estado, siendo reutilizables, y no se aprecia salida de gases a través de ella, ni por el cierre posterior.
- 2. Observación del vídeo del ensayo:** El motor cohete funciona con la primera ignición. Tanto en el vídeo como en la curva empuje tiempo se aprecia un taponamiento e incremento del empuje al expulsar el papel del ignitor (señal senoide atenuada de empuje máximo 29,9 kg,  $t=0,161s$ ). Los gases durante esta sobrepresión son de color oscuro lo que indica que hay combustión de papel, es decir, que debe ser debida al taponamiento de la tobera al expulsar el papel del ignitor. Se observa otra sobrepresión 1,18 s después del anterior pico de empuje al expulsar el papel del ignitor. Los gases de esta sobrepresión son blancos aumentando su



grosor en la sección de salida de la tobera. De hecho, es esta sobrepresión la que puede haber originado el movimiento de los granos de propulsante dentro de la cámara de combustión, ya que inicialmente se encontraban pegados al cierre posterior, y al realizar la inspección del motor cohete, los restos de inhibición estaban pegados a la tobera.

Es importante añadir que han desaparecido las sobrepresiones (picos de empuje de la curva, antes y/o después del máximo) observados en pruebas anteriores, causadas por un posible taponamiento al expulsar parte del liner.

También se observa al final de la combustión que se sigue quemando propulsante durante varios segundos con un 1 kg de empuje aprox.

- 3. Conclusiones:** Se observa una mejora en la curva Empuje-Tiempo, al desaparecer las sobrepresiones producidas por el taponamiento de la tobera por la expulsión de partes del liner de plástico que veíamos en el ensayo de Diciembre de 2018. También se ha incrementado el tiempo de combustión, aplanando la curva Empuje-Tiempo gracias a los granos largos. La causa de que en el grano corto se haya quemado más parte de la inhibición, es posible que sea por la colocación del ignitor a 4 cm de su extremo, quemándose antes y llegando los gases de combustión a la cartulina del grano corto antes que al largo.

El hecho de que la cartulina del grano largo tenga el corte recto en su extremo más cercano a la tobera, podría ser una prueba de que no haya habido combustión erosiva. Sí así fuera, se habría mejorado una deficiencia más del motor con respecto al ensayo anterior.

- 4. Acciones correctivas e implementaciones para el siguiente ensayo en banco:** Los detalles a tener en cuenta para el siguiente ensayo en banco son los siguientes:
  - a) Valorar cambiar la posición del ignitor dentro de la cámara de combustión para evaluar su influencia en la curva Empuje-Tiempo.
  - b) Mejorar el arranque del motor taponando la tobera inicialmente con una membrana y aumentando la cantidad de propulsante. De este modo, la curva Empuje-Tiempo podría parecerse más aún a la curva teórica.
  - c) Introducir una manta aislante de fibras cerámicas ignífuga entre motor y carcasa, para evaluar la capacidad de aislamiento que confiere, ya que en el lanzamiento será esto lo que se use para separar el fuselaje de PVC de NAOS del motor cohete.
  - d) Acoplar aletas de PLA al motor cohete y medir el tiempo que permanecen robustas y sin deformación. Esto nos servirá para darnos una idea de cuánto sufrirán las aletas de PLA de NAOS durante el vuelo el día del lanzamiento.

#### 6.1.4 Ensayo en banco Diciembre 2020 (CATO)

A continuación se mostrará el que ha sido el ensayo en banco menos gratificante de todos, pero sin embargo, con el que más se ha aprendido y avanzado. Se trata de un CATO (Catastrophe At Take Off), siglas que se utilizan para dar nombre a una explosión en términos de cohetaría. Veamos qué ocurrió.

##### Objetivo y preparación

Este ensayo en banco tuvo lugar el 13 de Diciembre de 2020 y tenía como objetivo realizar un ensayo en banco del motor cohete D60 de NAOS llevando a cabo las acciones correctivas de anteriores ensayos. Para ello, se fabricaron 2 granos de propulsante largos mediante un nuevo método de fabricación, que son equivalentes a 4 granos cortos como los vistos en el ensayo anterior, y que en total ocuparon un 52% de la carga máxima del motor.

Las características principales de la prueba fueron las siguientes:

- Grano 1 (longitud 147,75 mm), Grano 2 (longitud 147 mm) (figura 6.28)
- Tipo de propulsante: KNDX (Nitrato Potásico + Dextrosa)
- Diámetro exterior de los granos: 58,51 mm
- Diámetro interior de los granos: 16 mm
- Inhibición: 3 capas de cartulina de 0,22 mm de espesor
- Se usa papel de fumar en el ignitor, sin recubrir con  $KNO_3$ , en lugar del usado anteriormente (moldes de papel para magdalenas) más grueso que sí se recubría de  $KNO_3$ . Se ha evidenciado que este ignitor desaparece en la combustión del ignitor y no deja restos que puedan taponar la tobera.
- Se tapa la salida de la tobera con una membrana (ver figura 6.27) formada por dos capas de papel para conseguir un pico de presión inicial, mejorar la ignición de los granos y el arranque del motor. El objetivo es mejorar la eficiencia del motor mediante la mejora de la curva Empuje-Tiempo y del impulso total eliminando la combustión inicial de propulsante sin generar empuje suficiente para elevar el cohete.



Figura 6.27 Membrana de papel en la tobera del motor cohete.

- No se pinta el interior de los granos de propulsante con pólvora negra (mezcla de alcohol y pólvora negra).

- No se introduce separador o tope para evitar el movimiento de los granos en el interior de la cámara de combustión.
- No se introduce liner (cartel "se vende")
- Posición del ignitor: Se posiciona a 4 cm del cierre posterior.
- La célula de carga se calibra para 67 kg con los datos recogidos en ensayos de la célula (ver pestaña "calibración célula de carga").
- El grano 1 (147,75 mm, que se posiciona más cercano a la tobera) es difícil de desmoldear y se le golpea con una barra de madera ligeramente para facilitar su extracción del molde. Es posible que se haya dado lugar a la aparición de grietas internas o micro roturas. El grano 2 (147 mm, que se posiciona más cercano al cierre posterior) también es difícil desmoldearlo, aunque no tanto como el anterior, y se usa la tapa posterior del motor para desmoldearlo, aplicándole golpes ligeros con la maza de plástico en la parte superior del tubo para evitar dañarlo.
- Las cuatro juntas tóricas (dos en la tobera y dos en la tapa posterior) se untan con grasa.



**Figura 6.28** Carga de 2 granos largos de propulsante para el ensayo en banco de Diciembre del 2020



**Figura 6.29** Posición de los granos de propulsante en el ensayo en banco de Diciembre del 2020 .

### Ensayo en banco

Como ya se ha anticipado, el ensayo en banco resultó ser catastrófico, ya que derivó en una contundente y poderosa explosión, destruyendo gran parte de la cámara de combustión, en banco de ensayos e incluso detuvo las grabaciones de las cámaras de vídeo alrededor mediante la onda expansiva.

	valor	tiempo (s)
$P_{0max} (atm)$	125,9	-
$Empuje_{max} (kg)$	512,9	-
$Empuje_{medio} (kg)$	67,4	-
$I_t (N \cdot s)$	632,6	-
Tiempo de combustión (s)	1,55	-

Tabla 6.3. Características del motor cohete en el ensayo en banco de Diciembre de 2020

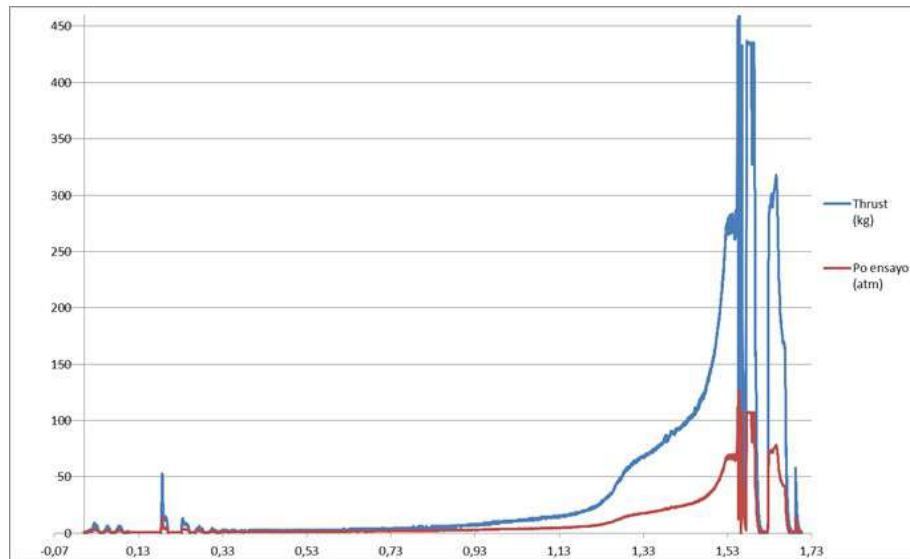


Figura 6.30 Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre de 2020.

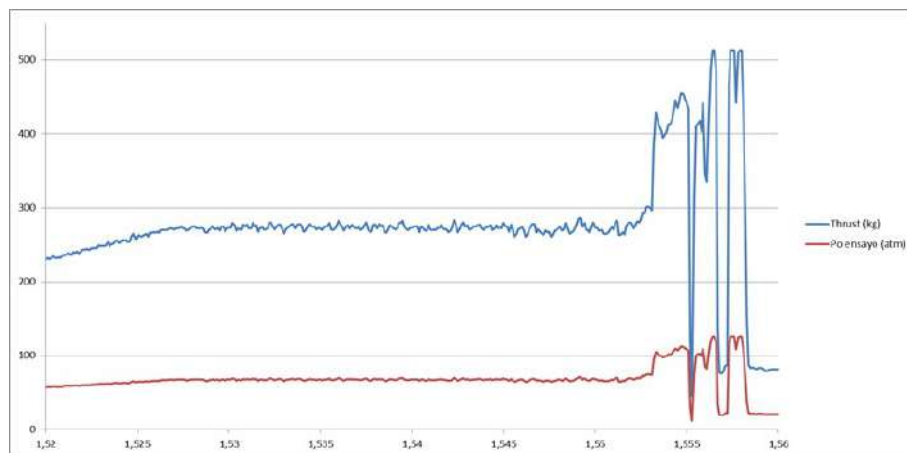
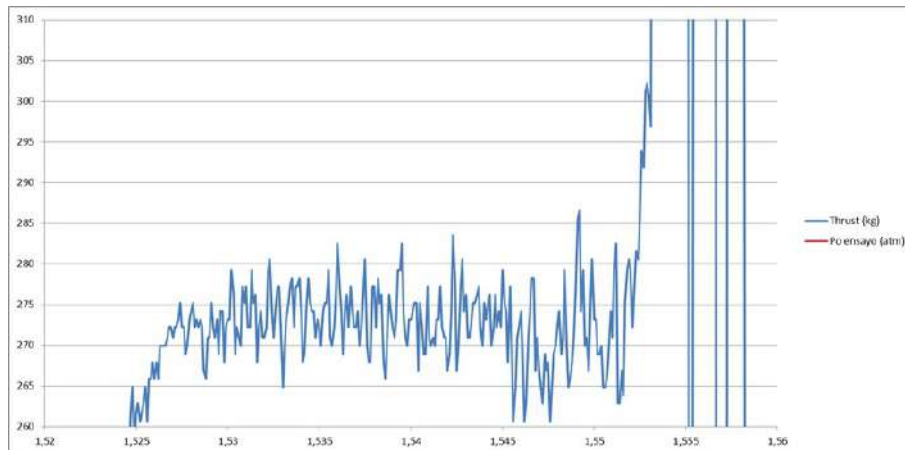


Figura 6.31 Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre 2020 (ampliado 1).

Comentemos los aspectos más característicos del ensayo en banco de Diciembre de 2020 (CATO), que se han analizado tras revisar los vídeos y las gráficas:

1. Lo que más llama la atención son los valores del empuje máximo y la presión máxima en la cámara de combustión. Está claro que dichos valores tienen sentido, ya que la explosión sobrepasó las presiones de diseño del motor generando una fuerza enorme. No obstante, estos



**Figura 6.32** Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre 2020 (ampliado 2).

valores de empuje han podido verse afectados por la descalibración de la célula de carga en el momento en el que se le aplica esa tremenda fuerza.

2. En la figura 6.33 comprobamos que la explosión genera un impacto con el cual el motor cohete salde despedido del banco de ensayos. Es este impulso el que se registra en las gráficas.
3. Es apreciable también en las gráficas 6.31 y 6.32 que antes de la explosión es cohete se encuentra empujando "progresivamente" con algunas fluctuaciones, que pueden estar debidas a las vibraciones del motor, segundos antes de explotar.
4. En la figura 6.34 vemos como en un instante previo el cono de los gases de salida es extremadamente ancho, lo que se traduce en una tobera sub-expansionada, producto de las altas presiones de la cámara.



**Figura 6.33** Fotograma del ensayo de Diciembre de 2020 en el instante de la explosión.



**Figura 6.34** Fotograma de eyección de ignitor del ensayo de Diciembre de 2020, previo a la explosión.

### Inspección del motor

En este caso, la inspección del motor fue primordial para lograr comprender las razones por las que el ensayo había sido un siniestro total. A continuación se van a mostrar todas las imágenes tomadas del motor cohete tras la explosión del motor cohete el 13 de Diciembre de 2020.



**Figura 6.35** Restos de la inhibición tras el ensayo de Diciembre de 2020.

Veamos y analicemos ahora alguno de los rasgos más llamativos con respecto a la inspección "forense" de los restos del motor cohete de NAOS:

- La figura 6.36 muestra el aspecto de la tobera tras el ensayo en banco. Salta a la vista la excesiva decoloración por la temperatura, así como una zona desgastada ubicada en la garganta de la tobera. Esto nos da a entender que los gases no sólo salían con mucha velocidad, sino con altas temperaturas, llegando incluso a erosionar el acero inoxidable de la tobera. Este comportamiento podría evidenciar la presencia de una fuerte combustión erosiva dentro de la cámara durante la combustión. Vemos, además, algunas hendiduras deformadas plásticamente en la tobera.

- Ha existido, de igual modo una clara deformación plástica por desgarro de los tornillos de unión entre la carcasa y la tobera (ver figura 6.37). De hecho, uno de los desgarros llegó a partir alguno de los taladros pasantes por la mitad.
- En la figura 6.38 se aprecia que el cierre posterior ha sufrido un impacto. Al tener restos de madera, el impacto debió ser contra el banco de ensayos, produciendo esa muesca y haciendo esta pieza inservible. Sin embargo, no se perciben marcas que indiquen un escape de gases a través del cierre posterior, de modo que las juntas tóricas cumplieron su función de manera impecable.
- Veamos también que en la figura 6.39 se representa la forma con la que quedó la carcasa del motor cohete tras la explosión. Se aprecia que la rotura del motor se produjo a tracción. De hecho, si observamos las figuras 6.41 y 6.42, se comprueba la existencia de un estrechamiento en la zona de los 50 mm desde la tobera, resultado de la deformación plástica típica tras la rotura a tracción. De hecho, a pesar de la rotura de parte de la carcasa, se comprueba que la longitud es prácticamente la misma que la inicial, lo cual reitera la idea de que se produjo la rotura a tracción. Y, por último, los bordes del motor cohete se encuentran formando  $45^\circ$ , signo de una rotura a tracción.
- Por último, se comprueba que también se han producido dos ensanchamientos de la carcasa en las secciones de los 190 mm y los 510 mm aproximadamente. Dimensiones que coinciden casualmente con las puntas de los granos en el interior del motor. Esto pudo haberse debido a que el repentino aumento de presión se dio en la zona final de los granos de propulsante. Esto demuestra que las puntas de los granos pueden ser la zona más crítica a la hora de los aumentos de presión espontáneos.



**Figura 6.36** Aspecto de la tobera tras el ensayo de Diciembre de 2020.



**Figura 6.37** Aspecto del borde de unión tobera y carcasa tras el ensayo de Diciembre de 2020.



**Figura 6.38** Aspecto del cierre posterior tras el ensayo de Diciembre de 2020.



**Figura 6.39** Aspecto de la carcasa tras el ensayo de Diciembre de 2020.



**Figura 6.40** Aspecto del banco de ensayos tras el ensayo de Diciembre de 2020.





Figura 6.41 Gráfica de las deformaciones plásticas localizadas en la carcasa del motor.

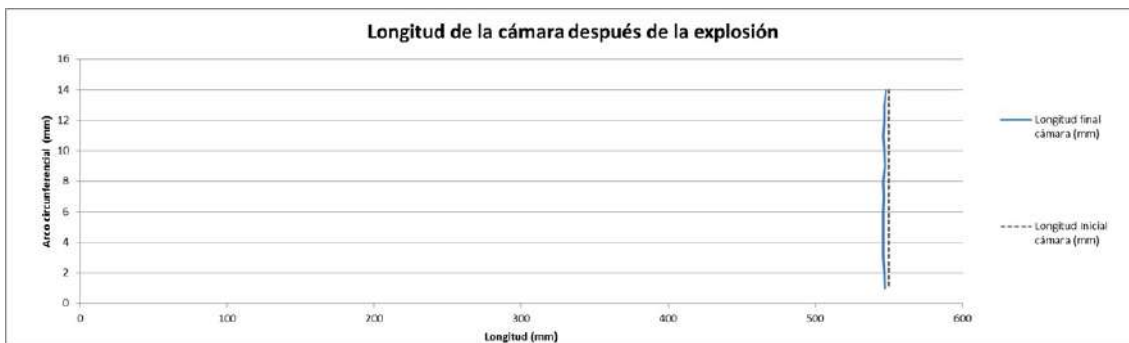


Figura 6.42 Gráfica de las deformaciones plásticas en longitud localizadas en la carcasa del motor.

De todas maneras, todos los problemas y análisis se contemplaron en el documento de Reporte que está en los anexos, más precisamente en D.0.1. Ahí viene recogida toda la información recabada y las posibles causas del mal funcionamiento.

### Resultados y acciones correctivas

Tras el duro golpe que supuso el ensayo fallido de Diciembre de 2020, hubo que tomar medidas contundentes para lograr corregir los errores cometidos. Para ello, se tuvo que recurrir a enviar un Reporte (D.0.1) al experto en coherería amateur, Richard Nakka. En él se exponían todos los factores involucrados en el ensayo en banco, así como distintos análisis: estructurales, químicos, térmicos, fluidodinámicos, etc. De este modo Richard Nakka podría elaborar una serie de pautas y acciones correctivas para lograr eludir los problemas de diseño en el ensayo en banco. El informe recibido de Richard Nakka es el que aparece en el apéndice D.0.2.

**Acciones correctivas e implementaciones para el siguiente ensayo en banco:** Con la ayuda de Richard Nakka se pudo volver a plantear la realización de un nuevo ensayo en banco pero con gran cantidad de métodos, trucos, elementos nuevos, rediseños, etc. Según Richard, el fallo catastrófico del motor cohete es debido a varias deficiencias que pudo comprobar a raíz del informe que se le envió. Veamos sus recomendaciones al respecto:

1. **Diámetro interior del grano de propulsante inferior al de la garganta:** Si contamos con un diámetro del grano más pequeño que el de la garganta de la tobera, es sabido que generará problemas severos de combustión erosiva, generando un pico de presión en la curva y una no deseada sobre presión en la cámara. En los motores de propulsante basados en azúcar, Richard recomienda un diámetro interior de  $D_{int\ grano} = 1,5 \cdot D_{garganta}$ .

2. **Ausencia de espaciado entre granos de propulsante:** Aunque pueda sonar contradictorio, es importante espaciar los granos de propulsante entre ellos para permitir el quemado nominal de las puntas, tal y como se establece en los parámetros teóricos del ensayo en cuestión. Distinto sería si para la curva teórica se hubiera querido simular que las puntas de los granos estuvieran inhibidas, sin embargo, no es el caso. Pues bien, Richard recomienda usar juntas tóricas de goma para espaciar los granos de propulsante y que la curva real se aproxime más aún a la curva teórica. También añade que no se trata de un factor determinante en primera instancia para el fallo de motor, pero que sí puede haber tenido consecuencias derivadas.
3. **Mucho espacio vacío entre los granos y la cámara:** Comenta que en la zona vacía de la cámara de combustión (situada entre los granos de propulsante y la tobera) podría haberse generado un reflujo impredecible y no contemplado, de gases acumulados a alta temperatura, que puede haber fragilizado estructuralmente la carcasa del motor, haciendo que falle a una presión inferior a la de diseño. Por lo tanto, recomienda introducir un tocón de madera ajustado a la cámara de combustión, que cubra el espacio libre, y desplazar los granos de propulsante hasta pegarlos lo máximo posible a la tobera. Básicamente, hace el efecto de una cámara de combustión cargada al 100% en cualquier ensayo, únicamente teniendo que cortar el tocón a medida para cada prueba.
4. **Deficiencia en la protección térmica de la cámara:** Señala que no haber usado liner para proteger la carcasa de las altas temperaturas de la cámara de combustión puede haber sido un factor secundario en el fallo del motor. Recomienda por tanto usar cartulina como protección térmica, algo que en cierto modo ya se estaba haciendo.
5. **Ineficiencia en la inhibición de los granos de propulsante:** Comenta que bajo un comportamiento nominal la inhibición utilizada puede ser suficiente. Sin embargo, no hay margen de error, ya que en el momento en el que el motor realice algún comportamiento indebido, la inhibición no será suficiente. Añade que éste puede haber sido un factor determinante en la explosión del motor cohete. Por lo que recomienda aumentar el espesor de la inhibición de los granos. En resumidas cuentas, se deben añadir más capas de cartulina.
6. **Granos de propulsante excesivamente ajustados a la cámara de combustión:** Los granos de propulsante tienen muy poco espaciado entre sus paredes exteriores y la carcasa de la cámara de combustión. Por lo tanto, se recomienda una holgura de 0,25 mm entre ambas superficies para permitir que los granos tengan libertad de deslizamiento, aunque en la práctica no deban hacerlo.
7. **Posible aparición de grietas en los granos de propulsante:** Se comenta que en la extracción de los granos pudo haberseles generado grietas internas a los granos de propulsante mediante los golpes aplicados en la extracción de los moldes. Richard mantiene que este puede haber sido un factor clave en el fallo del motor y recomienda usar parafina para facilitar la extracción del grano del molde. Por decisión propia, también se decide volver a los granos cortos vistos en los ensayos anteriores.
8. **Densidad de los granos de propulsante muy alejada de la ideal:** Por último, Richard asegura que la deficiencia en la densidad de los granos de propulsante ha sido un factor crítico en la explosión. Dice que él desecha granos que estén por debajo del 92% de relación de densidad real entre ideal. Tanto es así, que las relaciones de los granos introducidos en esta prueba (86,9% y 85,4%) pueden evidenciar la existencia de impurezas o burbujas dentro de los lotes de propulsante, siendo peligroso para la combustión. Por ello, recomienda replantear todo el proceso de fabricación de los granos de propulsante. De hecho, el proceso recomendado es el que se ha explicado en esta memoria con anterioridad, ya actualizado y con las operaciones de fabricación optimizadas.

Con todas estas nuevas implementaciones ya sólo queda fabricar un motor cohete nuevo. En este caso se adaptará la tobera, tal y como se explicó en el capítulo de diseño de esta memoria, y se procederá a un último ensayo en banco, previo al esperado lanzamiento de NAOS.

### 6.1.5 Ensayo en banco Abril 2021

#### Objetivo y preparación

Este ensayo en banco tuvo lugar el 21 de Abril de 2021 y tenía como objetivo realizar un ensayo en banco del motor cohete D60 de NAOS previo a su lanzamiento. El motor se carga con 1094,4 g de propulsante sólido

Las características principales de la prueba fueron las siguientes:

- Grano 1 (longitud 61,35 mm), Grano 2 (longitud 61,30 mm), Grano 3 (longitud 55,88 mm), Grano 4 (longitud 58,09 mm), Grano 5 (longitud 56,84 mm) (figura 6.43)
- Tipo de propulsante: KNDX (Nitrato Potásico + Dextrosa)
- Diámetro exterior de los granos: 58,23 mm
- Diámetro interior de los granos: 25 mm
- Inhibición: 4 capas de cartulina de 0,2 mm de espesor
- Sí se pinta el interior de los granos de propulsante con pólvora negra (mezcla de alcohol y pólvora negra), ver figura 6.43.
- Sí se introduce separador entre los granos de propulsante (juntas tóricas de 4 mm de espesor).
- La masa del nuevo motor cohete sin propulsante y con la nueva tobera adaptada es de 2106,3 g.
- Se introduce un cilindro de madera macizo en la parte posterior del motor (junto al cierre posterior) de forma que los granos estén junto a la tobera y se rellene el volumen vacío al tener la cámara a máxima carga de propulsante.
- El ignitor se posiciona al fondo de la cámara, junto al cilindro de madera. También se incrementa la cantidad de polvora de ignición.
- Varios granos se han desechado antes de la prueba porque se deforman y salen grietas (en algunos casos grandes, en el agujero central) debido a tensiones internas residuales tras la aplicación de presión con el sargento. Se han seleccionado los granos con menos grietas y menos deformados, habiendo hecho pruebas de combustión de un grano con grietas para ver su efecto en la velocidad de combustión observándose que es aceptable.
- **Observación:** Los granos son bastante flexibles internamente y más rígidos-frágiles en las puntas.



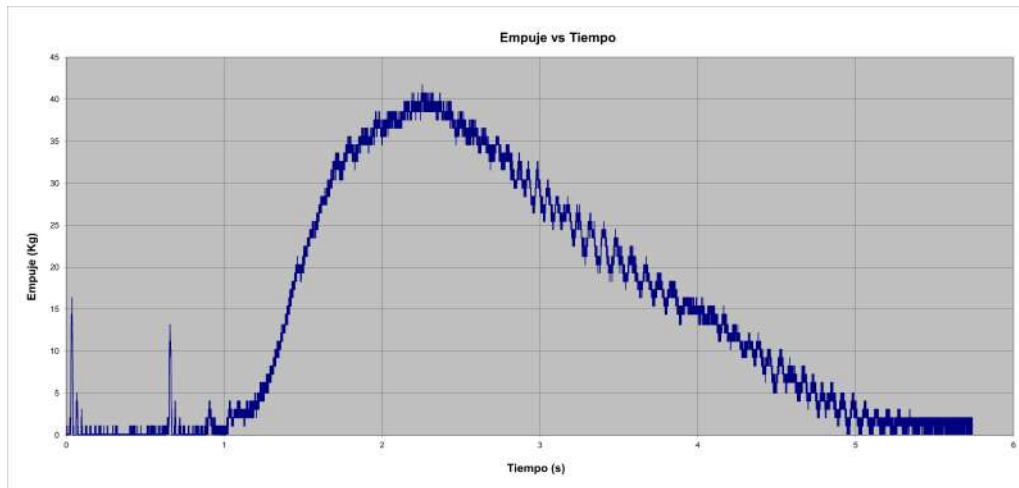
**Figura 6.43** Carga de 5 granos cortos de propulsante para el ensayo en banco de Abril de 2021 .

### Ensayo en banco

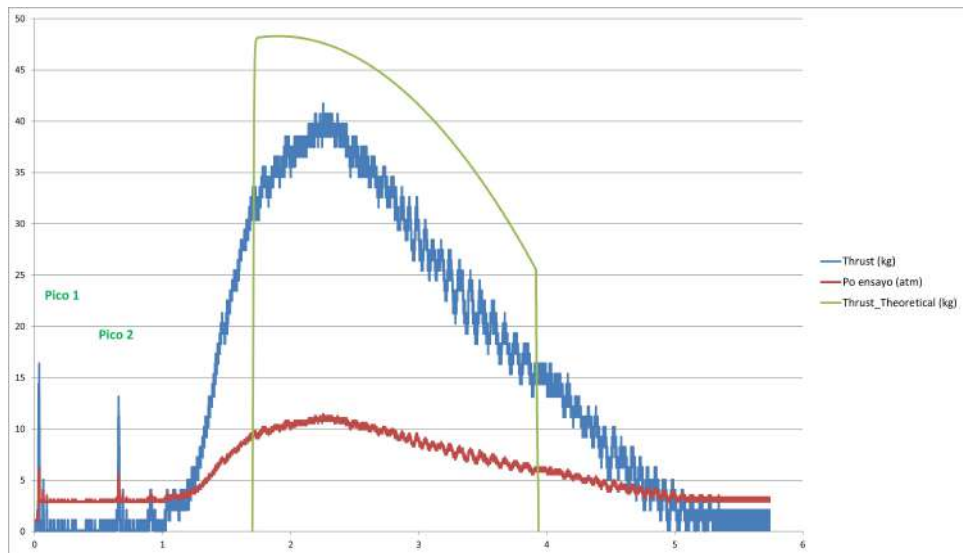
Tras realizar el ensayo en banco y registrar los datos de Empuje(kg)-Tiempo(s) mediante el equipo de adquisición de datos y la célula de carga, cuya calibración aparece indicada en las hojas "procedimiento de calibración" y "calibración célula de carga", se obtuvo la siguiente curva. En ella también se han añadido las curvas Empuje-Tiempo teórica y Presión en cámara-Tiempo teórica y real. Además, también se adjuntan las principales prestaciones del motor cohete y la simulación del lanzamiento.

	valor	tiempo (s)
$P_{0max}$ (atm)	11,5	-
$Empuje_{max}$ (kg)	41,7	-
$Empuje_{medio}$ (kg)	22,6	-
$a_{max}$ ( $g/s$ )	6	2,2
$a_{max}$ ( $m/s^2$ )	59	2,2
$v_{max}$ (m/s)	99	4,55
$v_{max}$ (km/h)	356,4	4,55
Apogeo (m)	674	14,1
$D_{max}$ , Drag (kg)	1,63	26,54
$I_t$ ( $N \cdot s$ )	843	-
Tiempo hasta apertura de paracaídas (s)	14,1	-
Tiempo de combustión (s)	3,70	-
Tiempo sin paracaídas (s)	26,5	-
Tiempo con paracaídas (min)	2,67	-

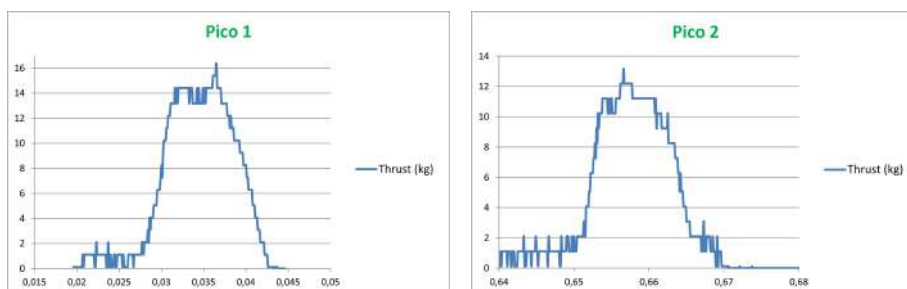
Tabla 6.4. Prestaciones simulación lanzamiento Abril 2021



**Figura 6.44** Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Abril 2021.



**Figura 6.45** Curva Empuje-Tiempo real y teórica del ensayo en banco de Abril 2021.



**Figura 6.46** Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Abril de 2021 con picos ampliados.

Veamos de igual modo dos gráficas, las figuras 6.47 y 6.48 muestran la gráfica de aceleración, velocidad y altura en el caso de que el paracaídas se abra correctamente, mientras que en las figuras 6.49 y 6.50 se representa el caso en el que el cohete cayera en caída libre, por fallo de paracaídas.

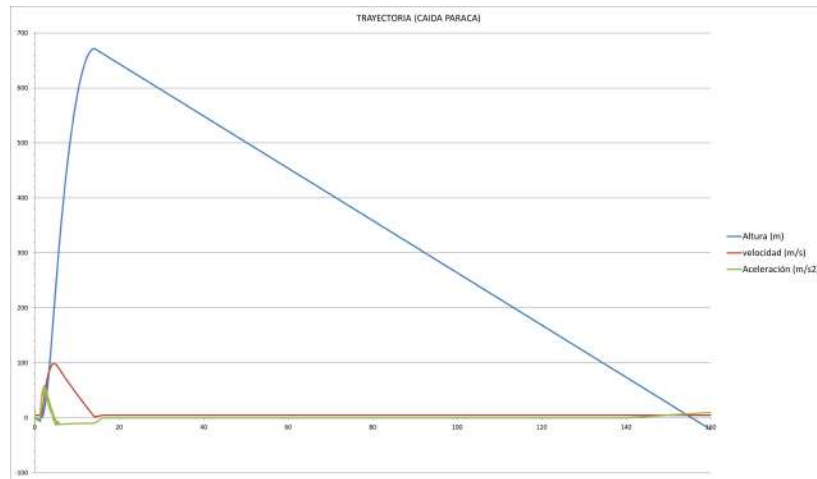


Figura 6.47 Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Abril de 2021.

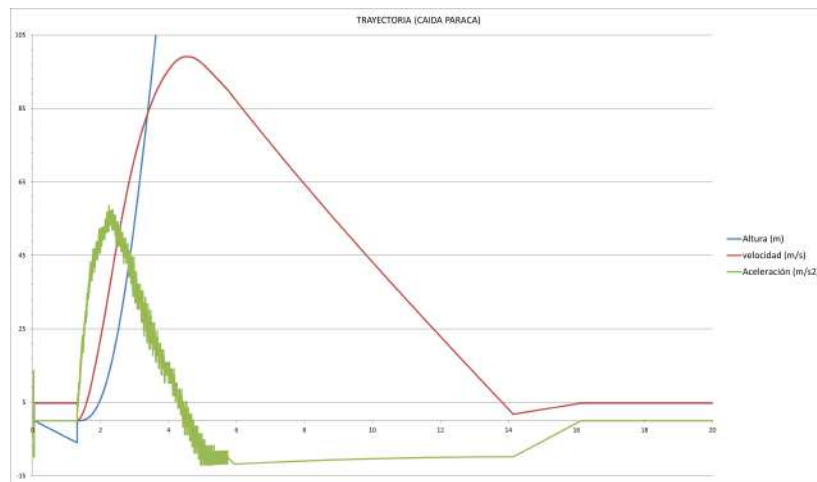
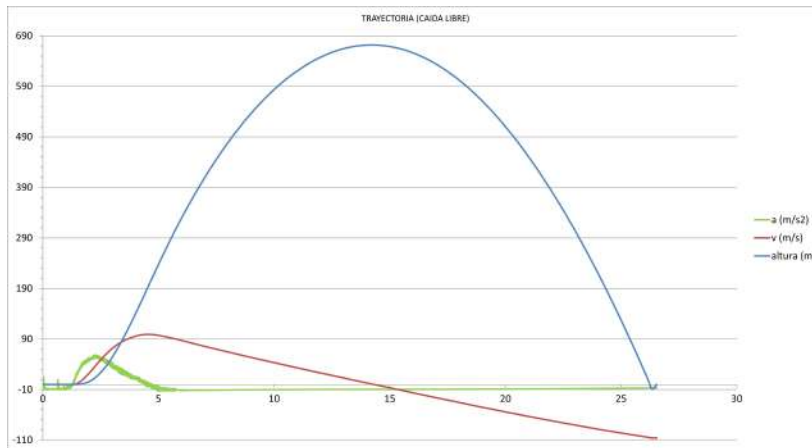
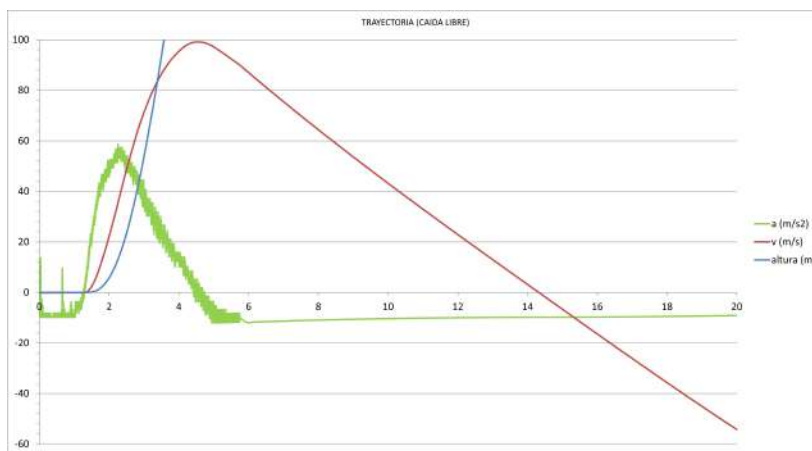


Figura 6.48 Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Abril de 2021 (Zoom).



**Figura 6.49** Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Abril de 2021.

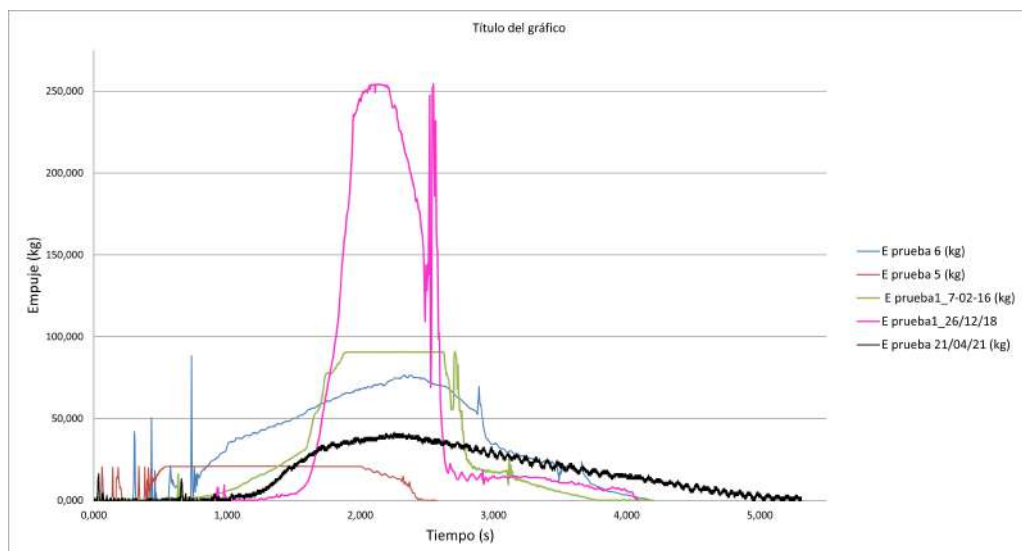


**Figura 6.50** Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Abril de 2021 (zoom).

Comentemos los aspectos más característicos del ensayo en banco de Abril de 2021, así como algunos comportamientos indeseados. A continuación se hace una lista de dichos rasgos:

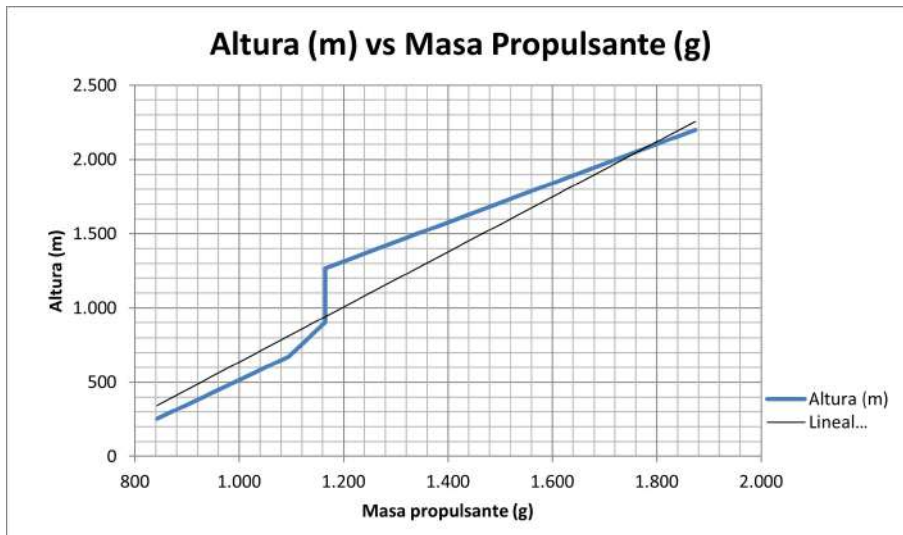
1. Tras las implementaciones recomendadas por Richard Nakka y fijándonos en la figura 6.45, vemos la gran similitud entre la curva Empuje-Tiempo real y teórica. Es lógico comprobar que las curvas tienen la misma tendencia, aunque en la curva real tenemos la zona de "Start-up" y la zona de "Tail-Off", ambas debidas al arranque del propulsante y a la disipación por completo de toda la presión en cámara tras la combustión completa del propulsante. Sin embargo, si en lugar de comparar la forma, comparamos el área bajo la curva (Impulso total) vemos que son muy similares (897 N·s para la teórica y 843 N·s para la real).
2. En la gráfica de Empuje-Tiempo se observan dos picos muy característicos (ver 6.46). El primero de ellos se debe a la expulsión repentina de los gases al quemarse el ignitor (que recordemos que tiene mayor cantidad de pólvora negra) y la pólvora negra que bordea el interior de los granos de propulsante. Unas milésimas de segundo después de esta sobrepresión se expulsa ignitor (figura 6.53), dando lugar al segundo pico. Es importante destacar que los picos no se tratan de una rebote, ya que no se percibe la sinusoidal atenuada típica de estos.
3. Destacar que los granos de propulsante han sido pintados con pólvora negra en su interior para hacer que el incremento inicial de presión ("Start-Up") sea más rápido. Efecto que se ha logrado y se aprecia en las figuras 6.44 y 6.51.

4. Llama la atención también que si nos fijamos en la gráfica 6.51 el tiempo de combustión de este ensayo es muy superior al del resto de pruebas en banco realizadas, llegando al objetivo marcado de obtener una curva con igual impulso total, menor empuje máximo pero con mayor tiempo de combustión, ya que estará manteniendo el empuje del cohete durante un tiempo más prolongado.
5. Se ha incluido la gráfica 6.52 de la altura que se alcanza con el mismo motor cohete en función de la carga de propulsante que se incorpore en éste. En ella se ha incluido información de todo el histórico de ensayos llevados a cabo hasta el momento con este motor cohete en particular. Como vemos, la tendencia se puede aproximar vagamente a una tendencia lineal. Esto nos permite predecir a grandes rasgos cómo va a ser el comportamiento y las prestaciones con respecto al apogeo en el caso de añadir una mayor o menor carga. Esto puede ser útil, como veremos, en el caso en el que se quiera realizar un lanzamiento con algo más de carga de propulsante del que se añadió en el ensayo en banco. Para no tener que realizar otro ensayo en con un poco más de carga y no gastar recursos y tiempo, se puede usar esta curva para predecir cualitativamente lo que ocurrirá.
6. Fijémonos con detenimiento en el flujo de salida de gases de la captura 6.53. Si recordamos la teoría de toberas (3.25) veremos que para que una tobera se encuentre adaptada el flujo de gases debe permanecer paralelo al eje longitudinal del motor cohete. Esa es la forma visual de identificar este régimen.



**Figura 6.51** Comparativa del ensayo de Abril de 2021 con pruebas anteriores.





**Figura 6.52** Gráfica de historico de ensayos en banco. Comparación de Masa de Propulsante y Apogeo alcanzado.



**Figura 6.53** Fotograma del ensayo de Abril de 2021 en el instante de eyección del ignitor.



**Figura 6.54** Fotograma del ensayo de Abril de 2021 en el instante de Tobera Adaptada.



**Figura 6.55** Fotografía aérea del ensayo en banco de Abril de 2021.

### Inspección del motor

En este caso, la inspección del motor es un factor esencial en este ensayo. Ya que se quiso comprobar la eficacia de las nuevas tecnologías y procedimientos integrados en el motor. Con el estudio "forense" del motor cohete se logra sacar mucha información en este ensayo en particular. Veamos en primer lugar el magnífico estado en el que quedó la inhibición tras la prueba.



**Figura 6.56** Restos de la inhibición tras el ensayo de Abril de 2021.



**Figura 6.57** Restos de la inhibición tras el ensayo de Abril de 2021 (ampliados).

- Es apreciable que los restos de la inhibición están prácticamente enteros y no han sufrido

apenas quemaduras. De hecho, en muchos de ellos aun se pueden leer las características del grano. Todo ello demuestra un trabajo de inhibición del motor cohete impecable, y considerablemente mejor al del resto de ensayos realizados con anterioridad.

- Es curioso analizar todas las juntas tóricas. Las que se encontraban en el cierre posterior (6.59) están casi intactas, pudiéndose ver incluso la grasa que se le aplicó antes de la prueba para facilitar su integración con el motor. Esto podría ser resultado del taponamiento y aislamiento que en parte ha hecho el tocón de madera. Sin embargo, este no es el caso de las juntas tóricas separadoras de granos (6.60) ni de las juntas tóricas de la tobera (6.58) que se han encontrado en contacto directo con el flujo caliente de los productos de la combustión.
- Al inspeccionar el tocón de madera, llama la atención que la decoloración y quemado de éste se ha producido por la zona inmediatamente en contacto con el flujo de gases, mientras que la zona más cercana al cierre posterior (segunda imagen de la figura 6.61) aún mantiene el color madera y apenas ha sido afectada por la temperatura y la presión. No obstante, se observa una acumulación de los restos chamuscados de inhibición (6.62) que han precipitado por gravedad.
- El tocón de madera está en tan buen estado que si se le sierra una pequeña laja de la zona más quemada, puede volver a utilizarse para otro ensayo en banco o lanzamiento.
- Este fue el primer ensayo en banco con la nueva tobera convergente-divergente adaptada, y como se puede observar en 6.58 ya se ha producido una leve decoloración del acero, como viene siendo costumbre.
- Por otro lado, si miramos la figura 6.57, el motor cohete que se encuentra tras los restos de la inhibición no ha sufrido ninguna decoloración, lo que evidencia un buen empleo de la cartulina, no sólo para inhibir los granos sino también para aislar la carcasa del motor.



**Figura 6.58** Aspecto de la tobera tras el ensayo de Abril de 2021.



**Figura 6.59** Aspecto del cierre posterior tras el ensayo de Abril de 2021.



**Figura 6.60** Estado de las juntas tóricas de separación de granos de propulsante tras el ensayo de Abril de 2021.



**Figura 6.61** Aspecto de la carcasa tras el ensayo de Abril de 2021.



**Figura 6.62** Estado del tocón de madera tras el ensayo de Abril de 2021.

En líneas generales, este ensayo ha sido todo un éxito no sólo habiendo logrado corregir los fallos cometidos en la anterior prueba, sino habiendo mejorado las prestaciones del motor considerablemente con respecto al resto de ensayos exitosos realizados con anterioridad

### Resultados y acciones correctivas

A continuación se van a enumerar los diferentes resultados y conclusiones extraídos del ensayo en banco de Septiembre de 2020. Veámoslos:

1. **Inspección del motor:** La inhibición ha funcionado correctamente. El inhibidor de cartulina de los granos se encuentra casi al completamente en los cinco granos, evidenciándose en buen estado 3 de las 4 capas iniciales. Por otro lado, las juntas tóricas de la tobera se han fundido, estando peor la más cercana a la cámara de combustión. El resto se encuentran en buen estado.
2. **Observación del vídeo del ensayo:** El motor funciona con la primera ignición. El arranque del motor es mucho mejor que en pruebas anteriores (la pendiente inicial de la curva Empuje-Tiempo es mucho mayor), debido a la mayor cantidad de pólvora negra de ignición usada. El recubrimiento con pólvora negra de las superficies no inhibidas de los granos también mejora el arranque inicial.

Se observa que el  $I_f$  y el empuje del motor es un 19% menor que el teórico con 95% de eficiencia en la combustión. Se estima que la eficiencia es menor debido a la baja presión en cámara y se recalcula la curva teórica con un 70% de eficiencia. De este modo, las curvas teórica y real se aproximan mucho más.

Se observan dos picos iniciales de presión debidos a la expulsión de los cables de ignición.

3. **Conclusiones:** La célula de carga se calibra para 80 kg con los datos recogidos en ensayos de la célula (ver hoja "Calibración célula de carga").

Debido al uso de la tobera adaptada se ha reducido el área de la sección del chorro de los gases de escape. Como consecuencia ahora el ángulo de salida del chorro de los gases es bastante menor. De hecho, ahora tenemos una tobera más cercana a la adaptación.

