

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA
TRABAJO FIN DE GRADO

***ANÁLISIS DEL MOTOR DE UN COHETE
HÍBRIDO MEDIANTE EL MÉTODO DE
LOS ELEMENTOS FINITOS***

Alumno/Alumna: Unamuno Barbolla, Laura

Director/Directora: Coria Martínez, Ibai

Curso: 2018-2019

Fecha: Bilbao, 20 de junio de 2019

Agradecimientos

*Un pequeño paso para el hombre, un gran paso
para la humanidad.*

Neil Armstrong

La realización del presente proyecto se enmarca dentro del equipo *BiSKY Team*, cuya existencia es posible gracias a las diferentes entidades que patrocinan y apoyan al equipo. Su aportación económica y asesoramiento son claves para poder desarrollar los diferentes retos que se afrontan dentro del equipo con la ambición de ser mejores profesionales el día de mañana.

El equipo *BiSKY Team* ofrece la oportunidad de seguir aprendiendo de forma autónoma en horas extracurriculares a aquellos alumnos que no se conforman con lo aprendido en las lecciones. Además, por su metodología de trabajo y las gestiones a realizar contribuyen a que el alumno se encuentre preparado a su salida al mercado laboral. Este aprendizaje continuo se lleva a cabo en un ambiente de compañerismo y apoyo grupal buscando que aquellos que se unan se sientan parte de una gran familia.

Se agradece el apoyo formativo del tutor Ibai Coria Martínez, profesor de la Escuela de Ingeniería de Bilbao. También se agradece el apoyo a todos los compañeros que han colaborado para que este proyecto haya salido adelante con éxito.

Resumen ejecutivo

- **Alumno:** Laura Unamuno Barbolla.
- **Titulación:** Grado en Ingeniería Mecánica.
- **Director:** Ibai Coria Martínez.
- **Título del proyecto:** Análisis del motor de un cohete híbrido mediante el Método de los Elementos Finitos.
- **Departamento:** Ingeniería Mecánica de la Escuela de Ingeniería de Bilbao (EIB).
- **Fecha de comienzo del proyecto:** Noviembre de 2018.
- **Fecha de finalización del proyecto:** Junio de 2019.
- **Resumen:** Los cohetes y su utilización en vuelos, o para el transporte de elementos, siempre ha sido un sueño hecho realidad. En la actualidad, existen numerosas empresas y agencias espaciales que desarrollan nuevas tecnologías con el objetivo de promover el progreso en la línea de investigación aeroespacial. Sin embargo, no solo empresas y agencias del sector intentan fijarse objetivos para lograr estos nuevos retos. En la Universidad del País Vasco (UPV) ha surgido un equipo de trabajo, conocido como *BiSKY Team*, que tiene como misión diseñar un cohete que llegue a la línea de Kármán, a 100 km de altura. Este grupo pretende ser el primero en construir un motor de propulsión híbrida a nivel europeo que alcance esa meta.

Dentro de este grupo cada equipo de estudiantes diseña, construye y prueba diferentes partes de un motor de cohete híbrido, ofreciendo a los miembros la oportunidad de desarrollar habilidades y conocimientos clave al diseñar y probar subsistemas de estos cohetes. Los proyectos actuales incluyen investigaciones de combustiones y aditivos posibles, diseños estructurales livianos y aerodinámicos, investigación de dinámica de fluidos computacional, un sistema de recuperación de cohete mediante dos paracaídas, entre otros. Cada uno de los proyectos ofrece una visión detallada de un componente específico de un subsistema.

Considerando todo lo anterior, este documento describe el proceso de análisis del motor híbrido denominado M1. El objetivo de analizar este motor es simular el comportamiento cercano a la realidad del motor que irá en el cohete que alcanzará la línea de Kármán. Para ello, se analiza el comportamiento del conjunto mediante MEF (Método de Elementos Finitos), comprobando si el modelo es capaz de soportar las presiones internas y temperaturas a las que se ve sometido, y teniendo en cuenta las tensiones y deformaciones que aparecen en él.

La posibilidad de realizar un análisis previo a la experimentación permite ahorrar en el proceso de fabricación múltiples iteraciones. Además, los resultados obtenidos permiten a cada equipo conocer distintos parámetros del comportamiento que servirán como datos de partida en posteriores prototipos.