4. **Acciones correctivas e implementaciones para el siguiente ensayo en banco:** En este caso no hay demasiadas correcciones para la siguiente prueba ya que los resultados de ésta han sido excelentes. Sin embargo, se recomienda:
  - a) Seguir usando el mismo proceso de fabricación de granos, manteniendo los granos en los moldes después de su fabricación hasta la prueba.
  - b) Hacer prueba con el motor al 100% de carga de propulsante para aumentar la presión en cámara y conseguir mayor eficiencia de la combustión.
  - c) Poner más cantidad de pólvora negra de ignición. De este modo se logrará aumentar aún más rápido la zona de "Start-Up" y la curva real será más parecida a la real.
  - d) Seguir recubriendo las superficies de los granos con pólvora negra.

## 6.2 Pruebas del sistema electrónico y telemétrico

Las pruebas del sistema electrónico fueron determinantes para evaluar las prestaciones reales de los dispositivos que se habían diseñado. Únicamente se explicaran de manera cualitativa. Veamos en qué consistieron.

### 6.2.1 Prueba de alcance del LoRa

La prueba de alcance consiste en situar el dispositivo de rastreo y telemetría en un vehículo e ir alejándose progresivamente. En este caso, se situó el dispositivo en un coche (ver figura 6.63). Por otro lado, el receptor debe situarse en un punto fijo y a la mayor altura posible para comprobar en todo momento cuándo recibe o deja de recibir señal (figura 6.64). Se llevaron a cabo dos tipos de pruebas:

- **Alcance con obstáculos:** Esta prueba consistía en comprobar el alcance de la antena en el caso de que hubiera elementos entre el emisor y receptor que apantallaran la transmisión de los paquetes de datos. Este experimento se llevó a cabo en numerosas ocasiones, llegándose a obtener una distancia máxima en línea recta de aproximadamente 5,4 km.
- **Alcance en línea de visión directa:** Esta prueba se realizó en lo alto de una montaña con línea de visión directa del coche en el que se encontraba la antena emisora. Esto permitió eliminar todos los obstáculos de por medio que pudieran disminuir la señal. En este caso se obtuvo un alcance máximo de 8,3 km. De hecho, este experimento es el que mejor representa la situación que se dará en el lanzamiento de NAOS.

Es importante añadir también, que se hicieron pruebas entre las antenas con mayor y menor ganancia para comprobar su comportamiento. En base a esto se decidió situar en el cohete NAOS la antena con menor ganancia de señal pero con un mejor comportamiento en la omnidireccionalidad, mientras que en el equipo terrestre se situaría la antena con mayor ganancia de señal (más alcance) pero con un comportamiento más direccional, por lo que se deberá ir direccionando manualmente hacia el dispositivo emisor para lograr la transmisión de datos.

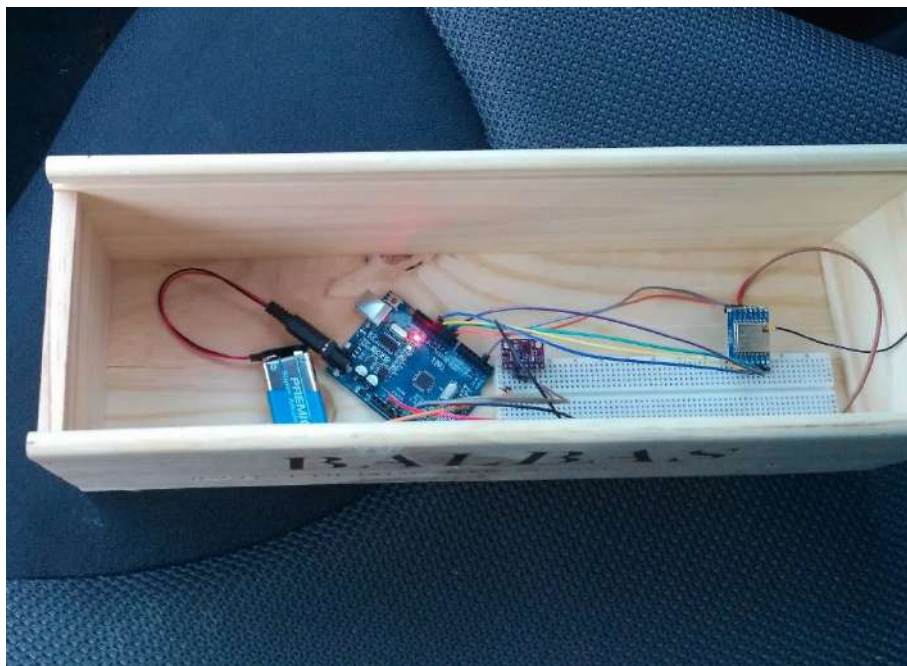


Figura 6.63 Prototipo de pruebas del dispositivo de rastreo y telemetría.



**Figura 6.64** Equipo de terrestre de recepción de datos.

### 6.2.2 Prueba del IMU y Lector Micro SD

La prueba más característica realizada fue introducir el dispositivo de registro de medidas inerciales junto con la batería en una lavadora. Tras hacerlo, se encendería la lavadora anulando el flujo de agua en ella, generando en el dispositivo una enorme aceleración centrífuga y ver si éste sería capaz de realizar las mediciones pertinentes y con qué precisión. Se conocía tanto la velocidad angular del tambor de la lavadora (800 rpm) como su diámetro. Con ello se calculó el valor de la aceleración centrífuga para luego poder comparar con los datos medidos por el dispositivo.

Otros ensayos llevados a cabo fueron los siguientes:

- Se coloca el dispositivo de registro de medidas inerciales en todas las posiciones de los ejes del IMU para comprobar que todos ellos registran la aceleración de la gravedad (9,8 m/s) correctamente. Se observa algo de variación en las mediciones.
- Se suben dos plantas de un piso con el dispositivo para comprobar que calcula correctamente los valores de la altura, en este caso se calculan mediante la diferencia de altitudes entre las dos mediciones.
- También se comprueba que la altitud que marca de de base corresponder a la altitud de la zona en la que se ubica.
- Se realiza una prueba de orientación del magnetómetro, apuntando el dispositivo hacia el norte un rato para, posteriormente identificar las mediciones en el archivo de registro.
- Por último se realiza una comparación entre la temperatura que marca el dispositivo con respecto a la temperatura ambiente en ese momento. Los resultados en este caso presentar discrepancias bastante visibles.

### 6.2.3 Prueba de temporización del Timer

La prueba del temporizador del dispositivo Timer es muy simple. En primer lugar se regula la resistencia variable en función de si se requiere un mayor tiempo de retardo o no. Se enchufa la batería, se retira el trigger y se inicia la cuenta atrás. Es imprescindible tener a mano un cronómetro y contabilizar el tiempo transcurrido. Sabremos que el dispositivo Timer activa la salida "ignitor" cuando, colocando los dos polos de un multímetro, recibamos el voltaje correspondiente. Esta prueba será conveniente hacerla varias veces hasta que se consiga ajustar el tiempo deseado. De hecho, será imprescindible hacerla en los días previos al lanzamiento, para establecer el tiempo de retardo para la apertura del paracaídas que indican los archivos excel de los ensayos en banco mostrados con anterioridad.



Figura 6.65 Timer.

## 6.3 Pruebas del sistema de liberación y recuperación

Quizás sean éstas las pruebas más críticas para asegurar el correcto lanzamiento de NAOS. Como sabemos el conjunto del Sistema de Liberación y el Sistema de Recuperación son esenciales para garantizar la recuperación del cohete y la seguridad de los espectadores. El cohete debe descender lentamente una vez llegado al apogeo. Para ello debe eyectarse correctamente el paracaídas y cumplir su función de aminorar la velocidad de descenso de NAOS. Veamos cuáles fueron los ensayos llevados a cabo.

### 6.3.1 Prueba de liberación del paracaídas

Antes de proceder a la prueba del Sistema de Liberación deben haberse hecho numerosas pruebas del plegado del paracaídas (ver figura 6.66), hasta conseguir optimizar el espacio libre dentro del alojamiento del Sistema de Recuperación.

Una vez optimizada la encapsulación del paracaídas llega el momento de realizar un ensayo del Sistema de Liberación. Para ello, deben haberse hecho las pruebas anteriormente mencionadas del temporizador del Timer, para ajustar el tiempo deseado de apertura del paracaídas. Ya sólo queda fabricar un ignitor, anclarlos al Sistema de Liberación y conectar los cables al Timer. Se activará el Trigger e iniciará la cuenta atrás hasta la eyección del paracaídas. En algunas pruebas que se realizaron el Sistema funcionaba correctamente, pero el paracaídas no salía por completo (ver imagen 1 de la figura 6.67). Lo que hubo que hacer para solucionarlo fue ajustar aún más el empaquetamiento del paracaídas para disminuir la fricción con las paredes internas del fuselaje.





**Figura 6.66** Pruebas de plegado del paracaídas.



**Figura 6.67** Pruebas de plegado del paracaídas.

### 6.3.2 Prueba de apertura del paracaídas

Sin lugar a dudas, esta es la prueba más difícil de realizar y la más crítica. Se debe asegurar que tras la eyección del paracaídas, el tiempo de apertura del mismo es tal que no propicie que el cohete se acelere en exceso y el tirón en la apertura no sea aún mas agresivo. Para ello se llevaron a cabo dos pruebas diferentes:

- La primera de ellas consistió en empaquetar completamente el paracaídas, montarlo en un coche, mantener el vehículo a la velocidad a la que se supone que según los cálculos debe abrirse el paracaídas en función del tiempo hasta la apertura y la simulación del lanzamiento vista en el apartado de los ensayos en banco. Una vez el coche está a esa velocidad, el paracaídas se suelta por la ventanilla y se cronometra el tiempo que tarda en abrirse por completo. En la prueba llevada a cabo el tiempo de apertura fue alrededor de unos 3 segundos a una velocidad de aproximadamente 60 km/h.
- La otra prueba consistía en lanzar el paracaídas desde altura, con una carga que pesara lo mismo que el cohete en vacío, es decir 5,86 kg. En las figuras 6.68 y 6.69 podemos ver la forma del paracaídas completamente desplegado.



**Figura 6.68** Pruebas de plegado del paracaídas.



**Figura 6.69** Pruebas de plegado del paracaídas.

A pesar de todas las pruebas realizadas nunca se tiene toda la confianza que se desearía en los diferentes sistemas, ya que dependen de innumerables factores, muchos de ellos impredecibles o incalculables. Así como muchos elementos que pueden fallar y causar el siniestro. Sin embargo, las pruebas son una parte esencial del progreso y la ganancia de confianza en el sistema que se quiere probar.

## 6.4 Lanzamiento de NAOS Mayo 2021

En esta sección se hablará al fin, del tan esperado lanzamiento del cohete NAOS. Tras varios años de desarrollo de la tecnología y optimización de los procesos, se está en disposición de llevar a cabo un lanzamiento. El apogeo estimado del lanzamiento será de unos 671 metros de altura. Vamos a ver cómo fue el proceso de ensamblaje, preparación y organización del lanzamiento de NAOS.

### Preparación del lanzamiento de NAOS

Este ensayo en banco tuvo lugar el 21 de Abril de 2021 y tenía como objetivo realizar un ensayo en banco del motor cohete D60 de NAOS previo a su lanzamiento. El motor se carga con 1094,4 g de propulsante sólido

Las características principales de la prueba fueron las siguientes:

- Grano 1 (longitud 59 mm), Grano 2 (longitud 59,86 mm), Grano 3 (longitud 59 mm), Grano 4 (longitud 61,04 mm), Grano 5 (longitud 60,76 mm) (figura ??)
- Tipo de propulsante: KNDX (Nitrato Potásico + Dextrosa)
- Diámetro exterior de los granos: 58,23 mm
- Diámetro interior de los granos: 25 mm
- Inhibición: 4 capas de cartulina de 0,2 mm de espesor
- Sí se pinta el interior de los granos de propulsante con pólvora negra (mezcla de alcohol y pólvora negra).
- Sí se introduce separador entre los granos de propulsante (juntas tóricas de 4 mm de espesor).
- La masa del motor cohete sin propulsante y con la nueva tobera adaptada es de 2106,3 g.
- No se ha podido conseguir porcentajes de densidad real/ideal en los granos altos pero se ha conseguido eliminar las deformaciones y grietas.
- Se introduce un cilindro de madera macizo en la parte posterior del motor (junto al cierre posterior) de forma que los granos estén junto a la tobera y se rellene el volumen vacío al tener la cámara a máxima carga de propulsante.
- El ignitor se posiciona al fondo de la cámara, junto al cilindro de madera. También se incrementa la cantidad de polvora de ignición.
- Se usa pólvora negra en el ignitor del motor con la máxima cantidad admisible en la mitad de una papelina de tabaco tamaño grande.
- El peso del cohete se mide antes del lanzamiento en una báscula, pesando 7,2 kg sin aletas (peso/aleta= 60 g), lo que implica un peso de 7,49 kg del cohete completo (incluyendo 1,1 kg de propulsante sin inhibición. La inhibición de los granos se estima que pesa 45g).
- El timer se ajusta a 10,5s aunque el apogeo se alcanza 11,7 s después de liberar el trigger, con el objetivo de tener en cuenta el tiempo de liberación del paracaídas (se han hecho pruebas y se ha visto que tarda unos segundos en salir por el efecto del muelle) y para mitigar los riesgos y reducir la tensión en la línea del paracaídas debido a la velocidad del cohete, de forma que tenga otros segundos después del apogeo para no llegar a una alta velocidad.
- Tanto para la preparación y puesta a punto del cohete, como para los procedimientos a seguir el día del lanzamiento, se han elaborado dos Check lists que se pueden consultar en los apéndices E.0.1 y E.0.2.



**Figura 6.70** Carga de 5 granos cortos de propulsante (sin pintar con pólvora negra) para el Lanzamiento de NAOS de Mayo de 2021 .

Durante la preparación del lanzamiento se tuvo que montar la plataforma de lanzamiento y acoplar el cohete a ella (ver 6.71). Una vez que se montó todo el sistema cohete-rampa se procedió a una charla informativa de las principales prestaciones del cohete, así como sus diferentes sistemas incorporados. Como apoyo a la explicación se repartió un tríptico, mostrado en el apéndice E.0.3. Seguidamente se procedió a la charla informativa (6.72)



**Figura 6.71** Anclaje de cohete NAOS a rampa de lanzamiento.



**Figura 6.72** Charla informativa impartida por Álvaro Sáez Zapata.

Tras ello, y siguiendo a rajatabla el resto de items de la check list, NAOS estaba preparado para el lanzamiento (6.73, 6.74). Además, se tomó una "foto familia" de todos los asistentes y espectadores junto al cohete NAOS (6.75). Y como no podía ser de otra forma, también se incluye una foto de NAOS con sus dos creadores: Jesús Sáez y Álvaro Sáez (6.76).



**Figura 6.73** NAOS en rampa de lanzamiento. Imagen 1.



Figura 6.74 NAOS en rampa de lanzamiento. Imagen 2.



Figura 6.75 Foto familia junto a NAOS.



Figura 6.76 Foto NAOS con sus creadores.

## Lanzamiento de NAOS

El lanzamiento de NAOS tuvo lugar en torno a las 11:40 am. En él se tomaron todas las precauciones posibles, además de advertir al público sobre los peligros que conllevaba acercarse a NAOS. Tras una cuenta atrás de 10 segundos se pulsa el interruptor de ignición, y tras unos segundos el cohete comienza a elevarse, activando el trigger que se encontraba anclado a la plataforma de lanzamiento, y dando lugar a la cuenta atrás de la apertura del paracaídas.

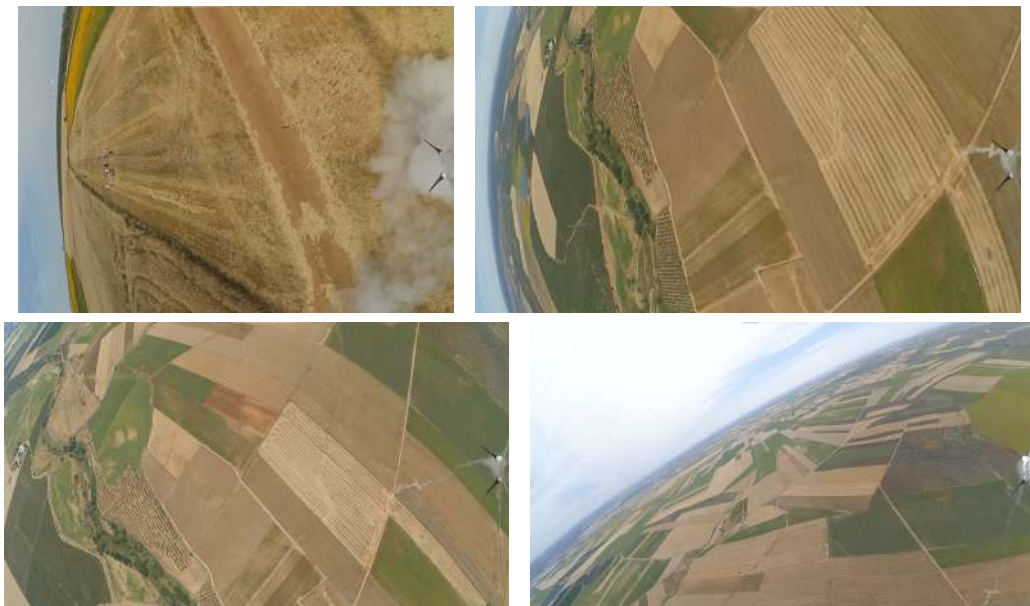
Es conveniente comentar que aquel día había algo de viento, por lo que hubo que tenerlo en cuenta para predecir hacia donde se dirigiría NAOS. El viento soplabá del noroeste, por lo que, tal y como se ha estudiado anteriormente, el cohete se aproaría ligeramente al viento y seguiría una trayectoria ascendente escorada hacia el noroeste. Sabiendo esto, al público se le situó en el extremo opuesto, es decir, en el sureste desde el punto de vista de la plataforma de lanzamiento. Por su parte, a los dos responsables de recepción de señal GPS se les situó al norte y al sur de la plataforma de lanzamiento. Así, serían capaces de cubrir tanto la trayectoria de subida como el descenso con paracaídas.

En las siguientes imágenes vemos el despegue de NAOS y la salida de la plataforma de lanzamiento. Ambas transcurrieron de forma nominal y sin perturbaciones o comportamientos inesperados. Rápidamente, NAOS, alcanza una velocidad muy alta, generando un ruido agudo y punzante correspondiente a la entrada en régimen supersónico de los gases de salida.



**Figura 6.77** Despegue de NAOS.

Posteriormente, el cohete continúa con su ascenso escorándose como se predijo, hacia el noroeste. En las siguientes imágenes se puede apreciar el ascenso desde la cámara de a bordo.



**Figura 6.78** Vuelo de subida de NAOS.

Una vez alcanzado el apogeo, se ve perfectamente con la cámara de a bordo que la salida del paracaídas ocurre en el momento idóneo.



**Figura 6.79** Apertura de paracaídas.

Desgraciadamente, tras la apertura del paracaídas, la cuerda que unía a este con el cohete se rompió



a cortadura, dejando el cohete en caída libre, y el paracaídas (sin apenas peso) planeando hacia el horizonte.



**Figura 6.80** Curvatura trayectoria vuelo NAOS.

#### Inspección de NAOS tras el impacto

Como ya se ha comentado, la cuerda del paracaídas se vio comprometida al romperse tras la eyección del paracaídas. Inspeccionando los restos, se llegó a la conclusión de que la cuerda había roto a cizalladura. Las razones que los justifican son las siguientes:

- La cuerda soportaba 300 kg de fuerza hasta su rotura. En el vídeo de la cámara de a bordo se percibe que la eyección del paracaídas se produce en el instante del apogeo, en el que las velocidades no son suficientemente grandes como para producir esa fuerza.
- Si se observa la imagen 6.81, se ve que el corte de la cuerda guarda mucha similitud con el resultado que obtendríamos si la cortáramos con unas tijeras o un cuchillo.



**Figura 6.81** Rotura a cizalladura de la cuerda del paracaídas.

- Por último, el émbolo que expulsaba el paracaídas y a través del cuál pasaba esta cuerda, estaba hecho de fibra de vidrio. Sin embargo, por error no se lijó el agujero por el que cruzaba la cuerda. De hecho, la fibra de vidrio en ocasiones puede ser muy cortante si no se trata adecuadamente. En definitiva el error fue no adecuar el orificio pasante del émbolo de NAOS. Es por ello, que en los diseños del nuevo émbolo contienen dos orificios pasantes, para tener

redundancia en las cuerdas del paracaídas. Y además están impresos en 3D y con radios de acuerdo para redondear las posibles zonas afiladas.



**Figura 6.82** Ángulo de impacto contra el suelo.

Analizando el modo de descenso y de caída, se comprobó que descendió en caída libre y de forma oblicua, tocando primero en el suelo el motor cohete con la tobera (6.82), ver modo de rotura de la sección de electrónica y la del motor cohete (6.83). Quizás fue esto lo que evitó que las zonas más vulnerables del cohete se vieran dañadas, ya que impactó en primer lugar con la parte más resistente del cohete. Otro factor que influyó en la preservación casi intacta de los diferentes dispositivos electrónicos fue el diseño concienzudo de las cápsulas de electrónica, que confirieron una protección excepcional. Y por último, otro factor determinante fue la rotura en múltiples trozos o partes tanto del fuselaje como de la cápsula de electrónica. Desde un punto de vista de resistencia de materiales, cada trozo roto nace a raíz de una grieta que se propaga. Dicha grieta absorbe energía durante su propagación. Por lo tanto, cada trocito de fuselaje que se ve en la figura 6.84 absorbió un porcentaje de la energía del impacto.



**Figura 6.83** Modo de rotura del acoplamiento entre secciones.



**Figura 6.84** Estado de NAOS tras el impacto con el suelo.

Por último, la inhibición, al igual que en el ensayo en banco realizado antes del lanzamiento resultó ser muy similar, encontrando segmentos de cartulina sin quemar y en casi perfecto estado. Ver imagen 6.85



**Figura 6.85** Efectividad de la inhibición del motor.

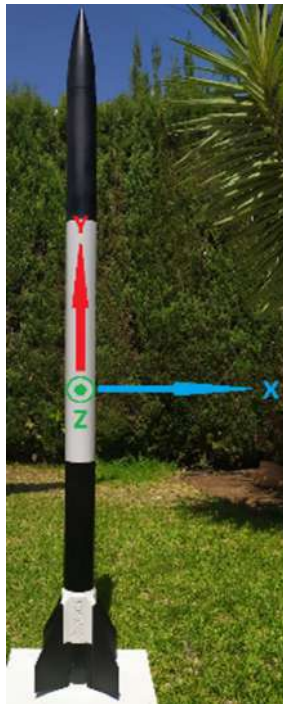
### Análisis del lanzamiento

El impacto, milagrosamente, no destruyó ninguno de los dispositivos electrónicos, permitiendo la recuperación completa de los datos registrados. Gracias a todos ellos tenemos 3 fuentes de datos diferentes: el IMU, el GPS y los cálculos teóricos del ensayo en banco. Veamos cada uno de ellos.

1. **Datos del IMU:** Recordemos que el IMU es la Unidad de Medidas inerciales, que entre otros mide aceleración, velocidad angular, temperatura, presión, actitud, etc.
2. **Datos del GPS:** El GPS no sólo nos envió datos sobre las coordenadas, sino que también nos arrojó una aproximación de la velocidad y la altura con respecto al tiempo.
3. **Datos del ensayo en banco:** Como ya vimos, el ensayo en banco nos da una simulación de cómo sería el lanzamiento de NAOS en caso de que la combustión del motor cohete se desarrollara tal y como lo hace en la prueba en banco.

Con estas fuentes diferentes y diversas de datos, se extrajeron gráficas y se compararon entre ellas. Asombrosamente, algunas de ellas son extremadamente similares a pesar de las diferentes maneras medir los datos. Vamos a estudiar cada pareja de datos por separado, correspondiendo cada una de ellas a una magnitud física:

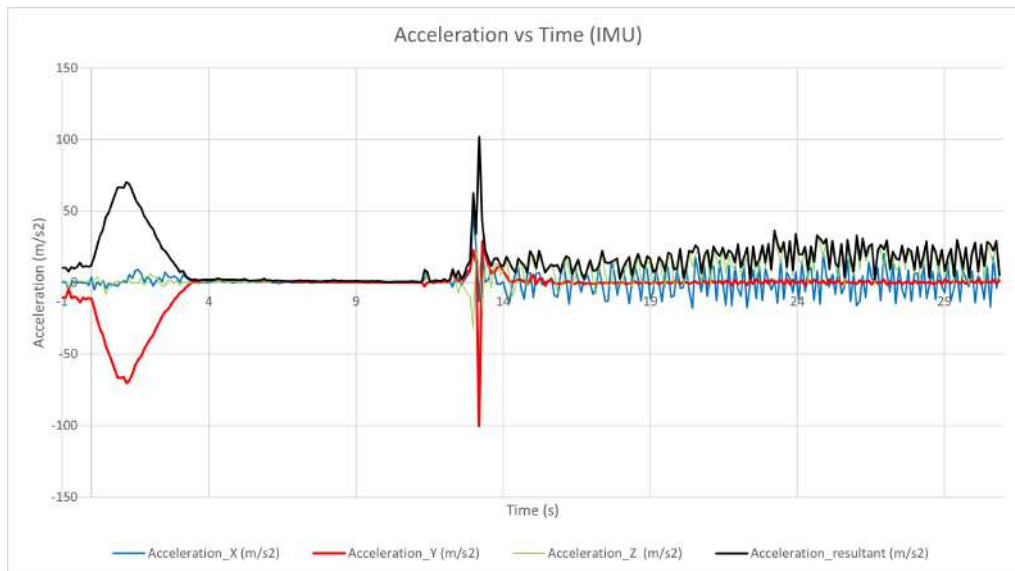
- **Aceleración:** El único dispositivo que podía medir aceleraciones durante el vuelo era el IMU. Sin embargo, para lograr entender a qué corresponde cada medida es importante definir los ejes del IMU con respecto al fuselaje del cohete (ver figura 6.86).



**Figura 6.86** Ejes de referencia del IMU dentro de NAOS.

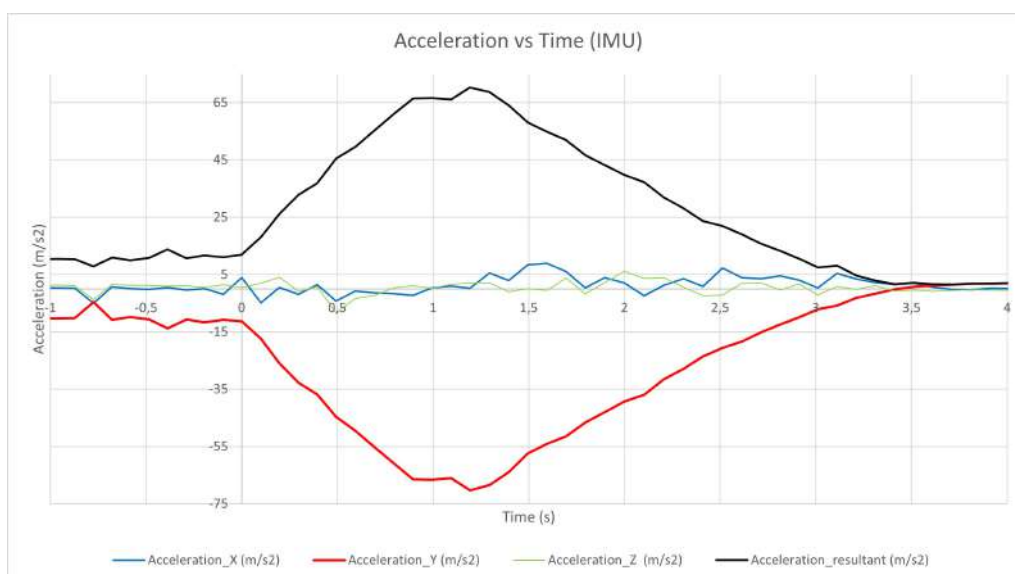
También se muestra una gráfica donde aparecen representadas todas las componentes de la aceleración en cada eje, y la resultante de todas ellas en color negro. La que nos interesa ver es la resultante, ya que, como el cohete se desvió un poco hacia el suroeste, será la resultante la que nos dé los valores del módulo de la aceleración más fiables. Si vemos la gráfica 6.87, distinguiremos dos zonas claramente diferenciadas. La primera de ellas es una curva creciente

con un máximo, que corresponder al tiempo de empuje del motor cohete. Luego en los 13 segundos más o menos se produce un pico de aceleración, que se corresponde con el momento de apertura del paracaídas y el tirón que hace éste, que es de unos 60 kg de fuerza, dato que corrobora la teoría de que la cuerda del paracaídas no pudo romper a tracción. Ya por último se aprecia una curva un tanto más fluctuante, que se explica fácilmente en tanto que el cohete se encuentra en caída libre y dando vueltas de campana. De ahí que los valores ahora sean tan impredecibles, aunque manteniendo un comportamiento "periódico" debido a la repetición más o menos parecida con cada tirabuzón que hace el cohete.



**Figura 6.87** IMU: Aceleración vs Tiempo.

Lo más asombroso es que si se compara la gráfica de aceleración medida por el IMU, con la que se predijo de manera teórica a raíz del ensayo en banco, resultan ser prácticamente idénticas. Ver figuras 6.88 y 6.89.



**Figura 6.88** IMU: Aceleración vs Tiempo (zoom).

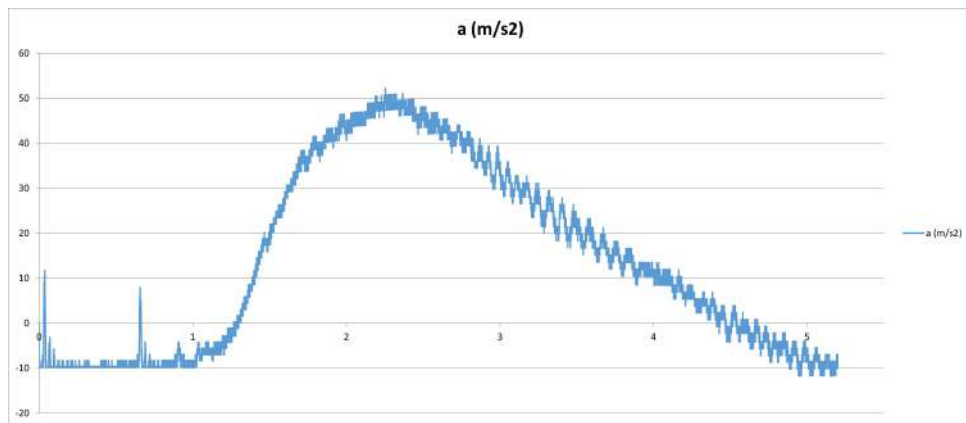


Figura 6.89 Ensayo en banco: Aceleración vs Tiempo.

Con todo esto se llega a la conclusión de que se logró replicar casi de manera exacta la curva de Empuje-Tiempo que se obtuvo en el ensayo en banco de Abril de 2021, por lo que las nuevas implementaciones del motor vuelven a dar resultados satisfactorios.

- **Velocidad angular:** El único dispositivo que mide la velocidad angular es el IMU. Con los datos obtenidos se calcula la gráfica 6.90. Esta gráfica es muy curiosa, y podemos diferenciar dos zonas claves:
  - La primera zona va desde el segundo 2 hasta el segundo 12. Como vemos la velocidad angular va decreciendo a medida que nos acercamos a los 12 segundos desde el lanzamiento. Esta disminución, si se analiza el vídeo de la cámara de a bordo, tiene su origen en el spin que lleva el cohete, que es mayor al salir de la plataforma de lanzamiento que en el apogeo. Recordemos que el spin se genera por pura aerodinámica del cohete y las aletas. Es por ello que a mayor velocidad, el spin también será mayor. Y como ya vimos la velocidad del cohete es muy alta en los primeros instantes del lanzamiento.
  - La segunda zona es la relativa a la caída libre del cohete tras el desprendimiento del paracaídas. Como vemos, justo en el apogeo, el cohete permuta sobre sí mismo respecto a los ejes "x" y "z", pero al cabo de unos segundos este giro se amortigua (ver segunda zona de 36.90) y el único giro que tiene el cohete durante el descenso vuelve a ser el spin. De hecho, tiene sentido que sea tan alto ya que las velocidades en caída libre también lo son. Además, en el vídeo en el que se graba la caída de NAOS no se le ve permutar respecto a "x" y "z", pero en la cámara de a bordo sí se aprecian giros mareantes, por lo que la única opción posible es que el cohete haya girado con spin durante el descenso.

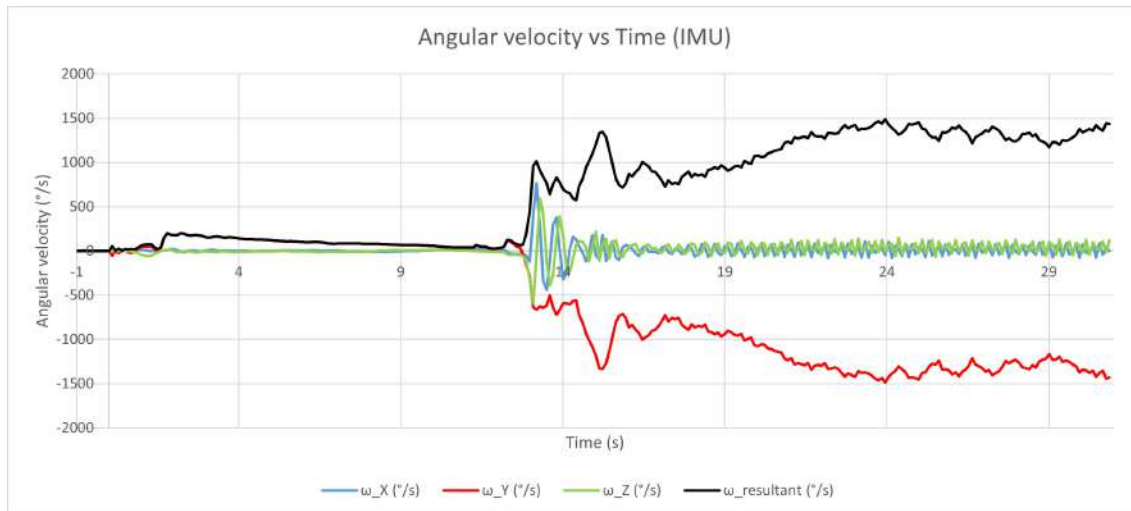


Figura 6.90 IMU: velocidad angular vs Tiempo.

- **Velocidad:** El único dispositivo que arrojó medidas sobre la velocidad durante el vuelo fue el GPS, y las envió directamente a los equipos de recepción terrestre. Una vez recogidos los datos (obtenidos de forma muy discreta) se pasó a realizar una gráfica y a compararla con la teórica, ver 6.91 y 6.92. En este caso las gráficas se parecen en cuanto a tendencia y máximo de la curva. Sin embargo, discrepan entre los 13 y 14 segundos que es el momento en el que se ha abierto el paracaídas. Es posible que los datos más fiables sean los del GPS ya que ha tenido en cuenta, no sólo el escoramiento que sufre el cohete, sino la velocidad más o menos constante que éste alcanza durante la caída libre.



Figura 6.91 GPS: Velocidad vs Tiempo.

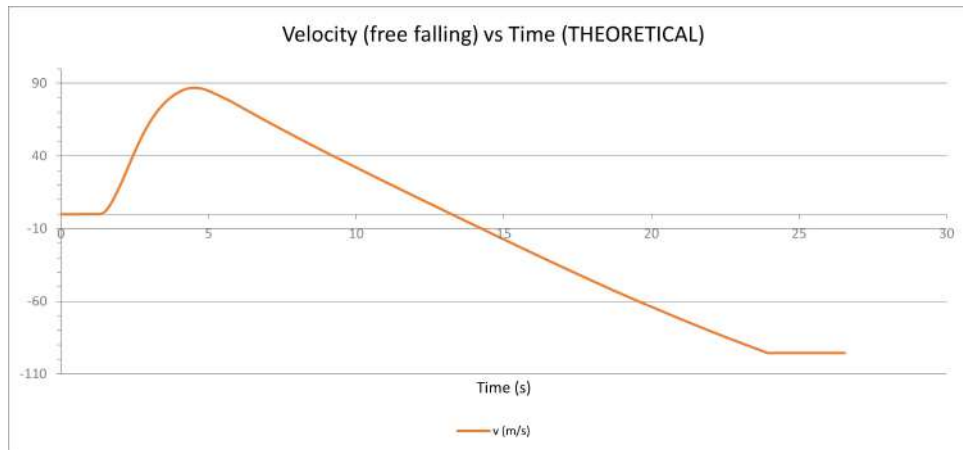


Figura 6.92 Teórico: Velocidad vs Tiempo.

- **Altura:** Por último, la altura se mide de las tres maneras, con GPS, IMU y de forma teórica. Hagamos una comparativa entre las tres gráficas que se adjuntan a continuación. En caso de que se requiera más información con respecto a los datos característicos obtenidos, se puede consultar la tabla 6.96.

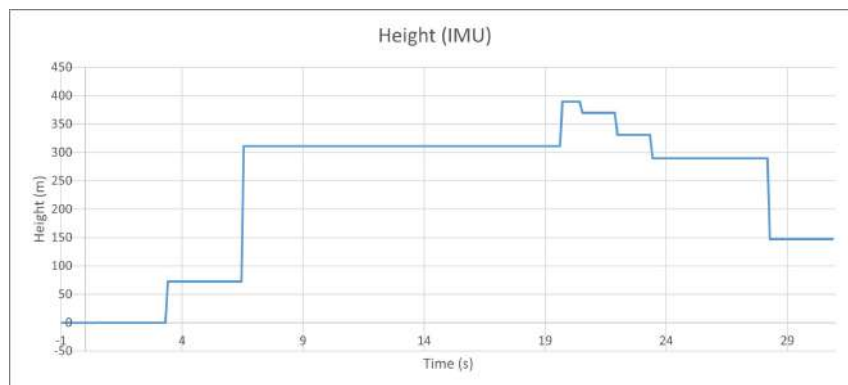


Figura 6.93 IMU: Altura vs Tiempo.

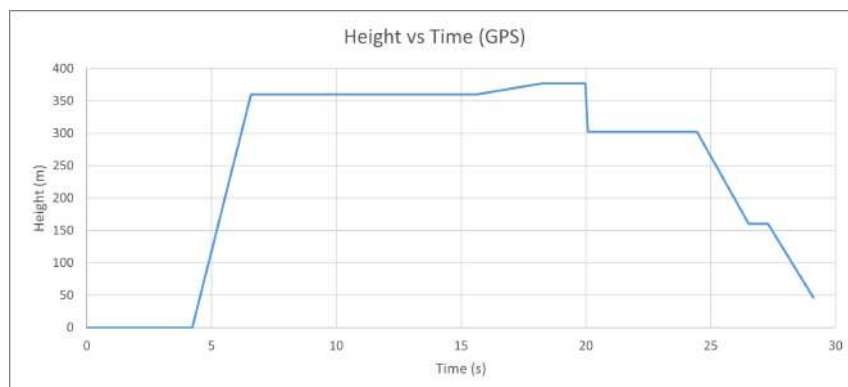


Figura 6.94 GPS: Altura vs Tiempo.



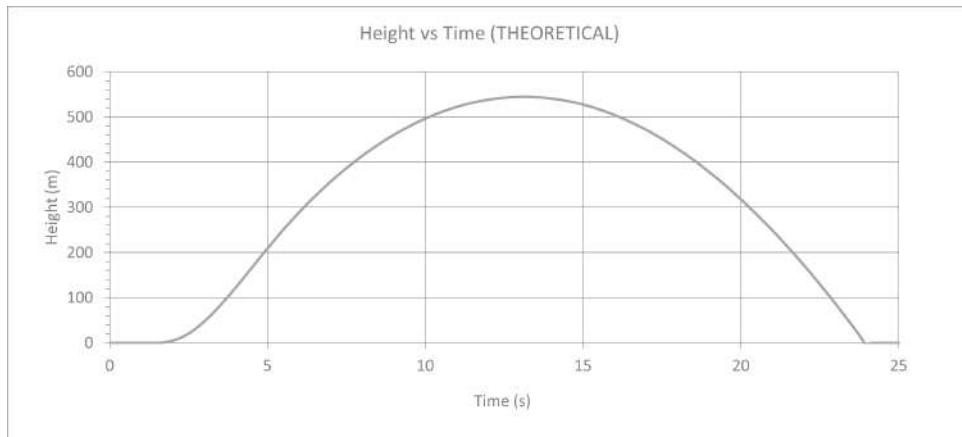


Figura 6.95 Teórico: Altura vs Tiempo.

Se aprecia claramente que las tres gráficas tienen la misma tendencia, crecientes al principio y decrecientes tras el máximo, lo cual es absolutamente lógico. De hecho, el tiempo total desde que despegamos hasta que impacta, es muy parecido en las tres mediciones distintas. Lo que sí que varía un poco más entre ellos es el máximo de la curva, ver 6.96.

	Bench Test Based	Total Flight	Propelled Phase	Non Propelled Phase	Parachute opening	Free falling
<b>IMU</b>						
Time at end of phase (s)			3,4	11,3	13,2	30,87
Max angular velocity Resultant (rad/s)		26,0	3,5	2,7	17,6	
Max acceleration Y (m/s <sup>2</sup> )	52,2	100,3	70,3	1,9	100,3	
Max acceleration Y (g)	5,3	10,2	7,2	0,2	10,2	
Max acceleration Resultant (m/s <sup>2</sup> )	52,2	102,0	70,3	3,0	102,0	
Max acceleration Resultant (g)	5,3	10,4	7,2	0,3	10,4	
Max. Height (m)	544,5	389,4				
<b>GPS</b>						
Max. Speed (m/s)	98,0	28,9				
Max. Speed (km/h)	352,8	104				
Mean Speed (m/s)						6,1
Mean Speed (km/h)						22,0
Max. Height (m)	544,5	377,1				

Figura 6.96 Datos característicos medidos por los diferentes dispositivos.

- **Trayectoria:** La única forma de medir la trayectoria del cohete es representando gráficamente las coordenadas registradas por el GPS. Esto se hizo y la trayectoria de NAOS es la que se ve en las figuras adjuntas. Se comprueba en la figura 6.99 cómo, efectivamente, el cohete sigue una trayectoria hacia el noroeste, desde la dirección que sopla el viento.



Figura 6.97 Trayectoria del vuelo de NAOS. Vista 1.

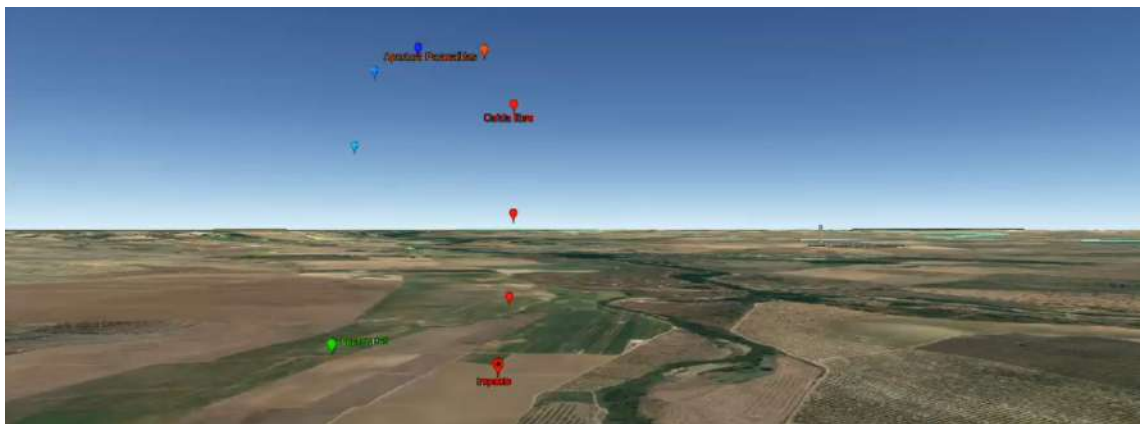


Figura 6.98 Trayectoria del vuelo de NAOS. Vista 2.



Figura 6.99 Trayectoria del vuelo de NAOS. Vista 3.

### conclusiones

- **Observaciones:** El cohete se eleva según lo previsto, alcanzando un apogeo de 389 m frente a los 655 m teóricos. El sistema de liberación del paracaídas funciona correctamente pero la cuerda se rompe a cizalladura debido a la superficie afilada del émbolo (hecho de fibra de vidrio) por donde pasa la cuerda y junto con la tensión (60 kg aprox) . El paracaídas vuela durante más de 25 min junto con la ojiva y el cohete entra en caída libre. En el impacto se

rompe la sección de la electrónica, pero se puede recuperar la electrónica, la sección del paracaídas, la sección del motor y el motor, todos operativos.

Por su parte, la velocidad del viento era moderada. Se estima que del orden de 11 km/h.

- **Inspección del motor:** La inhibición ha funcionado muy bien. El inhibidor de cartulina de los granos se encuentra casi al completamente en los cinco granos, evidenciándose en buen estado 3 de las 4 capas iniciales. Además en lo que a aislantes respecta, la manta térmica aislante ha funcionado muy bien y está en perfecto estado, habiendo protegido la sección del motor, los anillos de las aletas y las aletas, sin que se deformen.
- **Observación del vídeo y datos registrados:** El motor funciona con la primera ignición. Además, el arranque del motor es mucho mejor que en pruebas anteriores, debido a la mayor cantidad de pólvora negra de ignición usada. El recubrimiento con pólvora negra de las superficies no inhibidas de los granos también mejora el arranque inicial.
- **Conclusiones:** El lanzamiento ha cumplido varios objetivos, quedando validados todos los sistemas excepto el de recuperación que requiere mejorar el diseño de la sección del paracaídas para que no se corte la cuerda. Los datos registrados muestran que las prestaciones han sido menores de las calculadas que se estima que es debido al aporamiento al viento y a que la resistencia aerodinámica es superior a la teórica.

Las implementaciones y directrices para el próximo lanzamiento deben ser las siguientes:

1. Hacer redundante la cuerda del paracaídas para tener un "back-up" en caso de fallo.
2. Diseñar y fabricar el émbolo con impresión 3D asegurando que no haya superficies afiladas, sobre todo en los orificios por donde pasan las cuerdas.
3. Matar las aristas vivas (lijar) del tubo de PVC de la sección del paracaídas para evitar que corte la cuerda.
4. Fijar la cuerda al émbolo (nudos antes y después de éste) de forma que el émbolo salga varias veces fuera del tubo de PVC.
5. Implementar mejoras en la cápsula de electrónica: Reducir el diámetro exterior del acoplamiento con la sección del motor, canaletas para pasar tornillos lug, refuerzo de las uniones de las superficies horizontales con las laterales, rebaje en las tapas de la batería para que quepan los tornillos).
6. Hacer prueba con el motor con 6 granos de carga de propulsante para aumentar la presión en cámara, conseguir mayor eficiencia de la combustión y tener datos para el siguiente lanzamiento.
7. Seguir usando el mismo proceso de fabricación de granos, manteniendo los granos en los moldes después de su fabricación hasta la prueba.
8. Seguir recubriendo las superficies de los granos con pólvora negra.
9. Reducir la estabilidad subiendo el centro de presiones (CP) para alcanzar 2,5·D aprox entre CP y CP.



## 7 Estudio de costes

---

La intención de este capítulo es dar una idea general sobre los costes que ha conllevado el diseño, desarrollo, fabricación, pruebas y lanzamiento de NAOS. Para ello, se ha tenido en cuenta la gran mayoría de materiales, herramientas, procesos de fabricación y conformado, consumibles y demás elementos utilizados durante el proyecto. Por otro lado, también se incluye un pequeño estudio estimativo de las horas de trabajo invertidas en el desarrollo de NAOS desde el inicio del proyecto en Junio de 2015, teniendo en cuenta el coste/hora de un trabajo de ingeniería y de un trabajo de fabricación.

### 7.1 Costes de materiales, herramientas y otros elementos

En esta sección en particular se tratará el coste total de los materiales, herramientas, productos, dispositivos electrónicos, químicos, elementos prefabricados, maquinaria, etc. Todos ellos empleados para hacer posible la fabricación de NAOS, el banco de ensayos, la rampa de lanzamiento, el sistema de encendido y otros muchos productos que han posibilitado el desarrollo.