Por último, destacar que gracias a la experiencia general de este proyecto, que se podría replicar con facilidad y de forma económica por otras instituciones, sería interesante crear un campeonato europeo que permita que se propongan nuevos retos, permitiendo el aprendizaje mutuo entre equipos de diferentes instituciones.

- **Abstract:** Rockets and their use in flights, or for the transport of elements, has always been a dream come true. Today, there are many companies and space agencies that develop new technologies with the aim of promoting progress in the line of aerospace research. However, it is not only companies and agencies in the sector that are trying to set themselves objectives in order to achieve these new challenges. The University of the Basque Country has created a team known as *BiSKY Team*, whose mission is to design a rocket that will reach the Karman line at an altitude of 100 km. This group aims to be the first to build a hybrid propulsion rocket at a European level.

Within this group each team of students designs, builds and tests different parts of a hybrid rocket engine, offering members the opportunity to develop skills and knowledge by designing and testing subsystems of these rockets. Current projects include investigations of possible combustion and additives, lightweight and aerodynamic structural designs, computational fluid dynamics research, a two-parachute rocket recovery system, among others. Each project provides a detailed view of a specific component of a subsystem.

Considering the above, this document describes the analysis process of the hybrid rocket called M1. The objective of analyzing this is to simulate the behavior close to the reality of the rocket that will reach the Kármán line. To do this, the behaviour of the assembly is analysed by Finite Element Method, checking whether the model is capable of withstanding the internal pressures and temperatures to which it is subjected and taking into account the stresses and deformations that appear in it.

The possibility of carrying out an analysis prior to experimentation allows multiple iterations to be saved in the manufacturing process. In addition, the results obtained allow each team to know different parameters of behavior that will serve as input in later prototypes.

Finally, it should be noted that thanks to the general experience of this project, which could be easily and economically replicated by other institutions, it would be interesting to create a European championship that allows new challenges to be proposed, allowing mutual learning between teams from different institutions.

- **Laburpena:** Errealitate bihurtutako ametsa izan dira betidanik suziriak eta hauen erabilera hegaldietan. Gaur egun, badira enpresa eta espazio agentzia ugari teknologia berriak garatzen dituztenak ikerkuntza aeroespazialaren alorrean aurrerakuntza sustatzeko helburuarekin. Hala ere, sektoreko enpresa eta agentzia horiek ez dira erronka berri horiek lortzeko helburuak ezartzen dituzten bakarrak. Euskal Herriko Unibertsitatean (EHU) lan talde bat sortu da, *BiSKY Team* izenekoa, Kármán

marraraino heltzeko gai den suziri bat diseinatzeko eginkizunarekin, 100km-ko altueraraino. Talde honek, propulsiio hibridodun motore bat eraikitzen lehenengoa izan nahi du.

Talde honen barruan, ikasle talde bakoitzak suziri motore hibrido baten atal desberdinak diseinatu, eraiki eta frogatzen ditu, taldekideei, suziri hauen azpisistemak frogatzea dela medio, funtsezko ezagutza eta trebetasunak garatzeko aukera eskainiz. Egungo proiektuek errekuntza eta gehigarri posibleen ikerketa, egitura diseinu arin eta aerodinamikoak, jariakinen dinamika konputazionalaren ikerketa, eta bi jausgailu bidezko suziriaren berreskuratze sistema barne hartzen ditu, besteak beste. Proiektu horietako bakoitzak, azpisistema baten osagai jakin baten ikuspegi oso zehatza eskaintzen du.

Hau guztia kontuan hartuta, dokumentu honek M1 izeneko motore hibridoaren aztertze prozesua deskribatzen du. Azterketa honen helburua Kármán marrara helduko den suziriaren motoreak izan dezakeen jarrera simulatzea da, errealitatera ahalik eta gehien gerturatuz. Horretarako, atalen multzoaren jarrera aztertzen da Elementu Finitoen Metodoa bidez, ereduaren barne presio eta tenperatura jasateko gai izango den konprobatuz eta ereduarengan agertuko diren tentsio eta deformazioak kontuan izanda.

Saiakera aurreko analisisia egin ahal izateak fabrikazio prozesuan errepikatze desberdinak burutu behar izatea ekiditen du. Gainera, lortutako emaitzek jarreraren parametro desberdinak ezagutzea baimentzen dio talde bakoitzari, geroagoko prototipoetan abiapuntu datu bezala erabili daitezkeenak.

Azkenik, esatea, proiektuak eskaini duen esperientziari esker, bestelako instituzioek erreztasunarekin eta modu ekonomikoan erreplikatu dezaketena, Europako txapelketa sortzea interesgarria litzatekeela, modu honetan, erronka berriak proposatzea ahalbidetuz eta instituzio desberdinetako taldeen artean ikasketa prozesua baimenduz.

Tabla de acrónimos

Tabla 1: Tabla de acrónimos.

Acrónimo	Término
<i>CNSA</i>	<i>China National Space Administration</i>
<i>CS</i>	Coficiente de seguridad
<i>EEUU</i>	Estados Unidos
<i>EHU</i>	<i>Euskal Herriko Unibertsitatea</i>
<i>EIB</i>	Escuela de Ingeniería de Bilbao
<i>ESA</i>	<i>European Space Agency</i>
<i>FAI</i>	Federación Aeronáutica Internacional
<i>FP</i>	Formación Profesional
<i>gdl</i>	Grados de libertad
<i>ISAS</i>	Instituto de Ciencias Espaciales y Astronáuticas
<i>JAXA</i>	<i>Japan Aerospace Exploration Agency</i>
<i>MEF</i>	Método de Elementos Finitos
<i>NAL</i>	Laboratorio Aeroespacial Nacional de Japón
<i>NASA</i>	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
<i>NASDA</i>	Agencia nacional de Desarrollo Espacial de Japón
<i>P</i>	Personal del equipo de trabajo
<i>PT</i>	Paquete de trabajo
<i>SSC</i>	<i>Stennis Space Center</i>
<i>SW</i>	<i>Software</i>
<i>UPV</i>	Universidad del País Vasco
<i>WSTF</i>	<i>White Sands Test Facility</i>
<i>3D</i>	Tres dimensiones

Índice

Agradecimientos	III
Resumen ejecutivo	V
Tabla de acrónimos	IX
I MEMORIA	1
1. Introducción	3
2. Objetivos	5
3. Beneficios	7
3.1. Beneficios de la exploración espacial	7
3.2. Beneficios de los cohetes híbridos	7
3.3. Beneficios de la ejecución del análisis mediante MEF de M1	8
4. Motores híbridos en cohetes: estado del arte	9
4.1. Introducción	9
4.2. Agencias espaciales más importantes del momento	9
4.3. Funcionamiento de motores híbridos	10
4.4. Esquema general del prototipo de un motor de cohete híbrido para realizar evaluaciones experimentales.	12
4.4.1. Parámetros de interés durante un ensayo	13
4.4.2. Tipos de pruebas para la validación de un ensayo	14
4.5. Centros de pruebas de propulsión existentes	14
4.5.1. <i>Stennis Space Center</i> (SSC)	15
4.5.2. <i>Marshall Space Flight Center</i>	16
4.5.3. <i>Plum Brook Station</i>	16
4.5.4. <i>White Sands Test Facility</i> (WSTF)	17
4.6. Conclusiones	18
5. Alternativas para el desarrollo del prototipo del motor de un cohete y selección de la solución	19

5.1.	Introducción	19
5.2.	Alternativas de combustible empleado para M1	19
5.2.1.	Cohetes de combustible sólido	20
5.2.2.	Cohetes de combustible líquido	20
5.2.3.	Cohetes híbridos	21
5.2.4.	Criterios de selección y elección de la solución	21
5.3.	Alternativas de diseño de los componentes de M1	22
5.3.1.	Subconjunto que contiene al inyector	22
5.3.2.	Retén postcombustión	22
5.3.3.	Tobera	24
5.3.4.	Estanqueidad en la cámara de postcombustión	26
5.3.5.	Criterios de selección y elección de la solución	26
5.4.	Conclusiones	27
6.	Riesgos del proyecto y plan de calidad	29
6.1.	Introducción	29
6.2.	Riesgos de gestión o de personal	29
6.3.	Riesgos de ruptura o avería	30
6.4.	Riesgos de diseño o ejecución	30
6.5.	Resumen y matriz de riesgos	31
6.6.	Conclusiones	32
II	DISEÑO Y METODOLOGÍA	33
7.	Funcionamiento y caracterización de un banco de ensayos para motores de cohetes híbridos	35
7.1.	Introducción	35
7.2.	Banco de ensayos: arquitectura	35
7.3.	Banco de ensayos: especificaciones funcionales	38
7.4.	Procedimiento a seguir durante la realización de un ensayo	41
7.5.	Proceso de diseño y puesta en marcha del banco de ensayos.	42
7.5.1.	Proceso de diseño de piezas	42
7.5.2.	Proceso de análisis de piezas	42
7.5.3.	Proceso experimental	43
7.6.	Conclusiones	43
8.	Aplicación de la herramienta de simulación <i>ANSYS Workbench</i> para el análisis del motor híbrido M1	45
8.1.	Introducción	45
8.2.	Configuración del tipo de análisis que se realiza mediante <i>ANSYS Workbench</i> para un motor híbrido M1	46
8.3.	Configuración de los materiales de las piezas a analizar	47
8.4.	Configuración de la geometría a analizar	49