En la tabla que se muestra a continuación se puede ver información de cada uno de los distintos elementos. Entre ella, el coste unitario, la cantidad de unidades utilizadas, precio por cada lanzamiento/prueba, fecha de compra y algunos comentarios relevantes. Asimismo, se ha multiplicado el resultado total de costes de materiales, herramientas y otros elementos por un factor de contingencia de **1,3**. La razón de ello es contabilizar el resto de elementos empleados en el proyecto pero que por algún motivo no se han tenido en cuenta (costes bajos, pruebas extra, materiales y herramientas adicionales no contabilizados por desconocimiento de su valor o cantidad utilizada en el proyecto, elementos que hayan podido pasarse por alto, etc. )

	Cantidad en el proyecto	Precio unitario (€)	Precio total (€)	Precio por lanzamiento	Fecha	Comentarios
<b>Cono</b>	1	20,00 €	20,00 €			molde de PLA encargado
<b>Sección paraca</b>						
Muelle C.700.360.3200A	6	16,80 €	100,80 €		02/09/16	Incluye gastos de envío (5€)
Tela Paraca nylon ripstop	3	24,99 €	74,97 €		08/09/16	
Tubo PVC gris		Despreciable				
Tubo PVC blanco (diam 80 mm)	9	4,13 €	37,14 €		05/10/21	Se vende en tubos de 3m
<b>Sección Electrónica</b>						
GPS	4	4,43 €	17,72 €		24/04/19	
IMU (Altimetro, acelerómetro...)	2	4,35 €	8,70 €		25/09/20	
LORA	2	5,16 €	10,32 €		25/09/20	1 embarcado y 3 receptores
USB receptor LORA	3	5,41 €	16,23 €		25/09/20	3 receptores
Antena	4	3,06 €	12,22 €		25/09/20	1 embarcado y 3 receptores
Módulo Tarjeta micro SD	1	0,62 €	0,62 €		19/07/20	
Arduino UNO	4	19,90 €	79,60 €		12/12/19	
PCB Shield LORA/GPS	5	0,85 €	4,25 €		25/06/20	Portes no incluidos, 12\$
PCB Shield IMU/microSD	5	0,85 €	4,25 €		25/06/20	Portes no incluidos, 12\$
PCB Timer	5	0,85 €	4,25 €		25/06/20	Portes no incluidos, 12\$
Componentes Timer	1	31,73 €	31,73 €		16/01/15	
Cámara Xiaomi YI 2K	1	25,00 €	25,00 €		24/09/20	De segunda mano por wallapop
Tarjeta micro SD 32 GB	2	3,90 €	7,80 €		25/09/20	Cámara y Módulo logger microSD
Batería LIPO 8000 mAh	1	39,30 €	39,30 €		31/08/20	
Batería	1	30,00 €	30,00 €			
Cargador batería LIPO	1	21,50 €	21,50 €		31/08/20	
Cable alargador USB 3m	3	4,18 €	12,54 €		20/10/20	Para colocar la antena con los USB receptores en un mástil a 2 m
<b>Sección Motor</b>						
Tubo PVC gris		Despreciable				
Manta térmica	1	19,21 €	19,21 €		21/09/20	
Aletas		Incluido en coste PLA				Impresión 3D
Anillo aletas		Incluido en coste PLA				Impresión 3D
<b>Motor D80</b>						
<b>Material</b>						
Tubo acero inoxidable (AISI 304L, EN 1.4307) diam 60 mm	1,2	15,00 €	18,00 €			15€/metro
Tocho	2	20,00 €	40,00 €			Para mecanizado tobera y cierre posterior
Fabricación motor D80	2	100,00 €	200,00 €		19/12/20	Gratis el primer motor
Juntas tóricas tobera y cierre	48	0,42 €	20,02 €			
Juntas tóricas separación granos	30	0,42 €	12,51 €			
Fabricación tobera adaptada	2	100,00 €	200,00 €			Gratis fábrica
<b>Rampa de lanzamiento</b>						
Barra guía	6,3	3,72 €	23,44 €		14/08/20	3,72 €/m
Plancha de acero (base)	1	10,00 €	10,00 €			Estimado
Plancha de acero doblada	1	4,00 €	4,00 €			Estimado
Tubo cuadrado acero y base acero	1	10,82 €	10,82 €		01/09/20	
<b>Banco de ensayo</b>						
Célula de carga 200 kg	2	36,97 €	73,94 €		21/04/15	
Célula de carga 50 kg	2	34,78 €	69,56 €		23/01/15	
Equipo adquisición datos DAQ	1	100,00 €	100,00 €		7/02/19	Incluye costes de transporte/aduanas. Estimado
Amplificador		Incluido en coste del timer				
Tubo PVC	1	10,00 €	10,00 €			
Tubo cuadrado acero y base acero	1	8,00 €	8,00 €			
<b>Consumibles</b>						
<b>Propulsante</b>						
Dextrosa	3	3,92 €	35,24 €	2,6	21/09/20	No incluye gastos de envío 0,656 kg para motor llenado al 100% (7 granos cortos) 18,55 eur 3 kg con gastos de envío 1,218 kg para motor llenado al 100% (7 granos cortos)
KNO3	2	1,78 €	88,82 €	2,2		
Pólvora Negra						
Resina poliéster	4	13,64 €	54,56 €			No incluye gastos de envío
Fibra de vidrio. Mat 100 g/m2	3	4,78 €	14,34 €			
Pegamento PVC	2	3,00 €	6,00 €			
Pintura	2,165	4,00 €	8,66 €			
PLA para impresión 3D	3	20,30 €	60,90 €			
ABS para impresión 3D	1	25,00 €	25,00 €			
Hojas transparentes autoadhesivas	2	9,68 €	19,36 €		10/09/20	
Hilo ignición	1	12,99 €	12,99 €		16/05/20	precio del rollo
cinta raso paraca	2	10,99 €	21,98 €		11/01/19	precio del rollo
Hilo NICROM	3	7,00 €	21,00 €			
Cable silicona rojo	2	1,45 €	2,90 €		11/11/20	Para conectar la batería LIPO a los módulos electrónicos
Cable silicona negro	2	1,45 €	2,90 €		11/11/20	Para conectar la batería LIPO a los módulos electrónicos
DataQ	1	51,04 €	51,04 €			
Sargentos	2	26,50 €	53,00 €			
Tubos termoretractiles	2	2,18 €	4,36 €		17/11/20	
<b>Otros</b>						
Tripode	1	22,99 €	22,99 €		5/09/20	
Cuerda línea de vida	30,5	9,99 €	9,99 €	0,66	18/05/20	
GOPRO Hero 5	1	274,99 €	274,99 €		07/04/19	
Batería ignición	1	42,99 €	1,41 €		22/11/18	
Balanza electrónica 1000 g	2	6,19 €	12,38 €		12/11/17	
Multímetro 16,96	2	16,96 €	33,92 €		31/03/16	
Dremel	2	49,97 €	99,94 €		25/08/20	
Amoladora Bosch	2	45,99 €	91,98 €		24/11/17	
Taladro Black&Decker	2	49,00 €	98,00 €		24/11/17	
<b>TOTAL</b>			<b>2.507,09 €</b>			
<b>TOTAL (con contingencia)</b>			<b>3.259,21 €</b>			

## 7.2 Coste de horas de trabajo

Esta sección va dirigida únicamente a plantear escrupulosamente la cantidad total de horas de trabajo invertidas en el proyecto. Para ello se ha tenido en cuenta, evidentemente, las horas de trabajo, el número de personas involucradas en cada tarea, las veces que se ha realizado una misma tarea y el coste/hora en función de si es un trabajo de **ingeniería (35 €/hora)** o de **fabricación (25 €/hora)**. Por último, también se adjunta un valor de costes totales en el que se ha multiplicado por un factor de contingencia de **1,3** en el que se tiene en cuenta todas aquellas horas invertidas en procesos y tareas que hayan podido escaparse del recuento, o que por ser muy pocas, directamente no se han tenido en cuenta. Cabe destacar también, que cada recuento de horas individuales es resultado de una minuciosa suma de horas estimadas en los diferentes aspectos de cada área (diseño, fabricación, pruebas...).

	Bases de estimación	Horas Ingeniería y pruebas	Horas Fabricación	Coste Ingeniería (€)	Coste fabricación (€)	Coste total (€)
<b>Cono</b>						
Diseño	Molde antiguo y diseño cono 3D	9	-	315,00 €	-	315,00 €
Fabricación	Molde antiguo y 3 conos en 3D	-	12	-	300,00 €	300,00 €
<b>Sección paracaídas</b>						
Diseño	Cápsula, estudio fuerza muelle y dimensiones alojamiento paraca, Embudo, émbolo,	172	-	6.020,00 €	-	6.020,00 €
Fabricación		-	0	-	0,00 €	0,00 €
Sección	Sistema de liberación (émbolo, embudo, soporte ignitor,...) y sección (acoplamiento,...)	-	10,5	-	262,50 €	262,50 €
Paracaídas		-	104	-	2.600,00 €	2.600,00 €
Pruebas	Eyección paraca, Paracaídas	16	-	560,00 €	-	560,00 €
<b>Sección Electrónica</b>						
Diseño	Capsula, PCB, timer, Altium, Arduino, livewire	192	-	6.720,00 €	-	6.720,00 €
Fabricación	Capsula, PCB, timer	-	320	-	8.000,00 €	8.000,00 €
Pruebas	Timer, Arduino (software, I2C, serial, IMU, Datalogger, GPS, LORA), alcance LORA, batería, Shields, protoboard	460,8	-	16.128,00 €	-	16.128,00 €
<b>Sección Motor</b>						
Diseño	Aletas, anillo aletas, molde anillo ajuste motor, Estudio sistema innovador refrigeración aire motor, Estudio pesos y CG, Estudio estabilidad aerolab, sección, acoplamiento, manta térmica	119,8	-	4.193,00 €	-	4.193,00 €
Fabricación	Anillo ajuste motor, aletas, anillo aletas, sección, acoplamiento, manta térmica	-	14	-	350,00 €	350,00 €
<b>Motor D80</b>						
Diseño	Estudio resistencia estructural, optimización motor, cálculo de presiones con programa R. Nakka, software adaptación toberas	28,5	-	997,50 €	-	997,50 €
Fabricación	Comprado	-	0	-	0,00 €	0,00 €
<b>Rampa de lanzamiento</b>						
Diseño	Estructura, guía, búsqueda de componentes, estudio longitud guía	7,5	-	262,50 €	-	262,50 €
Fabricación	Soldadura, taladrado y montaje	-	37,5	-	937,50 €	937,50 €
<b>Banco de ensayo</b>						
Diseño	Data Q, amplificador, célula de carga, estructura, sistema encendido (cajas, batería, cable con conectores)	33	-	1.155,00 €	-	1.155,00 €
Fabricación	Pruebas Data Q, amplificador, célula de carga, estructura, sistema encendido (cajas, batería, cable con conectores)	-	52	-	1.300,00 €	1.300,00 €
<b>Ensayos en banco</b>						
Diseño	Desarrollo software simulación lanzamiento	40	-	1.400,00 €	-	1.400,00 €
Fabricación	Granos de propulsante, moldes	-	90	-	2.250,00 €	2.250,00 €
Pruebas	Análisis teóricos previos y log, estudios de datos adquiridos y elaboración informe de resultados, calibración (con pesas y previo a prueba), inspección motor, documentar prueba	174,6	-	6.111,00 €	-	6.111,00 €
<b>Propulsante</b>						
Pruebas propulsante e inhibición		8	-	280,00 €	-	280,00 €
Preparación lanzamiento	Análisis teóricos previos y log, estudios de datos adquiridos y elaboración informe de resultados, inspección motor, documentar prueba	154	-	5.390,00 €	-	5.390,00 €
Lanzamiento	Induye horas de diferentes responsables	32	-	1.120,00 €	-	1.120,00 €
<b>Otros</b>						
Checklist		32	-	1.120,00 €	-	1.120,00 €
Aprendizaje data Q		24	-	840,00 €	-	840,00 €
Aprendizaje arduino		90	-	3.150,00 €	-	3.150,00 €
Aprendizaje Altium		40	-	1.400,00 €	-	1.400,00 €
Aprendizaje de impresión 3D		5	-	175,00 €	-	175,00 €
Aprendizaje CURA		4	-	140,00 €	-	140,00 €
Gestiones de compra de materiales		90	-	3.150,00 €	-	3.150,00 €
Marketing y videos youtube		40	-	1.400,00 €	-	1.400,00 €
<b>TOTAL</b>		<b>1772,2</b>	<b>640</b>	<b>62.027,00 €</b>	<b>16.000,00 €</b>	<b>71.703,00 €</b>
<b>TOTAL (con contingencia)</b>		<b>2303,86</b>	<b>832</b>	<b>80.635,10 €</b>	<b>20.800,00 €</b>	<b>93.213,90 €</b>



## 8 Conclusiones

---

Ya lo dijo el gran Albert Einstein "un barco está más seguro en la orilla, pero no es ese el propósito por el que se construye". No obstante, me he tomado la libertad de reformular esta cita famosa de la siguiente manera: "Un cohete está más seguro en el banco de ensayos, pero no es ese el propósito por el que se construye". Y es que es esta fuerza e ilusión por alcanzar los objetivos lo que ha impulsado el progreso de este ambicioso proyecto y las ganas de aprender más de este apasionante mundo de la cohetaría amateur. Son muchas las lecciones aprendidas y las conclusiones a las que se ha llegado. De hecho, intentaré en la medida de lo posible condensarlas todas en este capítulo.

### 8.1 Conclusiones y lecciones aprendidas

Dado que se hablará de varios puntos diferentes en relación a las diferentes áreas tratadas durante el proyecto, es conveniente dividir las conclusiones en varios puntos:

- **Diseño:** Las conclusiones sobre la parte de diseño y desarrollo de los elementos de NAOS son las que se cuentan a continuación:
  1. Al tratarse de un proyecto a nivel amateur tanto los medios como el presupuesto son escasos y limitados. Por lo tanto a la hora de diseñar los diferentes elementos que compondrían el cohete se tuvo que partir de productos que estuvieran disponibles en el mercado y a un precio asequible. Sin embargo, fue esta carencia de libertad en el diseño la que activó el ingenio y las ocurrencias.
  2. El mayor reto de este proyecto y el área de la que menos experiencia se tenía es sin duda la electrónica. Se necesitaron varios meses de estudio y aprendizaje para lograr iniciar un diseño conceptual de cómo sería la electrónica embarcada en NAOS. Entre otras, hubo que tomar decisiones entre cuál sería el micro controlador (Arduino), que componentes utilizar, de qué tamaño, con qué características, potencia, tensión y amperaje de la batería, programación del Arduino, diseño de los shield, etc. Sin embargo, el aprendizaje fue quizás el más satisfactorio, ya que se pasó de no conocer apenas nada del mundo de la electrónica, a un primer contacto con éste. Sin lugar a dudas, en el siguiente proyecto se intentará incluir más electrónica y de mejor calidad, con redundancias y dispositivos nuevos, como por ejemplo un tubo de pitot para medir velocidades. En definitiva, la electrónica ha sido uno de los mejores descubrimientos realizados en este proyecto. Además, ha aportado mucha información útil que posteriormente fue interpretada y que ha servido para cuestionar algunos resultados teóricos de los archivos excel de simulación del lanzamiento.

3. Un problema recurrente en el diseño fue ni más ni menos que errores en el propio diseño, cotas erróneas, holguras insuficientes, falta de aerodinámica en algunas piezas clave, etc. No obstante, con la experiencia adquirida, actualmente se afrontaría el diseño con una perspectiva diferente.
  4. Es esencial dedicar tiempo al diseño de las partes más críticas del cohete, como pueden ser el motor cohete, el sistema de liberación y recuperación o la propia estabilidad. Es por ello que sería un gran avance de futuro poder realizar simulaciones para ver el comportamiento de los diseños antes de fabricarlos.
  5. La clave para lograr tener un buen cohete es haber diseñado un motor cohete eficiente y resistente a la presión y temperatura, cuya tobera se encuentre adaptada y en condiciones óptima, y esté dotada de los radios de acuerdo idóneos para minimizar las pérdidas de carga.
  6. Una tarea pendiente para futuros cohetes podría ser un estudio exhaustivo de reducción de peso, ya que en los diseños se ha mirado más por la resistencia y fiabilidad que por el bajo peso. De hecho, esto ha conducido a que NAOS acabe teniendo un peso final superior al estimado en un primer momento.
- **Fabricación:** La fabricación quizás sea el área en la que se tengan más cosas que mejorar, en comparación con el resto. Para NAOS se han seguido muchos procesos de fabricación diferentes, fallando en muchas ocasiones y teniendo que refabricar muchas piezas. Veamos algunas de las lecciones aprendidas:

1. Comencemos hablando de los procesos de fabricación más recurrentes:

- En primer lugar tenemos el proceso de fabricación de los granos de propulsante. Cómo ya se ha visto a lo largo de la memoria, es crítico que la fabricación sea lo más adecuada y rigurosa posible. De hecho, ningún grano de propulsante sale igual al anterior, por lo que también se debe desarrollar un criterio en base a la experiencia para poder discernir entre qué granos son válidos y cuáles no lo son. Se sabe que el parámetro para evaluar la bondad de un grano es la relación entre las densidades real e ideal. Sin embargo, la experiencia te enseña que hay muchos más factores que pueden influir a la hora de desechar un grano: la fragilidad o ductilidad del segmento de propulsante (en función de si se deja más tiempo o menos cocinando), la presencia de grietas internas en el grano, la deformidad del mismo dando lugar a una forma alejada del cilindro, la presencia de huecos entre el grano y la inhibición, etc. Por todo esto, es cierto que la fabricación del propulsante requiere una metodología estricta para poder obtener un producto final digno. Sin embargo, en muchas ocasiones se podría catalogar de "arte" más que de "ciencia", ya que es la práctica la que te guía en la mayoría de decisiones que se toman. Por ello, es imprescindible fallar y fracasar para poder avanzar.
- Otro proceso de fabricación recurrente se podría decir que es la fabricación de la inhibición. Aunque más que la fabricación, la integración de ésta. A lo largo de los años se hicieron numerosas pruebas y ensayos (que no se han comentado en esta memoria) relativos a qué inhibidores son los más idóneos. Se ha trabajado con cartulina, papel, pintura ignífuga, liner (cartel de "Se Vende"), resina epoxi, etc. De hecho, el proceso de experimentación con cada uno de ellos juntos y por separado ha aportado mucho conocimiento y experiencia al respecto. Por ejemplo, se sabe se debe usar un inhibidor que se desintegre en caso de entrar en combustión, o de lo contrario puede taponar la tobera y provocar la explosión. En definitiva,

la inhibición se ha convertido en una línea de estudio muy importante, siendo imprescindible su correcta fabricación e integración.

- Por último, la fabricación de los ignitores también es un punto crítico del lanzamiento, pues como se explico en el capítulo de estudios preliminares la carga de pólvora negra que se introduzca en ellos es determinante a la hora de definir la zona de "Start-Up" en la curva Empuje-Tiempo. A menor carga de pólvora más pronunciada será la parte creciente y viceversa. Además, una buena implementación fue el uso de papel de fumar para el empaquetamiento del ignitor, ya que al quemarse y ser expulsado por la tobera, no generaba picos tan agudos en la curva Empuje-Tiempo.
2. Ya se ha comentado el hecho de que al no tratarse de un proyecto profesional, se disponía en todo momento de recursos limitados. Eso condujo al punto de usar de forma recurrente materiales de fabricación tales como PVC, PLA, ABS y fibra de vidrio, todos ellos baratos y fáciles de encontrar en el mercado. La fibra de vidrio se trata de un materia muy versátil, fácilmente adaptable a un molde, ligero y resistente, perfecto para usarlo en aplicaciones aeronáuticas. El PVC también cuenta con muy buena resistencia, así como un acabado muy liso, candidato perfecto para ocupar el lugar del fuselaje. Por su parte, el PLA y el ABS son materiales utilizados en la impresión 3D. El PLA tiene menor resistencia a la temperatura pero presenta unos mejores acabados de impresión, mientras que el ABS es más exigente respecto a parámetros de la impresora 3D y condiciones de la habitación donde se imprima (no puede haber corrientes de aire o perturbaciones y la pieza necesita mantener temperaturas altas en el ambiente para no solidificar prematuramente), pero el producto final tiene una mayor resistencia a la temperatura y presenta una mayor rigidez.
  3. Volviendo al tema de la impresión 3D, uno de los mejores avances que se ha tenido en este proyecto ha sido la adquisición de una impresora 3D. Ello ha permitido diseñar las piezas en un programa de CAD a imagen y semejanza de la idea que se tenía. Y luego, el resultado final era exactamente el imaginado. De hecho, muchas de las piezas diseñadas en 3D no podrían haberse fabricado de forma manual, y las que sí habrían resultado ser mucho menos profesionales que las que en el caso de haber sido imprimidas. Un claro ejemplo es la ojiva del cohete, ya que en proyectos anteriores se fabricaba en fibra de vidrio sobre un molde de poliespan. El resultado era un cono con un acabado mediocre, que en términos de eficiencia aerodinámica dejaba mucho que desear. Por lo tanto, la impresión 3D ha permitido mejorar en aerodinámica, compacidad y aprovechamiento del espacio y fabricación de moldes, como por ejemplo los que se usaron para los anillos de ajuste del motor cohete.
  4. Quizás, uno de los mayores retos fue la fabricación del paracaídas, un proceso tedioso y exigente que requiere de habilidad y buenas manos. De hecho, en este caso, al ser un paracaídas de 1,9 m de diámetro, la dificultad se vio altamente incrementada. Y como ocurría en el caso del propulsante, aunque existe un procedimiento y unas pautas a seguir para la confección del paracaídas, es la experiencia la que te da la maña para fabricarlo correctamente. Por ello, en este caso se podría considerar a la confección del paracaídas como un "arte".
  5. Es probable que la conclusión más importante sea que en muchas ocasiones el proyecto se vio muy limitado por las herramientas, materiales y procesos de fabricación de los que se disponía. Por ejemplo, el torneado de la tobera y el cierre posterior fue algo muy complejo de lograr a un precio más o menos económico. Por lo que, si se quería testear algún lanzamiento con otro tipo de tobera se debía fabricar una nueva, con los costes que ello conlleva. Por eso, el CATO del ensayo en banco de Diciembre de 2020 fue un

duro golpe moral y económico. Otra limitación fue la de usar PVC para el fuselaje de la sección del motor cohete o ABS en las aletas y anillo de aletas, ya que se tenía el riesgo de que las altas temperaturas del motor cohete debilitaran o deformaran el material permanentemente, lo que supondría tener que volver a fabricar la sección y conllevaría un retraso en la obra de fabricación. No obstante, gracias a estas limitaciones se logró explorar muchos métodos de fabricación muy útiles y que se mantienen a día de hoy, y se mantendrán en el futuro.

6. En definitiva, la fabricación es el proceso de llevar a la realidad un concepto o diseño previo, por lo que en muchas ocasiones, lo que se ha diseñado no coincide con lo que finalmente se fabrica. Esto ha conducido a tener que desechar varias piezas y rediseñar de nuevo hasta tener pulido por completo el diseño. Sin embargo, para el siguiente proyecto, se intentará no volver a cometer los mismos errores de diseño. De hecho, la mayor moraleja de los procesos de fabricación es que en muchas ocasiones es realmente complejo fabricar un producto perfectamente, siempre existirán errores de fabricación con los que habrá que convivir, al menos a nivel amateur.
- **Ensayos en banco y lanzamiento:** en realidad todas las conclusiones de cada ensayo en banco y del lanzamiento aparecen reflejadas en cada una de las secciones correspondientes. Sin embargo, es importante remarcar que sin duda alguna el momento de mayor progreso durante todo este proyecto fue tras el CATO sufrido en Diciembre de 2020. Se llegó a aquel ensayo en banco con muy buenas expectativas, habiendo realizado varias pruebas con anterioridad en la que los granos de propulsante largos habían dado muy buenos resultados, aumentando considerablemente el tiempo de combustión en cámara. Sin embargo, aquel día algo salió mal, y lo que pudo ser un éxito rotundo y el ensayo previo al lanzamiento, se convirtió en un nuevo punto de partida, que hizo que se pusiera en entredicho la viabilidad de los granos largos y los procesos de fabricación de estos.

Tras unas semanas de investigación se sacaron muy pocas cosas en claro. Por ello se tomó la decisión de contactar con una eminencia en el mundo de la cohetaría amateur, y del que se ha hablado recurrentemente en esta memoria, el gran Richard Nakka. Richard lleva desde antes del año 2000 dedicándose fielmente al diseño, fabricación y testeo de cohetes amateur. Por ello, cuenta con una amplia experiencia, gracias a la cual logramos avanzar a pasos agigantados. Se cambió prácticamente todo el proceso de fabricación de los granos, su disposición dentro de la cámara y hubo que ser más estricto en la evaluación e inspección de cada grano de propulsante antes de decidir si sería un buen candidato o no para ser cargado en el motor cohete.

Para finalizar, este proyecto empezó siendo algo inocente y divertido, lanzando cohetes pequeños de papel endurecido, posteriormente se pasó a motores cohete de PVC, que ya presentaban unas mejores prestaciones pero que no eran reutilizables. Seguidamente, se planteó la posibilidad de fabricar motores cohete en acero inoxidable. Los hubo de diferentes tamaños hasta alcanzar el de diámetro 60 mm que es el que hemos visto en esta memoria, embarcado en NAOS. Con cada paso hacia el frente iban naciendo nuevos objetivos y cada vez más ambiciosos. Introduciendo sistemas de recuperación, cámaras de a bordo, guías para la rampa, aletas intercambiables, electrónica, etc. Pero la mayor lección aprendida es que hay que fallar y fracasar, el fracaso es el hilo y los objetivos la aguja, juntos tejen el progreso. Y el progreso sólo puede llevar al éxito, de hecho como dijo el gran Elon Musk: "El fracaso es aquí una opción. Si las cosas no fallan es que no estás innovando lo suficiente". Este proyecto no ha hecho más que empezar, aún queda mucha innovación y objetivos que cumplir, y con cada avance se multiplican las ganas de seguir adelante, así que, ¡vayamos a por el siguiente objetivo!

# Apéndice A

## Información adicional de Estudios Preliminares

---

### A.1 Características químicas pólvora

#### A.1.1 Características del propulsante $KNO_3$ -Sacarosa

	Parámetros		Unidades	Notas
	<b>Método de Proceso</b>			
$I_{sp}$	Impulso Específico (ideal)	166	s	A 1000 psi de presión
$I_{sp}$	Impulso Específico (real)	130	s	Medido en ensayo en banco
$C^*$	Velocidad Característica (teórica)	946,7	m/s	
$T_0$	Temperatura de Combustión (teórica a 1000 psi)	1447	C	Resultados de la combustión en el PROPELLANT Evaluation Program (PROPEP)
$T_0$	Temperatura de Combustión (real a 1000 psi)	1350	C	
	Densidad ideal	1,89	g/cm <sup>3</sup>	
	Densidad real	1,80	g/cm <sup>3</sup>	Medido con el método de líquido desplazado
$k$	Ratio de Calentamiento Específico	1,044	-	En condiciones de cámara (en condiciones estáticas $k=1.133$ )
	<b>Comportamiento de la Velocidad de quemado</b>			
$r_0$	Velocidad de quemado a 1 atm	0,396	cm/s	
$r$	Velocidad de quemado a 1000 psi	1,529	cm/s	
$T_{cr}$	Temperatura de autoignición	> 300	°C	

A.1.2 Características del propulsante  $KNO_3$ -Dextrosa

	Parámetros		Unidades	Notas
	<b>Método de Proceso</b>			
$I_{sp}$	Impulso Específico (ideal)	164	s	A 1000 psi de presión
$I_{sp}$	Impulso Específico (real)	137	s	Medido en ensayo en banco
$C^*$	Velocidad Característica (teórica)	912	m/s	
$C^*$	Velocidad Característica (real)	891	m/s	Medido en una prueba de recipiente cerrado
$T_0$	Temperatura de Combustión (teórica a 1000 psi)	1437	C	Resultados de la combustión en el PROPELLANT Evaluation Program (PROPEP)
$T_0$	Temperatura de Combustión (real a 1000 psi)	TBD	C	
	Densidad ideal	1,879	g/cm <sup>3</sup>	
	Densidad real	1,859	g/cm <sup>3</sup>	Medido con el método de líquido desplazado
$k$	Ratio de Calentamiento Específico	1043	-	En condiciones de cámara (en condiciones estáticas $k=1.131$ )
	<b>Comportamiento de la Velocidad de quemado</b>			
$r_0$	Velocidad de quemado a 1 atm	0,213	cm/s	
$r$	Velocidad de quemado a 1000 psi	1,29	cm/s	
$T_{cr}$	Temperatura de autoignición	> 300	°C	

A.1.3 Características del propulsante  $KNO_3$ -Sorbitol

	Parámetros		Unidades	Notas
	<b>Método de Proceso</b>			
$I_{sp}$	Impulso Específico (ideal)	164	s	A 1000 psi de presión
$C^*$	Velocidad Característica (teórica)	938	m/s	
$T_0$	Temperatura de Combustión (teórica a 1000 psi)	1327	°C	Resultados de la combustión en el PROPELLANT Evaluation Program (PROPEP)
$T_0$	Temperatura de Combustión (real a 1000 psi)	TBD	°C	
	Densidad ideal	1,841	g/cm <sup>3</sup>	
	Densidad real	1,82	g/cm <sup>3</sup>	Medido con el método de líquido desplazado
$k$	Ratio de Calentamiento Específico	1,042	-	En condiciones de cámara
	<b>Comportamiento de la Velocidad de quemado</b>			
$r_0$	Velocidad de quemado a 1 atm	0.259	cm/s	
$r$	Velocidad de quemado a 1000 psi	1.125	cm/s	
$T_{cr}$	Temperatura de autoignición	> 300	°C	

# Apéndice B

## Características de los paracaídas

### B.1 Tablas coeficientes de interés para diferentes geometrías de paracaídas

TABLE 5-1. Solid Textile Parachutes.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF $C_{D_o}$ RANGE	OPENING FORCE COEF $C_X$ (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 TO 0.70	0.75 TO 0.80	-1.7	:10 TO :40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	-1.8	:10 TO :30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	-1.8	:10 TO :30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	-1.8	:10 TO :20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	-1.4	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	-1.4	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5
HEMISPHERICAL			0.71	0.66	0.62 TO 0.77	-1.6	:10 TO :15	DESCENT, M < 0.5, OBSOLETE
GUIDE SURFACE (RIBBED)			0.63	0.62	0.28 TO 0.42	-1.2	0 TO -2	STABILIZATION, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
GUIDE SURFACE (RIBLESS)			0.66	0.63	0.30 TO 0.34	-1.4	0 TO :3	PILOT, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
ANNULAR			1.04	0.94	0.85 TO 0.95	-1.4	<:6	DESCENT, M < 0.5
CROSS			1.15 TO 1.19	0.65 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO :3	DESCENT, DECELERATION

NWC TP 6575

TABLE 5-2. Slotted Parachutes.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF $C_{D_o}$ RANGE	OPENING FORCE COEF $C_X$ (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT (FIST) RIBBON			1.00	0.67	0.45 TO 0.50	-1.05	0 TO ±3	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, OBSOLETE
CONICAL RIBBON			0.95 TO 0.97	0.70	0.50 TO 0.55	-1.05	0 TO ±3	DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
CONICAL RIBBON (VARIED POROSITY)				0.70	0.55 TO 0.80	1.05 TO 1.30	0 TO ±3	DROGUE, DESCENT, DECELERATION, 0.1 < M < 2.0
RIBBON <sup>1/2</sup> (HEMISFLD)			0.62	0.62	0.30 <sup>1/2</sup> TO 0.46	1.00 TO 1.30	±2	SUPERSONIC, DROGUE, 1.0 < M < 3.0
RINGSLOT			1.00	0.87 TO 0.70	0.56 TO 0.65	-1.05	0 TO ±5	EXTRACTION, DECELERATION, 0.1 < M < 0.9
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.86	-1.10	±5 TO ±10	DESCENT, M < 0.5
DISC-GAP-BAND			0.73	0.65	0.52 TO 0.58	-1.30	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5















<sup>1/2</sup>FOR SUPERSONIC APPLICATION. SEE SECTION 5.8

TABLE 5-3. Rotating Parachutes.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_i}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF $C_{D_o}$ RANGE	OPENING FORCE COEF $C_X$ (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
ROTAFOIL			1.0	0.96	0.85 TO 0.99	1.05	0 TO ±2	DROGUE D_o < 7
VORTEX RING			1.9	N/A	1.5 TO 1.8	1.1 TO 1.2	0 TO ±2	DESCENT SMALL D_o
SANDIA RFD			1.0	0.9	1.25	1.1	0 TO ±2	DROGUE



TABLE 5-4. Maneuverable (Gliding) Parachutes.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		AREA RATIO $\frac{S_w}{S_0}$	AERODYNAMIC FORCE COEF $C_R$ RANGE	GLIDE RATIO $(L/D)_{MAX}$	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE				
TOJO, TU SLOTS, ETC			1.0	0.85 TO 0.90	0.5 TO 0.7	DESCENT
LeMOIGNE (PARACOMMANDER)			1.0	0.90 TO 1.00	1.1	DESCENT
PARAWING (SINGLE KEEL)			1.0	0.90 TO 1.10	2.0 TO 2.5	DESCENT
PARAWING (TWIN KEEL)			1.0	1.00 TO 1.10	2.8 <sup>1/2</sup> TO 3.0	DESCENT
PARAFOIL			0.27	0.75 TO 0.85	2.8 <sup>1/2</sup> TO 3.5	DESCENT
SAILWING			0.80 TO 0.90	N A	2.8 <sup>1/2</sup> TO 3.5	DESCENT
VOLPLANE			0.60	N A	2.0 <sup>1/2</sup> TO 3.0	DESCENT

<sup>1/2</sup>GLIDE RATIO IS AFFECTED BY ASPECT RATIO (K) AND CANOPY LOADING (H).

Note: Maneuverable parachutes with a glide ratio L/D of 2.5 or better have been defined in the literature as "hi-glide parachutes." This includes the parawing, the parafoil, the sailwing, and the volplane.



## Apéndice C

# Diseño de NAOS

---

### C.1 Tablas normalizadas de tubos de PVC

Diámetro exterior mm.	Referencia	Espesor mm.	Peso tubo Kgrs.	Long total tubo mts.	Precio € metro	Precio € por tubo
50	800.050.058	1,50	2,122	5,80	3,20	18,57
63	800.063.058	1,50	2,691	5,80	3,48	20,17
(1) 83	800.083.030	1,80	2,154	3,00	5,25	15,76
(1) 83	800.083.050	1,80	3,589	5,00	5,25	26,27
110	800.110.030	2,20	3,468	3,00	8,48	25,43
(2) 110	800.110.030.010	2,20	3,468	3,00	8,74	26,23
110	800.110.050	2,20	5,779	5,00	8,48	42,38
(2) 110	800.110.050.010	2,20	5,779	5,00	8,74	43,72
125	800.125.030	2,50	4,471	3,00	10,92	32,76
125	800.125.050	2,50	7,452	5,00	10,92	54,60

**Figura C.1** Tabla normalizada de tubos de PVC Pluvial.

DIÁMETROS NORMALIZADOS (NOMINAL E INTERIOR) PARA TUBERIAS DE PVC				
DN (mm)	DI (mm)			
	4 atm	6 atm	10 atm	16 atm
16	-	-	-	13,6
20	-	17,5	-	17
25	22,6	22,6	22	21,2
32	29,6	29,2	28,4	27,2
40	37,2	36,4	36	34
50	47,2	46,4	45,2	42,6
63	59,4	59,2	57	53,6
75	71,4	70,6	67,8	63,8
90	86,4	84,6	81,4	76,6
110	105,6	103,6	99,4	93,6
125	120	117,6	113	106,4
140	134,4	131,8	126,6	119,2
160	153,6	150,6	144,6	136,2
180	172,8	169,4	162,8	153,2
200	192	188,2	180,8	170,4
225	216	211,8	203,4	191,4
250	240,2	235,4	226,2	213
280	269	263,6	253,2	238,4
315	302,6	296,6	285	268,2
355	341	334,2	321,2	302,4
400	384,2	376,6	361,8	340,6
450	432,4	423,8	407	383,2
500	480,4	470,8	452,2	425,8

Figura C.2 Tabla normalizada de tubos de PVC.

## C.2 Tablas normalizadas de tubos de Acero Inoxidable

Tubos Inoxidable Grakdo 304 / Grado 316	
Dimensiones mm	Peso Teórico Kg / mt
50.8 x 1.2	1.48
50.8 x 1.5	1.84
50.8 x 2.0	2.43
63.4 x 1.2	1.86
63.4 x 1.5	2.32
63.4 x 2.0	3.06
76.2 x 1.2	2.25
76.2 x 1.5	2.80
76.2 x 2.0	3.70

Figura C.3 Tabla normalizada de tubos de Acero Inoxidable.

### ACERO INOXIDABLE 304 (UNS S30400)

**1. Descripción:** éste es el más versátil y uno de los más usados de los aceros inoxidable de la serie 300. Tiene excelentes propiedades para el conformado y el soldado. Se puede usar para aplicaciones de embudición profunda, de rolado y de corte. Tiene buenas características para la soldadura, no requiere recocido tras la soldadura para que se desempeñe bien en una amplia gama de condiciones corrosivas. La resistencia a la corrosión es excelente, excediendo al tipo 302 en una amplia variedad de ambientes corrosivos incluyendo productos de petróleo calientes o con vapores de combustión de gases. Tiene excelente resistencia a la corrosión en servicio intermitente hasta 870 °C y en servicio continuo hasta 925°C. No se recomienda para uso continuo entre 425 - 860°C pero se desempeña muy bien por debajo y por encima de ese rango.

**2. Normas involucradas:** ASTM A 276

**3. Propiedades mecánicas:** Resistencia a la fluencia 310 MPa (45 KSI)  
Resistencia máxima 620 MPa (90 KSI)  
Elongación 30 % (en 50mm)  
Reducción de área 40 %  
Módulo de elasticidad 200 GPa (29000 KSI)

**4. Propiedades físicas:** Densidad 7.8 g/cm<sup>3</sup> (0.28 lb/in<sup>3</sup>)

**5. Propiedades químicas:** 0.08 % C min  
2.00 % Mn  
1.00 % Si  
18.0 – 20.0 % Cr  
8.0 – 10.5 % Ni  
0.045 % P  
0.03 % S

**6. Usos:** sus usos son muy variados, se destacan los equipos para procesamiento de alimentos, enfriadores de leche, intercambiadores de calor, contenedores de productos químicos, tanques para almacenamiento de vinos y cervezas, partes para extintores de fuego.

**7. Tratamientos térmicos:** éste acero inoxidable no puede ser endurecido por tratamiento térmico. Para el recocido, caliente entre 1010 y 1120°C y enfríe rápidamente

NOTA:  
Los valores expresados en las propiedades mecánicas y físicas corresponden a los valores promedio que se espera cumple el material. Tales valores son para orientar a aquella persona que debe diseñar o construir algún componente o estructura pero en ningún momento se deben considerar como valores estrictamente exactos para su uso en el diseño.

Figura C.4 Propiedades Acero Inoxidable 304.

## C.3 Tabla de la clase del motor cohete

Rocket Motor Classification		
Class	Total Impulse (Newton-seconds)	
	Equal or greater than	Less than
<b>A</b>	1.26	> 2.5
<b>B</b>	2.5	> 5
<b>C</b>	5	> 10
<b>D</b>	10	> 20
<b>E</b>	20	> 40
<b>F</b>	40	> 80
<b>G</b>	80	> 160
<b>H</b>	160	> 320
<b>I</b>	320	> 640
<b>J</b>	640	> 1280
<b>K</b>	1280	> 2560
<b>L</b>	2560	> 5120
<b>M</b>	5120	> 10240
<b>N</b>	10240	> 20480
<b>O</b>	20480	> 40960
<b>P</b>	40960	> 81920
<b>Q</b>	81920	> 163840
<b>R</b>	163840	> 327680
<b>S</b>	327680	> 655360
<b>T</b>	655360	> 1310720

Figura C.5 Clase del motor cohete en función de su impulso total [1].

#### C.4 Planos de secciones del motor cohete

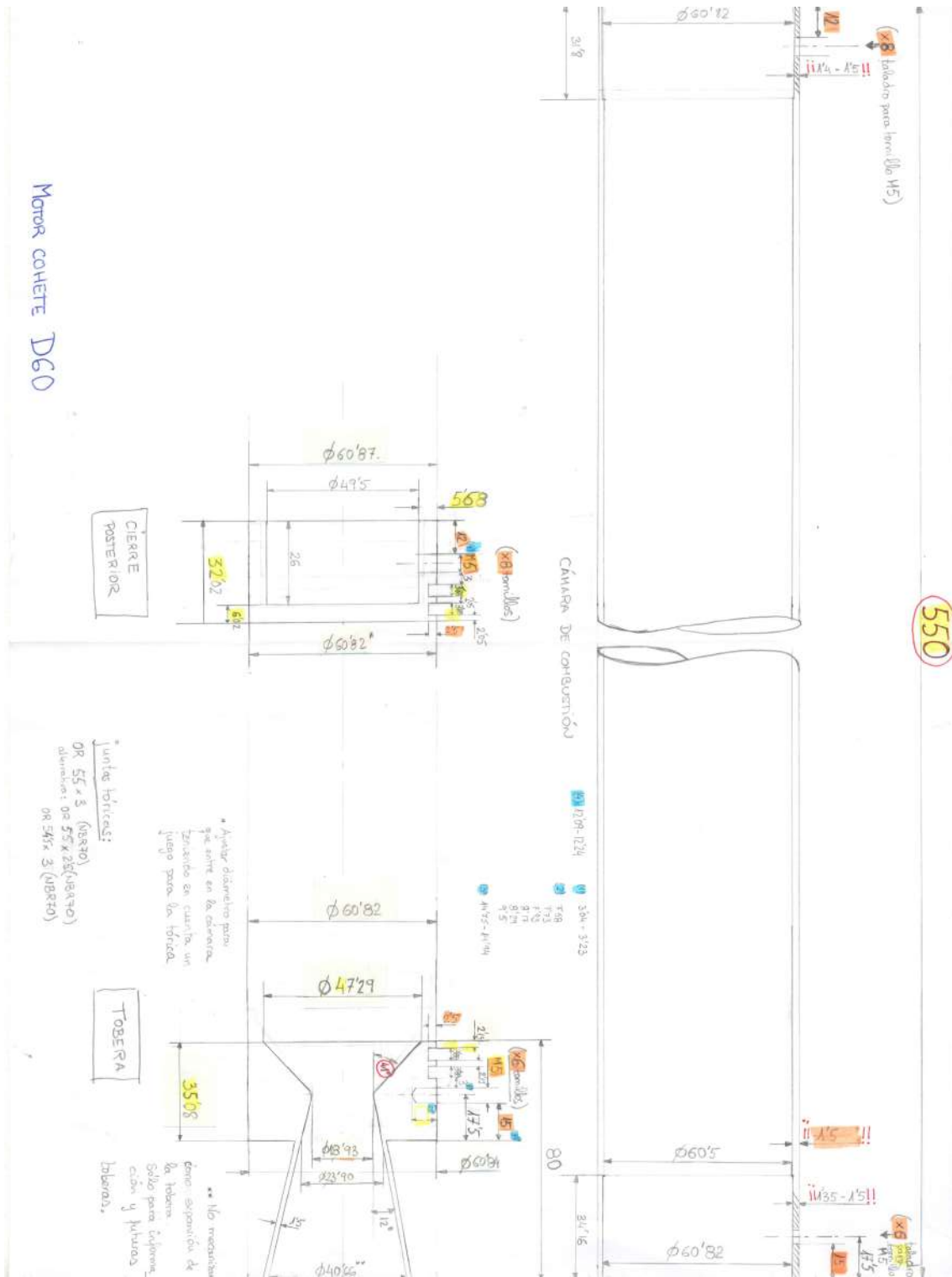
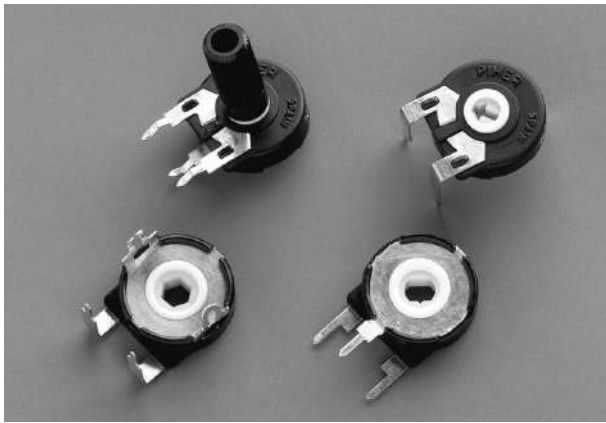


Figura C.6 Planos de las secciones del motor cohete.

## C.5 DataSheet e hojas de información de los componentes electrónicos

### C.5.1 DataSheet del Potenciómetro PT-15 (Timer)



### FEATURES

- Carbon resistive element.
- IP54 protection according to IEC 60529.
- Polyester substrate.
- Also upon request:
  - Long life model for low cost control pot. applications
  - Low torque option
  - Supplied in magazines for automatic insertion.
  - Wiper positioned at initial, 50% or fully clockwise.
  - Self extinguishable plastic UL 94V-0.
  - Cut track option.
  - Special Tapers.
  - Mechanical detents.

### MECHANICAL SPECIFICATIONS

- Mechanical rotation angle:  $265^\circ \pm 5^\circ$   
 $240^\circ \pm 5^\circ$  available under drawing (blue housing only)
- Electrical rotation angle:  $240^\circ \pm 20^\circ$
- Torque: 0.5 to 2.5 Ncm.  
(0.7 to 3.4 in-oz)
- Stop torque:  $> 10$  Ncm. ( $> 14$  in-oz)
- Life\*: Up to 100K cycles

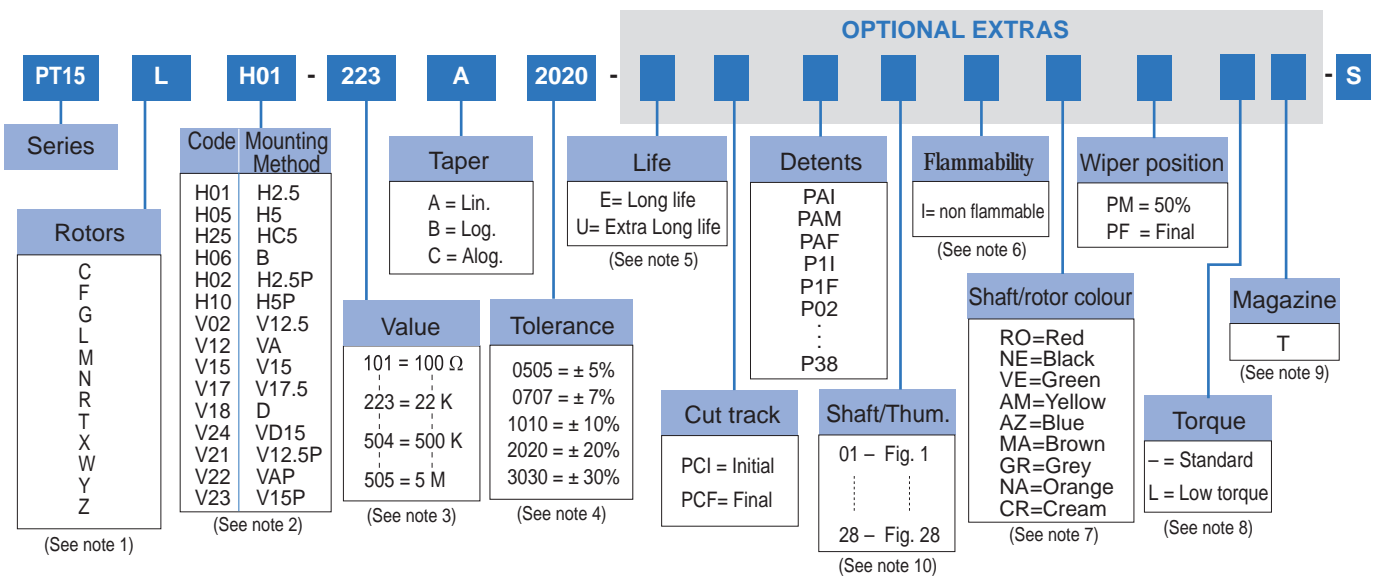
### ELECTRICAL SPECIFICATIONS

- Range of values\*:  $100\Omega \leq R_n \leq 5\text{ M}$  (Decad. 1.0 - 2.0 - 2.2 - 2.5 - 4.7 - 5.0)
- Tolerance\*:  $100\Omega \leq R_n \leq 1\text{M}\Omega$  .....  $\pm 20\%$   
 $1\text{M}\Omega < R_n \leq 5\text{ M}$  .....  $\pm 30\%$
- Max. Voltage: 250 VDC (lin) 125 VDC (no lin)
- Nominal Power 50°C (122°F) (see power rating curve)  
0.25 W (lin) 0.12 W (no lin)
- Taper\*: (Log. & Alog. only  $R_n \geq 1\text{K}$ ) Lin ; Log; Alog.
- Residual resistance\*:  $\leq 0.5\%$   $R_n$  (5  $\Omega$  min.)
- Equivalent Noise Resistance:  $\leq 3\%$   $R_n$  (3  $\Omega$  min.)
- Operating temperature\*\*:  $-25^\circ\text{C} + 70^\circ\text{C}$  ( $-13^\circ\text{F} + 158^\circ\text{F}$ )

\* Others: check availability.