8.5.	Configuración de los parámetros en el submódulo <i>Model</i>	53
8.5.1.	Condiciones de contorno aplicadas a M1	53
8.5.2.	Cargas a las que se ve sometido el conjunto	53
8.5.3.	Contactos entre piezas	54
8.5.4.	Mallado	59
8.6.	Obtención de resultados de la simulación del comportamiento del motor híbrido M1	60
8.7.	Conclusiones	70
9.	Metodología y planificación del proyecto	73
9.1.	Introducción	73
9.2.	Equipo de trabajo	74
9.3.	Definición de los paquetes de trabajo	74
9.3.1.	PT1: Búsqueda de información	75
9.3.2.	PT2: Estado del arte y alternativas	75
9.3.3.	PT3: Desarrollo del diseño	75
9.3.4.	PT4: Análisis del banco de trabajo mediante <i>ANSYS Workbench</i>	76
9.3.5.	PT5: Elaboración del documento	76
9.4.	Conclusiones	76
10.	Recursos del proyecto y desglose de gastos	77
10.1.	Introducción	77
10.2.	Recursos humanos: horas internas	77
10.3.	Recursos materiales	78
10.4.	Conclusiones	81
11.	Conclusiones y líneas futuras	83
11.0.1.	Conclusiones	83
11.0.2.	Líneas futuras	84
	Bibliografía	85
III	APÉNDICES	87
A.	Planos de M1	89

Índice de figuras

4.1.	Esquema general de un motor híbrido de cohete.	11
4.2.	Esquema general de un prototipo de motor para realizar pruebas en bancos de ensayos.	12
4.3.	Cámara de combustión de un cohete híbrido.	13
4.4.	<i>Test Stands</i> del centro de pruebas SSC.	15
4.5.	Despegue de <i>Apollo 9</i> desde el <i>Marshall Space Flight Center</i>	16
4.6.	<i>Plum Brook Station</i>	17
4.7.	<i>White Sands Test Facility</i>	17
5.1.	Ejemplo de cohete de combustible sólido.	20
5.2.	Ejemplo de parte posterior de cohete de combustible líquido.	21
5.3.	Evolución de la cámara que recoge al inyector final.	23
5.4.	Retén de post combustión en el conjunto M1.	24
5.5.	Perfiles de las posibles toberas.	25
5.6.	Perfiles de las posibles toberas.	25
5.7.	Cámara de postcombustión en el conjunto M1.	26
6.1.	Matriz de riesgos.	31
7.1.	<i>Test Stand</i> de M1.	36
7.2.	Sección de cámara de combustión.	36
7.3.	Explosionado de la parte caliente de M1.	37
7.4.	Cámara de precombustión.	37
7.5.	Cámara de postcombustión.	38
7.6.	Vista en perspectiva de la cámara de combustión sobre la mesa soporte.	39
7.7.	Célula de carga tipo viga.	40
7.8.	Mitad por simetría de tobera cónica.	40
7.9.	Mitad por simetría de inyector.	41
7.10.	Gap tobera- <i>bulkhead</i>	41
8.1.	Módulos que ofrece <i>ANSYS Workbench</i> para realizar análisis.	46
8.2.	Módulos utilizados en el análisis que se presenta en este proyecto.	47
8.3.	<i>Engineering Data</i> utilizado en el análisis de M1.	48
8.4.	Propiedades de los materiales utilizados en el análisis de <i>ANSYS Workbench</i>	49

8.5. Simplificaciones realizadas en la parte caliente de M1.	50
8.6. Modelo final a analizar en <i>ANSYS Workbench</i>	51
8.7. Modificaciones realizadas en el conjunto M1.	52
8.8. Condiciones de contorno para el conjunto M1.	54
8.9. Contactos definidos en <i>ANSYS Workbench</i>	55
8.10. Contactos entre piezas 1.	56
8.11. Contactos entre piezas 2.	57
8.12. Contactos entre piezas 3.	58
8.13. Malla final del conjunto.	59
8.14. Resultados generales que ofrece <i>ANSYS Workbench</i>	62
8.15. Resultados de las piezas más críticas que ofrece <i>ANSYS Workbench</i>	64
8.16. M1 modificado con el fin de mejorar su comportamiento.	65
8.17. Resultados de las piezas que en el análisis del conjunto anterior eran más críticas.	68
8.18. Datos del corcho usados en <i>ANSYS Workbench</i>	69
8.19. Distribución de tensiones en la tobera perteneciente al conjunto en el que el retén es de corcho.	70
9.1. Patrocinadores del equipo BiSKY Team.	74
9.2. Diagrama de Gantt general mostrando los paquetes de trabajo.	75

Índice de Tablas

1.	Tabla de acrónimos.	IX
4.1.	Partes de la estructura del motor de un cohete híbrido.	11
4.2.	Ventajas y desventajas de un sistema de propulsión de cohete híbrido.	12
5.1.	Ventajas y desventajas de los cohetes sólidos y líquidos.	21
6.1.	Riesgos en el desarrollo del proyecto.	31
8.1.	Propiedades de interés del material en función del análisis a realizar en el módulo <i>Static Structural</i>	47
8.2.	Tamaño de elemento impuesto en <i>ANSYS Workbench</i>	59
8.3.	Tensión de fluencia de los materiales dúctiles empleados.	61
8.4.	Tensión última del material frágil empleado.	61
8.5.	Tensión equivalente de Von-Mises de las piezas que componen el conjunto para las solicitaciones a las que se ve expuesto y coeficiente de seguridad obtenido.	63
8.6.	Tensiones principales en los tres puntos más críticos de la tobera.	63
8.7.	Tensión equivalente de von-Mises de las piezas que componen el conjunto para las solicitaciones a las que se ve expuesto tras realizar modificaciones y coeficiente de seguridad obtenido.	66
8.8.	Tensiones principales en los tres puntos más críticos de la tobera.	67
8.9.	Tensión equivalente de Von-Mises de las piezas que componen el conjunto para las solicitaciones a las que se ve expuesto tras realizar modificaciones y sustituir el retén postcombustión de acero por uno de corcho y coeficiente de seguridad obtenido.	69
8.10.	Tensiones principales en los tres puntos más críticos de la tobera.	70
9.1.	Equipo interno de BiSKY Team.	74
10.1.	Presupuesto del sistema de alimentación.	78
10.2.	Presupuesto de las herramientas para la fabricación de la estructura.	78
10.3.	Presupuesto de la tornillería.	79
10.4.	Presupuesto de la cámara de combustión.	79
10.5.	Presupuesto de los combustibles.	80
10.6.	Presupuesto de la estructura soporte.	80

10.7. Presupuesto del sistema de ignición.	81
10.8. Presupuesto total del proyecto.	81

Parte I

MEMORIA

Capítulo 1

Introducción

RESUMEN: Este capítulo, en el cual se expone la necesidad de realizar el análisis documentado, presenta una breve introducción de la temática del proyecto. Además, también se presenta una descripción de la estructura del documento.

BiSKY Team es un equipo de la Escuela de Ingeniería de Bilbao (EIB) compuesto por estudiantes de diferentes titulaciones. Este equipo se creó en marzo de 2018 con el objetivo de hacer un cohete de motor híbrido que pudiese llegar al espacio, superando la Línea de Kármán¹. Varias universidades europeas persiguen el mismo reto, por ello, aunque no haya aún una competición regulada, todos los equipos se encuentran en una carrera espacial por ser los primeros en conseguirlo.

Debido al escaso conocimiento que se tiene en esta materia, surge la necesidad de realizar una serie de cohetes en lugar de uno único que alcance el límite mencionado. Hasta el momento, en el equipo *BiSKY Team* se han diseñado dos cohetes, *Alpha* y *Bravo*, los cuales han ayudado a conocer y comprender el comportamiento de estos durante su vuelo permitiendo parametrizar valores de interés. No obstante, no se tiene suficiente información ni medios para comenzar a diseñar la serie de cohetes pertenecientes a la familia de lanzadores *COSMOX*, los cuales se acercarán más al objetivo predeterminado. Dado que la inversión de tiempo y dinero es elevada a la hora de lanzar cada cohete y teniendo en cuenta que los motores híbridos ya constan de materia suficiente para realizar un estudio, se realizan prototipos de motores que simulan el comportamiento de estos durante su encendido en un banco de ensayos denominado *Test Stand*.