\*\* Up to 85°C depending on application.

### HOW TO ORDER



#### NOTES:

- "Z" adjustment only available on "H" versions. Standard colour for the "T" rotor: Orange.
- Terminal styles: "P" are crimped terminals. V24 terminals material: brass. V=Vertical adjust; H=Horizontal Adjust
- Value: Example: Code:  $\frac{10}{1} \rightarrow 100\Omega$  (Numb of zeros. First two digits of the value.) Example:  $\frac{07}{05} \rightarrow$  negative tolerance -5%, positive tolerance
- Non standard tolerance: check availability.
- Life
  - Standard: 1K cycles.
  - Long life: 10K cycles.
  - Extra long life: 100K cycles (Only for low torque versions. To be studied case by case.)
- Non flammable: housing, rotor and shaft. According to UL 94V-0
- Colour shaft/rotor:
  - Potentiometer without shaft: only rotor
  - Potentiometer with shaft: only shaft
  - Cream colour only available in standard plastic.
- Low Torque:  $\leq 1.5\text{Ncm}$ . No detent option available for low torque models.
- Magazines (35 pcs/mag): available for VA (12.5), V (12.5), V (15), V15 (P) and H models. For more information please contact your nearest Piher supplier.
- If you wish to use your own custom plastic shaft/knob/actuator please contact Piher for advice about compatible materials.

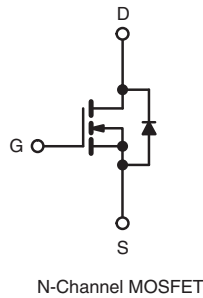
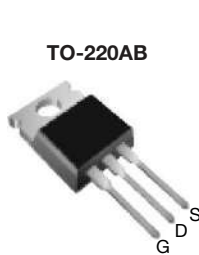
NOTE: The information contained here should be used for reference purposes only.



**C.5.2 DataSheet del MOSFET IRF520 (Timer)**

## Power MOSFET

PRODUCT SUMMARY	
$V_{DS}$ (V)	100
$R_{DS(on)}$ ( $\Omega$ )	$V_{GS} = 10\text{ V}$ 0.27
$Q_g$ (Max.) (nC)	16
$Q_{gs}$ (nC)	4.4
$Q_{gd}$ (nC)	7.7
Configuration	Single



### FEATURES

- Dynamic  $dV/dt$  Rating
- Repetitive Avalanche Rated
- 175 °C Operating Temperature
- Fast Switching
- Ease of Paralleling
- Simple Drive Requirements
- Compliant to RoHS Directive 2002/95/EC



**RoHS\***  
COMPLIANT

### DESCRIPTION

Third generation Power MOSFETs from Vishay provide the designer with the best combination of fast switching, ruggedized device design, low on-resistance and cost-effectiveness.

The TO-220AB package is universally preferred for all commercial-industrial applications at power dissipation levels to approximately 50 W. The low thermal resistance and low package cost of the TO-220AB contribute to its wide acceptance throughout the industry.

### ORDERING INFORMATION

Package	TO-220AB
Lead (Pb)-free	IRF520PbF
	SiHF520-E3
SnPb	IRF520
	SiHF520

### ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS ( $T_C = 25\text{ }^\circ\text{C}$ , unless otherwise noted)

PARAMETER	SYMBOL	LIMIT	UNIT
Drain-Source Voltage	$V_{DS}$	100	V
Gate-Source Voltage	$V_{GS}$	$\pm 20$	
Continuous Drain Current	$V_{GS}$ at 10 V	$T_C = 25\text{ }^\circ\text{C}$	A
		$T_C = 100\text{ }^\circ\text{C}$	
Pulsed Drain Current <sup>a</sup>	$I_{DM}$	37	
Linear Derating Factor		0.40	W/°C
Single Pulse Avalanche Energy <sup>b</sup>	$E_{AS}$	200	mJ
Repetitive Avalanche Current <sup>a</sup>	$I_{AR}$	9.2	A
Repetitive Avalanche Energy <sup>a</sup>	$E_{AR}$	6.0	mJ
Maximum Power Dissipation	$P_D$	60	W
Peak Diode Recovery $dV/dt^c$	$dV/dt$	5.5	V/ns
Operating Junction and Storage Temperature Range	$T_J, T_{stg}$	- 55 to + 175	°C
Soldering Recommendations (Peak Temperature)	for 10 s	300 <sup>d</sup>	
Mounting Torque	6-32 or M3 screw	10	lbf · in
		1.1	N · m

#### Notes

- Repetitive rating; pulse width limited by maximum junction temperature (see fig. 11).
- $V_{DD} = 25\text{ V}$ , starting  $T_J = 25\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $L = 3.5\text{ mH}$ ,  $R_g = 25\text{ }\Omega$ ,  $I_{AS} = 9.2\text{ A}$  (see fig. 12).
- $I_{SD} \leq 9.2\text{ A}$ ,  $dI/dt \leq 110\text{ A}/\mu\text{s}$ ,  $V_{DD} \leq V_{DS}$ ,  $T_J \leq 175\text{ }^\circ\text{C}$ .
- 1.6 mm from case.

\* Pb containing terminations are not RoHS compliant, exemptions may apply

THERMAL RESISTANCE RATINGS				
PARAMETER	SYMBOL	TYP.	MAX.	UNIT
Maximum Junction-to-Ambient	$R_{thJA}$	-	62	°C/W
Case-to-Sink, Flat, Greased Surface	$R_{thCS}$	0.50	-	
Maximum Junction-to-Case (Drain)	$R_{thJC}$	-	2.5	

SPECIFICATIONS ( $T_J = 25\text{ }^\circ\text{C}$ , unless otherwise noted)						
PARAMETER	SYMBOL	TEST CONDITIONS	MIN.	TYP.	MAX.	UNIT
<b>Static</b>						
Drain-Source Breakdown Voltage	$V_{DS}$	$V_{GS} = 0\text{ V}$ , $I_D = 250\text{ }\mu\text{A}$	100	-	-	V
$V_{DS}$ Temperature Coefficient	$\Delta V_{DS}/T_J$	Reference to $25\text{ }^\circ\text{C}$ , $I_D = 1\text{ mA}$	-	0.13	-	V/°C
Gate-Source Threshold Voltage	$V_{GS(th)}$	$V_{DS} = V_{GS}$ , $I_D = 250\text{ }\mu\text{A}$	2.0	-	4.0	V
Gate-Source Leakage	$I_{GSS}$	$V_{GS} = \pm 20\text{ V}$	-	-	$\pm 100$	nA
Zero Gate Voltage Drain Current	$I_{DSS}$	$V_{DS} = 100\text{ V}$ , $V_{GS} = 0\text{ V}$	-	-	25	$\mu\text{A}$
		$V_{DS} = 80\text{ V}$ , $V_{GS} = 0\text{ V}$ , $T_J = 150\text{ }^\circ\text{C}$	-	-	250	
Drain-Source On-State Resistance	$R_{DS(on)}$	$V_{GS} = 10\text{ V}$ , $I_D = 5.5\text{ A}^b$	-	-	0.27	$\Omega$
Forward Transconductance	$g_{fs}$	$V_{DS} = 50\text{ V}$ , $I_D = 5.5\text{ A}^b$	2.7	-	-	S
<b>Dynamic</b>						
Input Capacitance	$C_{iss}$	$V_{GS} = 0\text{ V}$ , $V_{DS} = 25\text{ V}$ , $f = 1.0\text{ MHz}$ , see fig. 5	-	360	-	pF
Output Capacitance	$C_{oss}$		-	150	-	
Reverse Transfer Capacitance	$C_{rss}$		-	34	-	
Total Gate Charge	$Q_g$	$V_{GS} = 10\text{ V}$ , $I_D = 9.2\text{ A}$ , $V_{DS} = 80\text{ V}$ , see fig. 6 and 13 <sup>b</sup>	-	-	16	nC
Gate-Source Charge	$Q_{gs}$		-	-	4.4	
Gate-Drain Charge	$Q_{gd}$		-	-	7.7	
Turn-On Delay Time	$t_{d(on)}$	$V_{DD} = 50\text{ V}$ , $I_D = 9.2\text{ A}$ , $R_g = 18\text{ }\Omega$ , $R_D = 5.2\text{ }\Omega$ , see fig. 10 <sup>b</sup>	-	8.8	-	ns
Rise Time	$t_r$		-	30	-	
Turn-Off Delay Time	$t_{d(off)}$		-	19	-	
Fall Time	$t_f$		-	20	-	
Internal Drain Inductance	$L_D$	Between lead, 6 mm (0.25") from package and center of die contact	-	4.5	-	nH
Internal Source Inductance	$L_S$		-	7.5	-	
<b>Drain-Source Body Diode Characteristics</b>						
Continuous Source-Drain Diode Current	$I_S$	MOSFET symbol showing the integral reverse p - n junction diode	-	-	9.2	A
Pulsed Diode Forward Current <sup>a</sup>	$I_{SM}$		-	-	37	
Body Diode Voltage	$V_{SD}$	$T_J = 25\text{ }^\circ\text{C}$ , $I_S = 9.2\text{ A}$ , $V_{GS} = 0\text{ V}^b$	-	-	1.8	V
Body Diode Reverse Recovery Time	$t_{rr}$	$T_J = 25\text{ }^\circ\text{C}$ , $I_F = 9.2\text{ A}$ , $di/dt = 100\text{ A}/\mu\text{s}^b$	-	110	260	ns
Body Diode Reverse Recovery Charge	$Q_{rr}$		-	0.53	1.3	$\mu\text{C}$
Forward Turn-On Time	$t_{on}$	Intrinsic turn-on time is negligible (turn-on is dominated by $L_S$ and $L_D$ )				

**Notes**

- a. Repetitive rating; pulse width limited by maximum junction temperature (see fig. 11).
- b. Pulse width  $\leq 300\text{ }\mu\text{s}$ ; duty cycle  $\leq 2\%$ .

### C.5.3 DataSheet del Circuito Integrado Temporizador NE555

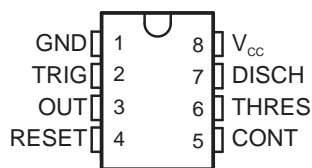
## PRECISION TIMERS

 Check for Samples: [NA555](#), [NE555](#), [SA555](#), [SE555](#)

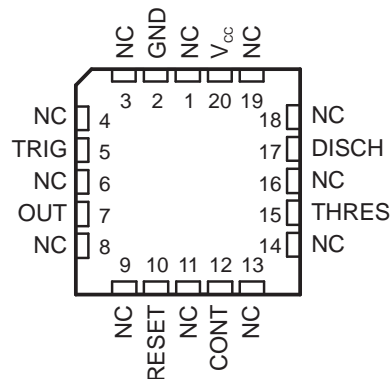
### FEATURES

- Timing From Microseconds to Hours
- Adjustable Duty Cycle
- Astable or Monostable Operation
- TTL-Compatible Output Can Sink or Source up to 200 mA

NA555...D OR P PACKAGE  
 NE555...D, P, PS, OR PW PACKAGE  
 SA555...D OR P PACKAGE  
 SE555...D, JG, OR P PACKAGE  
 (TOP VIEW)



SE555...FK PACKAGE  
 (TOP VIEW)



NC – No internal connection

### DESCRIPTION/ORDERING INFORMATION

These devices are precision timing circuits capable of producing accurate time delays or oscillation. In the time-delay or monostable mode of operation, the timed interval is controlled by a single external resistor and capacitor network. In the astable mode of operation, the frequency and duty cycle can be controlled independently with two external resistors and a single external capacitor.

The threshold and trigger levels normally are two-thirds and one-third, respectively, of  $V_{CC}$ . These levels can be altered by use of the control-voltage terminal. When the trigger input falls below the trigger level, the flip-flop is set, and the output goes high. If the trigger input is above the trigger level and the threshold input is above the threshold level, the flip-flop is reset and the output is low. The reset (RESET) input can override all other inputs and can be used to initiate a new timing cycle. When RESET goes low, the flip-flop is reset, and the output goes low. When the output is low, a low-impedance path is provided between discharge (DISCH) and ground.

The output circuit is capable of sinking or sourcing current up to 200 mA. Operation is specified for supplies of 5 V to 15 V. With a 5-V supply, output levels are compatible with TTL inputs.



Please be aware that an important notice concerning availability, standard warranty, and use in critical applications of Texas Instruments semiconductor products and disclaimers thereto appears at the end of this data sheet.

**Electrical Characteristics**
 $V_{CC} = 5\text{ V to }15\text{ V}$ ,  $T_A = 25^\circ\text{C}$  (unless otherwise noted)

PARAMETER	TEST CONDITIONS		SE555			NA555 NE555 SA555			UNIT
			MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	
THRES voltage level	$V_{CC} = 15\text{ V}$		9.4	10	10.6	8.8	10	11.2	V
	$V_{CC} = 5\text{ V}$		2.7	3.3	4	2.4	3.3	4.2	
THRES current <sup>(1)</sup>			30	250		30	250	nA	
TRIG voltage level	$V_{CC} = 15\text{ V}$		4.8	5	5.2	4.5	5	5.6	V
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$	3		6				
	$V_{CC} = 5\text{ V}$		1.45	1.67	1.9	1.1	1.67	2.2	
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$			1.9				
TRIG current	TRIG at 0 V		0.5	0.9		0.5	2	$\mu\text{A}$	
RESET voltage level			0.3	0.7	1	0.3	0.7	1	V
	$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$				1.1				
RESET current	RESET at $V_{CC}$		0.1	0.4		0.1	0.4	mA	
	RESET at 0 V		-0.4	-1		-0.4	-1.5		
DISCH switch off-state current			20	100		20	100	nA	
CONT voltage (open circuit)	$V_{CC} = 15\text{ V}$		9.6	10	10.4	9	10	11	V
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$	9.6		10.4				
	$V_{CC} = 5\text{ V}$		2.9	3.3	3.8	2.6	3.3	4	
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$	2.9		3.8				
Low-level output voltage	$V_{CC} = 15\text{ V}$ , $I_{OL} = 10\text{ mA}$		0.1	0.15		0.1	0.25	V	
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$			0.2				
	$V_{CC} = 15\text{ V}$ , $I_{OL} = 50\text{ mA}$		0.4	0.5		0.4	0.75		
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$			1				
	$V_{CC} = 15\text{ V}$ , $I_{OL} = 100\text{ mA}$		2	2.2		2	2.5		
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$			2.7				
	$V_{CC} = 15\text{ V}$ , $I_{OL} = 200\text{ mA}$		2.5			2.5			
	$V_{CC} = 5\text{ V}$ , $I_{OL} = 3.5\text{ mA}$	$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$			0.35				
$V_{CC} = 5\text{ V}$ , $I_{OL} = 5\text{ mA}$		0.1	0.2		0.1	0.35			
	$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$			0.8					
High-level output voltage	$V_{CC} = 15\text{ V}$ , $I_{OL} = -100\text{ mA}$		13	13.3		12.75	13.3	V	
		$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$	12						
	$V_{CC} = 15\text{ V}$ , $I_{OH} = -200\text{ mA}$		12.5			12.5			
	$V_{CC} = 5\text{ V}$ , $I_{OL} = -100\text{ mA}$		3	3.3		2.75	3.3		
$T_A = -55^\circ\text{C to }125^\circ\text{C}$		2							
Supply current	Output low, No load	$V_{CC} = 15\text{ V}$	10	12		10	15	mA	
		$V_{CC} = 5\text{ V}$	3	5		3	6		
	Output high, No load	$V_{CC} = 15\text{ V}$	9	10		9	13		
		$V_{CC} = 5\text{ V}$	2	4		2	5		

(1) This parameter influences the maximum value of the timing resistors  $R_A$  and  $R_B$  in the circuit of Figure 12. For example, when  $V_{CC} = 5\text{ V}$ , the maximum value is  $R = R_A + R_B \approx 3.4\text{ M}\Omega$ , and for  $V_{CC} = 15\text{ V}$ , the maximum value is  $10\text{ M}\Omega$ .

### Operating Characteristics

$V_{CC} = 5\text{ V}$  to  $15\text{ V}$ ,  $T_A = 25^\circ\text{C}$  (unless otherwise noted)

PARAMETER		TEST CONDITIONS <sup>(1)</sup>	SE555			NA555 NE555 SA555			UNIT
			MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	
Initial error of timing interval <sup>(2)</sup>	Each timer, monostable <sup>(3)</sup>	$T_A = 25^\circ\text{C}$	0.5	1.5 <sup>(4)</sup>		1	3	%	
	Each timer, astable <sup>(5)</sup>		1.5		2.25				
Temperature coefficient of timing interval	Each timer, monostable <sup>(3)</sup>	$T_A = \text{MIN to MAX}$	30	100 <sup>(4)</sup>		50		ppm/ °C	
	Each timer, astable <sup>(5)</sup>		90		150				
Supply-voltage sensitivity of timing interval	Each timer, monostable <sup>(3)</sup>	$T_A = 25^\circ\text{C}$	0.05	0.2 <sup>(4)</sup>		0.1	0.5	%/ $V$	
	Each timer, astable <sup>(5)</sup>		0.15		0.3				
Output-pulse rise time		$C_L = 15\text{ pF}$ , $T_A = 25^\circ\text{C}$	100	200 <sup>(4)</sup>		100	300	ns	
Output-pulse fall time		$C_L = 15\text{ pF}$ , $T_A = 25^\circ\text{C}$	100	200 <sup>(4)</sup>		100	300	ns	

- (1) For conditions shown as MIN or MAX, use the appropriate value specified under recommended operating conditions.
- (2) Timing interval error is defined as the difference between the measured value and the average value of a random sample from each process run.
- (3) Values specified are for a device in a monostable circuit similar to [Figure 9](#), with the following component values:  $R_A = 2\text{ k}\Omega$  to  $100\text{ k}\Omega$ ,  $C = 0.1\text{ }\mu\text{F}$ .
- (4) On products compliant to MIL-PRF-38535, this parameter is not production tested.
- (5) Values specified are for a device in an astable circuit similar to [Figure 12](#), with the following component values:  $R_A = 1\text{ k}\Omega$  to  $100\text{ k}\Omega$ ,  $C = 0.1\text{ }\mu\text{F}$ .

**C.5.4 DataSheet de Bateria LIPO 8000 mAh**



# Batería LIPO\_8000 mAh

Zeee 2S Lipo batería 7,4 V 100C 8000mAh Hardcase RC  
cargador de batería Deans enchufe para RC coche camión  
barco helicóptero FPV RACING

## Características:

1. Materias primas superiores de polímero de litio de Japón y Corea
2. Tecnología de apilamiento automático, mejor rendimiento
3. Progreso de coincidencia estricta, excelente consistencia
4. Densidad de energía de hasta 200Wh/kg y larga vida útil.
- 5 certificado: CE ROHS MSDS... UN38.3 UL

## Especificación:

Marca: Zeee

Química de la batería: polímero de litio

Voltaje: 7,4 V

Capacidad: 8000mAh

Tasa de descarga (C): 100C

Configuración: 2S2P

Tipo de conector: enchufe Deans

Conector de equilibrador tipo: JST-XH

Longitud: 138mm/5,43 pulgadas

Ancho: 47mm/1,85 pulgadas

Altura: 25mm/0,98 pulgadas

Peso de la batería (dev.10g): 320g/11,3 onzas/unid

## Aplicación:

Zeee 7,4 V 100C batería de 8000mAh Lipo diseñado especialmente para 1/8 y 1/10 RC modelo de coche como Losi... Traxxas Slash automodelismo Strada XB 1/10 RTR eléctrico Buggy equipo asociado ElectrixRC... Emaxx... Bandit, versión Rustler, etc.-también se puede utilizar para Avión RC, helicóptero RC, barco RC, iDrone FPV! -Para la batería RC, solo si el voltaje, la dimensión y el enchufe coinciden, entonces encajará.

## Las notas de seguridad:

1. Para garantizar la seguridad, comprueba y confirma que la superficie y el voltaje de la batería lipo son normales antes de usarla.
2. Si la nueva batería lipo no tiene una carga completa o pierde la carga muy rápidamente en poco tiempo, utiliza un cargador de batería lipo profesional para cargar y reciclar varias veces primero. Para la mayoría de las baterías lipo, la tasa de carga más segura es 1C.

3. nunca carga o descarga de la batería lipo. Nunca cargue por encima de 4,2 V por celda y descargue por debajo de 3,0 V por celda. (El voltaje Normal de la celda es entre 3,7 V ~ 4,2 V)

4. Nunca cargue la batería de polímero de litio sin supervisión.

5. Si la batería lipo tiene algún problema, no dude en contactarnos a través de Aliexpress Mensaje la primera vez, Le ofreceremos la solución adecuada.

**Crisol de grafito mini horno de oro de la antorcha de fusión del metal:**

1 funda dura de batería Zeee 7,4 V 100C 2S 8000mAh RC LiPo con enchufe Deans



**C.5.5 DataSheet de E15-USB-T2**



# 成都亿佰特电子科技有限公司

Chengdu Ebyte Electronic Technology Co.,Ltd.

## E15-USB-T2 Datasheet v1.0

### 1.Introduction

### E15-USB-T2

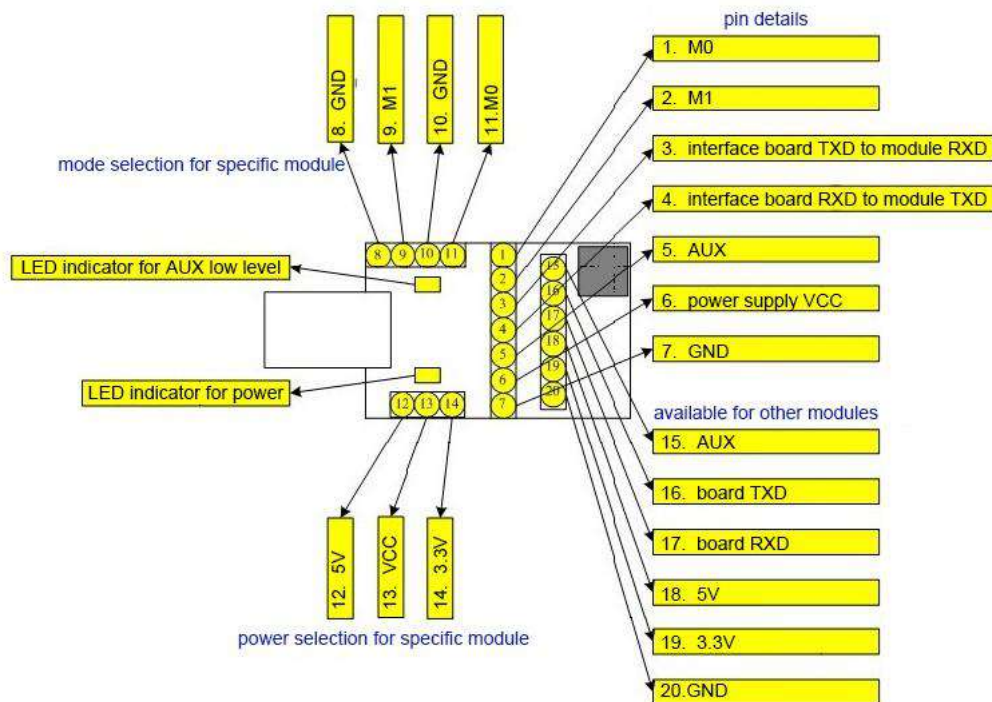


E30~E70 wireless module developed and produced by Chengdu Ebyte Electronic Technology Co., Ltd. is suitable for embedded application. Users usually connect it with MCU. The module has UART (TTL level) interface with its transparent transmission that makes it much easier for users to operate. To better simplify operation, the company has developed a USB to UART convert module E15-USB-T2.

1. It can directly detect wireless UART communication from PC via COM debugging assistant.
2. It is very easy to set software parameters via parameter setting software.

### 2. Pin definition

### E15-USB-T2



### 3. Operating mode

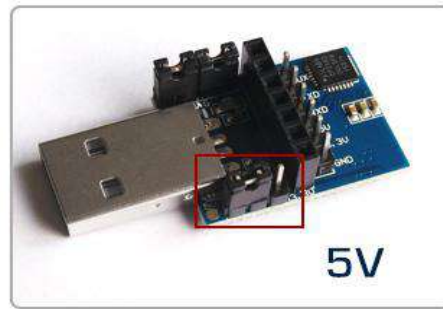
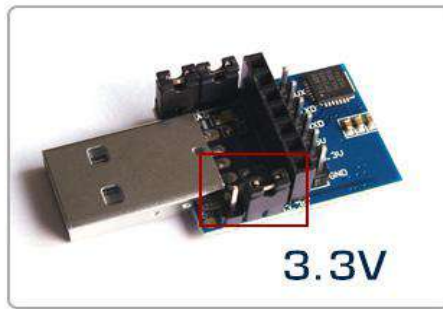
### E15-USB-T2

There are four operating modes of the module which can be controlled via setting Pin M0 and M1. Details are shown in the table below:

	<p><b>M0 Normal mode</b></p> <p>For transparent transmission</p>
	<p><b>M1 Wake-up mode</b></p> <p>Add wake-up signal before transmitting data to wake up RXD end</p>
	<p><b>M2 Power-saving mode</b></p> <p>Close RXD, WOR enabled</p>
	<p><b>M3 Sleep mode</b></p> <p>For altering parameters</p>

#### 4. Voltage selection

E15-USB-T2



#### 5. Parameter setting

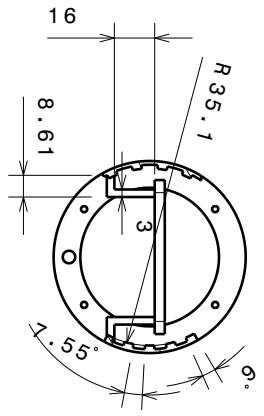
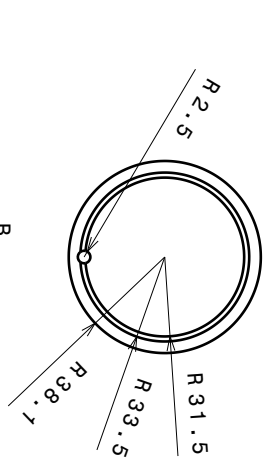
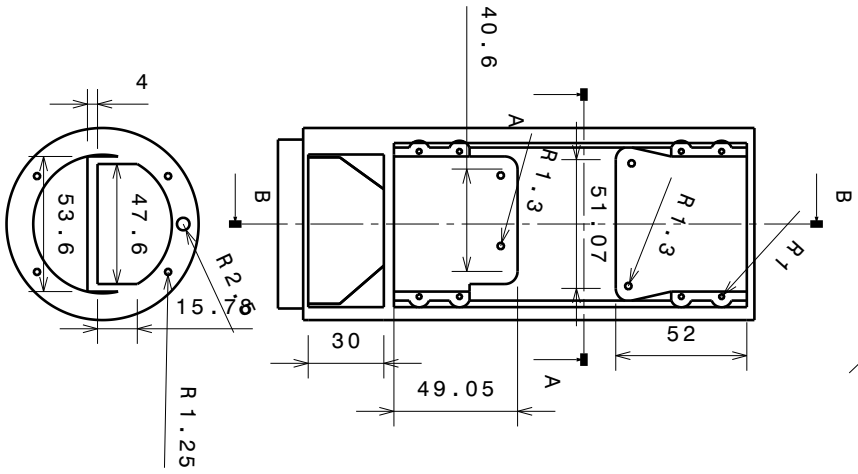
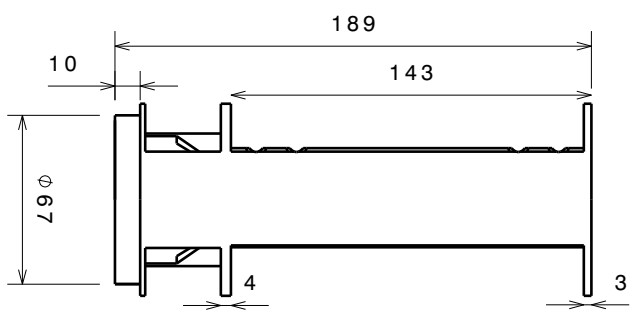
E15-USB-T2

Step	Operation	Description
1	Install driver	Please install USB convert board driver (CP2102) in installation data packet.
2	Pull out jumpers	Pull out jumpers of M0 and M1 on the USB convert board, as shown below, 3.3V and 5V are selectable for power jumpers.
3	Connect to module	Plug module in Pin 7 on the convert board and plug convert board in USB of computer.
4	Open Port	Open parameter setting software, choose relevant port and click "OpenPort";
5	Enter interface	Click "GetParam" , the interface is shown below; If it fails to read, please check if the module is in M3 or if convert board driver is installed.
6	Write in parameters	Change relevant setting according to requirement, change parameters and click button "SetParam" and write in new parameters.
7	Complete operation	Follow Step 5 to reset, click "ClosePort" when setting is completed and pull out the module.
8	Instruction setting	Instruction can be used for MCU to set module parameter. See details in "Instruction Format-Parameter setting instruction" .

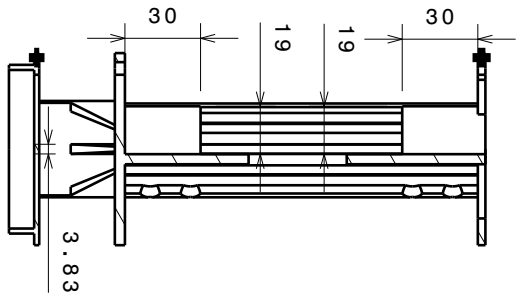
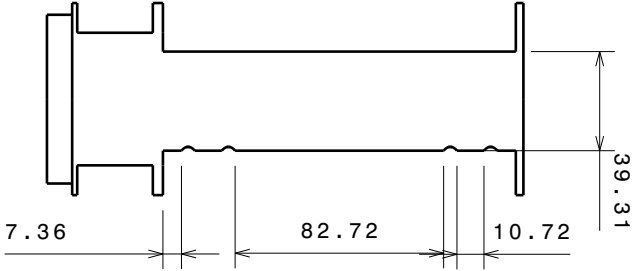


## **C.6 Croquis del diseño de las cápsulas de electrónica**

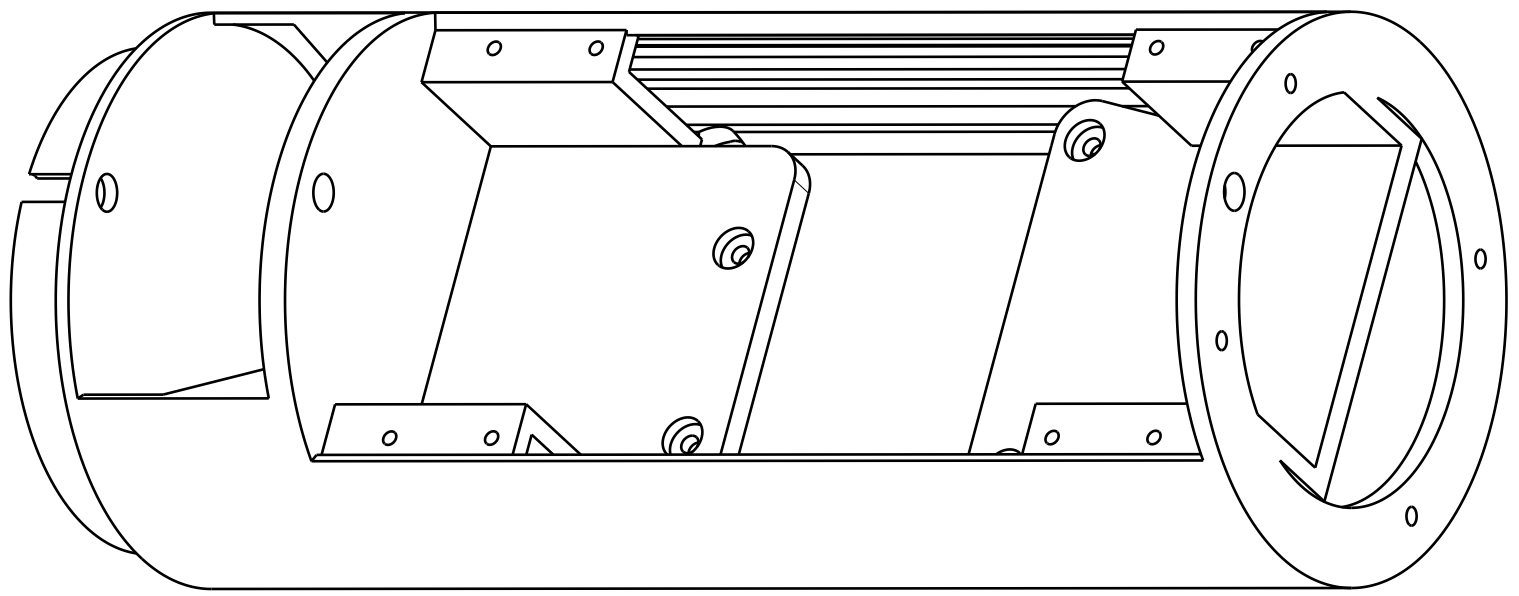
### **C.6.1 Croquis de cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales**



Section view A-A  
Scale: 1:3

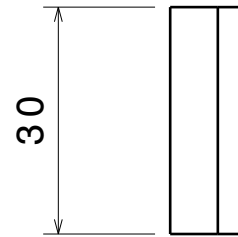
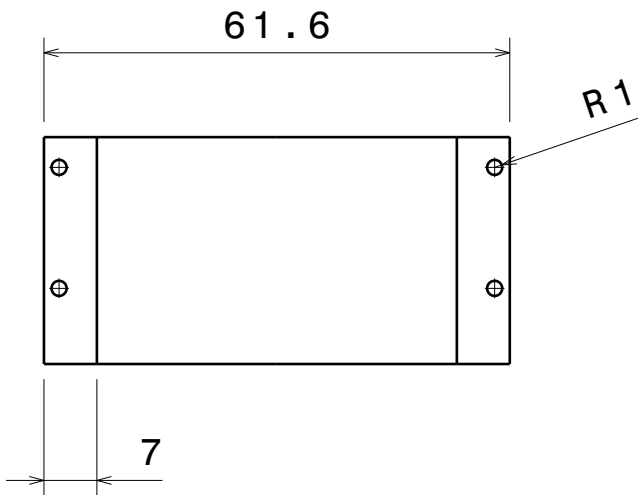
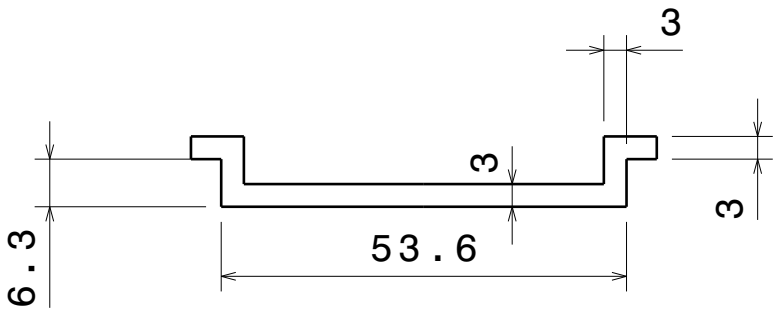
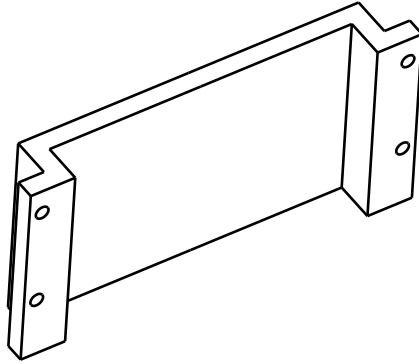


Section view B-B  
Scale: 1:3

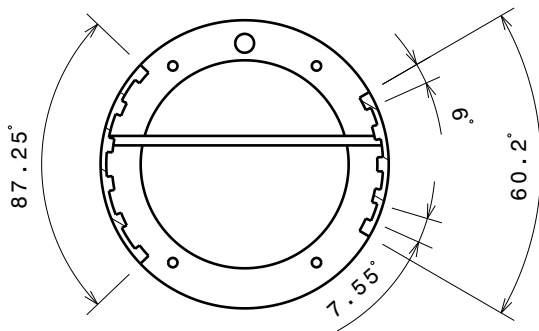
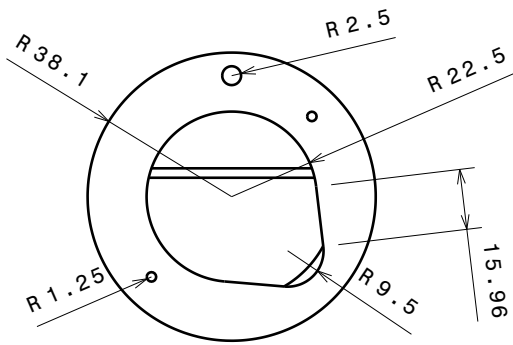
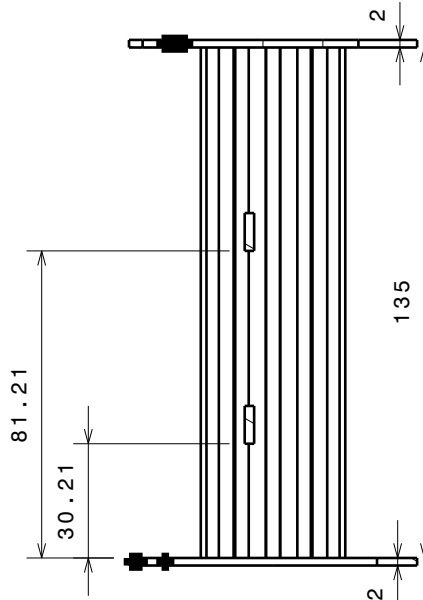
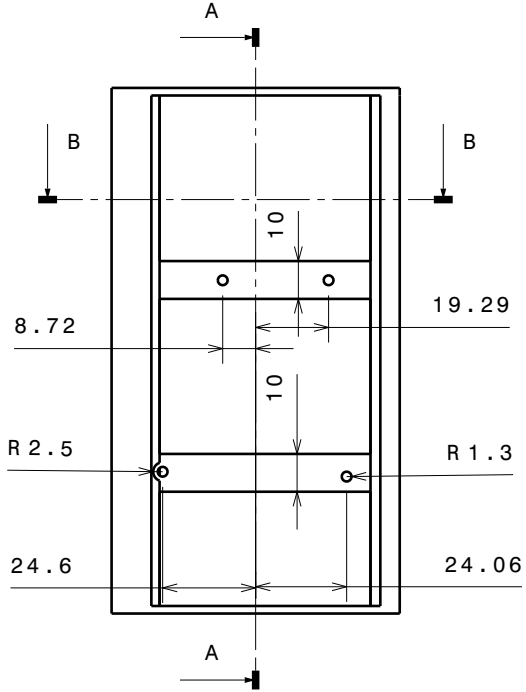
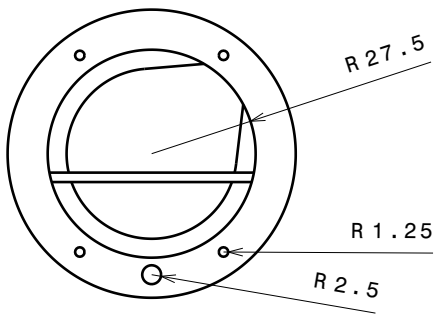




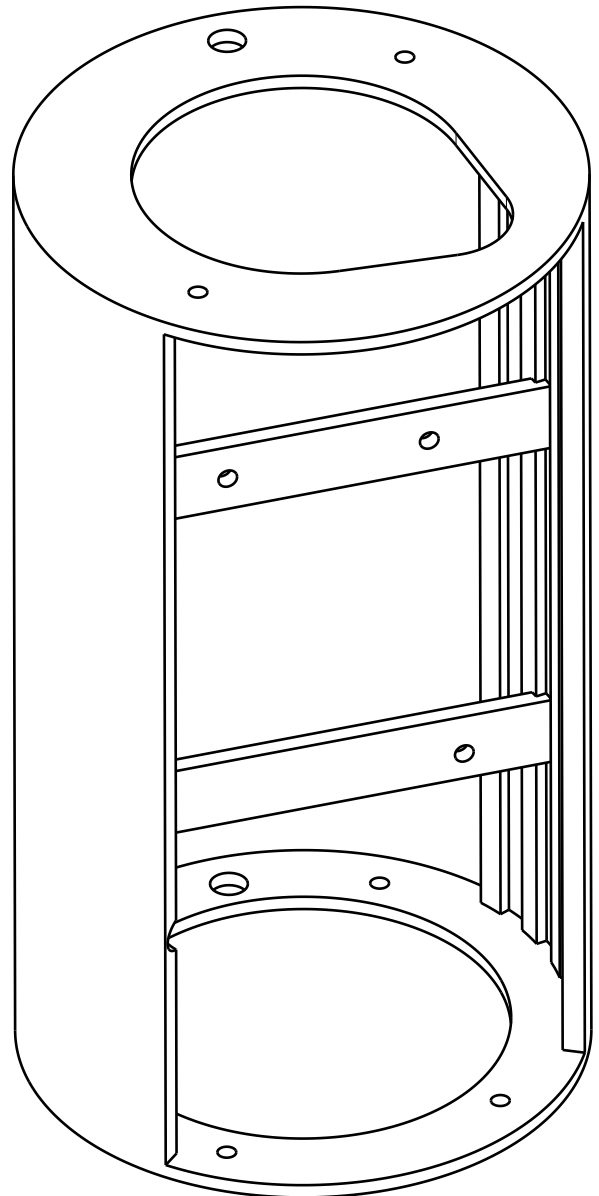
**C.6.2 Croquis de las tapas de fijación de la batería**



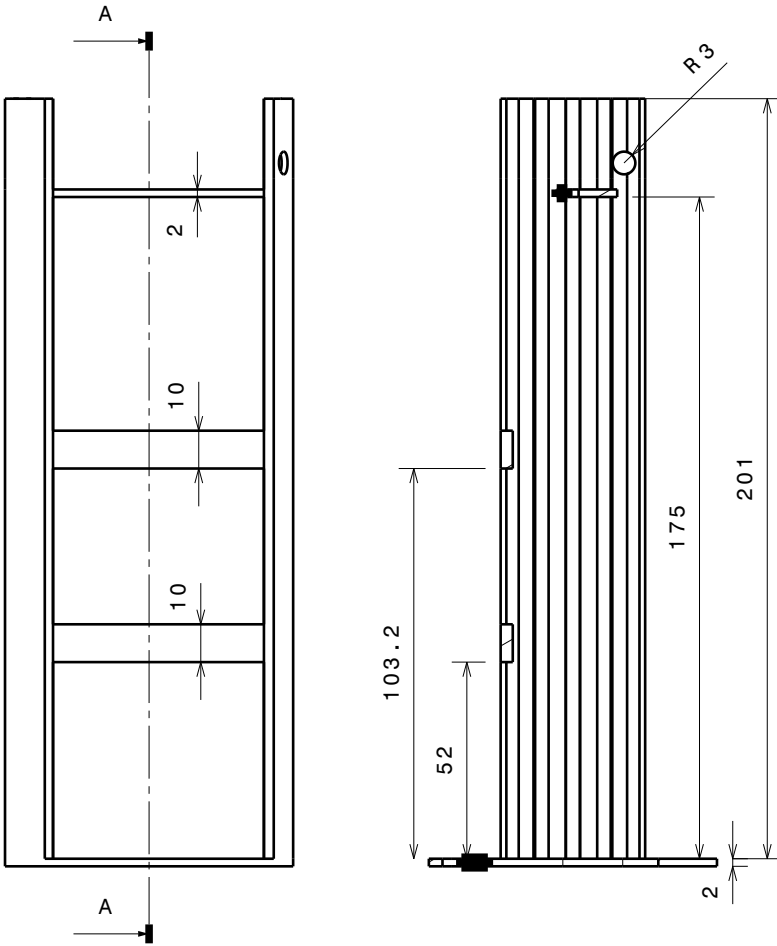
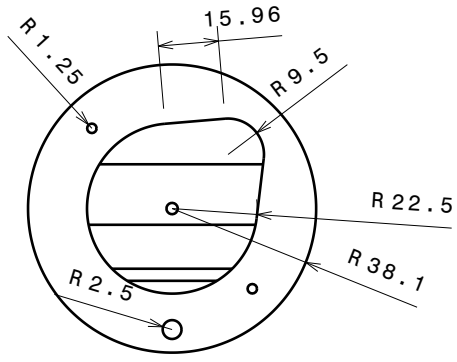
### C.6.3 Croquis de cápsula de Subsistema de Rastreo y Telemetría



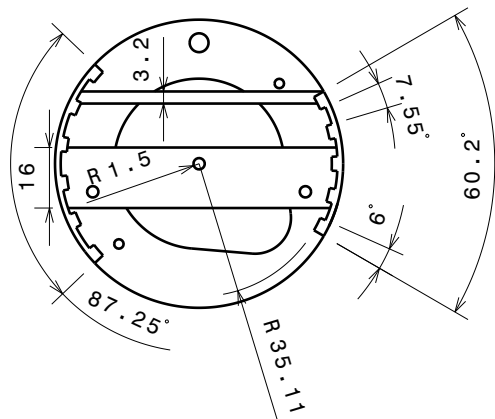
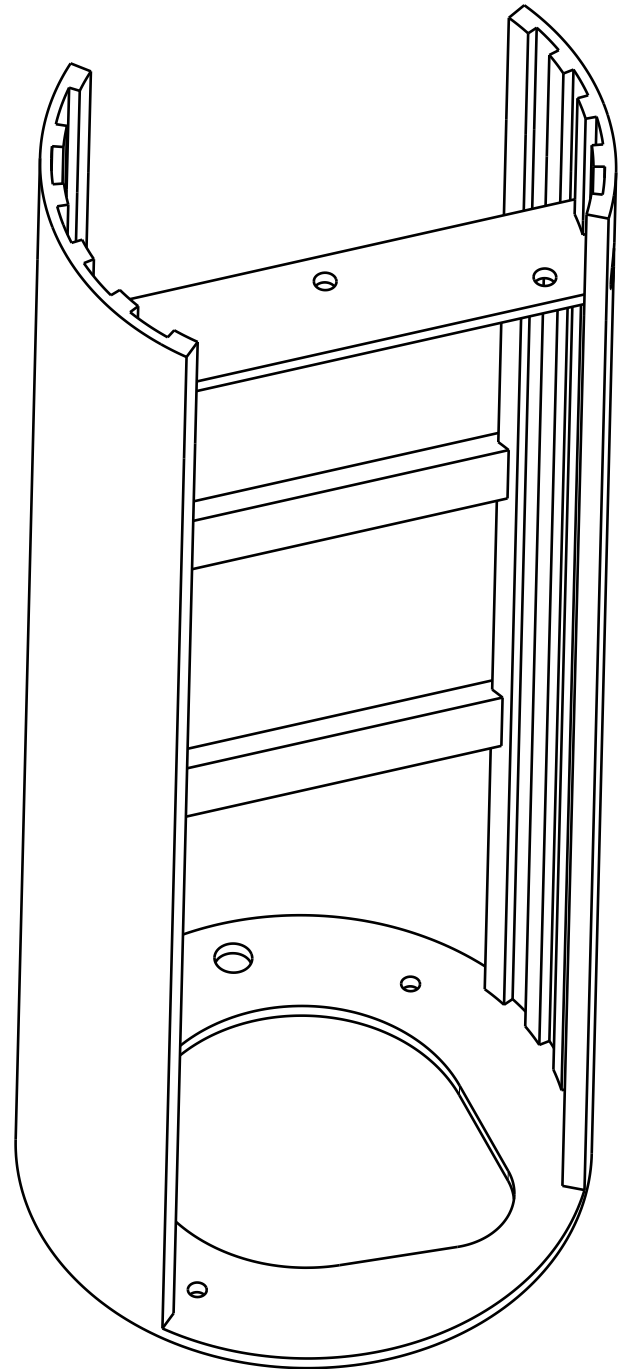
Section view B-B  
Scale: 1:2