En este contexto, este proyecto se enmarca dentro del equipo de trabajo *BiSKY Team* pretendiendo llevar a cabo el análisis de primer prototipo de motor de un cohete híbrido, conocido como M1, mediante el método de los elementos finitos (MEF).

¹La Línea de Kármán es la frontera que acepta la Federación Aeronáutica Internacional (FAI) para definir el límite del espacio y se sitúa a 100 km de altura sobre el nivel del mar.

Para abordar el trabajo realizado, se ha estructurado el presente documento en dos partes principales:

1. Memoria del proyecto

- Después de enmarcar el proyecto en el presente capítulo, el capítulo 2 describe los objetivos del mismo.
- El capítulo 3 expone beneficios por los que merece la pena la existencia y ejecución de este proyecto.
- El capítulo 4 consiste en un estudio acerca de los distintos métodos de diseño y ensayo de motores de cohetes. Además, se describen los principales centros de pruebas de propulsión existentes a día de hoy.
- El capítulo 5 compara las alternativas existentes tanto para combustibles con los que se puede propulsar un cohete, como para el diseño de sus componentes.
- Finalmente, el capítulo 6 plantea las dificultades durante la ejecución del proyecto y aporta soluciones al respecto.

2. Diseño y metodología

- El capítulo 7 muestra la arquitectura y el funcionamiento del banco de ensayos denominado *Test Stand* donde se prueba el prototipo de motor M1.
- El capítulo 8 explica el funcionamiento y desarrollo de la herramienta de simulación *ANSYS Workbench*.
- El capítulo 9 expone el equipo de trabajo que interviene en el proyecto y desarrolla cada paso dado en la ejecución del mismo.
- El capítulo 10 muestra los recursos utilizados para la elaboración del proyecto. Estos recursos se dividen en humanos y materiales.
- Finalmente, el capítulo 11 describe las conclusiones obtenidas al realizar el presente proyecto e indica las líneas futuras de interés del mismo.

Capítulo 2

Objetivos

RESUMEN: En este capítulo se expone el objetivo principal de este proyecto, así como el alcance del mismo.

Los parámetros que se obtienen a través de mediciones realizadas en el *Test Stand* son válidos para conocer cómo reacciona el conjunto a las sollicitaciones a las que está expuesto. De esta forma, al diseñar el motor que propulsará el cohete que superará la Línea de Kármán se tendrán en cuenta los valores obtenidos en estas, ayudando a predecir el comportamiento del mismo. Estos parámetros son:

- Temperatura alcanzada por el motor debido a la combustión.
- Presión a la que se ve sometido el motor por la inyección del comburente.
- Deformación del motor por las temperaturas y presiones a las que se ve expuesto durante el ensayo.
- Flujo obtenido tras la combustión.
- Empuje que genera el motor.
- Modos de resonancia del motor cuando se encuentra en funcionamiento.

Aunque el análisis empírico mediante el banco de pruebas permite una validación cercana a la realidad, este requiere la fabricación de las piezas y la adquisición de sensores e instrumentación para la realización de mediciones, por lo que aumenta el coste y dificulta la solución del problema. Por este motivo, se debe realizar, previo al ensayo, un análisis computacional con condiciones cercanas a la realidad evitando posibles futuros fallos en el análisis empírico.

Teniendo en cuenta lo citado anteriormente, este proyecto tiene como objetivo realizar el análisis computacional del comportamiento del prototipo de motor híbrido M1. De esta forma, se consiguen obtener las tensiones y deformaciones que se darán en él para los esfuerzos originados tanto por las altas temperaturas como por las elevadas presiones a las que el conjunto se ve sometido.

Alcance del proyecto:

Este proyecto presenta la elaboración del análisis computacional realizado para el prototipo del motor híbrido llamado M1. Dicho análisis se ha realizado a través del programa *ANSYS Workbench*, el cual trabaja mediante MEF.

Para el previo diseño estructural de M1 y su propulsión se han llevado a cabo diversas investigaciones buscando alternativas para cada una de ellas y seleccionando la mejor solución para el prototipo presentado.

A su vez, al realizar el análisis mediante el *software* (SW) *ANSYS Workbench* se ha profundizado en los manuales de uso del mismo para conseguir una simulación lo más cercana a la realidad con el menor coste computacional.