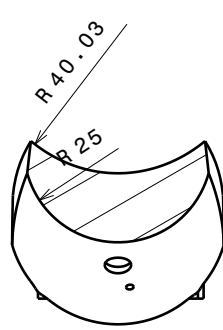
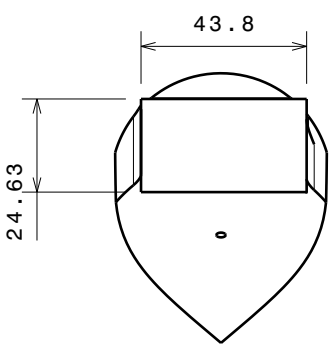
#### C.6.4 Croquis de cápsula de Antena y Timer



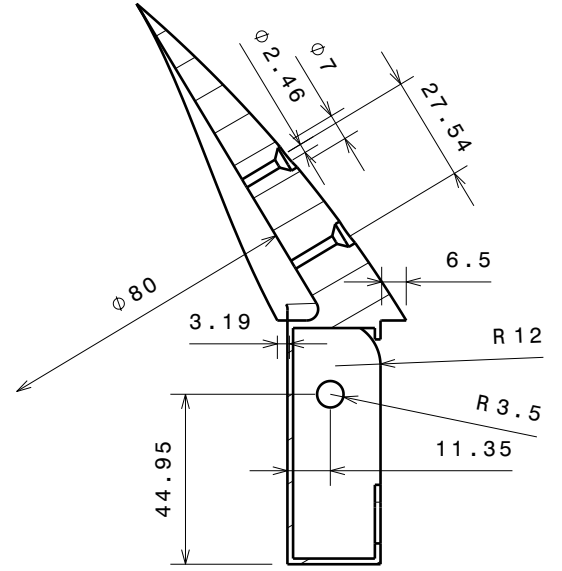
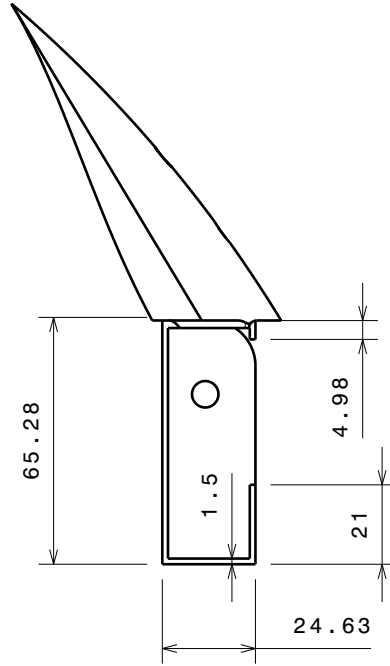
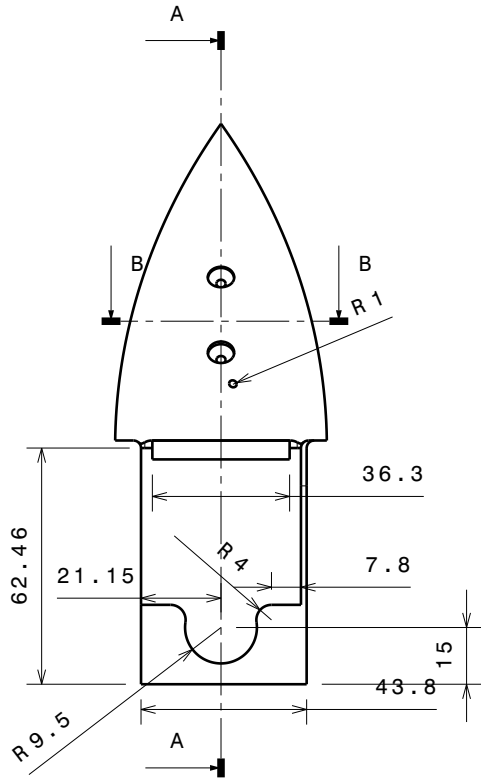
Section view A-A  
Scale: 1:2



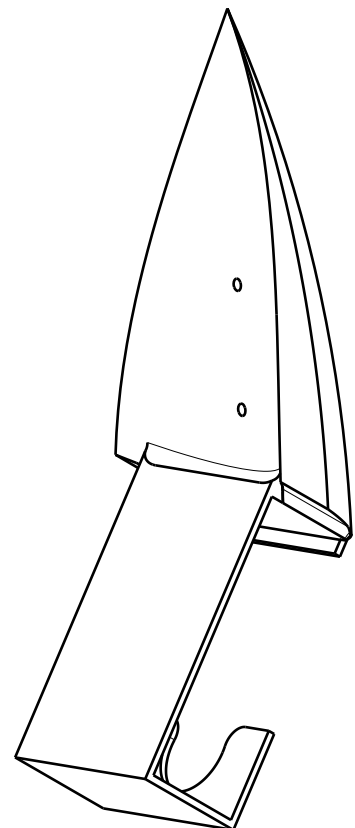
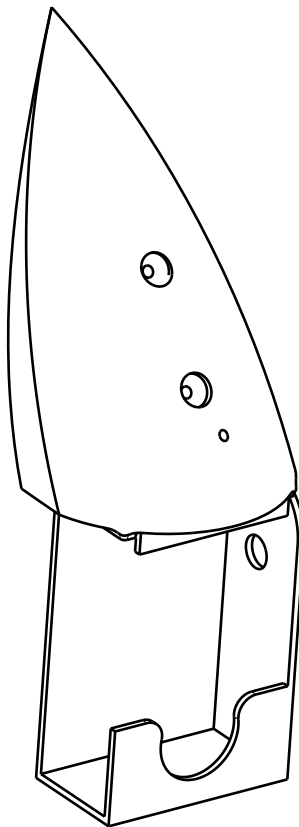
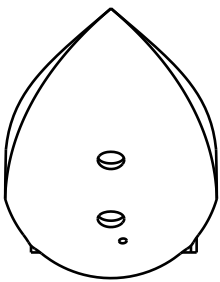
**C.6.5 Croquis del alojamiento de la YI Cam (cámara de a bordo)**



Section view B-B  
Scale: 1:2



Section view A-A  
Scale: 1:2

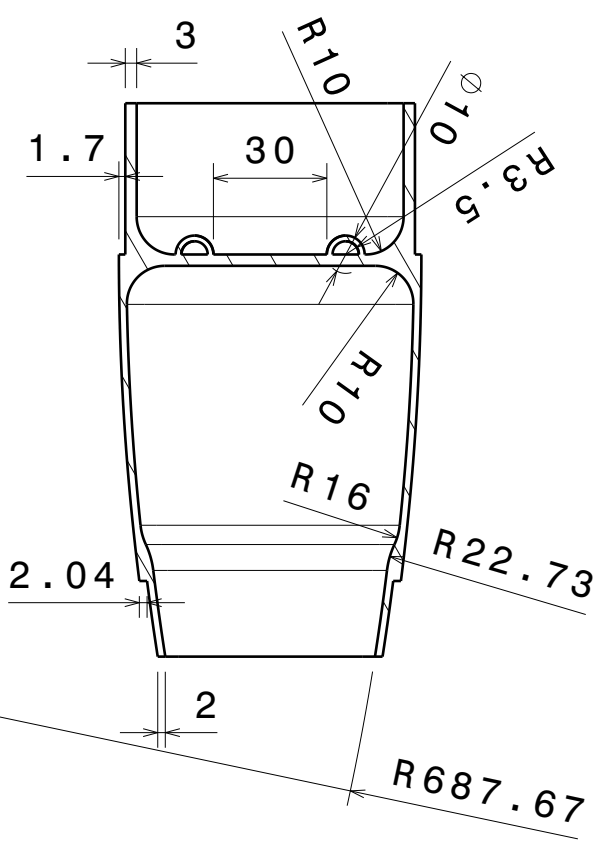
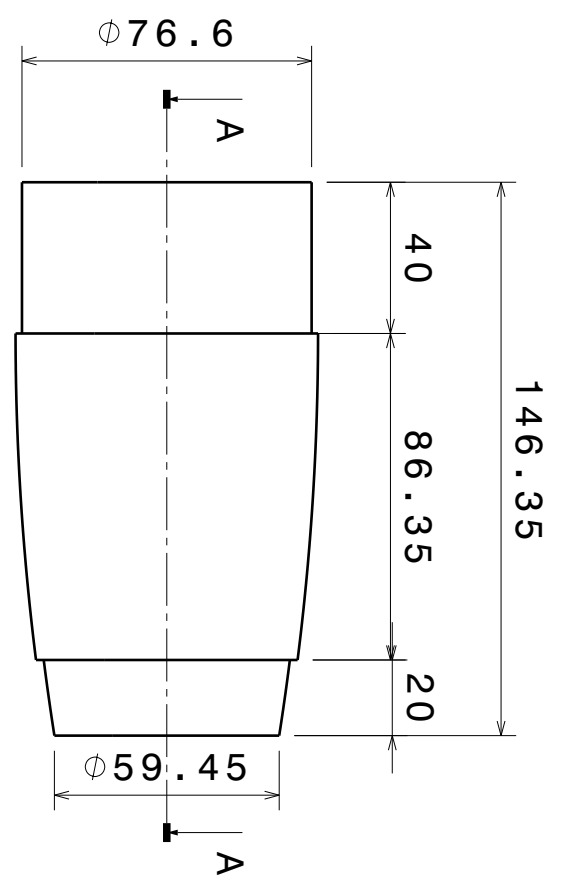
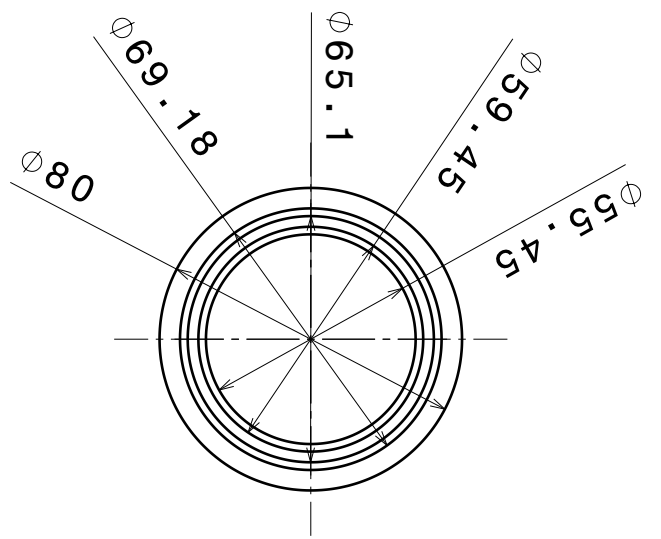




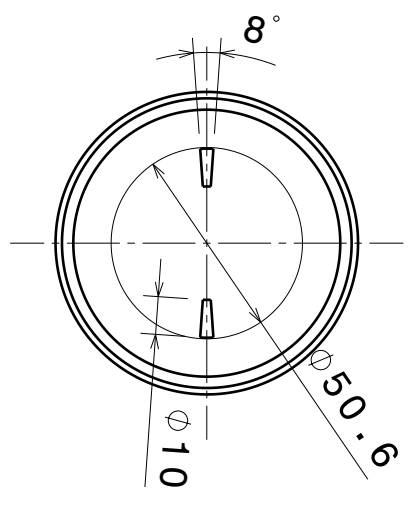
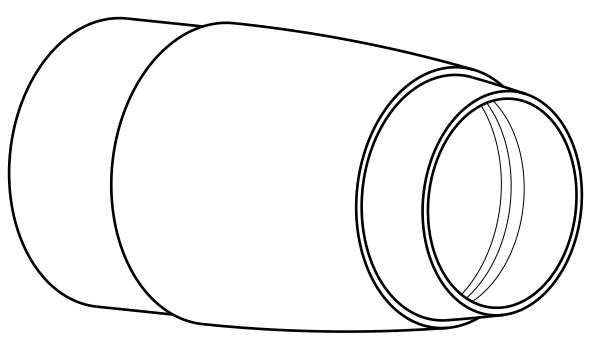
## **C.7 Sistema de Liberación y Recuperación**

### **C.8 Croquis del diseño de la aerodinámica y estabilidad**

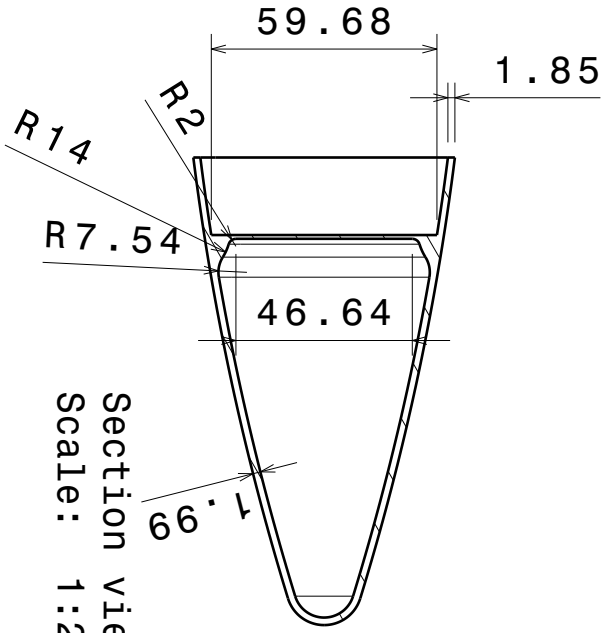
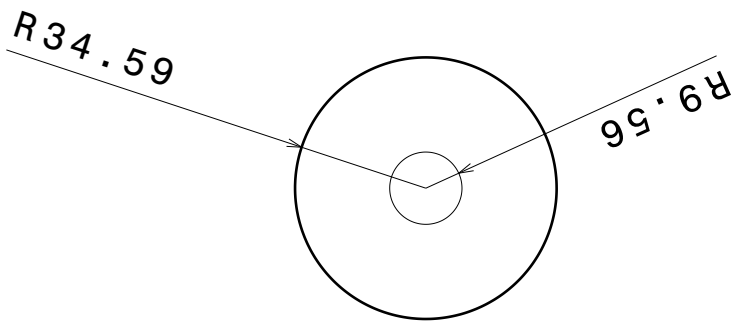
#### **C.8.1 Croquis Ojiva Parte inferior**



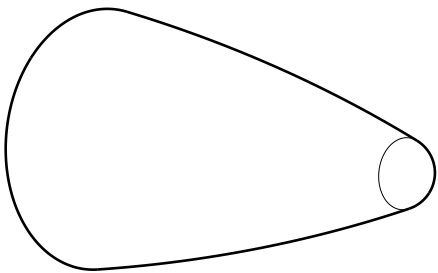
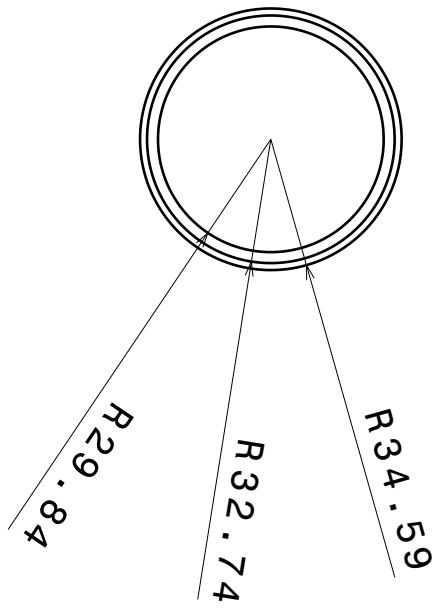
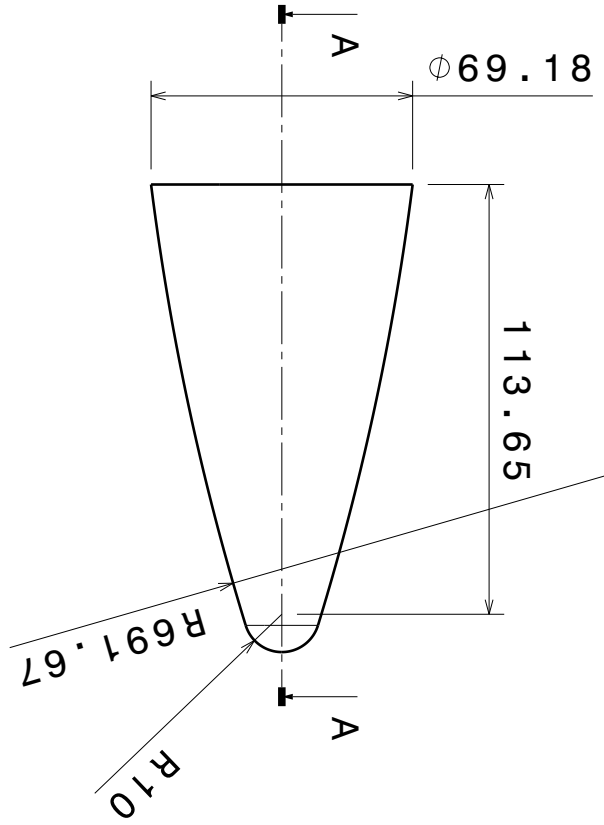
Section view A-A  
Scale: 1:2



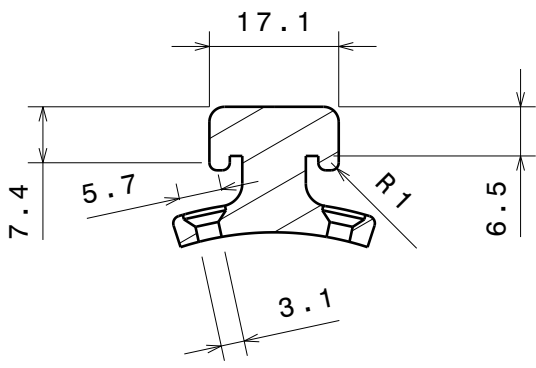
**C.8.2 Croquis Ojiva Parte superior**



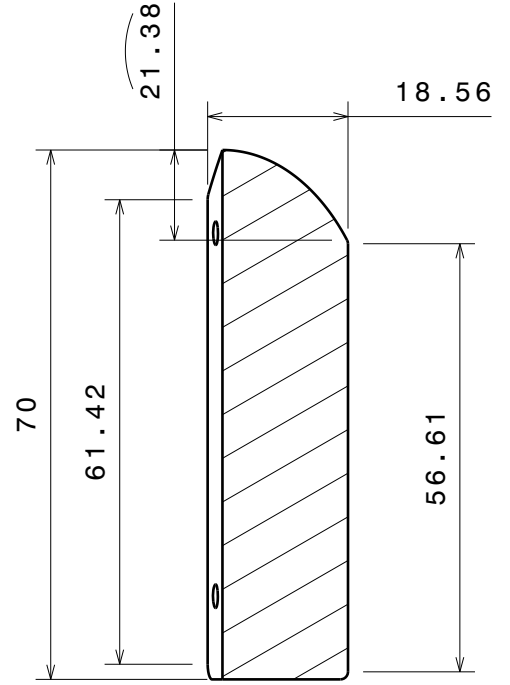
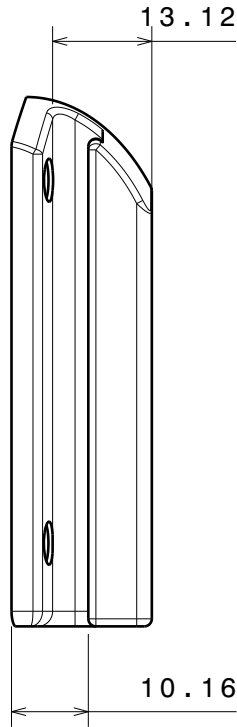
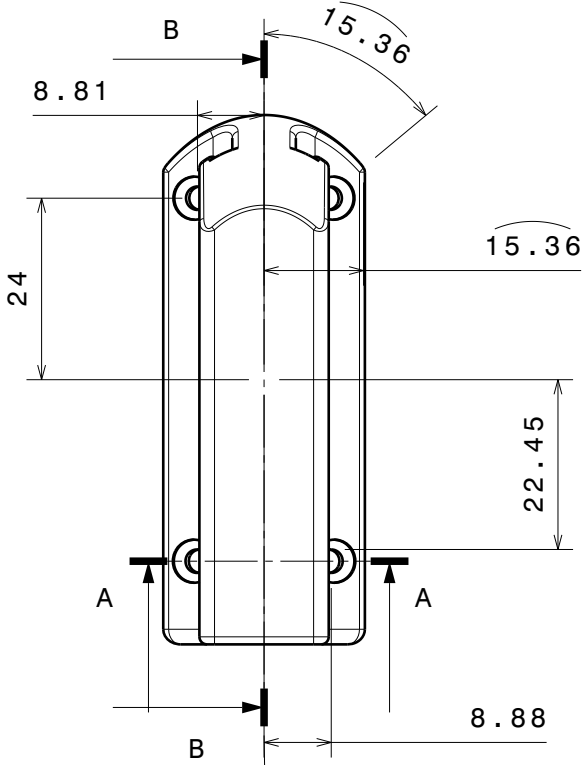
Section view A-A  
Scale: 1:2



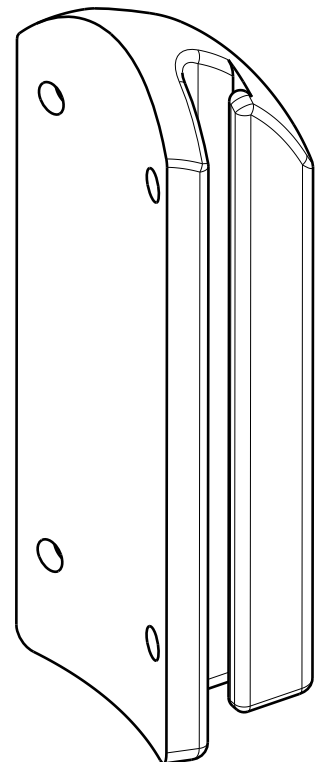
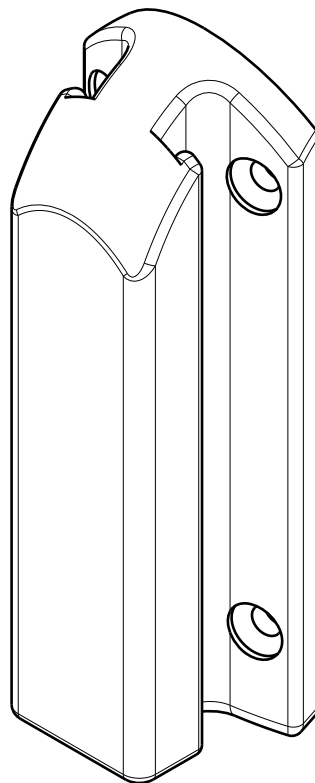
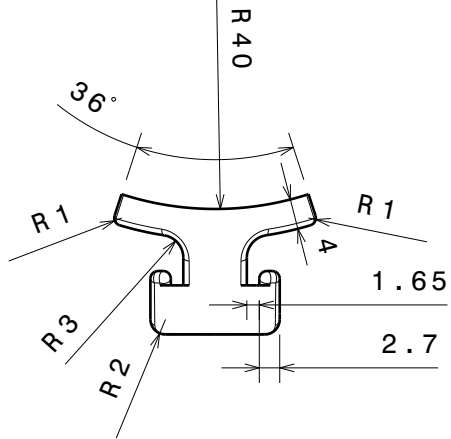
### C.8.3 Croquis Guías Cohete para Plataforma de Lanzamiento



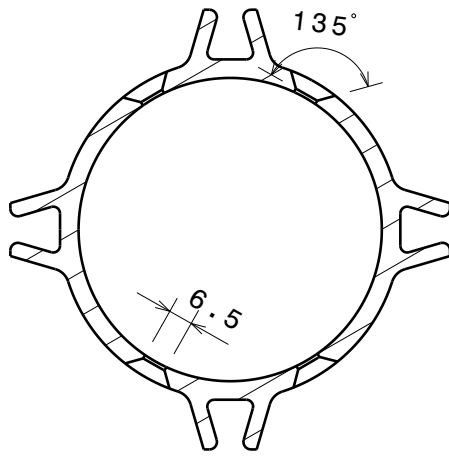
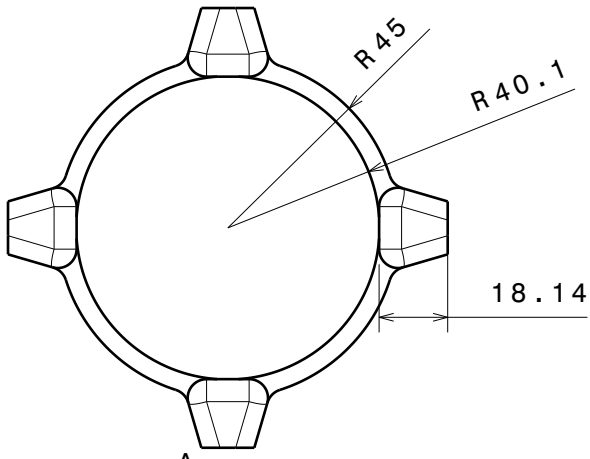
Section view A-A  
Scale: 1:1



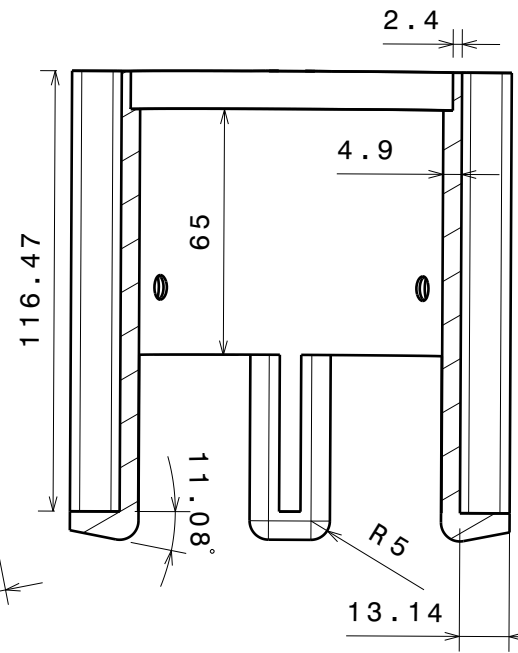
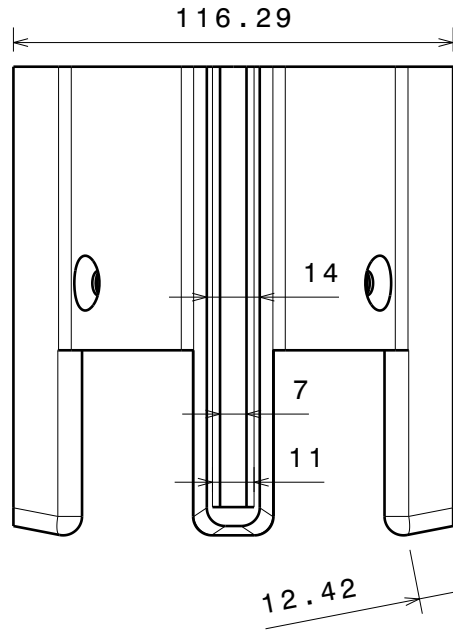
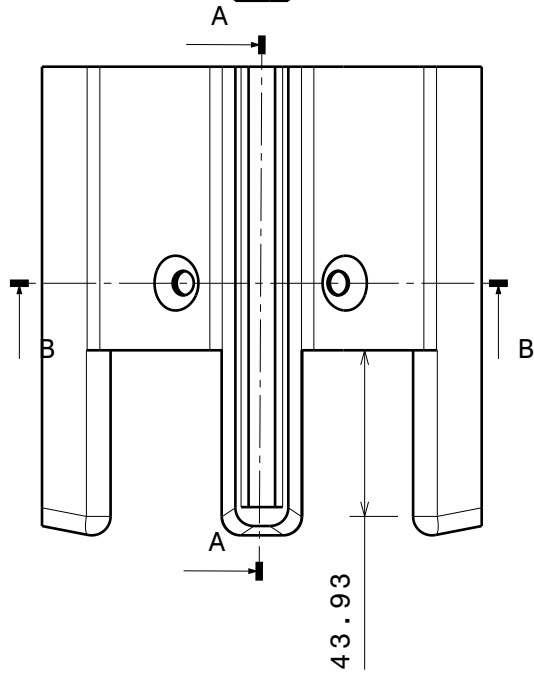
Section view B-B  
Scale: 1:1



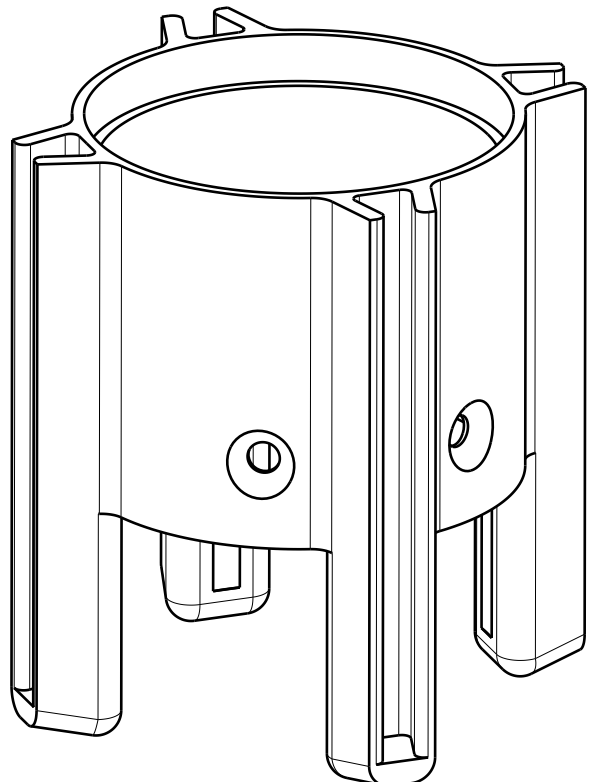
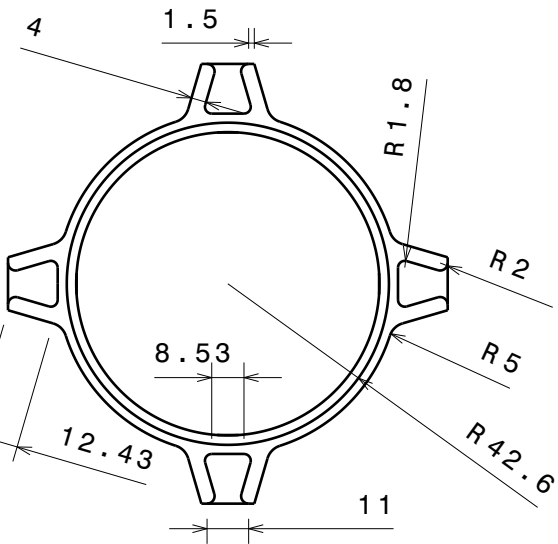
#### C.8.4 Croquis Anillo de Aletas Inferior



Section view B-B  
Scale: 1:2

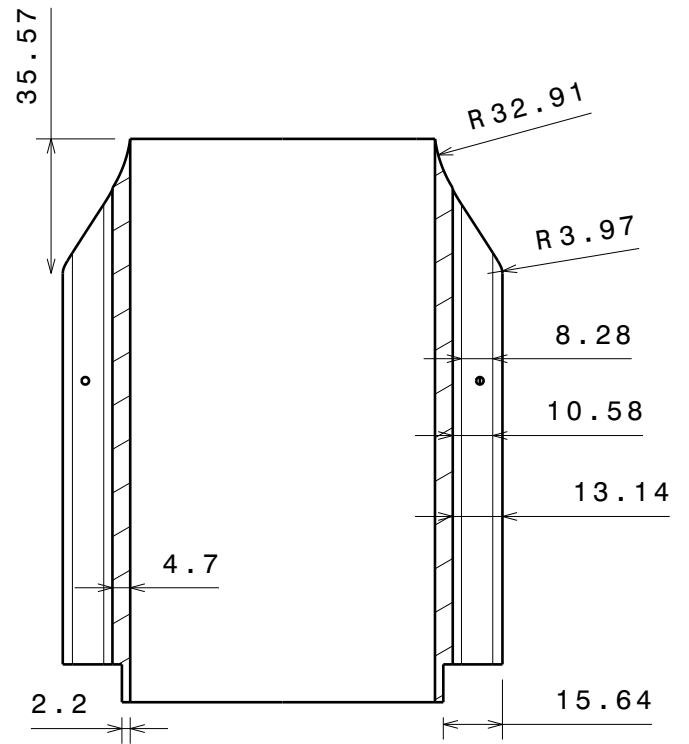
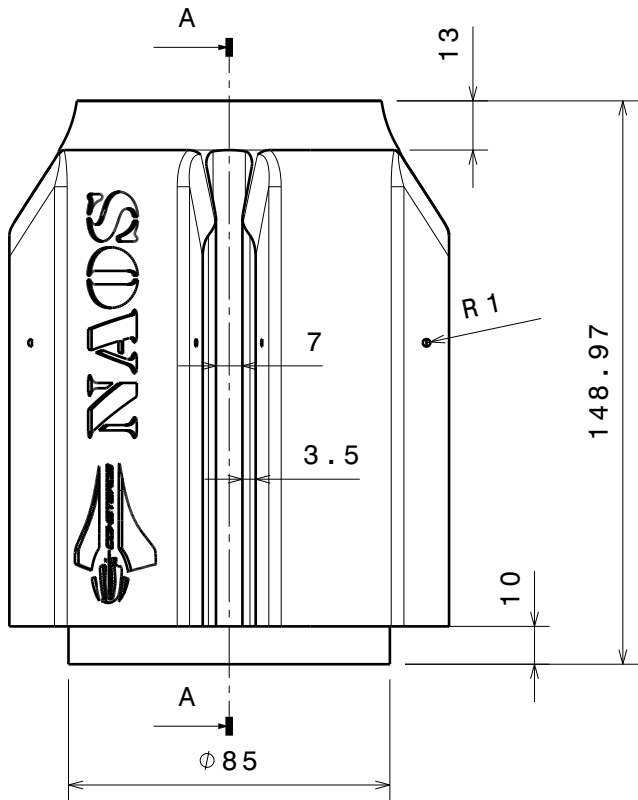
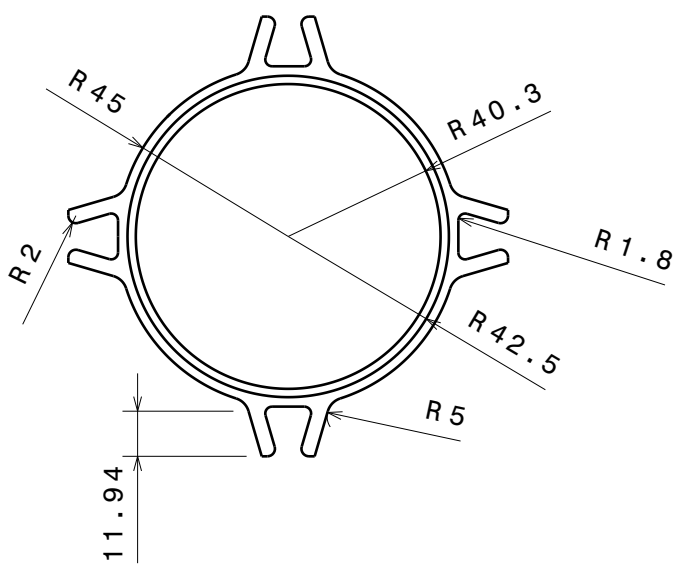


Section view A-A  
Scale: 1:2

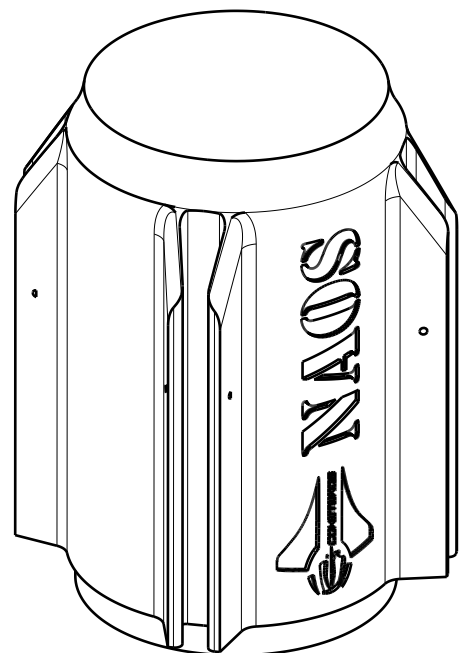
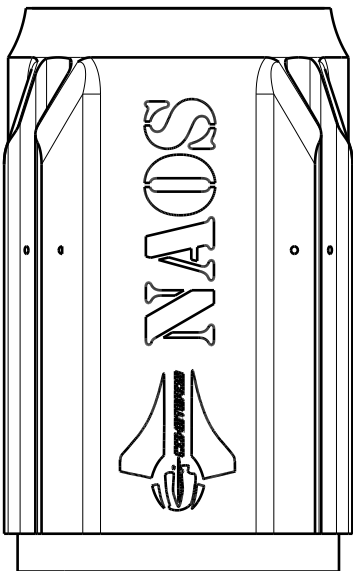




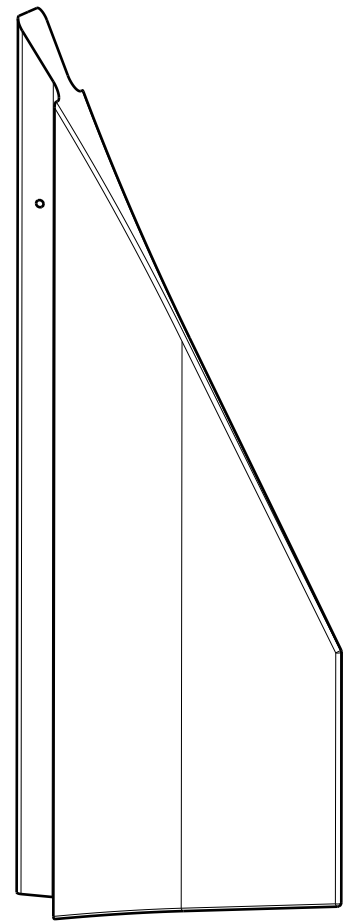
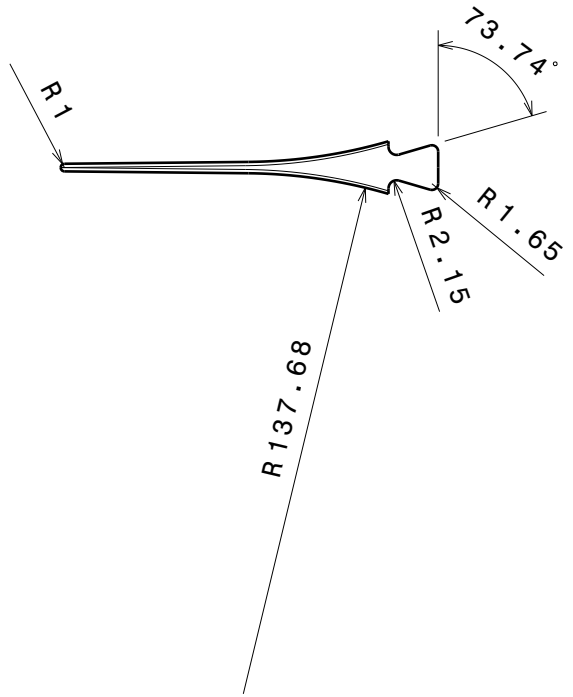
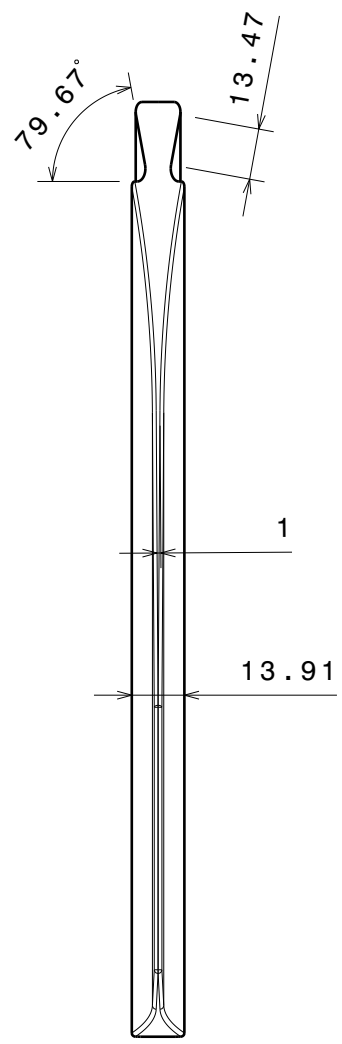
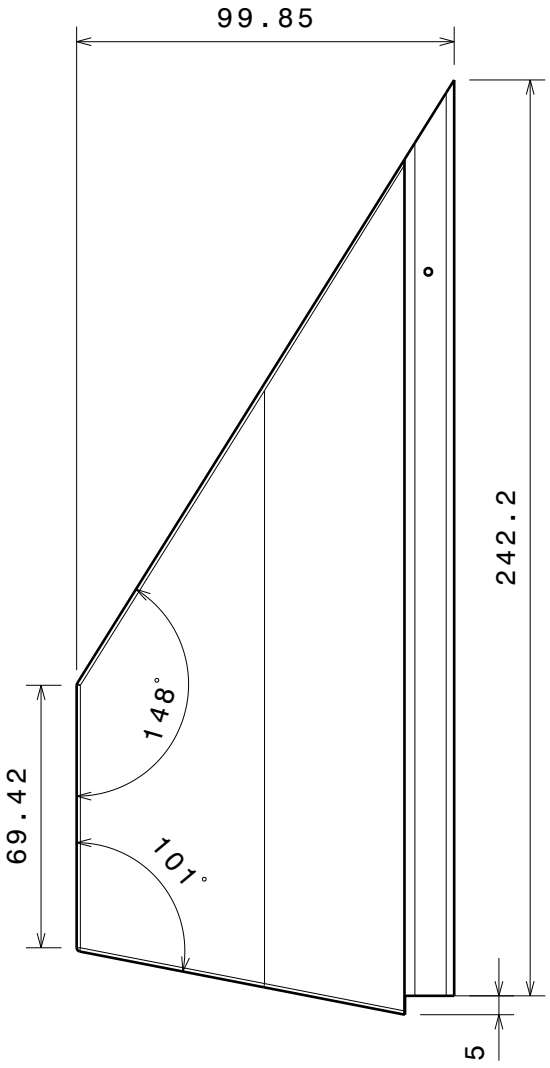
**C.8.5 Croquis Anillo de Aletas Superior**



Section view A-A  
Scale: 1:2



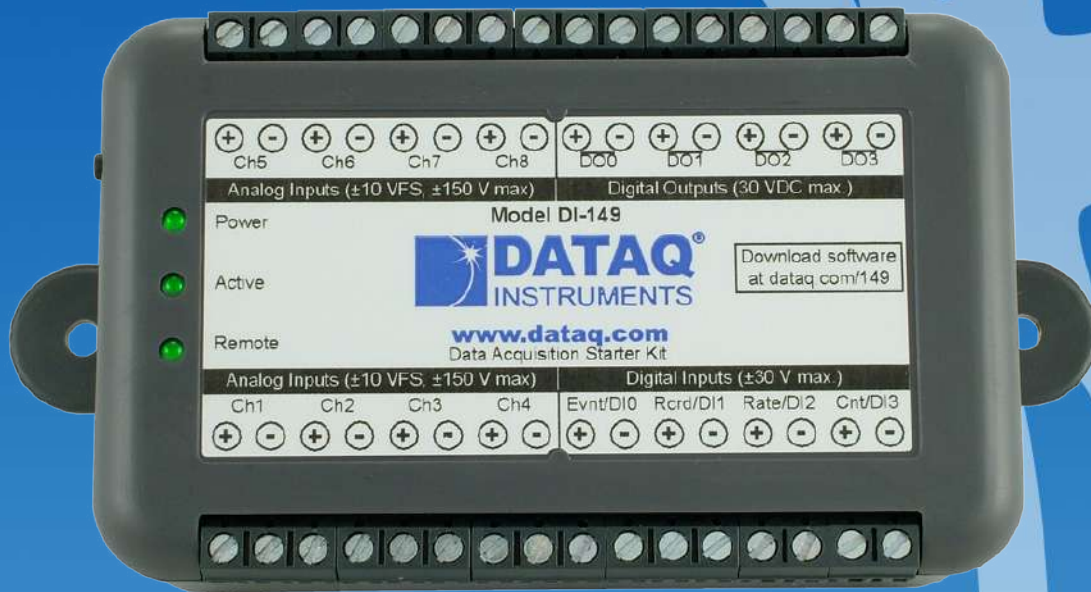
### C.8.6 Croquis Aletas NAOS



## **C.9 Diseño de otros elementos esenciales**

### **C.9.1 DataSheet del DI-149 USB Data Acquisition Starter Kit**

# DI-149 USB Data Acquisition Starter Kit



- ✓ Low-cost, Compact USB Data Acquisition Starter Kit
- ✓ Eight  $\pm 10$  V Differential Analog Inputs
- ✓ Analog Inputs Protected to  $\pm 150$ V
- ✓ 10-bit Resolution
- ✓ Up to 10 kHz Sample Rate
- ✓ 4 Digital Inputs incl. 2 Counter/Timers
- ✓ Provided with WINDAQ/Lite Software
- ✓ Optional WINDAQ/HS Software for turnkey high speed sampling

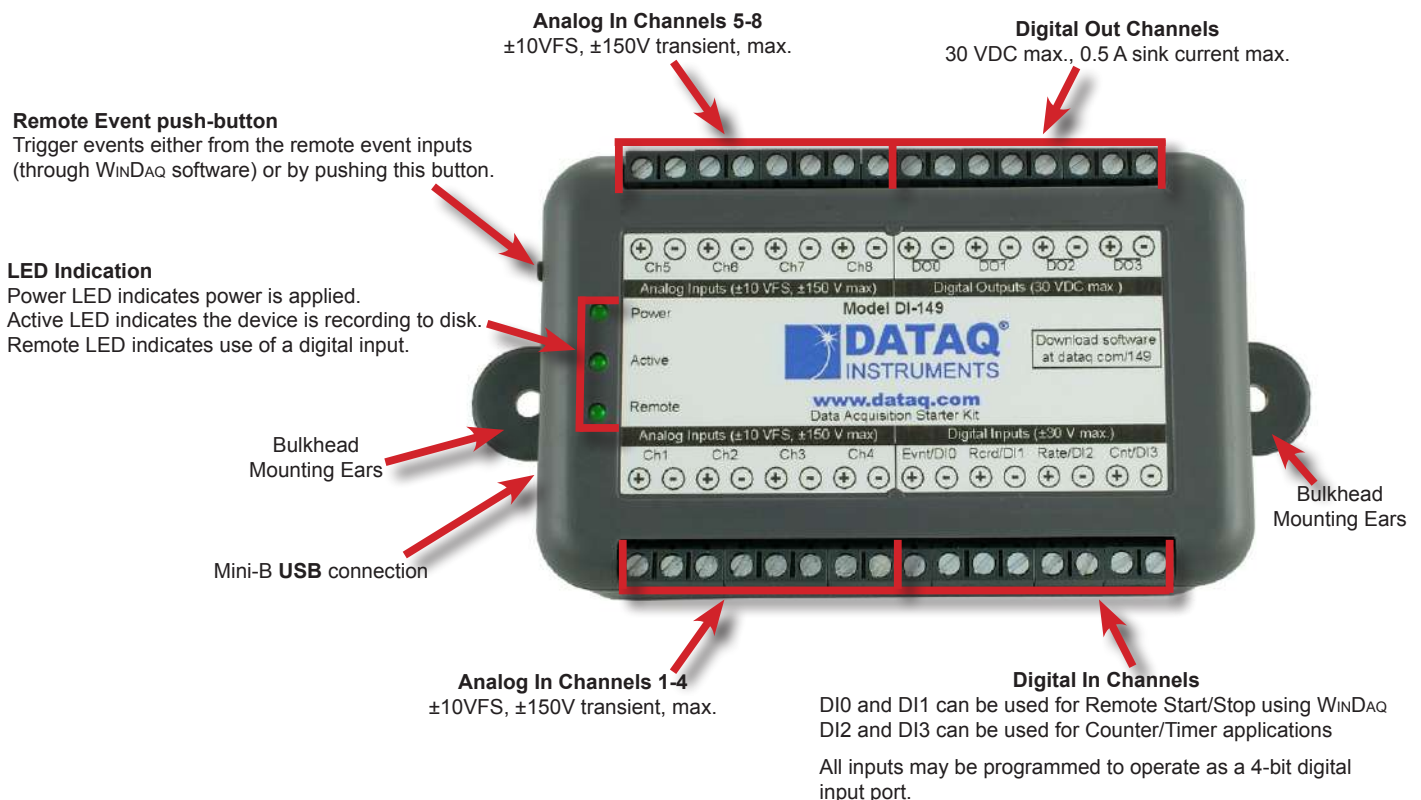
## DI-149 Description

The DI-149 is a new product for general-purpose data acquisition applications in a long line of low-cost starter kits from DATAQ Instruments. Suitable for measuring preamplified analog signals, the DI-149 in tandem with the included WINDAQ software allows real time data acquisition, playback, and analysis performance equal to or better than other products that cost ten times or more than its low price. Predecessors of this instrument have been sold to thousands of hobbyists and professionals for countless data acquisition applications around the world. The DI-149 continues this legacy with noise-cancelling differential analog inputs that are transient-protected to  $\pm 150$  VDC or peak AC. This tough and tolerant starter kit is an eight-channel version of the popular DI-145, with some enhanced capability.

The DI-149 offers eight analog inputs and four each discrete (digital) input and output channels. Two of the digital inputs (bits D2 and D3) can be used to measure rate up to 10 kHz and counts up to 16,383. The analog inputs offer a fixed measurement range of  $\pm 10$  VFS at 10 bits of resolution. Sample rates as slow as 11.44 Hz (0.3052 Hz when using WINDAQ software) and as fast as 10 kHz (divided by the number of enabled channels) are supported. Included WINDAQ software allows a real time display of any combination of analog, digital, or counter/timer channels, and the ability to stream acquired data to disk in recorder-like fashion. Two digital inputs may be used for remote stop/start and remote event operations using WINDAQ software. WINDAQ also includes software to review recorded data files, including waveform analysis and data file export to Microsoft Excel and other applications.

The DI-149 is supplied with WINDAQ/Lite software, which limits total sample throughput to 240 Hz or lower. Optional WINDAQ/HS allows the DI-149 to operate at the full 10 kHz rate. No throughput restrictions exist at the programming level.

## DI-149 Close-up



## DI-149 Features

### Eight Analog Input Channels

Connect the DI-149 to any preamplified signal in the typical range of  $\pm 5$  to  $\pm 10$ VFS.

### 10-bit ADC resolution

Provides 19.5 mV resolution across the entire DI-149 measurement range.

### Ruggedized Inputs

All eight DI-149 analog inputs transient-protected to  $\pm 150$  VDC or peak AC and four discrete inputs protected to  $\pm 30$  VDC or peak AC. Accidents that happen are quickly forgiven.

### Noise-cancelling Analog Input Configuration

The noise-immunity of differential inputs minimizes the effects of common mode noise so often encountered in industrial measurements.

### Built-in USB interface

The DI-149 is provided with a built-in USB interface. Connect and run it with any laptop or desktop PC. The USB interface provides power to the DI-149, eliminating clumsy external power supplies.

### Four Digital Inputs

Four discrete inputs allow remote event and stop/start operations with WINDAQ software. Two double as counter/timer inputs for rate and totalize operations.

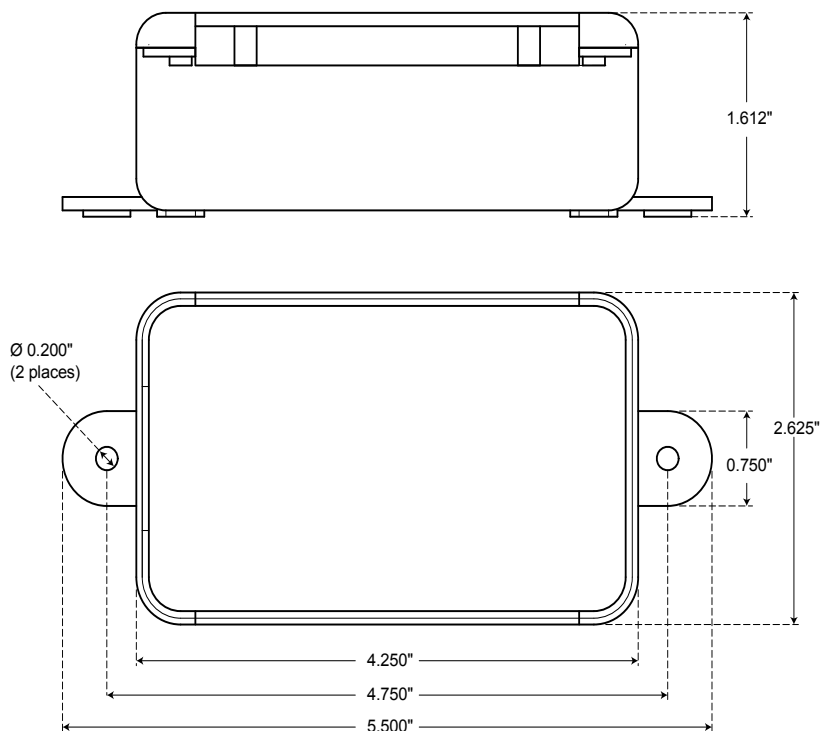
### Wide OS support

Signed drivers are provided with the DI-149 that allow trouble-free installation for Windows XP and both 32- and 64-bit versions of Windows Vista and Windows 7.

### Included WINDAQ/Lite software

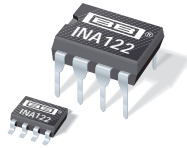
Our WINDAQ/Lite data acquisition software offers real time display and disk streaming for the Windows environment up to 240 Hz. The real time display can operate in a smooth scroll or triggered sweep mode of operation, and can be scaled into any unit of measure. Event markers with comments allow you to annotate your data acquisition session with descriptive information as you're recording to disk. Raise your productivity to new heights with WINDAQ's unique multitasking feature. Record waveform data to disk in the background while running any combination of programs in the foreground — even WINDAQ Playback software to review and analyze the waveform data as it's being stored! Playback supports waveform analysis (Statistics, X-Y plots, frequency analysis) and the ability to export data to Microsoft Excel. WINDAQ/Lite recording and playback software is provided free with every DI-149 purchase. See the [WINDAQ Multimedia Tutorial](#) for more information. Optional WINDAQ/HS unlocks the 240 Hz real time recording restriction to allow sample rates to the full 10 kHz capability of the hardware.

## DI-149 Dimensional Drawing





### C.9.2 DataSheet del INA122



INA122

## Single Supply, *MicroPower* INSTRUMENTATION AMPLIFIER

### FEATURES

- LOW QUIESCENT CURRENT: 60µA
- WIDE POWER SUPPLY RANGE  
Single Supply: 2.2V to 36V  
Dual Supply: -0.9/+1.3V to ±18V
- COMMON-MODE RANGE TO (V<sub>-</sub>)-0.1V
- RAIL-TO-RAIL OUTPUT SWING
- LOW OFFSET VOLTAGE: 250µV max
- LOW OFFSET DRIFT: 3µV/°C max
- LOW NOISE: 60nV/√Hz
- LOW INPUT BIAS CURRENT: 25nA max
- 8-PIN DIP AND SO-8 SURFACE-MOUNT

### APPLICATIONS

- PORTABLE, BATTERY OPERATED SYSTEMS
- INDUSTRIAL SENSOR AMPLIFIER:  
Bridge, RTD, Thermocouple
- PHYSIOLOGICAL AMPLIFIER:  
ECG, EEG, EMG
- MULTI-CHANNEL DATA ACQUISITION

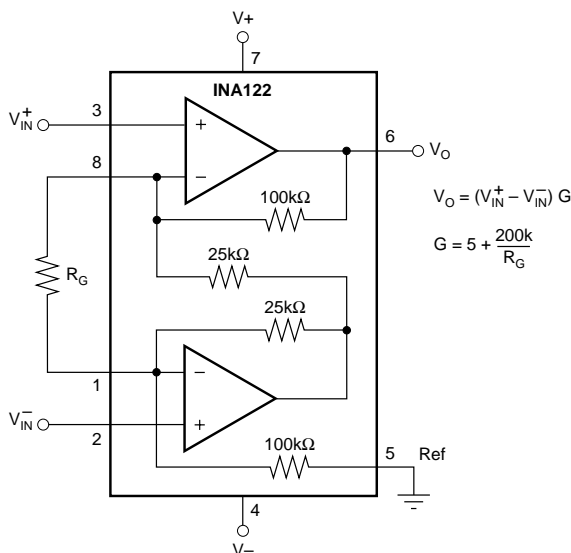
### DESCRIPTION

The INA122 is a precision instrumentation amplifier for accurate, low noise differential signal acquisition. Its two-op-amp design provides excellent performance with very low quiescent current, and is ideal for portable instrumentation and data acquisition systems.

The INA122 can be operated with single power supplies from 2.2V to 36V and quiescent current is a mere 60µA. It can also be operated from dual supplies. By utilizing an input level-shift network, input common-mode range extends to 0.1V below negative rail (single supply ground).

A single external resistor sets gain from 5V/V to 10000V/V. Laser trimming provides very low offset voltage (250µV max), offset voltage drift (3µV/°C max) and excellent common-mode rejection.

Package options include 8-pin plastic DIP and SO-8 surface-mount packages. Both are specified for the -40°C to +85°C extended industrial temperature range.



International Airport Industrial Park • Mailing Address: PO Box 11400, Tucson, AZ 85734 • Street Address: 6730 S. Tucson Blvd., Tucson, AZ 85706 • Tel: (520) 746-1111 • Twx: 910-952-1111  
Internet: <http://www.burr-brown.com/> • FAXLine: (800) 548-6133 (US/Canada Only) • Cable: BBRCORP • Telex: 066-6491 • FAX: (520) 889-1510 • Immediate Product Info: (800) 548-6132

# SPECIFICATIONS

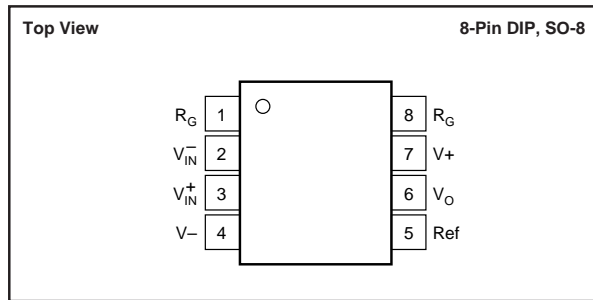
At  $T_A = +25^\circ\text{C}$ ,  $V_S = +5\text{V}$ ,  $R_L = 20\text{k}\Omega$  connected to  $V_S/2$ , unless otherwise noted.

PARAMETER	CONDITIONS	INA122P, U			INA122PA, UA			UNITS
		MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	
<b>INPUT</b>								
Offset Voltage, RTI vs Temperature	$V_S = +2.2\text{V to } +36\text{V}$		$\pm 100$	$\pm 250$		$\pm 150$	$\pm 500$	$\mu\text{V}$
vs Power Supply (PSRR)			$\pm 1$	$\pm 3$		*	$\pm 5$	$\mu\text{V}/^\circ\text{C}$
Input Impedance				10	30		*	100
Safe Input Voltage	$R_S = 0$	(V-)–0.3		(V+)+0.3	*		*	$\Omega \parallel \text{pF}$
	$R_S = 10\text{k}\Omega$	(V-)–40		(V+)+40	*		*	V
Common-Mode Voltage Range		0		3.4	*		*	V
Common-Mode Rejection	$V_{CM} = 0\text{V to } 3.4\text{V}$	83	96		76	90		dB
<b>INPUT BIAS CURRENT</b>								
vs Temperature			–10	–25		*	–50	nA
Offset Current			$\pm 40$			*		$\text{pA}/^\circ\text{C}$
vs Temperature			$\pm 1$	$\pm 2$		*	$\pm 5$	nA
			$\pm 40$			*		$\text{pA}/^\circ\text{C}$
<b>GAIN</b>								
Gain Equation			G = 5 to 10k			*		V/V
			$G = 5 + 200\text{k}\Omega/R_G$			*		V/V
Gain Error	G = 5		$\pm 0.05$	$\pm 0.1$		*	$\pm 0.15$	%
vs Temperature	G = 5		5	10		*	*	$\text{ppm}/^\circ\text{C}$
Gain Error	G = 100		$\pm 0.3$	$\pm 0.5$		*	$\pm 1$	%
vs Temperature	G = 100		$\pm 25$	$\pm 100$		*	*	$\text{ppm}/^\circ\text{C}$
Nonlinearity	G = 100, $V_O = -14.85\text{V to } +14.9\text{V}$		$\pm 0.005$	$\pm 0.012$		*	$\pm 0.024$	%
<b>NOISE (RTI)</b>								
Voltage Noise, f = 1kHz			60			*		$\text{nV}/\sqrt{\text{Hz}}$
f = 100Hz			100			*		$\text{nV}/\sqrt{\text{Hz}}$
f = 10Hz			110			*		$\text{nV}/\sqrt{\text{Hz}}$
$f_B = 0.1\text{Hz to } 10\text{Hz}$			2			*		$\mu\text{Vp-p}$
Current Noise, f = 1kHz			80			*		$\text{fA}/\sqrt{\text{Hz}}$
$f_B = 0.1\text{Hz to } 10\text{Hz}$			2			*		$\text{pAp-p}$
<b>OUTPUT</b>								
Voltage, Positive	$V_S = \pm 15\text{V}$	(V+)–0.1	(V+)–0.05		*	*		V
Negative	$V_S = \pm 15\text{V}$	(V-)–0.15	(V-)–0.1		*	*		V
Short-Circuit Current	Short-Circuit to Ground		+3/–30			*		mA
Capacitive Load Drive			1			*		nF
<b>FREQUENCY RESPONSE</b>								
Bandwidth, –3dB	G = 5		120			*		kHz
	G = 100		5			*		kHz
	G = 500		0.9			*		kHz
Slew Rate			$+0.08/-0.16$			*		V/ $\mu\text{s}$
Settling Time, 0.01%	G = 5		350			*		$\mu\text{s}$
	G = 100		450			*		$\mu\text{s}$
	G = 500		1.8			*		ms
Overload Recovery	50% Input Overload		3			*		$\mu\text{s}$
<b>POWER SUPPLY</b>								
Voltage Range, Single Supply		+2.2	+5	+36	*	*	*	V
Dual Supplies		–0.9/+1.3		$\pm 18$	*	*	*	V
Current	$I_O = 0$		60	85		*	*	$\mu\text{A}$
<b>TEMPERATURE RANGE</b>								
Specification		–40		+85	*		*	$^\circ\text{C}$
Operation		–55		+85	*		*	$^\circ\text{C}$
Storage		–55		+125	*		*	$^\circ\text{C}$
Thermal Resistance, $\theta_{JA}$								$^\circ\text{C}/\text{W}$
8-Pin DIP			150			*		$^\circ\text{C}/\text{W}$
SO-8 Surface-Mount			150			*		$^\circ\text{C}/\text{W}$

\* Specification same as INA122P, INA122U.

The information provided herein is believed to be reliable; however, BURR-BROWN assumes no responsibility for inaccuracies or omissions. BURR-BROWN assumes no responsibility for the use of this information, and all use of such information shall be entirely at the user's own risk. Prices and specifications are subject to change without notice. No patent rights or licenses to any of the circuits described herein are implied or granted to any third party. BURR-BROWN does not authorize or warrant any BURR-BROWN product for use in life support devices and/or systems.

## PIN CONFIGURATION



## ELECTROSTATIC DISCHARGE SENSITIVITY

This integrated circuit can be damaged by ESD. Burr-Brown recommends that all integrated circuits be handled with appropriate precautions. Failure to observe proper handling and installation procedures can cause damage.

ESD damage can range from subtle performance degradation to complete device failure. Precision integrated circuits may be more susceptible to damage because very small parametric changes could cause the device not to meet its published specifications.

## ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS<sup>(1)</sup>

Supply Voltage, V+ to V- .....	36V
Signal Input Terminals, Voltage <sup>(2)</sup> .....	(V-)-0.3V to (V+)+0.3V
Current <sup>(2)</sup> .....	5mA
Output Short Circuit .....	Continuous
Operating Temperature .....	-40°C to +125°C
Storage Temperature .....	-55°C to +125°C
Lead Temperature (soldering, 10s) .....	+300°C

NOTES: (1) Stresses above these ratings may cause permanent damage.  
 (2) Input terminals are internally diode-clamped to the power supply rails. Input signals that can exceed the supply rails by more than 0.3V should be current-limited to 5mA or less.

## PACKAGE INFORMATION

PRODUCT	PACKAGE	PACKAGE DRAWING NUMBER <sup>(1)</sup>
INA122PA	8-Pin DIP	006
INA122P	8-Pin DIP	006
INA122UA	SO-8 Surface Mount	182
INA122U	SO-8 Surface Mount	182

NOTE: (1) For detailed drawing and dimension table, see end of data sheet, or Appendix C of Burr-Brown IC Data Book.

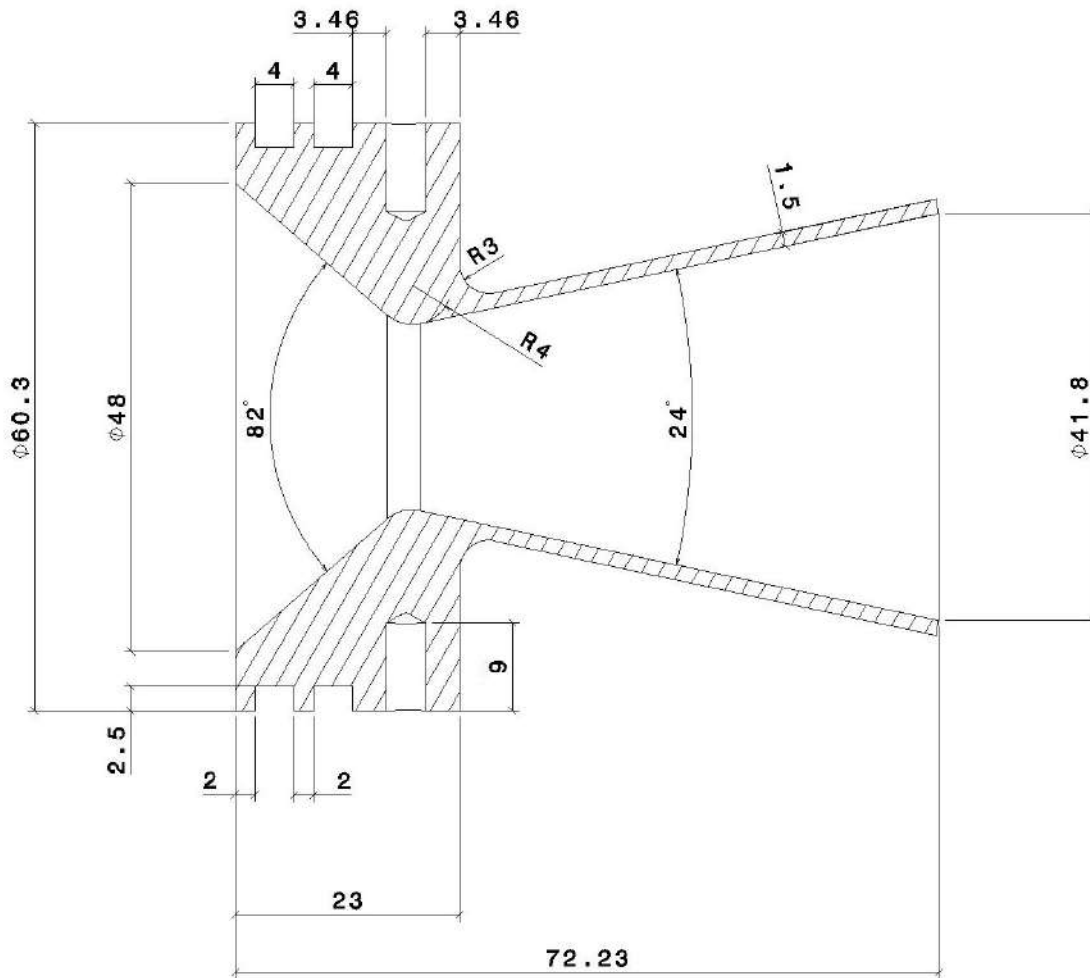
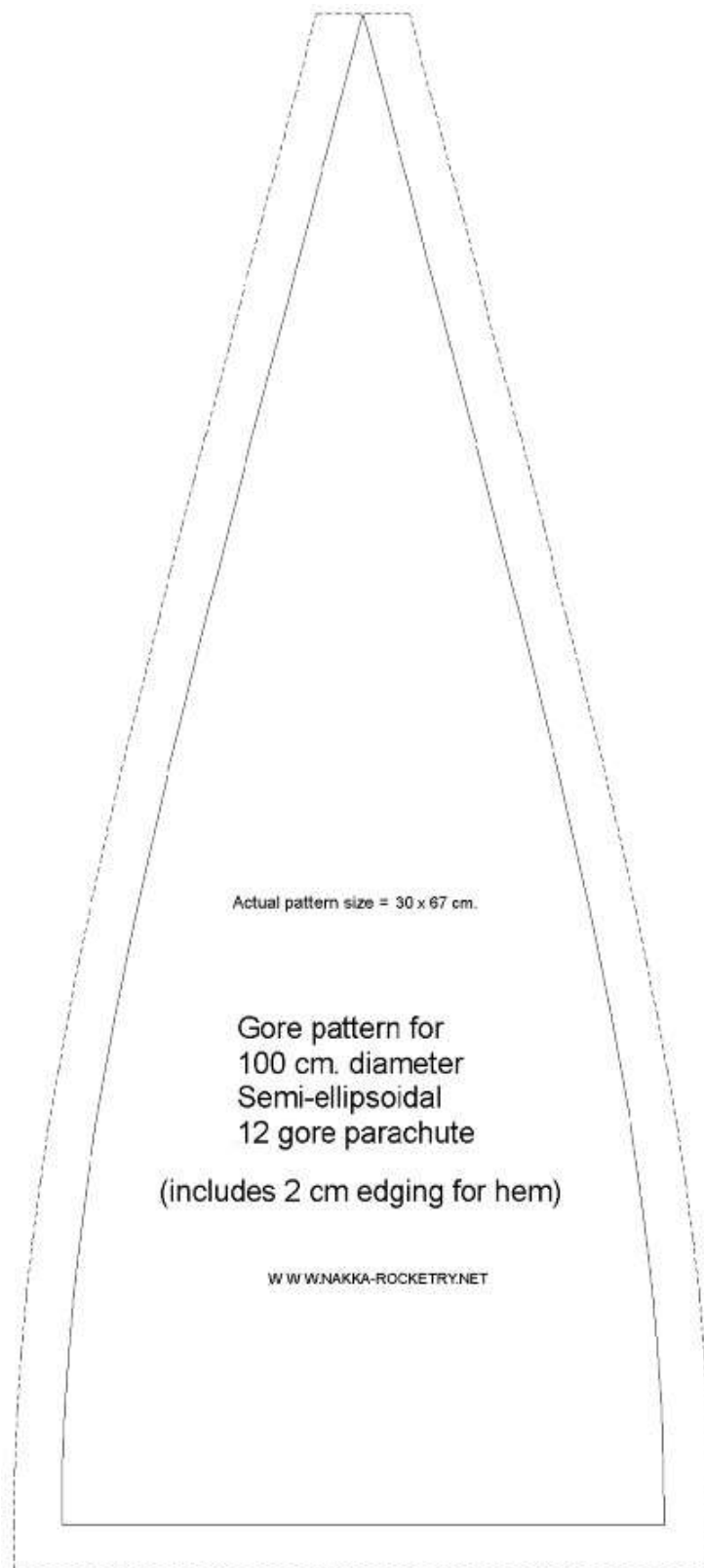


Figura C.7 Plano Tobera Adaptada de NAOS.



**Figura C.8** Patrón para recorte de piezas sueltas del paracaídas semielipsoidal.

## Apéndice D

# Documentación de apoyo para ensayos en banco y pruebas funcionales

---

D.0.1 Report CATO 13/12/2020



# TEST REPORT

## “M60-AC\_13-12-20”



## Table of content

1	Objetive.....	3
2	Antecedents .....	3
2.1	Test Log .....	3
2.2	Engine.....	3
2.3	Propellant.....	3
2.4	Grain and ignitor position in the chamber.....	4
2.5	Grain inhibition .....	4
2.6	Ignitor .....	4
2.7	Manufacturing and assembly of the grains .....	4
2.8	Load cell .....	4
3	Results .....	5
3.1	Inspection.....	5
3.2	Test observation.....	5
3.3	Conclusions .....	6
4	Analysis .....	6
4.1	Rupture and deformation of the chamber .....	7
4.2	Failure modes and causes .....	12
4.3	Corrective actions .....	12
5	Next actions .....	13
	ANNEX I: CHAMBER PRESSURE EQUATIONS.....	14
	• CHAMBER PRESSURE EQUATIONS .....	14
	• INFLUENCE OF THE EROSIVE COMBUSTION PARAMETERS IN THE BURNING RATE.....	14
	ANNEX II: DESIGN MECHANICAL STRENGTH CALCULATION .....	15
	ANNEX III: TESTS SUMMARY TABLE .....	18
	ANNEX IV: ROCKET MOTOR D60-1 “AS BUILT” .....	19
	ANNEX V: NOZZLE THEORY .....	20

## ***Table of illustrations***

Figure 1: Grain 1.....	3
Figure 2: Grain 2.....	3
Figure 3: Test Thrust (kg) vs time (s) curve .....	6
Figure 4: Test Thrust (kg) vs time (s) curve. Cut.....	6
Figure 5: Test Thrust (kg) vs time (s) curve. Enlarged.....	7
Figure 6: Test Thrust (kg) vs time (s) curve. Enlarged.....	7
Figure 7: Chamber tube bulging.....	8
Figure 8: Chamber length measuring.....	9
Figure 9: Grain thickness (mm) burnt function of time (s) .....	9
Figure 10: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests.....	10
Figure 11: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests.....	10
Figure 12: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests. Enlarged.....	11
Figure 13: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests.....	11
Figure 14: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests. Enlarged.....	12

# 1 Objective

Test the engine D60-1 (Inox. Steel. 60 mm diameter) with two long grains (131 y 156mm), equivalent to 4 short ones, 52% of the maximum propellant load to get the real data, compare them with the previous test and be able to calculate the time to open the parachute. It is also intended to compare the data with other tests to see the influence of the long grains, as well as verify the theoretical calculations and the apogee foreseen, as previous step to perform the initial launching, at low height, of NAOS rocket. With this initial launching is intended to test that all the systems work properly (parachute release system, Avionics, ...).

# 2 Antecedents

## 2.1 Test Log

See annex VI

## 2.2 Engine

D60-1 engine made of stainless steel. Detailed dimensions of the engine are shown in annex IV.

The four O-rings (two at the nozzle and two at the forward bulkhead) are greased.

Nozzle exit is covered with a membrane build with two paper layers (see membrane tests) to get an initial pressure peak, improve the grains ignition and the engine start up. The objective is to improve the efficiency of the engine through the improvement of the Trust vs t curve and the total impulse avoiding the initial propellant combustion without diving enough thrust to lift the rocket.

## 2.3 Propellant

KDX (65% KNO<sub>3</sub>-35% Dextrose)

The engine is loaded with 2 long grains, being at 52% of the maximum propellant load.

### 1. Grain 1: 07/12/20

Long: 147,75 mm

Diameter: 58,3 mm (see note 1)

Mass: 595,3 g (see note 1)

Inner Hole Diameter of the grain: 16 mm

Manufacturing date: 07/12/20



Figure 1: Grain 1

Long media	147,37 mm
Long Total	294,75 mm
Diámetro medio	58,50 mm
Masa Total	1186,5 g

### 2. Grain 2: 08/12/20

Long: 147 mm

Diameter: 58,71 mm (see note 1)

Mass: 591,2 g (see note 1)

Inner Hole Diameter of the grain: 16 mm

Manufacturing date: 08/12/20



Figure 2: Grain 2

**Note 1:** Grain measures does not include the inhibitor

See annex VI for grains density calculation

Inner hole is not covered with black powder (made with alcohol).

## 2.4 Grain and ignitor position in the chamber

The grains are positions close to the forward engine bulkhead.

Grain 1 (147,75 mm, 07/12/20) is placed close to the nozzle and grain 2 (147 mm, 08/12/20) close to the forward engine bulkhead.

The ignitor is placed at the end of the chamber, 4 cm (aprox.) up to the forward engine bulkhead.

## 2.5 Grain inhibition

Outer surface of the grains are inhibited with 3 layers of board in the grain closer to the bulkhead, batch 08/12/20, and 3 layer of board plus 1 layer of paper in the grain closer to the nozzle, batch 07/12/20.

The core and ends surfaces are not inhibited.

It is not inserted additional liner made by plastic layer as did it in previous test.

Board thickness (inhibitor) = 0,22 mm.

Board weight = 5000 mm<sup>2</sup>/g (0,0002 g/mm<sup>2</sup>). Every layer of the board weights 4,9 g

## 2.6 Ignitor

Electrical ignitor with Ni-Cr resistor and Amonium Perchlorate (AP) and Al powder.

It is used fuse paper (the one used in the handmade cigarettes), without cover of KNO<sub>3</sub>, instead of the previously used (muffins paper moulds) thicker that it was covered with dissolved KNO<sub>3</sub>. It is evidenced the new fuse paper disappear with the ignitor combustion and leave no pieces of paper that could block the nozzle.

## 2.7 Manufacturing and assembly of the grains

The propellant, before “cooking” it, is mixed in the electrical mixer. It is not done manually.

The grain 1 (147,75 mm, 07/12/20, closer to the nozzle) is difficult to take it out of the mould and is hit it with a wood dowel. It is possible that have been broken or made internal cracks. The grain 2 (147 mm, 08/12/20, closer to the engine bulkhead) is also difficult to take it out of the mould, although not as much as the grain 1, and the engine bulkhead is used to take it out more gently and it is been extracted better than the previous grain.

The grain 1 (closer to the nozzle) is inhibited with an additional paper layer (compared with the grain 2) in order to adjust it better in the chamber.

Both grains go into the chamber very fit and have to be pushed slightly with the hand to place them.

It is not inserted a spacer from nozzle to the grain (closer to nozzle) end surface to reduce the risk of internal movement of the grains during combustion.

## 2.8 Load cell

In the data acquisition system is used the load cell with a nominal force = 200 kg

The calibration is made for 67 kg with reference weight (see sheet "calibración célula de carga" and pictures in the folder).

With the engine on the load cell, it is done an offset to put the zero value. This, obviously, modify the initial values inserted, but not the calibration curve slope. Later it is checked that the load cell is measuring correctly with a reference weight of 19,1 kg getting a reading 6% lower than the real value.

The test bench is built with the usual PVC tube (grey, see videos).

### 3 Results

Engine explodes: **CATO** (CATastrOphic failure)

#### 3.1 Inspection

Inhibition boards, that initially were placed at the bottom (close to the forward engine bulkhead), are broken in pieces which are spread over the terrain. Most of the board pieces are from the grain 2 (closer to the bulkhead) and are in good condition observing the three board layers. There are found almost no inhibitor pieces from the grain 1 (closer to the nozzle) with the paper layer, so they have been burnt or broken in very small pieces due to the explosion.

The rupture of the engine is tensile and circumferential (45°) in the chamber tube, at 34 mm from the tube edge of the nozzle part. The rupture coincides with the machining recess in the nozzle part.

In the separated piece of the tube there is a part (equivalent to two screws) left and not found. The holes of the screws in the chamber tube are in good status, being no evidence of tear so the design is acceptable.

The chamber tube has a bulging area close to the forward bulkhead and the central zone (see pictures). The diameters are measured and shown in figure 7.

The forward bulkhead part of the tube is damaged due to the impact of the load cell and the supporting screw (M12) of the wood base. It maintains five screws and the other three have been tearing broken.

The nozzle screws are also tearing broken or extracted out of the thread drill, except one that is bended and is still screwed in the nozzle.

#### 3.2 Test observation

The engine does not work at the first time. It is identified a shortcut in one of the connector of the extended harness of the ignition system.

There is a failure in the 240 fps and 1080 video due to the expansive wave, and it is not recorded test video with the gopro camera. It is recorded video with the tablet and with the mobile camera.

An increase of the thrust (pressure) is seen either in the T vs t curve and in the video when ignitor cable is exhausted ( $T = 48 \text{ kg}$ ,  $t = 0,18 \text{ s}$ ). There is not observed over-pressure, due to the exhaust of the ignitor paper which was observed in previous test, so the new fuse paper is working properly.

The effect of the membrane closing initially the nozzle is very small, so it not going to be used anymore.

Looking at the shape of the gases jet, the nozzle is under expanded as it was expected (See annex V. Figure 3.g). This implies that  $P_e > P_a$ , being  $P_e$  the exit pressure at the nozzle.

### 3.3 Conclusions

The explosion is due to an overpressure caused by the high gradient of grain surface burnt, due probably to manufacturing of the grain, either cracks in the grain when de-moulded or when casting in the mould by creating bubbles. Another possible cause is a bad performance of the inhibition of the grain. See paragraph 4.2 for the failure analysis.

## 4 Analysis

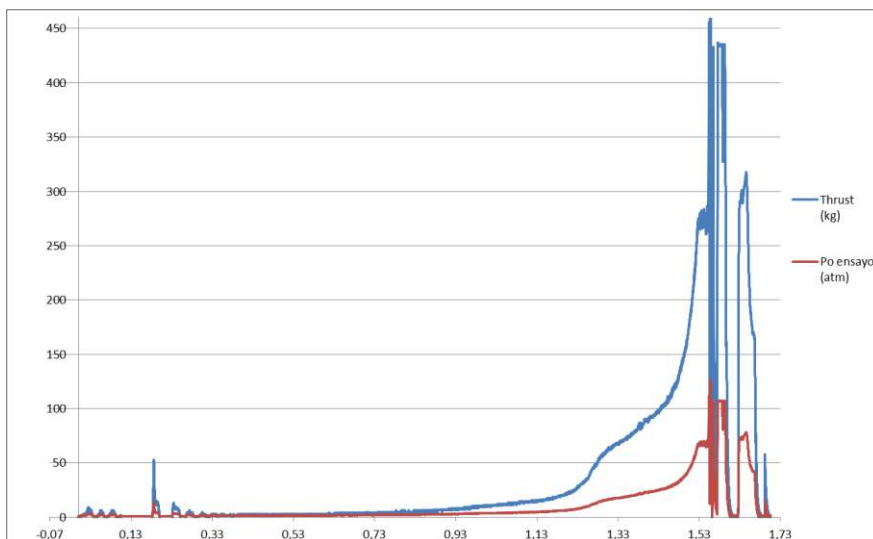


Figure 3: Test Thrust (kg) vs time (s) curve

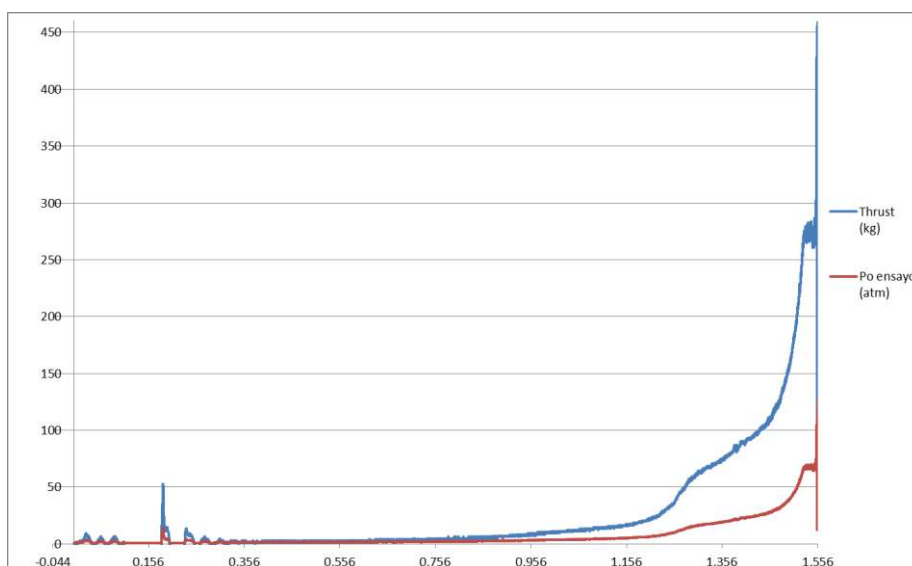


Figure 4: Test Thrust (kg) vs time (s) curve. Cut

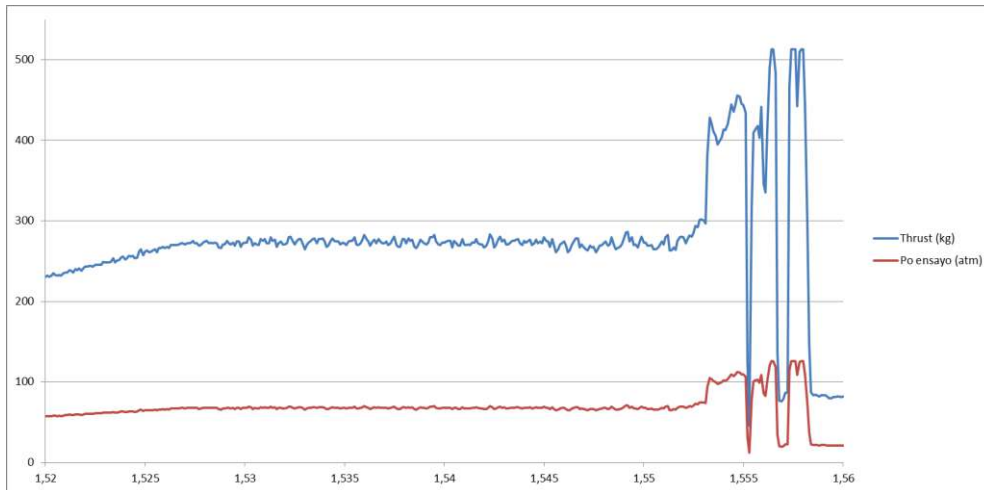


Figure 5: Test Thrust (kg) vs time (s) curve. Enlarged

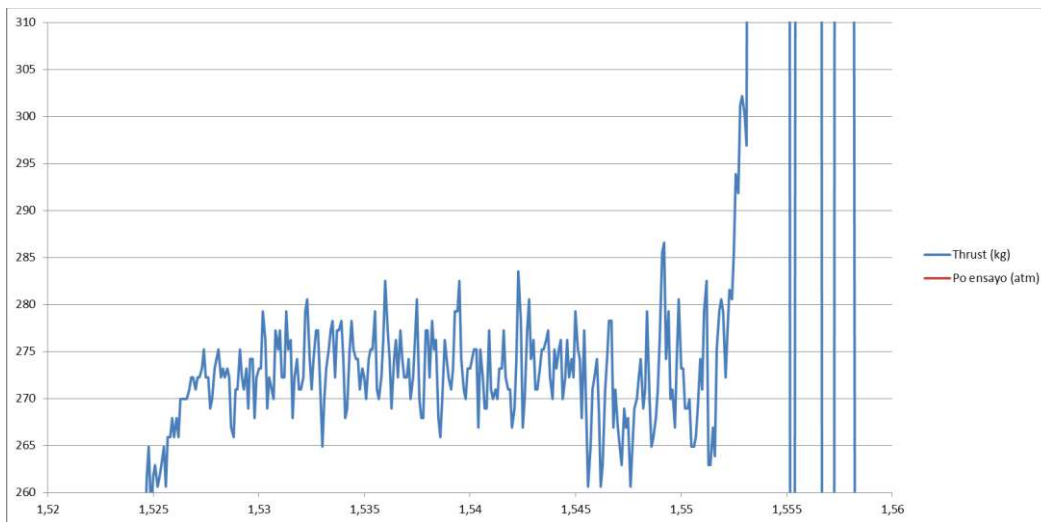


Figure 6: Test Thrust (kg) vs time (s) curve. Enlarged

## 4.1 Rupture and deformation of the chamber

### Design values:

#### 3. Combustion chamber

Material: Stainless steel AISI 304 (see properties in annex II)

#### **Circumferential strength CHAMBER CASE**

Max pressure at rupture ( $F_{tu}$ ) that bears the case: **239 atm**

Max pressure at deformation ( $F_{ty}$ ) that bears the case: **102 atm**

#### **Tensile axial strength CHAMBER CASE**

Max pressure at rupture ( $F_{tu}$ ) that bears the case: **426 atm**

Max pressure at deformation ( $F_{ty}$ ) that bears the case: **181 atm**

Note: chamber tube wall thickness: 1,34 mm

## Maximum thrust logged with the data acquisition equipment

Max. pressure at Tmax of **455,94 kg** (possibly before the cell load breakage) in  $t=1,5547$  s = **112 atm**

Max. pressure at Tmax of **400 kg** (breakage load according to load cell specifications) in  $t=1,5538$  s = **98 atm**

The tensile rupture of the tube is due to the mechanized recess made in the internal part of the tube from  $x=0$  a  $x=34$  mm. At  $x=34$  there is a little groove made with the cut tool when mechanized.

The tube deformation is shown in next figure 7.

There is a narrowing in the rupture zone and a bulging in the rest, although not uniform how it was expected.

Based in the design values, rupture shape and tube deformation, it can be deduced the **pressure** inside the chamber **has been over 102 atm** (tube circumferential deformation limit, equivalent to a thrust **415 kg**) and **below 239 atm** (circumferential rupture limit), because it was not circumferential rupture.

According to design calculations tensile rupture had not to be happened because it is much more higher than the circumferential rupture strength, even though having in mind the reduced thickness of the tube.

The circumferential rupture has occurred due to it was a groove line (where the tube has been ruptured) due to the mechanizing process of the internal recess of the tube.

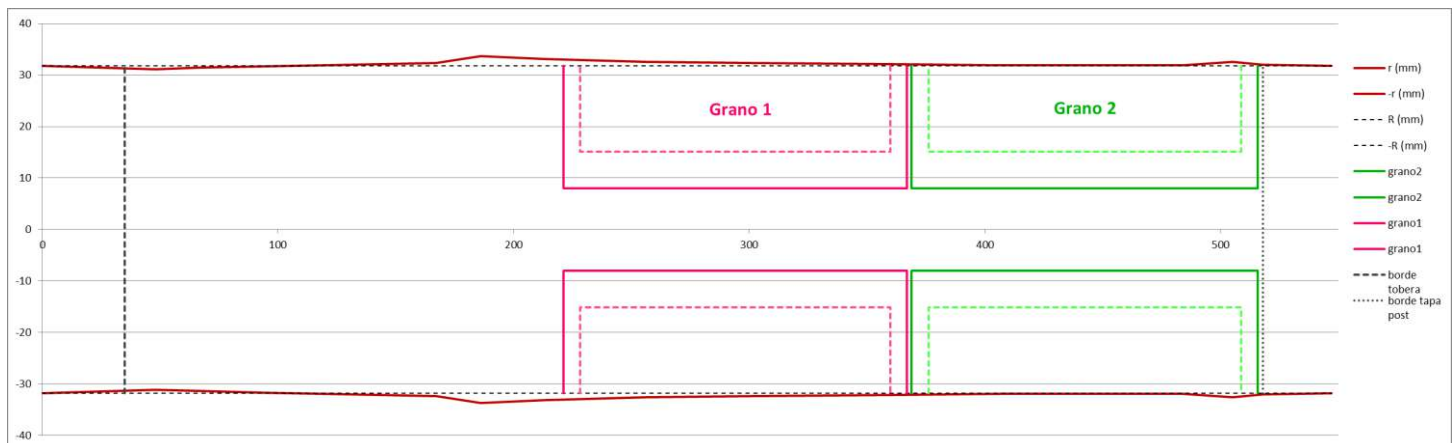


Figure 7: Chamber tube bulging

There is no explanation about why the bulging in  $x = 200$  mm is not uniform and continuous from  $x = 34$  mm to  $x = 200$  mm

From  $x= 200$  a  $550$  there is no bulging probably due to in that part of the tube was located the polyester sleeve and the PVC tube (PN10) of the test bench, giving an additional strength of more than 10 atm (possibly 15 atm).

Although the bulging is close to the grains ends, it is not believed that this has had any influence.



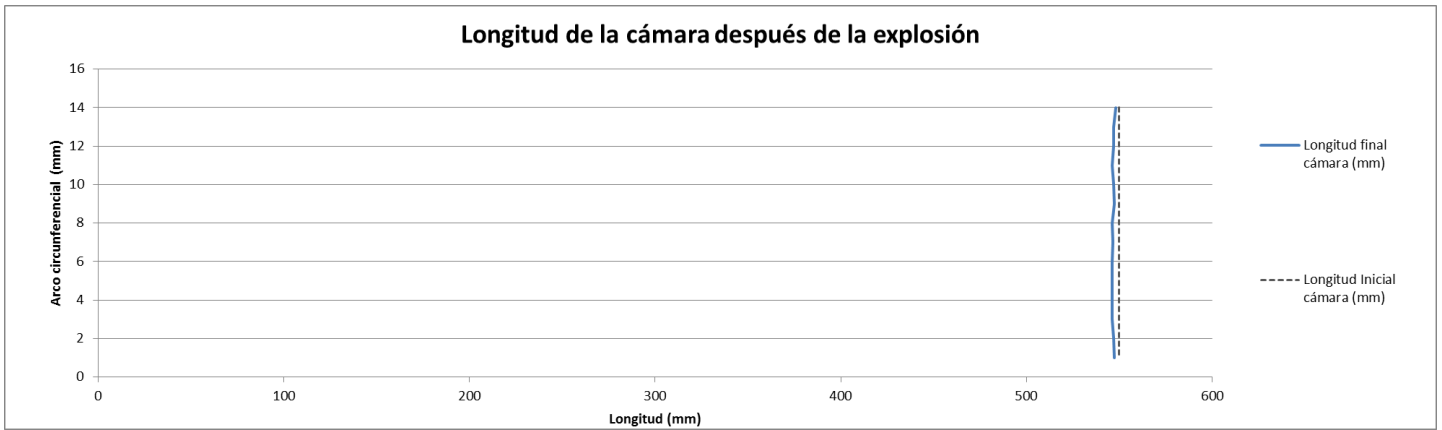


Figure 8: Chamber length measuring

Total length of the tube before CATO = 550 mm

Total mean length of the tube after CATO = 546,7 mm

Those values are not reasonable, as the length after explosion should be longer, so the measures taken before and after has not to be accurate enough.



Figure 9: Grain thickness (mm) burnt function of time (s)

Following up it is shown a comparative between the T vs t curves measures in several tests with different propellant grains configurations. Those configurations are identified with two digits XY, where:

X = no. of grains

Y = length of the grain (S = short grains. 75 mm length each grain, aprox. L = Long grain. 134 mm, aprox.)