De esta forma, se ha diseñado y analizado computacionalmente el banco de pruebas que posteriormente se empleará para probar M1.

Capítulo 3

Beneficios

RESUMEN: A lo largo de este capítulo se desarrollan los motivos por los que son de interés la exploración espacial, el desarrollo de los cohetes híbridos y la ejecución de este proyecto.

3.1. Beneficios de la exploración espacial

La exploración espacial trae implícita la necesidad de desarrollar nuevas tecnologías , nuevos sistemas y nuevos materiales con el fin de llevar a cabo las misiones propuestas. Abordar estos retos ha supuesto un gran avance en la Ingeniería Aeroespacial [1].

Por un lado, la electrónica instalada en los vehículos espaciales ha sido desarrollada intentando reducir al máximo el peso y volumen de estas. Esta evolución ha revolucionado la electrónica, las telecomunicaciones, la informática y la robótica que se conocían hasta el momento [1].

Lo mismo ha ocurrido con el campo de la medicina, en cuyo caso ha favorecido el desarrollo de resonancias magnéticas, Tacs, ecografías y demás tecnologías usadas a día de hoy en todos los hospitales [1].

No obstante, estas no son las únicas tecnologías que se benefician de los avances en el ámbito aeroespacial. La meteorología, las matemáticas, el desarrollo de los alimentos, etc. son otras de las materias que han evolucionado [1].

3.2. Beneficios de los cohetes híbridos

El sistema de propulsión híbrido en cohetes fue desarrollado con el fin de mejorar el rendimientos y disminuir los costes de los cohetes de propelentes ¹ sólidos y líquidos [2].

Los cohetes híbridos quemán combustible sólido en presencia de oxidante líquido. De esta forma el combustible sólido aporta la simplicidad y el menor coste al conjunto mientras que el líquido permite el control de flujo permitiendo maniobrar de forma precisa [2].

¹Propelente para motores de cohetes: Diversas sustancias que reaccionan en la cámara de combustión generando gases a alta presión y temperatura que se aportan un empuje al ser expulsados.

3.3. Beneficios de la ejecución del análisis mediante MEF de M1

El prototipo M1 es de gran interés para obtener datos que facilitarán el posterior diseño del motor que volará en el interior del cohete lanzado al espacio. Sin embargo, de no realizar un análisis previo para saber cómo se comporta dicho prototipo, podrían obviarse posibles fallos futuros. De surgir algún fallo mecánico, teniendo en cuenta a las presiones a las que se trabaja, el resultado sería catastrófico puesto que podría explotar y no se obtendría ningún parámetro ni medición del ensayo realizado.

Por este motivo, son elevados los beneficios que aporta este proyecto, ya que asegura, mediante un análisis previo con *ANSYS Workbench*, que el conjunto trabajará correctamente y que los datos obtenidos serán válidos.

Por otro lado, *BiSKY Team* es un equipo joven (creado en el año 2018), el cual nació de la mano de estudiantes de la EIB. En este año de edad son muchas las organizaciones tanto internas como externas que se han unido al proyecto con diferente tipo de aportaciones: económicas, de apoyo educacional, ofreciendo valoraciones y consejos de los proyectos que se realizan... Esta buena acogida del entorno facilita el trabajo a realizar por los miembros del equipo. No obstante, este proyecto es inviable sin el apoyo financiero que los patrocinadores brindan ya que no se podría fabricar ninguno de los diseños realizados y, del mismo modo, tampoco se podría mandar un cohete al espacio.

Por este motivo, la realización de este proyecto tiene un gran valor económico ya que, mediante los análisis realizados en él, se obtienen los parámetros con los que mejor funcionan las piezas y con los que se supone que no ocurrirá el fallo de estas. De este modo, y teniendo en cuenta los escasos recursos financieros con los que se cuenta, se consigue la posibilidad de solo realizar un ensayo empírico pudiendo asegurar que las piezas tendrán un buen comportamiento.

Capítulo 4

Motores híbridos en cohetes: estado del arte

RESUMEN: A lo largo de este capítulo se han explicado los fundamentos básicos de los motores híbridos para cohetes, analizando su funcionamiento y posibles modelos y mencionando los principales centros de pruebas de propulsión existentes.

4.1. Introducción

Según la *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), uno de los significados de la palabra cohete se refiere al vehículo alto, alargado y redondo usado para ser lanzado al espacio [3].