Eg.: 7S = 7 short grains

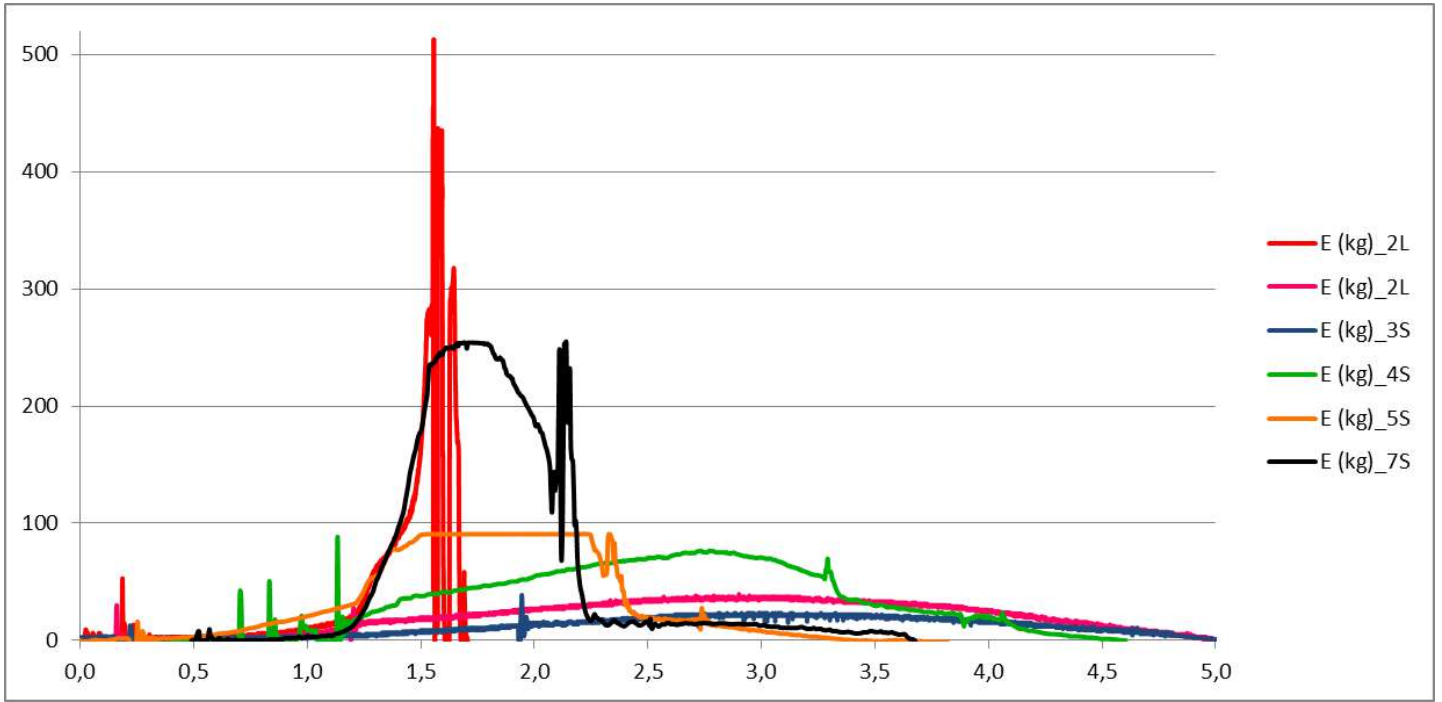


Figure 10: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests

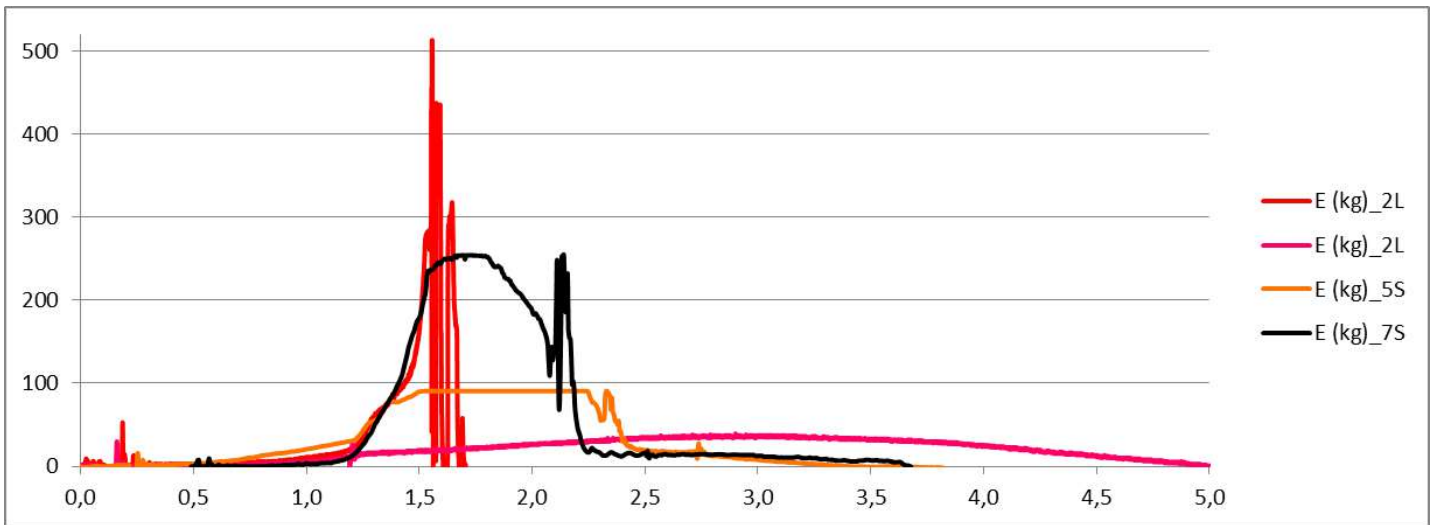


Figure 11: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests

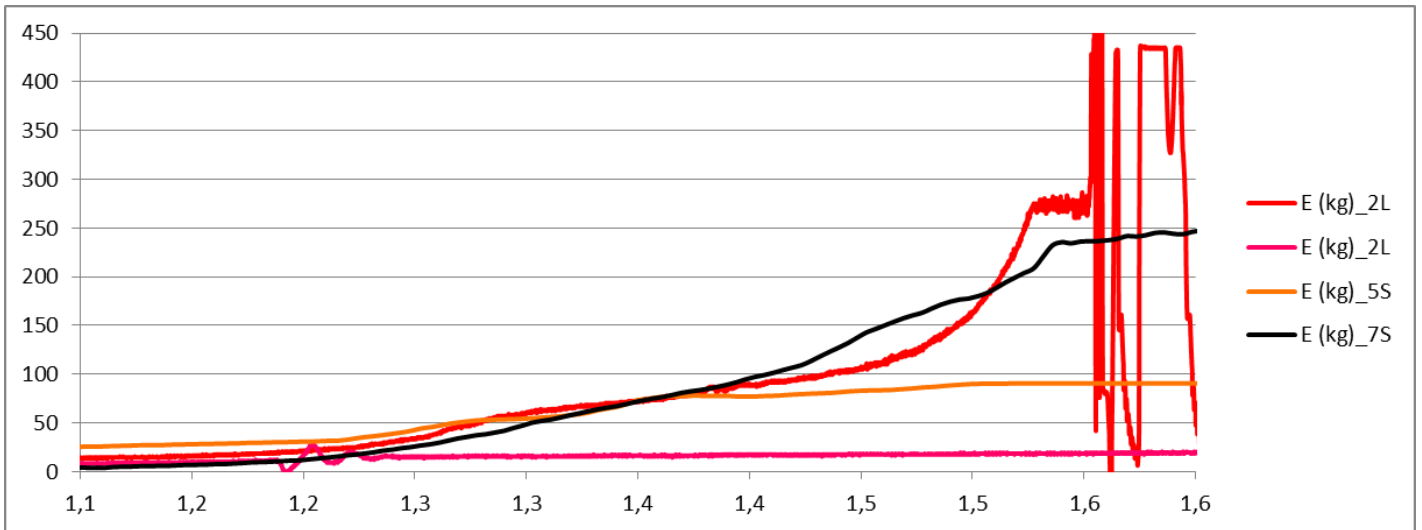


Figure 12: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests. Enlarged

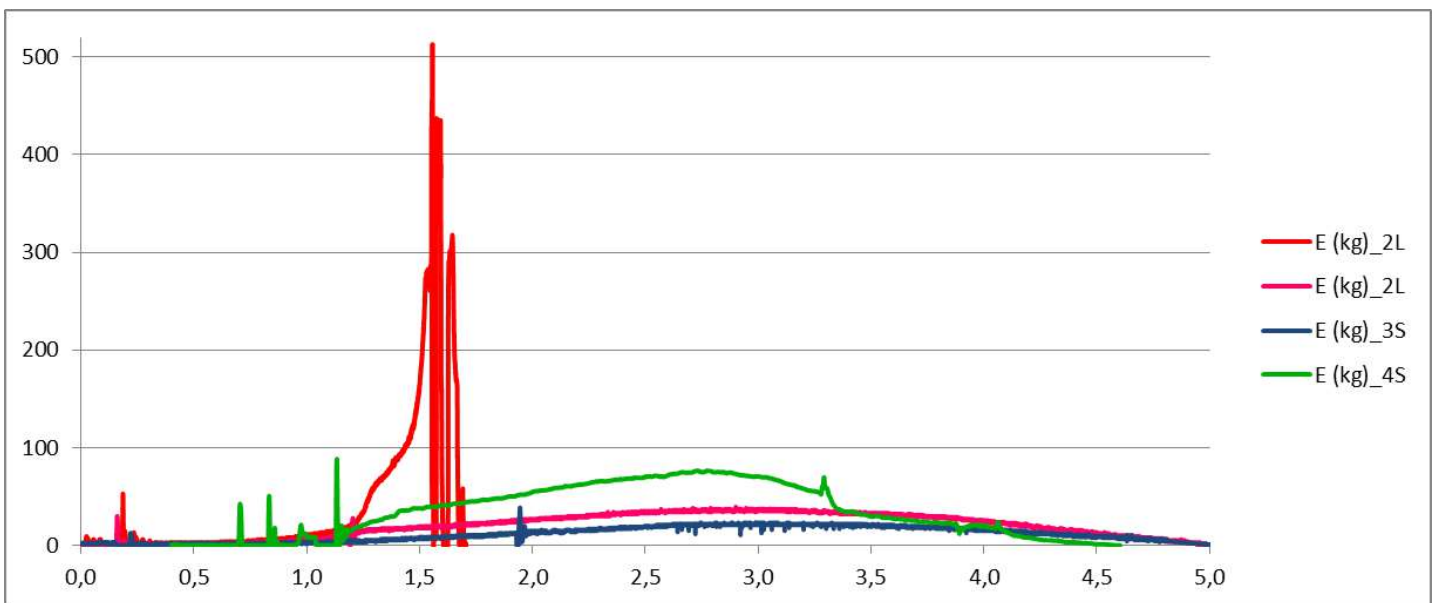


Figure 13: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests.

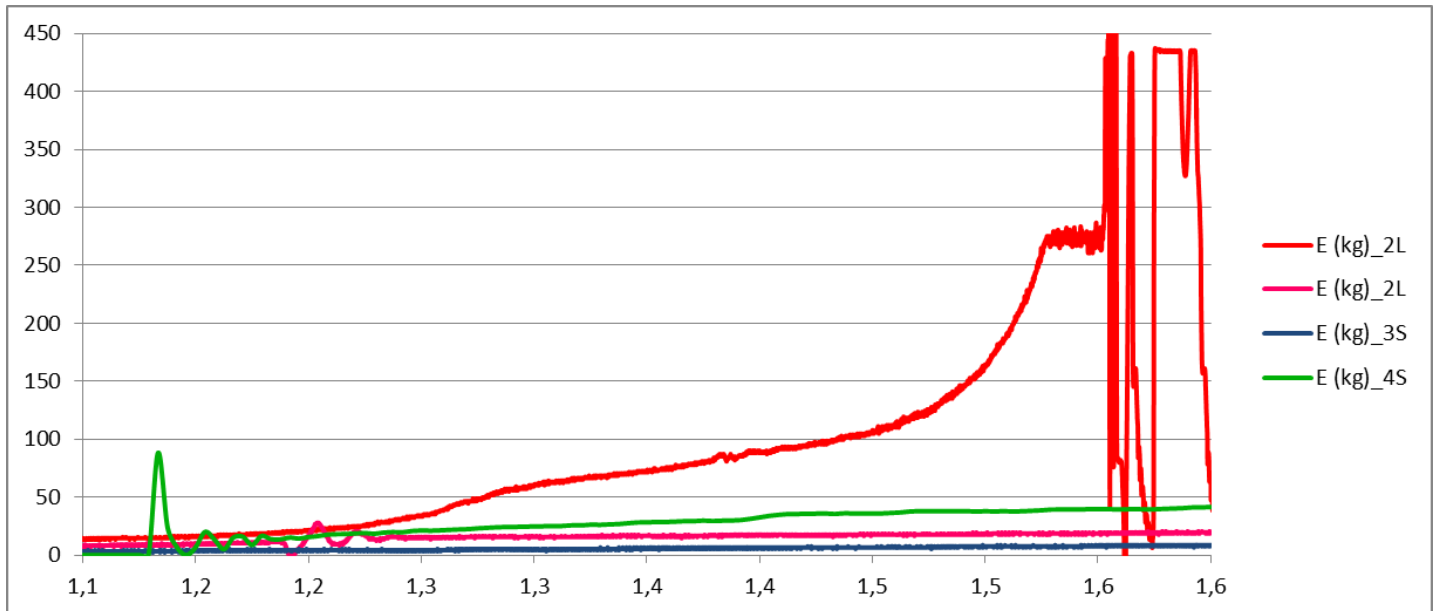


Figure 14: Thrust (kg) vs time (s) comparison of several tests. Enlarged

## 4.2 Failure modes and causes

According to the annex I equations, the possible failure modes are:

1.  $K_n$  increase out of the design values → Increase of the grain burning surface  $A_b$  out of the design values
  - Possible causes:
    - Rupture or cracks in the grain during manufacturing
      - Cracks and bubbles in the grains in the casting process due to its long length
      - Rupture or cracks in the grain during the unmold process.
    - Rupture or cracks in the grain during combustion
      - Sudden displacement and rupture of the grains during combustion due to the chamber internal differences of pressures between the forward and rearward part.
    - Deficient inhibition of the grains
2. Propellant characteristics out of design values (a y n) → Deficient propellant manufacturing.
  - Possible causes:
    - $KNO_3$  particles size too small during grinding process.
    - Deficient mixing of the propellant components ( $KNO_3$  y de la Dextrose) in the electrical mixer, which rotates with too much rpm and components get stuck on the container wall.
3. Erosive combustion out of the design values
  - Possible causes:
    - Grain initial drill diameter is smaller than the nozzle diameter.
4. Nozzle blockage.
  - Possible causes:
    - Blockage due to a partial or total exhaust of the inhibition board of the grains.

## 4.3 Corrective actions

- Modify the manufacturing process of the grains:
  - Change the length of the grain to short ones (75 mm, aprox.) instead the long ones (150 mm, aprox.).
  - Do not hit the grain when unmoulding.
    - Redesign the mould to be open longitudinally in to halves. Manufacture the mold with 3D printer and ABS filament. The mould could deform because of the ABS stands up to 104°

(glass transition temperature) without deformation, but the dextrose melting temperature is 146 °C. It is estimated that with two inhibition layers in the mould (one or two boards) the mould temperature will be under 100 °C.

Note:

	Glass transition temperature (°C)	Melting Temperature (°C)	Tensile strength Ft <sub>u</sub> (MPa)	Bending strength (MPa)	Bending elastic module (GPa)	Tensile elastic module (GPa)
PLA	60	173	37	55,3	4	3,3
ABS	104	N/A (Amorphous)	27		2.1 a 7.6	
Dextrose		146				

- Improve the grains inhibition of the grains closer to the nozzle to avoid that the inhibitor blocks the nozzle when the burning surface arrive to the diametric edge of the grain and drag the board to the nozzle.
  - Two individual board layers per grain and a third one that jointly cover all the grains.
  - Stick the joint cover board with silicone or polyester resin. When it is in gel state (consistent but deformable) is put into the chamber to fill the holes due to the chamber tube is not completely circular (variation of the order of 1 mm).
  - Assess stick an outer aluminium foil layer to the external inhibition board.
  - Assess to use a plastic liner instead of the joint cover board with external aluminium foil layer.
- Increase the KNO<sub>3</sub> particles size to reduce the burning rate and the effect of the erosive combustion, even increase the oxidizer particles size of the grains closer to the nozzle.
  - Measure the time to grind the KNO<sub>3</sub>:
    - t = 20 s
    - t = 15 s in the grain closer to the nozzle
  - Do not grind the dextrose.
- Look for an electrical engine which hold a rotation of 30 rpm for the electrical mixer. While it is being found, mix the powder with current system and manually.
- Reduce the effect of the erosive combustion:
  - Increase the grain initial internal drill from 16 mm to 20 mm (≥ 19 mm, throat nozzle diameter)
- Insert into the chamber a stainless-steel expansion ring to fix the grains and avoid their movement during combustion. Unless initially.
- Add to all exposed surfaces of the grains a black powder layer to accelerate the initial combustion of all the surfaces and in a uniform way.
- Insert spacer between the grains to ease the ends initial combustion.

## 5 Next actions

- 1.- Manufacture a new motor. **✓ Done**
- 2.- Come back to the short grains trying to avoid the thrust peak before and after the maximum thrust.
- 3.- Perform test with short grains: initially 3 or 4.
- 4.- Keep on using fuse paper (handmade cigarette paper) in the ignitor and increase the ignitor length and black powder mass to reduce the motor starting time.

## ANNEX I: CHAMBER PRESSURE EQUATIONS

- CHAMBER PRESSURE EQUATIONS

$$P_c = \left( K_n \cdot \rho_p \cdot a \cdot c^* \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

$$K_n = \frac{A_b}{A_t}$$

$A_b$  = área que se quema

$A_t$  = área de la garganta de la tobera ( $A^*$ )

$\rho_p$  = densidad del propulsante

$a$  = coeficiente de la velocidad de quema (burning rate coefficient)

$n$  = exponente de la velocidad de quema (burning rate exponent)

$c^*$  = Velocidad característica

$$c^* = \sqrt{\frac{R' / M T_0}{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$$

- INFLUENCE OF THE EROSIVE COMBUSTION PARAMETERS IN THE BURNING RATE

This paragraph is a summary of the formulas related to the erosive combustion effects integrated in the R. Nakka's (01\_SRM.xls) excel sheet for the solid rocket performances calculation.

$$r = (1 + k_v \cdot G) \cdot a \cdot P_0^n$$

$$\text{Si } \frac{A_{duct}}{A_t} \geq G^* \rightarrow G = 0$$

$$\text{Si } \frac{A_{duct}}{A_t} < G^* \rightarrow G = G^* - \frac{A_{duct}}{A_t}$$

$$\frac{A_{duct}}{A_t} = 0.709; \text{ para } A_t = 19 \text{ mm y } A_{duct} = 16 \text{ mm}$$

$G^*$  is the threshold from which if the pass area is under it (corresponding to the areas relation  $\frac{A_{duct}}{A_t}$ ),

there is erosive combustion.  $G^*$  is not only the threshold but as higher it is, higher will be the burning rate,

as well as it will be as higher is  $k_v$ . Typical values for  $k_v$  are 0,00 to 1.

**ANNEX II: DESIGN MECHANICAL STRENGTH CALCULATION**

<b>CIERRE POSTERIOR</b>												
<b>Resistencia corte de los tornillos CIERRE POSTERIOR</b>												
N (número tornillos)	paso rosca	d tornillo mm	As=Área resistente (mm <sup>2</sup> )	Diámetro interior cámara, Dc (mm)	Tornillo Resistencia de rotura a tracción Ft <sub>u</sub> (MPa=N/mm <sup>2</sup> )	A tornillo mm <sup>2</sup>	Fmax tracc N tornillos	Fmax cort N tornillos	Área cámara mm <sup>2</sup>	Presión máx. que soportan los tornillos (atm)	Presión máx. elástica que soportan los tornillos (atm)	Presión máx. diseño (atm) con 1,25 coef seguridad
8	0,5	5	14,56	63,5	800	19,6	93179	55907	3167	177	141	141
8	0,5	5	14,56	63,5	1000	19,6	116473	58237	3167	184	166	147
<b>Resistencia desgarre CIERRE POSTERIOR (corte longitudinal) agujeros de la carcasa para tornillos. Método LRFD del AISI sección J3.10</b>												
N (número tornillos)	d tornillo mm	Distancia libre mínima al borde de la carcasa (mm)	espesor pared carcasa (mm)	Dc diámetro interior cámara mm	Carcasa Resistencia a rotura Ft <sub>u</sub> MPa (N/mm <sup>2</sup> )	resistencia máxima desgarro (N)	Resistencia máx. penetración (N)	resistencia (N)	Presión máx. (atm)			
8	5	11	1,9	63,5	505,0	101323,2	121357,56	101323,2	319,9			
<b>CARCASA CÁMARA</b>												
<b>Resistencia circunferencial CARCASA CÁMARA</b>												
Dc diámetro interior cámara mm	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia a rotura Ft <sub>u</sub> MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión máx. que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)							
63,5	1,5	505	1,5	239	159							
Dc diámetro interior cámara mm	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia Límite elástico Fty MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión máx. que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)							
63,5	1,5	215	1,5	102	68							
<b>Resistencia axial a tracción CARCASA CÁMARA</b>												
Dc diámetro interior cámara mm	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia a rotura Ft <sub>u</sub> MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión máx. que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)							
63,5	1,34	505	1,5	426	284							
Dc diámetro interior cámara mm	espesor carcasa mm	Carcasa Resistencia Límite elástico Fty MPa (N/mm <sup>2</sup> )	coef seguridad	Presión máx. que soporta la carcasa (atm)	Presión de diseño carcasa (atm)							
63,5	1,34	215	1,5	181	121							
<b>TOBERA</b>												
<b>Resistencia corte de los tornillos TOBERA</b>												
N (número tornillos)	paso rosca	d tornillo mm	As=Área resistente (mm <sup>2</sup> )	Diámetro interior cámara, Dc (mm)	Tornillo Resistencia de rotura a tracción Ft <sub>u</sub> (MPa=N/mm <sup>2</sup> )	A tornillo mm <sup>2</sup>	Fmax tracc N tornillos	Fmax cort N tornillos	Área cámara mm <sup>2</sup>	Presión máx. que soportan los tornillos (atm)	Presión máx. que soportan los tornillos (atm)	Presión máx. diseño (atm) con 1,25 coef seguridad
6	0,5	5	14,56	63,5	800	19,6	69884	41930	3167	132	106	106
6	0,5	5	14,56	63,5	1000	19,6	87355	52413	3167	166	149	132
<b>Resistencia desgarre TOBERA (corte longitudinal) agujeros de la carcasa para tornillos. Método LRFD del AISI sección J3.10</b>												
N (número tornillos)	d tornillo mm	Distancia libre mínima al borde de la carcasa (mm)	espesor pared carcasa (mm)	Dc diámetro interior cámara mm	Carcasa Resistencia a rotura Ft <sub>u</sub> MPa (N/mm <sup>2</sup> )	resistencia máxima desgarro (N)	Resistencia máx. penetración (N)	resistencia (N)	Presión máx. (atm)			
6	5	12	1,9	63,5	505	82900,8	91018,17	82900,8	261,8			

**CHAMBER CASE CIRCUMFERENTIAL STRENGTH AS PER R. NAKKA**

Chamber rupture pressure = **243 atm** (aprox) what validate the previous calculation where the result was **239 atm**

**Design and Burst Pressures for Rocket Motor Casing**

[ Input data in blue text, English or (SI) units]

Casing Dimensions and Design Factors

Do = **63,5** in. (mm) Diameter, outside  
 t = **1,5** in. (mm) wall thickness  
 Sb = **1** Design Safety factor

Material Properties

Fty = **215** ksi (MPa) Yield Strength  
 Ftu = **505** ksi (MPa) Ultimate Strength  
 E = **196000** Msi (MPa) Modulus of Elasticity  
 v = **0,29** Poisson Ratio  
 β = 0,426 Fty/Ftu  
 B = 2,394 Burst factor

Design and Burst Pressures

P<sub>D</sub> = **10157** psi (kPa) Design pressure  
 P<sub>U</sub> = **24317** psi (kPa) Burst pressure  
 S<sub>U</sub> = **2,39** Burst Safety Factor

Elastic Deformation under Pressure \*

ΔD = **0,00006** in. (m.) Change in casing diameter, at P<sub>D</sub>  
 Δc = **0,00019** in. (m.) Change in casing circumference, at P<sub>D</sub>

DILATACIÓN TÉRMICA CÁMARA							
		Coef Dilat Lineal AISI 304 (m/m °C)		1,80E-05			
Diámetro				Longitud axial			
ΔT (°C)	Di (mm)	Df (mm)	ΔD (mm)	ΔT (°C)	Li (mm)	Lf (mm)	ΔD (mm)
200	63,5	63,73	0,23	200	550	551,98	1,98
400	63,5	63,96	0,46	400	550	553,96	3,96
600	63,5	64,19	0,69	600	550	555,94	5,94
800	63,5	64,41	0,91	800	550	557,92	7,92
1000	63,5	64,64	1,14	1000	550	559,90	9,9
		Coef Dilat Lineal PVC (m/m °C)		9,00E-05			
Diámetro				Longitud axial			
ΔT (°C)	Di (mm)	Df (mm)	ΔD (mm)	ΔT (°C)	Li (mm)	Lf (mm)	ΔD (mm)
200	63,5	64,64	1,14	200	550	559,90	9,9
400	63,5	65,79	2,29	400	550	569,80	19,8
600	63,5	66,93	3,43	600	550	579,70	29,7
800	63,5	68,07	4,57	800	550	589,60	39,6
1000	63,5	69,22	5,72	1000	550	599,50	49,5



## CHAMBER STAINLESS STEEL MECHANICAL PROPERTIES AISI 304

Component	Wt. %	Component	Wt. %
C	Max 0.08	Ni	8 - 10.5
Cr	18 - 20	P	Max 0.045
Fe	66.345 - 74	S	Max 0.03
Mn	Max 2	Si	Max 1

### Material Notes:

Austenitic Cr-Ni stainless steel. Better corrosion resistance than Type 302. High ductility, excellent drawing, forming, and spinning properties. Essentially non-magnetic, becomes slightly magnetic when cold worked. Low carbon content means less carbide precipitation in the heat-affected zone during welding and a lower susceptibility to intergranular corrosion.

**Applications:** beer kegs, bellows, chemical equipment, coal hopper linings, cooking equipment, cooling coils, cryogenic vessels, dairy equipment, evaporators, flatware utensils, feedwater tubing, flexible metal hose, food processing equipment, hospital surgical equipment, hypodermic needles, kitchen sinks, marine equipment and fasteners, nuclear vessels, oil well filter screens, refrigeration equipment, paper industry, pots and pans, pressure vessels, sanitary fittings, valves, shipping drums, spinning, still tubes, textile dyeing equipment, tubing.

**Corrosion Resistance:** resists most oxidizing acids and salt spray.

Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	<u>8 g/cc</u>	0.289 lb/in <sup>3</sup>	
<b>Mechanical Properties</b>			
Hardness, Brinell	123	123	Converted from Rockwell B hardness.
Hardness, Knoop	138	138	Converted from Rockwell B hardness.
Hardness, Rockwell B	70	70	
Hardness, Vickers	129	129	Converted from Rockwell B hardness.
Tensile Strength, Ultimate (Mpa)	<u>505</u>	73200 psi	
Tensile Strength, Yield (Mpa)	<u>215</u>	31200 psi	at 0.2% offset
Elongation at Break	<u>70 %</u>	70 %	in 50 mm
Modulus of Elasticity	193 - 200 GPa	28000 - 29000 ksi	
Poisson's Ratio	0.29	0.29	
Charpy Impact	<u>325 J</u>	240 ft-lb	
Shear Modulus	<u>86 GPa</u>	12500 ksi	
<b>Electrical Properties</b>			
Electrical Resistivity	<u>7.2e-005 ohm-cm</u>	7.2e-005 ohm-cm	at 20°C (68°F); 1.16E-04 at 650°C (1200°F)
Magnetic Permeability	1.008	1.008	at RT
<b>Thermal Properties</b>			
CTE, linear 20°C	<u>17.3 μm/m-°C</u>	9.61 μin/in-°F	from 0-100°C
CTE, linear 250°C	<u>17.8 μm/m-°C</u>	9.89 μin/in-°F	at 0-315°C (32-600°F)
CTE, linear 500°C	<u>18.7 μm/m-°C</u>	10.4 μin/in-°F	at 0-650°C
Specific Heat Capacity	<u>0.5 J/g-°C</u>	0.12 BTU/lb-°F	from 0-100°C (32-212°F)
Thermal Conductivity	<u>16.2 W/m-K</u>	112 BTU-in/hr-ft <sup>2</sup> -°F	at 0-100°C, 21.5 W/m°C at 500°C
Melting Point	1400 - 1455 °C	2550 - 2650 °F	
Solidus	<u>1400 °C</u>	2550 °F	
Liquidus	<u>1455 °C</u>	2650 °F	

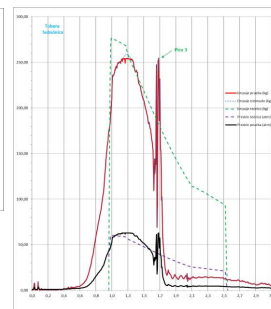
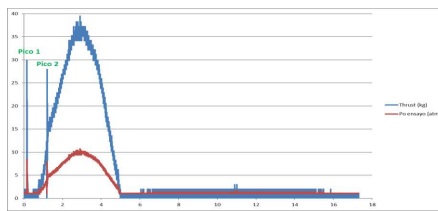
### Referencias

Most of the data in MatWeb has been supplied directly by the manufacturers. Other data has been taken from similar materials and known relationships by the MatWeb staff. For more information about this specific material, see the following source(s):

ANNEX III: TESTS SUMMARY TABLE

Motor	Configuration	Date	BATEs	Grain type	Grain mean diameter (mm)	Grain mean length (mm)	Grain mean weight (g)	Grain total length (mm)	Grain total weight (g)	Max propellant possible weight (g)	Motor load (%)	Burning time (s)	Max pressure (atm)	Max Thrust (kg)	It (N-s)	Isp (s)	Thrust Peaks types P/E	P (atm)/E (kg) Peaks	Comments
D60-1	3S	27/05/2020	3	Short	56,9	71,7	280,7	215,2	842,2	1873,5	45%	3,97	8,4	21,6	557	67	1,2	2: 14,64/38,7	
D60-1	4S	25/12/2015	4	Short	57,4	73,1	291,2	292,4	1164,6	1873,5	62%	3,1	19,8	76,6	1419	124	1,2,3	1: 42 kg 2: 88,3 kg 3: 69,7 kg	
D60-1	4S	07/12/2015	4	Short	58,5	69,7	287,6	278,9	1150,4	1873,5	61%	2,0	6,2 (saturated)	20,9 (saturated)	387,5 (saturated)		1	1: 20,9 kg	Saturated cell
D60-1	5S	07/02/2016	5	Short	57,3	72,5	288,6	362,4	1443,0	1873,5	77%	1,5	40,1 (Estimated)	160 (Estimated)	1508 (Estimated)	107	1,3	1: 16 kg 3: 91 kg	Saturated cell
D60-1	7S	26/12/2018	7	Short	57,4	67,1	267,6	469,9	1873,5	1873,5	100%	0,98	63,0	254,4	1882	102	1,3	1: 3,4/9,5 3: 63/254,4	Saturated cell
D60-1	2L	20/09/2020	2	Long	58,6	143,5	582,6	287,0	1165,1	1873,5	62%	3,95	10,7	39,5	1046	92	1,2	1: 8,4/28,9 2: 7,9/27,9	
D60-1	2L	13/12/2020	2	Long	58,5	147,4	593,3	294,8	1186,5	1873,5	63%	0,32	68	270			1	1: 14/52,93	CATO: 126 atm, 302 kg

- Peak 1 Ignitor cables exhaust
- Peak 2 Peak in the increasing part of the curve before the maximum
- Peak 3 Peak in the decreasing part of the curve after the maximum



ANNEX IV: ROCKET MOTOR D60-1 "AS BUILT"



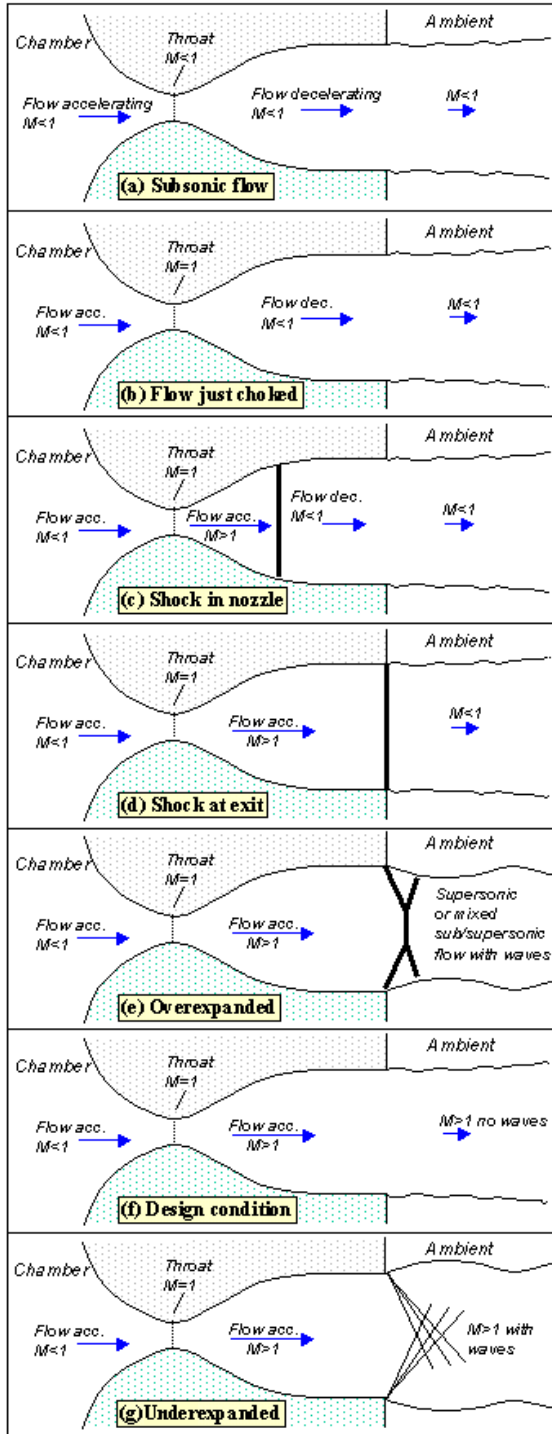


Figure 3. Flow patterns

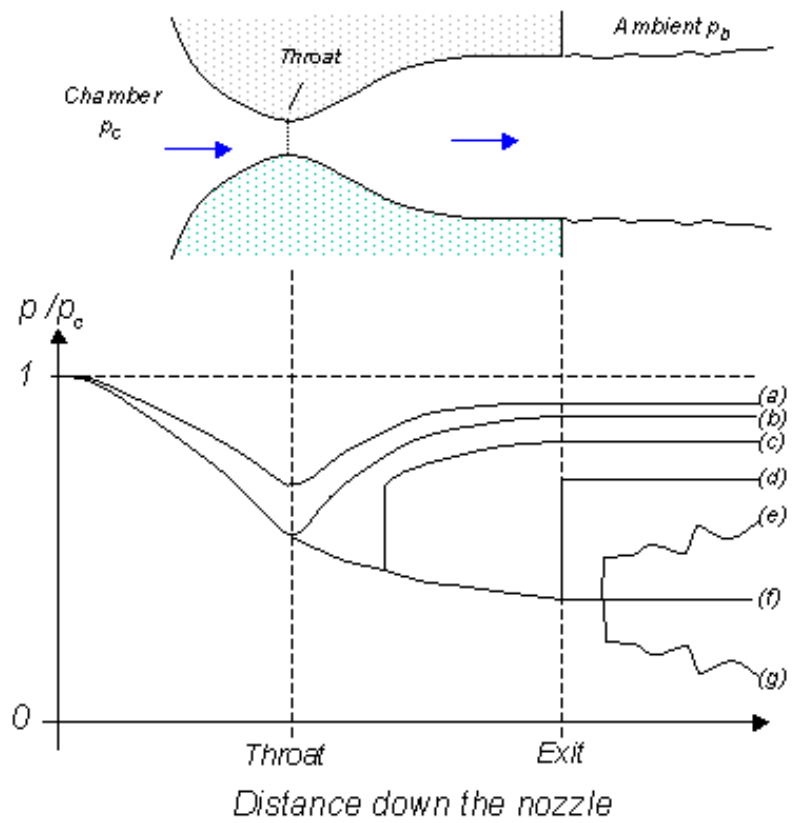


Figure 4 Pressure distribution along the nozzle. Labels refer to flow regimes in figure 3.

ANEXO VI: LOG DE LA PRUEBA

Test	Propellant	Outer grain diam. (mm)	Nozzle Diameter (mm)	Grain Length (mm)	Core hole Diam. (mm)	Density (g/dm3)	Rate (real/ideal)	Propellant batch	motor wall thickness (mm)	Case internal Diam. (mm)	Propellant weight (g)	motor weight without propellant (g)	motor length (mm)	Grain inhibition	Motor case material	Ignition	Grain location in the Chamber	Ignitor location	Ignitor
Motor test_1_AC-D60-1	KDX (65-35)	58,51	19	147,75+147	16	1618,5	86,1%	07/12/20 ;08/12/20	1,5	60,5	1186,5	1834,2	Total length: 550 Combust chamber: 483	3 board layers	Stainless Steel	Electrical	Close to the motor forward bulkhead	Close to the bottom of the chamber. At 4 cm from the motor forward bulkhead	Electrical with Ni-Cr resistance and with Ammonium Perchlorate Powder (AP) and Al

Ideal Density (Kg/m3)

KNDX anhidrida 1.879

	Grain diameter (mm)	Length (mm)	Core Hole Diameter (mm)	Grain weight (gr)	volume (mm3)	Density (g/dm3)	Rate (real/ideal)
Grain 1	58,30	147,75	16	595,30	364.709	1632,3	86,9%
Grain 2	58,71	147	16	591,20	368.397	1604,8	85,4%

**D.0.2 Informe Respuesta Richard Nakka CATO 13/12/2020**

## D60-1 Motor Test Failure Analysis

Ref. test report M60-AC\_13-12-20 & photos/videos

R. Nakka

29 January 2021

### Discussion

I have reviewed the test report as well as photos and videos supplied by Álvaro Saez Zapata. I have concluded that the motor failure (overpressurization followed by catastrophic structural failure) was not likely caused by a single deficiency, rather, was a result of a combination of faults with the design details and manufacturing details of the motor and propellant.

The basic design of the motor was satisfactory. Nominally, the pressure vs time curve is shown in Fig.1 (Ref.1):

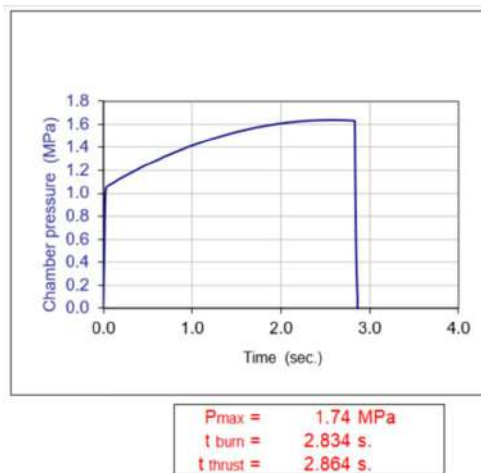


Figure 1

### Causal Factors

Factors that may have contributed to the test failure are as follows (not in any particular order of significance):

1. Grain core diameter less than nozzle throat diameter
2. Apparent lack of spacer between grain segments
3. Large empty void in chamber between grain and nozzle
4. Lack of thermal protection for chamber
5. Grain inhibitor deficiency
6. Grain tight fit in chamber
7. Possible cracked grain(s)
8. Poor propellant density

### Elaboration of Causal Factors

1. Core diameter should never be less than throat diameter. If the core diameter is less than, or equal to, throat diameter, flow through the core is sonic velocity. This is known to generate severe erosive burning which can result in an initial pressure spike with possible overpressurization of the motor. For sugar propellants, 'rule of thumb' based on experience, core diameter should be at least 1.5x throat diameter.

It is unlikely that this was a primary factor in the failure but may have had a secondary effect.

2. It appears that there was no spacing between grain segments and that the ends butted against one another. This could have resulted in delayed ignition of these propellant faces. The result of such can lead to anomalous burn profile and greater maximum chamber pressure than expected by design. For example, if all end faces were "inhibited", the pressure curve in Fig.2 would result for the D60-1 motor test (Ref.2):

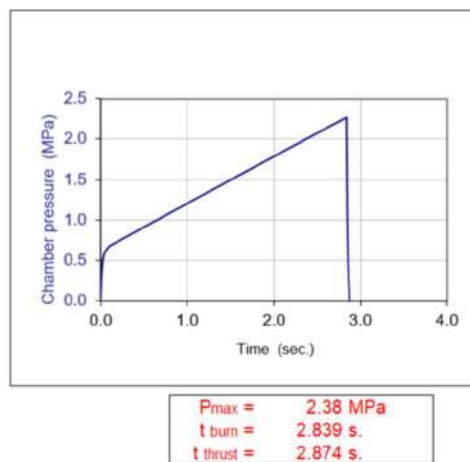


Figure 2

It is unlikely that this was a primary factor in the failure but may have had a secondary effect.

3. The two grain segments were placed at the forward end of the motor (aft of the bulkhead). This resulted in a large empty void in the combustion chamber between the burning grains and the nozzle. The flow of hot, high velocity combustion can result in severe heating of the casing walls with attendant loss of strength. This could result in motor casing failure at a lower pressure than design.

It is unlikely that this was a primary factor in the failure but likely had a secondary effect.

4. No thermal liner was used to protect the casing walls from heating due to hot combustion gases in the chamber. Use of a thermal liner helps ensure casing walls remain cool and retain structural strength.

It is unlikely that this was a primary factor in the failure but likely had a secondary effect.



5. The grain inhibitor consisted of 3 plies of untreated paper for a total thickness of  $3 \times 0.22 = 0.66\text{mm}$ . This inhibitor thickness is at the lower limit of effectiveness based on experience. In other words, if the motor had performed nominally, the inhibitor would likely have been effective, but would not have sufficient tolerance for off-nominal performance.

This was likely a significant factor in the test failure.

6. Based on the narrative in the test report, the grains had a snug fit in the chamber. Grains should have sufficient spacing between casing walls and grains to allow for rapid flow of gases into this space upon initial motor startup. This is to ensure pressure equalization around the grain segments. This is to avoid structural loading of the grain and possible cracking.

It is unlikely that this was a primary factor in the failure but may have had a secondary effect.

7. Based on the narrative in the test report, the grains (one in particular) were difficult to remove from the mould. To remove the grain, it was "hit with a wooden dowel". This may very well have cracked the grain, especially considering the grain was of poor density with attendant weak structural integrity. During combustion, and particularly if the grains were structurally loaded, the crack(s) could result in fracture of the grain into pieces, resulting in highly anomalous burning area with resultant overpressurization.

This was likely a significant factor in the test failure.

8. Propellant density ratio (actual to theoretical) was calculated as follows (Ref.3 & 4):

Grain 1      0.869

Grain 2      0.854

These density values are very low and suggest poor grain quality. There was likely either an abundance of bubbles present or one or more large voids. This has the consequence of greatly increased burning area relative to design value in combination with structural weakness. The fact that previous tests with low-density grains were successful can be attributed to nothing more than good luck (e.g. perhaps the low density was a result of multiple bubbles and not large voids).

This was likely a significant factor in the test failure.

### Recommendations for Design and Process Improvements

1. Increase grain core diameter to 1.5x throat diameter. This will eliminate potential for initial pressure spike due to erosive burning
2. Grain segments should be separated by a suitably sized rubber o-ring. O-ring should have a thickness of 3 or 4mm. This provides sufficient space between grain segments to allow for gases to flow upon startup and quickly ignite the grain faces. O-rings perform another important function, preventing gas flow around the outside of the grain during the burn. This reduces thermal damage to the inhibitor. O-ring should be solely between grain segments, not at ends (to allow a path for initial gas flow) as shown in Figure 3. A cardboard spacer ring keeps the grain

segments in place.

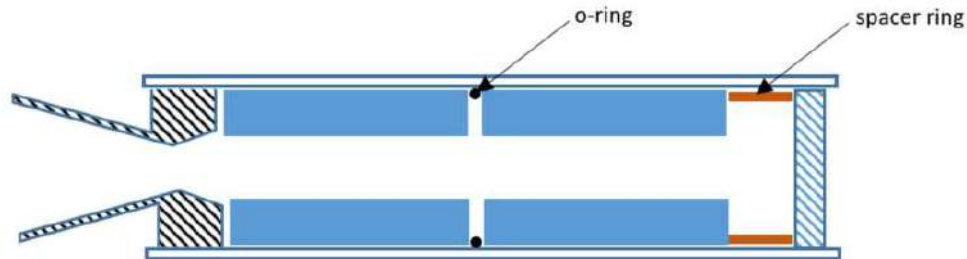


Figure 3

3. A motor should not have large empty space. Open volumes facilitate severe convective flow and attendant heat transfer to the casing walls. If a motor is loaded with less than capacity, grains should be placed at aft (nozzle) end. Empty volume should be suitably filled (e.g. with a wooden dowel).
4. Thermal protection for a motor chamber consists of a thin layer of insulation, usually consisting of a tube that slides into place. Cardboard (similar to inhibitor) is suitable, usually of similar total thickness as grain inhibitor. Thermal protection as such is mandatory for aluminum alloy casings, but is optional for steel (or stainless steel) casings if proper design practices are implemented. To better understand the loss of strength on metals at elevated temperature, see <https://www.nakka-rocketry.net/therm.html>
5. Grain inhibitor should be increased in thickness by adding at least one additional ply or using thicker material. For greatly enhanced thermal resistance, paper should impregnated with oil-based polyurethane varnish. This serves as an ablative material which provides thermal protection by absorption of thermal energy during ablation.
6. Grain diameter should be reduced slightly to allow grains to slide into chamber without undue force. The difference in outside diameter of the grains and inside diameter of the casing should be approximately 0.25mm. Ideally, the grains should not be loose fitting, but should slide in with slight effort.
7. The propellant moulding process needs to be improved to ensure removal of grains from mould without undue force. The use of paraffin coating on sliding components helps reduce friction, for example.
8. Propellant density ratio should be 0.92 minimum. For my own motors, I target 0.95 and typically get 0.96-0.97. Casting propellant is as much an art as a science. Bear in mind that experience usually leads to ever-increasing improvement in method and final product. Based on my many years of casting, I have described the casting process for KNSB on my website: <https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html#Casting>

Of particular importance is preventing trapped air when loading the mould. This can be accomplished by incorporating the following:

- Pour/scoop the propellant carefully to avoid air pockets from developing
- After loading the mould with propellant, lift up the mould and repeatedly hit the bottom of the mould against a hard surface (e.g. floor). This causes air bubbles to rise to the surface and fills out any voids that may have formed
- Cure the propellant under pressure. Pressure should be between 0.25-0.30 N/mm<sup>2</sup>. A suitable spring serves as pressure regulator. An example of curing under pressure is shown in Fig.4



Figure 4

- Alternatively, use a surfactant to reduce the propellant viscosity to allow for casting with greatly reduced likelihood of air entrapment.

#### References:

1. SRM\_D60-1\_nominal.xls
2. SRM\_D60-1\_off-nominal.xls
3. D60-1 graindensity (1).xlsx
4. D60-1 graindensity (2).xlsx

### Annex I: Thrust/Pressure peaks observed in motor tests

There have been found to types of Thrust/pressure peaks:

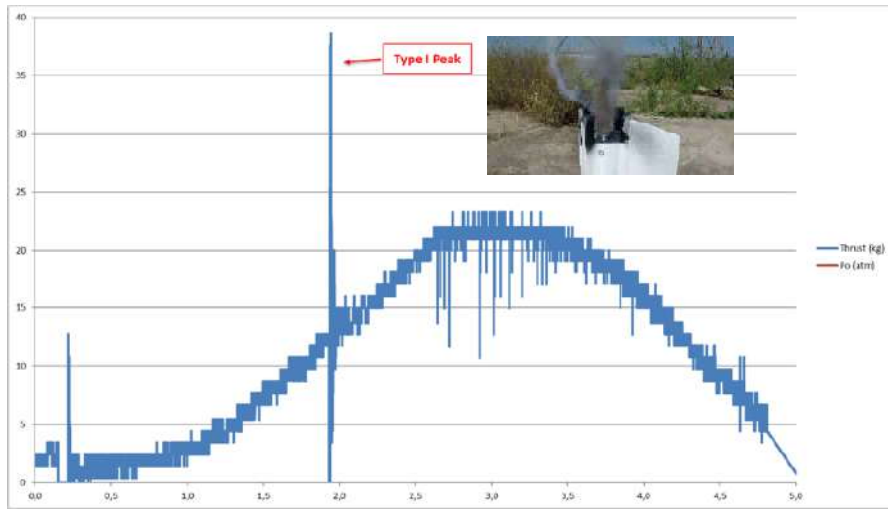
Type I: In the thrust increasing part of the curve, before the maximum. Observing the videos, It is considered to be due to nozzle blocking because ignitor paper exhaust.

Type II: In the thrust decreasing part of the curve, after the maximum. It is guessed it is due to inhibitor exhausting.

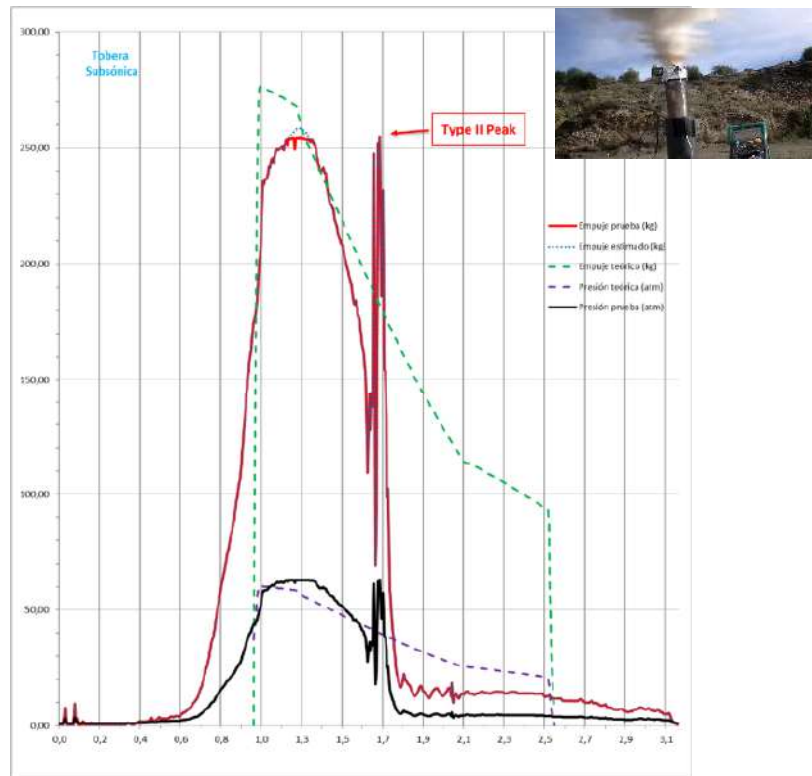
It is shown in the following table and pictures D60-1 failure report\_questions\_annex I several tests and peaks examples:

Test	Propellant	Outer grain diam. (mm)	Nozzle Diameter (mm)	Grain Length (mm)	Core hole Diameter (mm)	Grain mean Density (g/dm <sup>3</sup> )	Rate (real/ideal)	Propellant batch	motor wall thickness (mm)	Case internal Diameter (mm)	Propellant weight (g)	motor weight without propellant (g)	motor length (mm)	Grain inhibition	Motor case material	Ignition
AC-D60_3S_27-05-20	KDX (65-35)	56,92	19	70,71+68,5+75,99	16	1671,1	88,9%	22/05/20;22/05/20;23/05/20	1,5	60,5	842,2	2106,3	Total length: 550 Combust chamber: 483	3 board layers	Stainless Steel	Electrical
AC-D60_7S_26-12-18	KDX (65-35)	57,37	19	66,21+67,30+69,54+64,72+72,71+66,09+63,31	16	1672,1	89,0%	23/12/18;22/12/18;22/12/18;20/12/18;15/12/18;20/12/18;15/12/18	1,5	60,5	1873,5	2106,3	Total length: 550 Combust chamber: 483		Stainless Steel	Electrical
AC-D60_5S_07-02-16	KDX (65-35)	57,27	19	69,6+70,6+73+73,5+75,7	16	1675,6	89,2%	4/02/16_L1; 30/01/16_L1; 31/01/16_L1; 4/02/16_L1; 31/01/16_L1	1,5	60,5	1443,0	2106,3	Total length: 550 Combust chamber: 483	3 board layers plus liner (platic ply 0,3 mm) covering internal chamber and not glued to the grains	Stainless Steel	Electrical
AC-D60_4S_25-12-15	KDX (65-35)	57,4	19	70,90+78,35+75,90+67,20	16	1671,4	89,0%	22/12/15_L1; 22/12/15_L1; 21/12/15_L1; 21/12/15_L1	1,5	60,5	1164,6	2106,3	Total length: 550 Combust chamber: 483	3 board layers plus liner (platic ply 0,3 mm) covering internal chamber and not glued to the grains	Stainless Steel	Electrical

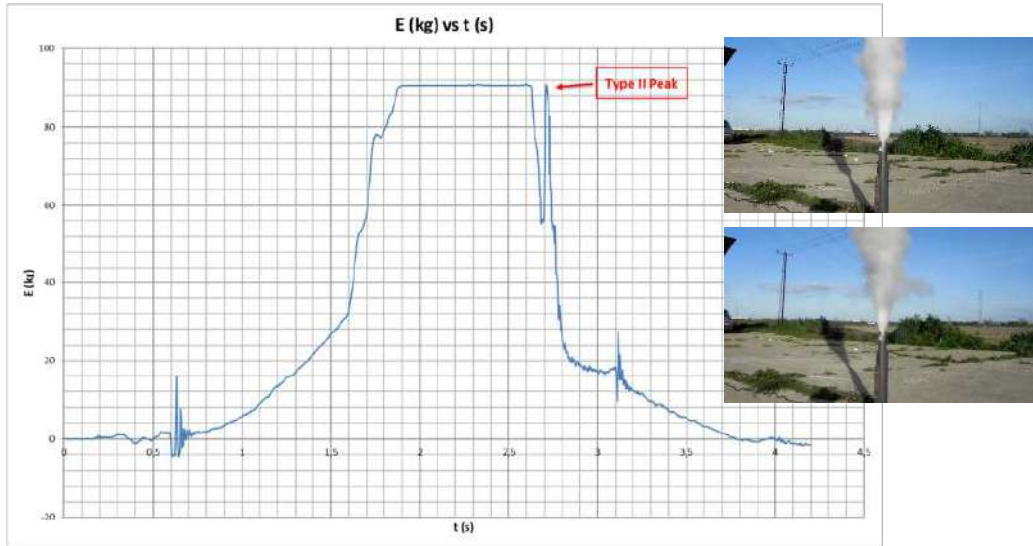
### Test\_3S\_27-05-20



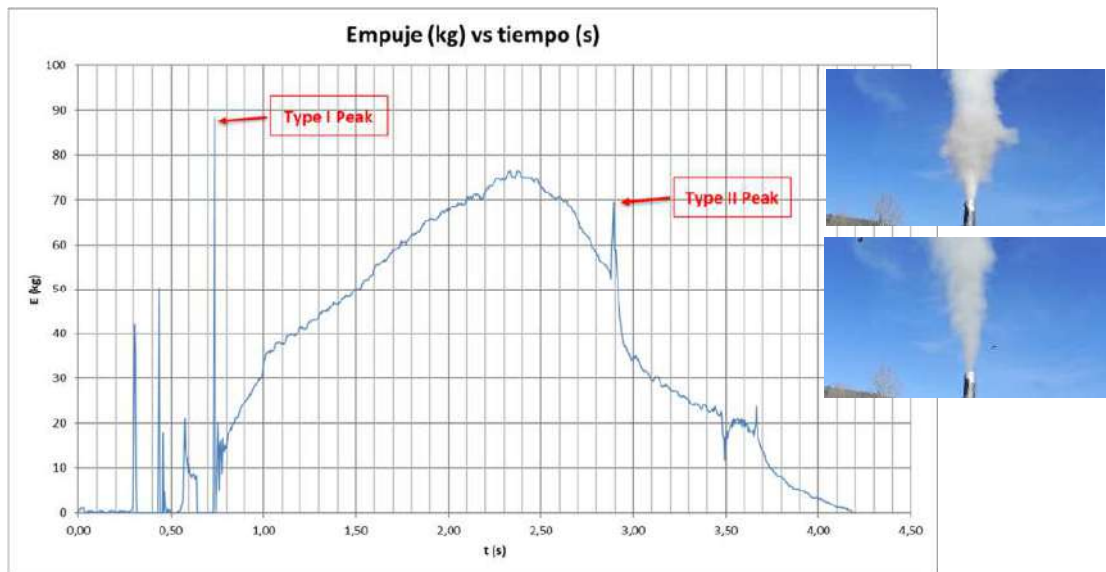
### Test\_7S\_26-12-18



### Test\_5S\_07-02-16



### Test\_4S\_25-12-15



In the second picture it can be seen the red colour cardboard inhibitor pieces flying around after type II peak

# Apéndice E

## Documentación de apoyo para el lanzamiento de NAOS

---

### E.0.1 Check List Preparación y Puesta a Punto

Item	Check	Acción
		<b>Tiempo estimado: 2h 30 min</b>
		<b>Cargar baterías</b>
1		
2		Batería EMBARCADA en el cohete LIPO 7,4V 8Ah
3		Batería sistema de IGNICIÓN Cohete 12V 18Ah
4		Baterías PORTÁTILES parra localizar por GPS
5		Batería cámara Xiaomi YI
6		Batería cámara GOPRO
7		Batería Dron
8		Móviles
9		Tablet
10		Ajustar y comprobar el tiempo del timer
11		Comprobar con polímetro que ignitor paraca funciona
12		<b>Borrador de tarjetas de memoria</b>
13		Borrar la tarjeta micro SD del módulo electrónico del cohete
14		Insertar la tarjeta micro SD en el módulo electrónico del cohete
15		Borrar la tarjeta micro SD de la cámara Xiaomi YI
16		Insertar la tarjeta micro SD en la cámara Xiaomi YI
17		<b>Ensamblaje motor</b>
18		Cortar cilindro de madera a medida, si procede
19		Recubrir granos con capa de pólvora negra
20		Cargar motor con granos, cilindro de madera
21		Engrasar juntas
22		Cerrar motor
23		Fabricar ignitores x3
24		<b>Ensamblaje cohete</b>
25		<b>Sección electrónica</b>
26		Reapretar los tornillos de la electrónica
27		Asegurar que el interruptor de la <b>BATERÍA de alimentación principal (LIPO 7,4V 8Ah)</b> está en <b>OFF</b>
28		Asegurar que los interruptores del timer están en posición. <b>BATTERY POWER: ON</b> <b>IGNITOR ARMED: ON</b>
29		Introducir cápsula electrónica. Atención a alineamiento
30		Fijar cápsula a carcasa sección con tornillos
31		Fijar cámara YI
32		Fijar conector trigger a carcasa sección
33		Fijar lug a carcasa sección
34		Conectar conector trigger a timer
35		Conectar cables de ignitor a timer con clemas
36		Poner algodón ignífugo aislante entre ignitor y timer
37		Poner algodón ignífugo aislante en el hueco debajo de la batería LIPO 7,4V 8Ah
38		<b>Sección paracaídas</b>
39		Preparar hilo unido al cáncamo con ignitor
40		Montar hilo+ignitor al soporte
41		Tensar el muelle y anclar
42		Recubrir soporte del hilo de nylon con cinta de aluminio adhesiva
43		Doblar paraca
44		Unir a línea de vida
45		Unir ojiva a línea de vida
46		<b>Sección motor</b>
47		Pasar línea de vida por orificio
48		Introducir motor en la carcasa
49		Fijar motor, anillo aletas y carcasa con tornillos
50		<b>Ensamblaje de secciones</b>
51		Unir línea de vida sección paraca+electrónica
52		Fijar secciones con tornillos
53		Poner algodón ignífugo aislante entre sección electrónica y sección motor. Dejar hueco para que pase línea de vida
54		Unir línea de vida sección electrónica+motor
55		Poner tornillos secciones
56		Introducir aletas y fijar con tornillos. Esto se puede hacer el día del lanzamiento para evitar roturas durante el transporte



---

## E.0.2 Check List Lanzamiento NAOS

Item	Check	Acción
		<b>Tiempo estimado: 1 h 10 min</b>
1		<b>Reportaje audiovisual</b>
2		Comienzo de la grabación del reportaje
3		<b>Rampa</b>
4		Posicionar rampa
5		Montar guía de la rampa con tornillos. Revisar que está colocada la pieza de ajuste de plástico en el tubo de la rampa
6		Introducir tornillo de fijación guía en la parte baja de la rampa
7		Introducir el cohete en la guía de la rampa
8		<i>Foto de familia GOPRO/Drone</i>
9		Anclar rampa al suelo con piquetas
10		Alinear barra posterior de la rampa con cohete
11		Fijar y anclar barra posterior de la guía de la rampa
12		Conectar <b>clavija del trigger</b> del timer
13		Fijar cuerda del trigger a la rampa
14		<b>Sistemas de vídeo y grabación</b>
15		Posicionar la cámara fija orientada público
16		Posicionar la cámara fija orientada botón lanzamiento
17		Posicionar la GOPRO
18		Posicionar la tablet
19		Posicionar cámaras adicionales
20		Preparar y posicionar el dron
21		<b>Sistema de ignición</b>
22		Desplegar cable sistema de ignición
23		Conectar conector del sistema de ignición a la <b>caja con interruptor de ignición</b>
24		<b>Confirmar que el interruptor de armado de la caja de ignición está en OFF</b>
25		Conectar conector del sistema de ignición a la <b>caja del sistema de ignición de alimentación de la batería de ignición (LANZAMIENTO)</b> . NO CONECTAR LA BATERÍA DE IGNICIÓN
26		Encender cámara Xiaomi YI introduciendo un alambre a través del orificio del interruptor de encendido
27		Activar bluetooth cámara Xiaomi YI introduciendo un alambre a través del orificio del interruptor del bluetooth
28		Comprobar que la cámara Xiaomi YI de a bordo transmite imagen a través de la aplicación (SIN GRABAR)
29		Pegar, si procede, pegatina para tapar orificios de la carcasa de encendido de la cámara
30		<b>Asegurar que la clavija del trigger del timer está conectada</b>
31		Abrir en portátiles aplicación GPS
32		<b>Asegurar que no hay nadie cerca del cohete para que no se desconecte accidentalmente el trigger</b>
33		Interruptor de la <b>BATERÍA</b> de alimentación principal ( <b>LIPO 7,4V 8 Ah</b> ) está en <b>ON</b>
34		Comprobar que se reciben datos de GPS en las estaciones de localización GPS
35		Conectar cables de la caja del sistema de ignición al <b>ignitor</b>
36		<b>Confirmar que la batería de ignición (12V 18Ah) (LANZAMIENTO) está apagada. Interruptor OFF</b>
37		Conectar cables de la caja del sistema de ignición a la <b>batería de ignición (LANZAMIENTO) (12V 18Ah)</b>
38		Encender, elevar y poner a grabar dron
39		Poner a grabar GOPRO
40		Poner a grabar tablet
41		Poner a grabar la cámara fija orientada público
42		Poner a grabar la cámara fija orientada botón lanzamiento
43		Poner a grabar resto de cámaras
44		<b>Poner a grabar cámara Xiaomi YI (resolución= 1080 , fps= 120 )</b>
45		<b>Confirmar que todas las personas están en sitio seguro</b>
46		<b>Asegurar que el responsable de ignición tiene en la mano el interruptor de ignición</b>
47		Visto bueno del responsable de ignición
48		<b>Avisar de que se va a encender las baterías</b>
49		<b>Activar el interruptor de la batería de Ignición (12V 18Ah) (LANZAMIENTO). Interruptor ON</b>
50		Visto bueno del responsable de grabación
51		Visto bueno de los responsables de las estaciones de localización GPS
52		Visto bueno del responsable del personal
53		<b>Cuenta atrás</b>
54		<b>DESPUÉS DE RECUPERAR EL COHETE</b>
55		Apagar batería embarcada <b>LIPO 7,4V 8Ah</b>
56		Apagar YI CAM

---

### E.0.3 Tríptico informativo del lanzamiento de NAOS

# Respetemos las medidas de seguridad para evitar daños

Pedimos amablemente que en todo momento se respeten las medidas de prevención dentro de la zona de lanzamiento, tanto las sanitarias (debido a la situación del COVID 19) como las medidas de seguridad que se indicarán, para evitar cualquier incidente. Recordemos que NAOs se trata de un cohete experimental con más de un kilo de pólvora en su interior, con capacidad de causar daños importantes si no se siguen los procedimientos de seguridad establecidos.

GRACIAS POR ASISTIR

# Lanzamiento de NAOS

Coheteros se trata de una humilde marca cuyo objetivo es difundir la pasión por esta fantástica afición que es la cohetaría experimental casera. El lanzamiento de NAOs se trata del proyecto más ambicioso llevado a cabo por Coheteros



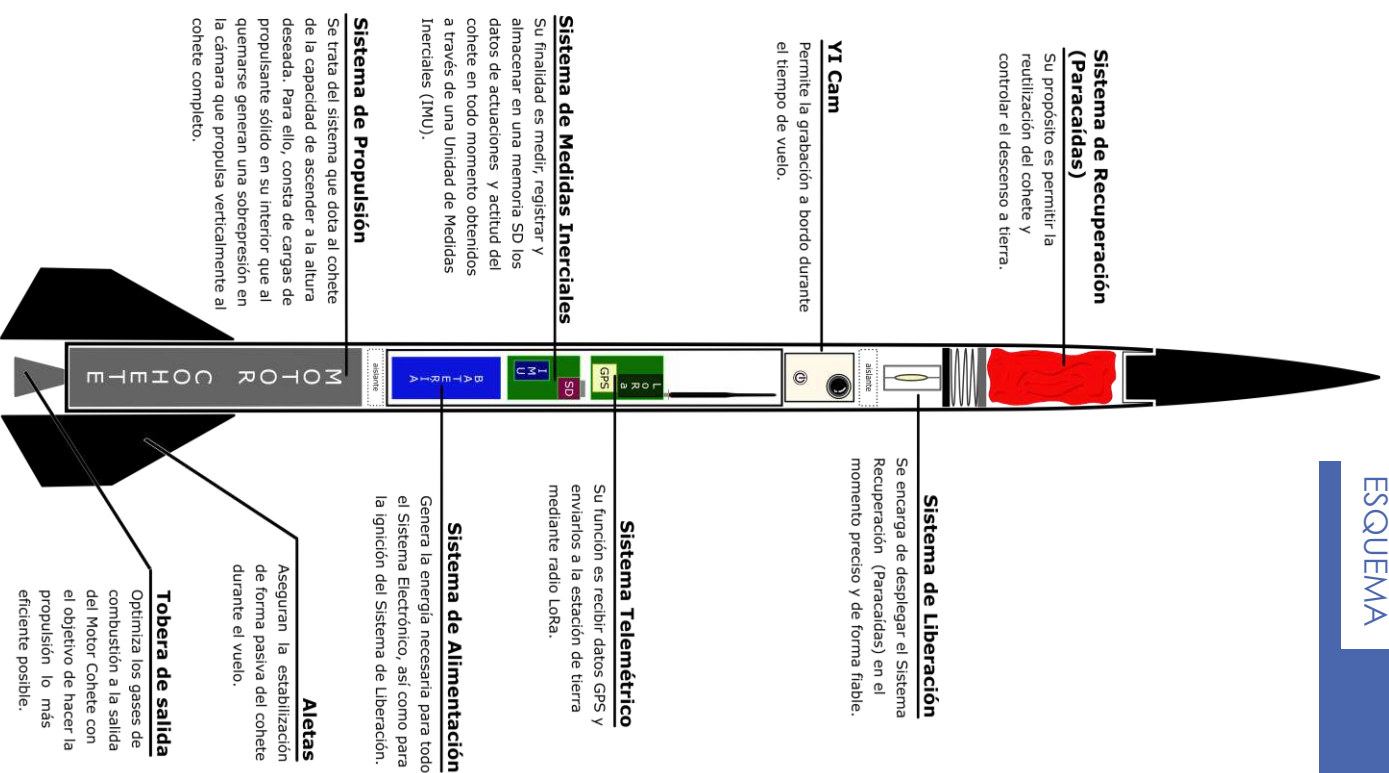


## MISIÓN

El objetivo de esta misión es testear en lanzamiento todos los sistemas y subsistemas de los que se compone NAOS. Se evaluarán los siguientes:

- Eficiencia del motor cohete en vuelo.
- Capacidad del Sistema Electrónico y Telemétrico de registrar y almacenar datos, así como de enviar posicionamiento GPS a estación de tierra, para su posterior rastreo.
- Fiabilidad y funcionamiento del Sistema de Liberación y Recuperación (paracaídas).

## ESQUEMA



## CARACTERÍSTICAS DE NAOS

### Clase del motor: J222

TOW (Take Off Weight): 7,363 kg

Impulso Total: 843 N · s

Empuje Medio: 22,6 kg

Empuje Máximo: 41,7 kg

Apogeo: < 672 m

Tiempo hasta Apogeo: 14,1 s

Tiempo Total de Vuelo: 2 min 40 s

Velocidad Máxima: 356,4 km/h

Aceleración Máxima: 6 g's

MaxQ (Máxima Carga Aerodinámica): 1,63 kg

Nivel de Carga de Propulsante: 60%

Tiempo de Combustión: 3,7 s

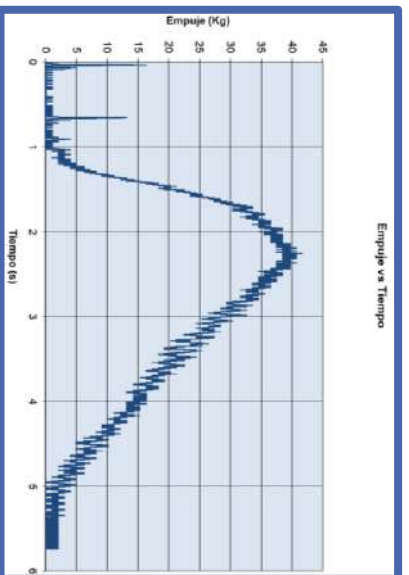
Presión Máxima en Cámara: 11,5 atm

## SPONSORS

Diego Díaz de la Serna

Manuel Sáez

Carlos Toledano





# Índice de Figuras

---

1.1	Ensayos en banco con motor de PVC	1
1.2	Cohetes con motor de PVC	2
1.3	Lanzamientos de cohetes con motor de PVC	2
1.4	Cohete Betelgeuse	2
1.5	Ensayos en banco de motor cohete de acero inoxidable D40 (Betelgeuse)	3
1.6	Lanzamientos exitosos de Betelgeuse	3
1.7	Logo de Coheteros	4
1.8	Ensayos en banco de motor cohete de acero inoxidable D60 (NAOS)	4
1.9	Lanzamiento real de NAOS	4
1.10	Simulación lanzamiento de NAOS	5
1.11	Fotograma de cámara de videograbación a bordo de NAOS	5
3.1	Gráfica de $I_{sp}$ vs Porcentaje de $KNO_3$ [1]	10
3.2	Gráfica de $I_{sp}$ vs Presión en Cámara de Combustión [1]	11
3.3	Gráfica de descomposición del Sorbitol y temperatura en función del tiempo [1]	12
3.4	Gráfica de Velocidad de Quemado frente a la presión en cámara [1]	13
3.5	Gráfica de Presión en cámara frente al tiempo (teórica-azul, real-rosa) [1]	13
3.6	Gráfica de descomposición de la Dextrosa Monohidratada y su temperatura en función del tiempo [1]	14
3.7	Gráfica de Velocidad de Quemado frente a la presión en cámara [1]	15
3.8	Gráfica de Presión en cámara frente al tiempo (teórica-azul, real-rosa) [1]	15
3.9	Gráficas Presión vs Tiempo para distintas cargas de ignición [1]	17
3.10	Secciones transversales de quemado del alma [3]	19
3.11	Representación temporal de secciones de quemado para geometría de estrella del núcleo [1]	19
3.12	Caracterización de la curva Presión vs Tiempo genérica [1]	20
3.13	Esquema del motor cohete y su inhibición [4]	23
3.14	Gráfica del tiempo hasta combustión usando distintos materiales para la inhibición [1]	24
3.15	Esquema de la tobera Convergente-Divergente	25
3.16	Esquema de tobera Subsónica	27
3.17	Esquema de tobera Bloqueada	28
3.18	Esquema de tobera con O.C.N. Intermedia	28
3.19	Esquema de Tobera muy Sub-Expansionada (comportamiento teórico)	29
3.20	Tobera de NAOS Sub-Expansionada (comportamiento real, ensayo en banco de Coheteros)	29
3.21	Esquema de tobera con O.C.N. a la Salida	30
3.22	Esquema de tobera Sub-Expansionada (comportamiento teórico)	30
3.23	Esquema de tobera con O.C.O. de ángulo $\beta$	30

3.24	Esquema de tobera Adaptada (O.C.O de ángulo $\beta_{min}$ )	31
3.25	Esquema de tobera Adaptada (comportamiento teórico)	31
3.26	Tobera de NAOS Adaptada (comportamiento real, ensayo en banco de Coheteros)	31
3.27	Esquema de tobera con Ondas de Expansión	32
3.28	Esquema de tobera Sobre-Expansionada (comportamiento teórico)	32
3.29	Tobera de NAOS Sobre-Expansionada (comportamiento real)	32
3.30	Perfil aerodinámico inmerso en un campo fluido	33
3.31	Campana de paracaídas inmerso en un campo fluido	33
3.32	Esquema Paracaídas desplegado	34
3.33	Gráfica Fuerza vs Tiempo de despliegue del paracaídas (comportamiento para el modelo de "masa infinita") [6]	35
3.34	Paracaídas descendiendo con ángulo de ataque respecto a la corriente incidente [6]	36
3.35	<b>Situación estable:</b> El CG está situado por encima del CP	38
3.36	<b>Situación inestable:</b> El CG está situado por debajo del CP	38
3.37	Geometría típica de aletas de cohetes	39
4.1	Esquema Completo de Sistemas de NAOS	42
4.2	Representación gráfica de un impulso en un tiempo infinitesimal $\tau$	44
4.3	Esquema de dimensiones del motor cohete y los granos de propulsante sólido	46
4.4	Captura de pantalla del programa "SRM-CASTELLANO.xls", pestaña "Datos y Kn"	47
4.5	Captura de pantalla del programa "SRM-CASTELLANO.xls", pestaña "Presiones"	48
4.6	Captura de pantalla del programa "SRM-CASTELLANO.xls", pestaña "Performance"	48
4.7	Calidad de los tornillos [8]	49
4.8	Estudio de Resistencia del Cierre Posterior (Ver 4.3)	50
4.9	Estudio de Resistencia de la Carcasa	51
4.10	Estudio de Resistencia de la Tobera (Ver 4.3)	51
4.11	Estudio de termoelasticidad para temperaturas de combustión previstas para AISI 304 y PVC	51
4.12	Motor cohete de NAOS vista de ensamblaje	53
4.13	Motor cohete de NAOS vista de ensamblaje completo	54
4.14	Esquemático del Módulo Timer	56
4.15	Simulación de funcionamiento del Timer en el programa "Livewire"	57
4.16	Imagen de la geometría del conector del Trigger en la carcasa de NAOS	58
4.17	Vista en 3D de ilustración del Timer	59
4.18	Vista en 3D del Timer	59
4.19	Archivo Esquemático del módulo Timer	60
4.20	Batería Lipo 7,4 V, 8000 mAh	61
4.21	Arduino UNO Rev 3	61
4.22	PinOut de Unidad de Medidas Inerciales GY-91	62
4.23	Unidad de Medidas Inerciales GY-91	62
4.24	PinOut del Lector de Tarjetas Micro SD	62
4.25	Lector de Tarjetas Micro SD	63
4.26	PinOut del módulo GPS NEO-M8N y antena cerámica	63
4.27	PinOut del Módulo LoRa E32-433T30D	64
4.28	Módulo LoRa E32-433T30D	64
4.29	Antena omnidireccional de emisión de 3 dBi	65
4.30	Módulo E15-USB-T2	65
4.31	Antena direccional de recepción de 15 dBi	66
4.32	Cámara de a bordo YI Cam (Xiaomi)	67
4.33	Archivo Esquemático del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales	67
4.34	Vista en 3D de la ilustración del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales	68



4.35	Vista en 3D del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales	68
4.36	Archivo Esquemático del Subsistema de Registro de Medidas Inerciales	69
4.37	Vista en 3D de la ilustración del Subsistema de Rastreo y Telemetría	69
4.38	Vista en 3D del Subsistema de Rastreo y Telemetría	70
4.39	Cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales. Vista 1	70
4.40	Cápsula de Batería y Subsistema de Medidas Inerciales. Vista 2	71
4.41	Cápsula de Subsistema de Rastreo y Telemetría	71
4.42	Cápsula de Antena y Timer	72
4.43	Conjunto de cápsulas ensamblado. Vistas 1 y 2	72
4.44	Conjunto de cápsulas ensamblado. Vistas 3 y 4	73
4.45	Encapsulado de la cámara de a bordo YI Cam. Vistas 1 y 2	74
4.46	Encapsulado de la cámara de a bordo YI Cam. Vistas 3 y 4	74
4.47	Esquema del Diseño Conceptual del Sistema de Liberación y Recuperación	75
4.48	Tabla con relaciones entre diámetro del paracaídas y velocidad de descenso	76
4.49	Ojiva de NAOS por partes. Vistas 1 y 2	78
4.50	Ojiva de NAOS. Vistas 1 y 2	78
4.51	Guía del cohete para rampa de lanzamiento. Vistas 1 y 2	79
4.52	Guía del cohete para rampa de lanzamiento. Vistas 3 y 4	79
4.53	Ventana NoseCone Aerolab	80
4.54	Ventana Body Aerolab	80
4.55	Ventana Fins Aerolab	81
4.56	Ventana Launch Lugs Aerolab	81
4.57	Ventana Conditions Aerolab	82
4.58	Modelo generado en Aerolab	82
4.59	Esquema de cotas y Centro de Presiones de Aerolab	83
4.60	Anillo de aletas inferior. Vistas 1 y 2	83
4.61	Anillo de aletas inferior. Vistas 3 y 4	83
4.62	Anillo de aletas superior. Vistas 1 y 2	84
4.63	Anillo de aletas superior. Vistas 3 y 4	84
4.64	Aletas de NAOS con cola de milano en el encastre. Vistas 1, 2 y 3.	84
4.65	Ensamblaje del anillo de aletas con las aletas a través de las colas de milano	85
4.66	Anillo de aletas y aletas ensamblados. Vistas 1 y 2	85
4.67	Anillo de aletas y aletas ensamblados. Vistas 3 y 4	85
4.68	Esquema de Esfuerzos sobre la estructura de NAOS generados por la apertura del paracaídas	86
4.69	Tabla de parámetros de esfuerzos sobre NAOS a la apertura del paracaídas	87
4.70	Esfuerzos sobre cada punto del cohete en función del momento en el que se despliegue el paracaídas	88
4.71	Equipo de Adquisición de Datos DATAQ DI-149	89
4.72	Célula de Carga YZC-516 de 200kg de carga máxima	90
4.73	Conexiones de la Célula de Carga	90
4.74	Conector tipo DIN Macho de 4 Pines (Célula de Carga/ Amplificador)	91
4.75	Pinado del conector tipo DIN de 4 Pines	91
4.76	Diseño del Circuito del Amplificador	92
4.77	Simulación del Circuito del Amplificador	93
4.78	Ventana de Engineering Units Settings para la calibración de la Célula de Carga	94
4.79	Sección de la barra guía del cohete NAOS	94
4.80	Esquema del sistema de ignición	95
4.81	Esquema del sistema de ignición de cajas separadas	95
4.82	Diseño NAOS en vuelo. Imagen 1	96
4.83	Diseño NAOS en vuelo. Imagen 2	97

5.1	Motor cohete de NAOS. Carcasa, cierre posterior y tobera sobre expansionada	99
5.2	Motor cohete de NAOS por partes	100
5.3	Motor cohete de NAOS ensamblado y con manta térmica	101
5.4	Tobera sobre expansionada con rebaje de peso (izquierda), tobera adaptada (derecha)	101
5.5	Base del molde de propulsante. Vista al derecho (izquierda), vista del revés (derecha)	102
5.6	Vástago del molde de propulsante	103
5.7	Carcasa exterior del molde de propulsante	103
5.8	Tapa móvil del molde de propulsante	104
5.9	Tapa móvil del molde de propulsante	104
5.10	Soporte de presión del molde de propulsante. Vistas 1 y 2	104
5.11	Láminas de plástico enrolladas para facilitar extracción del grano de propulsante	105
5.12	Cartulinas dobles de inhibición para el grano de propulsante	105
5.13	Carcasa y base del molde ensamblados	106
5.14	Láminas de plástico acopladas a la carcasa del molde	106
5.15	Cartulina de inhibición del grano integrada en el molde	107
5.16	Molinillo de café	108
5.17	Nitrato Potásico en el interior del molinillo de café	108
5.18	Recipiente para mezclado de componentes del propulsante	109
5.19	Proceso de cocinado, propulsante en polvo	109
5.20	Proceso de cocinado, propulsante granulado (60°C)	109
5.21	Proceso de cocinado, propulsante granulado compacto (70°C)	110
5.22	Proceso de cocinado, propulsante fundido (80-90°C)	110
5.23	Proceso de cocinado, propulsante fundido al punto (110-115°C)	110
5.24	Vertido de propulsante en estado líquido en el molde	111
5.25	Anclaje entre vástago y base del molde	111
5.26	Molde completo lleno y cerrado	111
5.27	Sargento apretando el conjunto del molde	112
5.28	Grano de propulsante	112
5.29	Conservación del grano de propulsante	113
5.30	Cables de ignición pelados pelados	113
5.31	Cable de ignición verde envuelto en Nicrom	114
5.32	Espira de hilo de Nicrom a modo de resistencia eléctrica	114
5.33	Cables de ignición fijos al hilo de Nicrom	114
5.34	Cables de ignición fijos al hilo de Nicrom	115
5.35	Punto con pistola de pegamento en cables de ignición	115
5.36	Papel fusible y Pólvora Negra	116
5.37	Ignitor sobre montón de Pólvora Negra y papel fusible	116
5.38	Doblado del papel fusible	117
5.39	Ignitor del motor cohete completo	117
5.40	Hilo de nailon con cocas en los extremos	118
5.41	Hilo de nailon con cocas en los extremos	118
5.42	Papel fusible liado con hilo de nilon	118
5.43	Ignitor del Sistema de Liberación completado	119
5.44	Software RF_Setting3.7 Ebyte	127
5.45	Ventana de configuración de AccessPort.exe	127
5.46	Pantalla principal del AccessPort.exe recibiendo datos de telemetría	128
5.47	Archivo del Shield de Rastreo y Telemetría, fabricación capa superior	128
5.48	Archivo del Shield de Rastreo y Telemetría, fabricación capa inferior	129
5.49	PCB del Shield del Subsistema de Rastreo y Telemetría	129
5.50	Subsistema de Rastreo y Telemetría completo	129

5.51	Archivo del Shield de Registro de Medidas Inerciales, fabricación capa inferior	130
5.52	Archivo del Shield de Registro de Medidas Inerciales, fabricación capa inferior	130
5.53	PCB del Shield del Subsistema de Rastreo y Telemetría	130
5.54	Subsistema de Rastreo y Telemetría completo	130
5.55	Cápsula de electrónica desde arriba. Timer integrado	131
5.56	Cápsula de electrónica completa	132
5.57	Alojamiento de la Yi CAM	133
5.58	Sistema de Liberación y Recuperación fabricado y ensamblado	134
5.59	Sistema de Liberación y Recuperación (vista desde el extremo posterior)	134
5.60	Sistema de Liberación y Recuperación armado ON	135
5.61	Sistema de Liberación y Recuperación armado ON, recubierto con cinta adhesiva de aluminio	135
5.62	Ubicación del dispositivo Timer en la cápsula de electrónica	136
5.63	Archivo del Shield del Timer, fabricación capa superior	136
5.64	Archivo del Shield del Timer, fabricación capa inferior	136
5.65	PCB del dispositivo Timer	136
5.66	Dispositivo Timer acabado	137
5.67	Pestaña "COORDINATES" archivo Excel para patrón del paracaídas [1]	138
5.68	Patrón del Paracaídas de NAOS sobre la tela	138
5.69	Recortes de secciones del paracaídas	138
5.70	Alfileres de fijación entre pieza recortada en tela y patrón	139
5.71	Calcado de la silueta interior del patrón sobre la pieza recortada de tela	139
5.72	Parámetros de la máquina de coser para puntada recta	139
5.73	Pliegue de bordes con puntada recta	140
5.74	Parámetros de la máquina de coser para puntada en zigzag	140
5.75	Unión de diferentes secciones mediante puntada en zigzag	140
5.76	Unión entre secciones del paracaídas	141
5.77	Cinta de raso unida al paracaídas mediante puntada en zigzag	141
5.78	Paracaídas comparado con paraguas abierto	142
5.79	Paracaídas desplegado por completo	142
5.80	Impresión 3D de ojiva de NAOS	144
5.81	Impresión 3D por partes de ojiva de NAOS	144
5.82	Impresión 3D por partes de ojiva de NAOS	145
5.83	Impresión 3D de una aleta de NAOS	146
5.84	Impresión 3D del anillo superior de aletas	147
5.85	Impresión 3D del anillo inferior de aletas	147
5.86	Impresión 3D del conjunto de aletas y anillo	147
5.87	Impresión 3D del anillo inferior de aletas	148
5.88	Aletas de NAOS con capa de pintura	148
5.89	Mosquetón de unión con línea de vida	149
5.90	Sección del motor cohete de NAOS	150
5.91	Sección del electrónica de NAOS	150
5.92	Sección del paracaídas de NAOS	150
5.93	Cohete NAOS sin pintura	151
5.94	Cohete NAOS (Vista 1)	151
5.95	Cohete NAOS (Vistas 2 y 3)	151
5.96	Banco de ensayos vista en planta	152
5.97	Banco de ensayos	152
5.98	Banco de con motor cohete de NAOS	152
5.99	Rampa de lanzamiento parte inferior sin pintar	153
5.100	Banco de con motor cohete de NAOS	154

5.101	Vista del anclaje de la barra oblicua rigidizadora de la rampa de lanzamiento	154
5.102	Rampa de lanzamiento pintada y con pegatinas promocionales	155
5.103	Rampa de lanzamiento parte inferior sin pintar	155
6.1	Cronología de los ensayos en banco de NAOS	158
6.2	Fichero Excel "Po_v5.xlsm" (extensión de Macro)	159
6.3	Hoja "prueba propulsante" del excel del ensayo en banco	159
6.4	Hoja "prueba propulsante" tabla de eficiencia del grano de propulsante	160
6.5	Carga de 7 granos de propulsante para el ensayo en banco de Diciembre del 2018	163
6.6	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre de 2018	164
6.7	Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Diciembre 2018	164
6.8	Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Diciembre 2018 (Zoom)	165
6.9	Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Diciembre 2018	165
6.10	Comparativa del ensayo de Diciembre de 2018 con pruebas anteriores	165
6.11	Fotograma del ensayo de Diciembre de 2018 (tobera sub expansionada, ondas de expansión)	167
6.12	Ondas de choque producidas por el taponamiento de la tobera	167
6.13	Decoloración de la superficie de acero inoxidable del motor cohete tras la prueba de Diciembre de 2018	168
6.14	Tobera y cierre posterior tras la prueba en banco de Diciembre de 2018	168
6.15	Restos de inhibición tras la prueba en banco de Diciembre de 2018	169
6.16	Carga de 2 granos largos de propulsante para el ensayo en banco de Septiembre del 2020	171
6.17	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Septiembre 2020	172
6.18	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Septiembre 2020 con picos ampliados	172
6.19	Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Septiembre 2020	173
6.20	Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Septiembre 2020 (Zoom)	173
6.21	Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Septiembre 2020	173
6.22	Fotogramas del ensayo de Septiembre de 2020	174
6.23	Fotograma de eyección de ignitor del ensayo de Septiembre de 2020	175
6.24	Restos de inhibición tras la prueba en banco de Septiembre de 2020	175
6.25	Residuos en el cierre posterior tras la prueba en banco de Septiembre de 2020	176
6.26	Estado de la tobera tras la prueba en banco de Septiembre de 2020	176
6.27	Membrana de papel en la tobera del motor cohete	178
6.28	Carga de 2 granos largos de propulsante para el ensayo en banco de Diciembre del 2020	179
6.29	Posición de los granos de propulsante en el ensayo en banco de Diciembre del 2020	179
6.30	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre de 2020	180
6.31	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre 2020 (ampliado 1)	180
6.32	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Diciembre 2020 (ampliado 2)	181
6.33	Fotograma del ensayo de Diciembre de 2020 en el instante de la explosión	181
6.34	Fotograma de eyección de ignitor del ensayo de Diciembre de 2020, previo a la explosión	182
6.35	Restos de la inhibición tras el ensayo de Diciembre de 2020	182
6.36	Aspecto de la tobera tras el ensayo de Diciembre de 2020	183
6.37	Aspecto del borde de unión tobera y carcasa tras el ensayo de Diciembre de 2020	183
6.38	Aspecto del cierre posterior tras el ensayo de Diciembre de 2020	184
6.39	Aspecto de la carcasa tras el ensayo de Diciembre de 2020	184
6.40	Aspecto del banco de ensayos tras el ensayo de Diciembre de 2020	184
6.41	Gráfica de las deformaciones plásticas localizadas en la carcasa del motor	185
6.42	Gráfica de las deformaciones plásticas en longitud localizadas en la carcasa del motor	185
6.43	Carga de 5 granos cortos de propulsante para el ensayo en banco de Abril de 2021	188
6.44	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Abril 2021	189
6.45	Curva Empuje-Tiempo real y teórica del ensayo en banco de Abril 2021	189

6.46	Curva Empuje-Tiempo del ensayo en banco de Abril de 2021 con picos ampliados	189
6.47	Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Abril de 2021	190
6.48	Trayectoria con apertura de paracaídas del ensayo en banco de Abril de 2021 (Zoom)	190
6.49	Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Abril de 2021	191
6.50	Trayectoria en caída libre del ensayo en banco de Abril de 2021 (zoom)	191
6.51	Comparativa del ensayo de Abril de 2021 con pruebas anteriores	192
6.52	Gráfica de histórico de ensayos en banco. Comparación de Masa de Propulsante y Apogeo alcanzado	193
6.53	Fotograma del ensayo de Abril de 2021 en el instante de eyección del ignitor	193
6.54	Fotograma del ensayo de Abril de 2021 en el instante de Tobera Adaptada	193
6.55	Fotografía aérea del ensayo en banco de Abril de 2021	194
6.56	Restos de la inhibición tras el ensayo de Abril de 2021	194
6.57	Restos de la inhibición tras el ensayo de Abril de 2021 (ampliados)	194
6.58	Aspecto de la tobera tras el ensayo de Abril de 2021	195
6.59	Aspecto del cierre posterior tras el ensayo de Abril de 2021	196
6.60	Estado de las juntas tóricas de separación de granos de propulsante tras el ensayo de Abril de 2021	196
6.61	Aspecto de la carcasa tras el ensayo de Abril de 2021	196
6.62	Estado del tocón de madera tras el ensayo de Abril de 2021	196
6.63	Prototipo de pruebas del dispositivo de rastreo y telemetría	198
6.64	Equipo de terrestre de recepción de datos	199
6.65	Timer	200
6.66	Pruebas de plegado del paracaídas	201
6.67	Pruebas de plegado del paracaídas	201
6.68	Pruebas de plegado del paracaídas	202
6.69	Pruebas de plegado del paracaídas	202
6.70	Carga de 5 granos cortos de propulsante (sin pintar con pólvora negra) para el Lanzamiento de NAOS de Mayo de 2021	204
6.71	Anclaje de cohete NAOS a rampa de lanzamiento	204
6.72	Charla informativa impartida por Álvaro Sáez Zapata	205
6.73	NAOS en rampa de lanzamiento. Imagen 1	205
6.74	NAOS en rampa de lanzamiento. Imagen 2	206
6.75	Foto familia junto a NAOS	206
6.76	Foto NAOS con sus creadores	206
6.77	Despegue de NAOS	207
6.78	Vuelo de subida de NAOS	208
6.79	Apertura de paracaídas	208
6.80	Curvatura trayectoria vuelo NAOS	209
6.81	Rotura a cizalladura de la cuerda del paracaídas	209
6.82	Ángulo de impacto contra el suelo	210
6.83	Modo de rotura del acoplamiento entre secciones	210
6.84	Estado de NAOS tras el impacto con el suelo	211
6.85	Efectividad de la inhibición del motor	211
6.86	Ejes de referencia del IMU dentro de NAOS	212
6.87	IMU: Aceleración vs Tiempo	213
6.88	IMU: Aceleración vs Tiempo (zoom)	213
6.89	Ensayo en banco: Aceleración vs Tiempo	214
6.90	IMU: velocidad angular vs Tiempo	215
6.91	GPS: Velocidad vs Tiempo	215
6.92	Teórico: Velocidad vs Tiempo	216

6.93	IMU: Altura vs Tiempo	216
6.94	GPS: Altura vs Tiempo	216
6.95	Teórico: Altura vs Tiempo	217
6.96	Datos característicos medidos por los diferentes dispositivos	217
6.97	Trayectoria del vuelo de NAOS. Vista 1	218
6.98	Trayectoria del vuelo de NAOS. Vista 2	218
6.99	Trayectoria del vuelo de NAOS. Vista 3	218
C.1	Tabla normalizada de tubos de PVC Pluvial	235
C.2	Tabla normalizada de tubos de PVC	236
C.3	Tabla normalizada de tubos de Acero Inoxidable	237
C.4	Propiedades Acero Inoxidable 304	237
C.5	Clase del motor cohete en función de su impulso total [1]	238
C.6	Planos de las secciones del motor cohete	239
C.7	Plano Tobera Adaptada de NAOS	285
C.8	Patrón para recorte de piezas sueltas del paracaídas semielipsoidal	286

# Índice de Tablas

---

3.1	Reactivos y productos de la reacción de oxidación	9
3.3	Muestras para experimento de materiales de inhibición	24
3.5	Características generales según el modo de descenso	37
4.1	Características muelle Vanel C.700.360.3200.A	77
6.1	Prestaciones simulación lanzamiento Diciembre 2018	163
6.2	Prestaciones simulación lanzamiento Septiembre 2020	171
6.3	Características del motor cohete en el ensayo en banco de Diciembre de 2020	180
6.4	Prestaciones simulación lanzamiento Abril 2021	188





# Bibliografía

---

- Richard Nakka, *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*, Julio 1997
- George P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements* (Seventh Edition), [http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE5540web/propulsion\\_systems/subpages/Rocket\\_propulsion\\_Elements.pdf](http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE5540web/propulsion_systems/subpages/Rocket_propulsion_Elements.pdf)
- Georgia Tech, *Solid Rocket Motors*,  
[http://seitzman.gatech.edu/classes/ae6450/solid\\_motor\\_burning\\_rate.pdf](http://seitzman.gatech.edu/classes/ae6450/solid_motor_burning_rate.pdf)
- India in Space World, *Types of Satellite Orbits*, <http://indiainspaceworld.blogspot.com/2012/>
- Richard Nakka, *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site: Rocketry Software*, última actualización 14 de Mayo de 2021
- T.W.Knacke, *Parachute Recovery Systems Design Manual*, Marzo 1991
- José M. Goicolea Ruigómez, *Curso de Mecánica, Capítulo 10: Dinámica de Impulsiones*, Mayo de 2001, actualizado 8 dic 2010
- Rayguardo, *Art Punto: Sobre la Resistencia Mecánica de los Tornillos de Acero (162464518)*, Servicio Nacional de Aprendizaje
- Página Web Ingemecánica (Tutorial nº 32), *Diseño y Cálculo de las Uniones Atornilladas* <https://ingemecanica.com/tutorialsemanal/tutorialn32.htmlseccion51>
- Página Web Tesis en Red (Tesis Doctorals en Xarxa, TDX), *Tensiones en un cilindro debidas a la presión hidráulica* <https://www.tesisenred.net/bitstream/handle/10803/6739/12EAsm12de13.pdf?sequence=12>
- Página Web PicManía by RedRaven, *ELECTRÓNICA BÁSICA: EL TIMER NE555 y sus Encantos* [http://picmania.garcia-cuervo.net/electronica\\_basica55.php](http://picmania.garcia-cuervo.net/electronica_basica55.php)
- Jesús Manuel Recuenco Andrés, *MODELISMO ESPACIAL: Manual de Construcción de Modelos Espaciales* [http://www.hobbymodel.es/upload/ModelismoEspacial\\_R6octubre2008.pdf](http://www.hobbymodel.es/upload/ModelismoEspacial_R6octubre2008.pdf)