El sistema básico de funcionamiento de los motores que propulsan cohetes se resume como una reacción en el interior del motor de la cual se obtienen gases calientes que son expulsados haciendo que este se desplace. El motor de un cohete funciona según la tercera ley de Newton. Esta ley dice que cuando un objeto ejerce una determinada fuerza sobre otro, el objeto que recibe dicha fuerza ejercerá una fuerza en dirección opuesta, pero de igual magnitud al primer objeto [4]. Teniendo en cuenta esta ley, se entiende el funcionamiento del motor; este empuja a su escape, el cual reacciona empujando al motor con la misma fuerza que el primero ha ejercido sobre el segundo, siendo este proceso iterativo, se consigue mover el vehículo.

Por otro lado, los motores de cohetes tienen una esencial diferencia con los motores a reacción. Los cohetes llevan desde el principio consigo todo el material que necesitan para la combustión mediante la cual obtienen el empuje necesario para moverse. Es decir, estos no necesitan aire del exterior (los motores a reacción sí) para funcionar dado que están preparados para trabajar en el espacio, donde no se encuentra este fluido [3].

4.2. Agencias espaciales más importantes del momento

La importancia del sector aeroespacial ha incrementado con el paso de los años. Lo que comenzó con un fin puramente militar ha evolucionado hacia un ámbito direccionado

hacia el desarrollo y conocimiento de nuevas tecnologías y fronteras. Por este motivo, se han creado diferentes agencias espaciales dedicadas al desarrollo y la regulación de este campo en diferentes estados o agrupaciones. A continuación, se exponen las más importantes del momento.

- **NASA:** Esta agencia pertenece a los Estados Unidos (EEUU) y fue creada el 29 de julio de 1958. La tecnología desarrollada por esta entidad se ha usado tanto en el ámbito espacial como en otros sectores privados. La NASA es un organismo líder en investigación científica y tecnología en general [5].
- **European Space Agency (ESA):** Es la Agencia Espacial Europea creada en 1975. Dicha agencia elabora y ejecuta el programa espacial europeo. Su objetivo principal es el de conocer mejor la tierra, su entorno espacial inmediato, el Sistema Solar y el universo. A su vez, la ESA promueve el desarrollo de nuevas tecnologías, así como a las industrias europeas [6].
- **Roscosmos:** Creada en 1992 es la agencia rusa dedicada al ámbito espacial, no obstante su historia se remonta a 1946 cuando se inició el programa soviético de desarrollo de cohetes, el cual hizo que diferentes industrias se involucrasen en un nuevo campo multidisciplinario que tenía únicamente carácter militar. En 1957 surgió un programa espacial civil y en 1965 se formaron ministerios especializados en dicho ámbito [7].
- **Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA):** Esta agencia nació en 2003 en Japón fusionando el Instituto de Ciencias Espaciales y Astronáuticas (ISAS), el Laboratorio Aeroespacial Nacional de Japón (NAL) y la Agencia Nacional de Desarrollo Espacial de Japón (NASDA) con el fin de apoyar el desarrollo y la utilización aeroespacial general del gobierno japonés. En abril del 2015 JAXA se convirtió en la Agencia Nacional de Investigación y Desarrollo obteniendo logros importantes en I+D para Japón [8].
- **China National Space Administration (CNSA):** Es la agencia china fundada en 1993 para gestionar las actividades espaciales nacionales. Su principal objetivo se concentra en aplicaciones como los satélites de comunicaciones y los satélites de observación de la Tierra para uso civil y militar [9].

4.3. Funcionamiento de motores híbridos

Los motores de cohetes obtienen la fuerza de empuje de una combustión. Cuando se da el caso de que uno de los elementos que participan en la combustión se encuentra en estado sólido y el otro en estado líquido, se dice que es un motor híbrido. Normalmente, el comburente ¹ se encuentra en estado líquido y el combustible en estado sólido [10].

El proceso de combustión en un motor híbrido es diferente al proceso que ocurre en un motor tradicional sólido o líquido. Dada la naturaleza de la combustión, esta es dependiente del grado de interacción entre el oxidante, normalmente líquido, y la superficie del combustible sólido (a más interacción más eficiencia) [11]. La Figura 4.1 representa la

¹Comburente: Que provoca o favorece la combustión de otras sustancias.

Tabla 4.1: Partes de la estructura del motor de un cohete híbrido.

Referencia	Descripción
1	Cámara de post combustión.
2	Tobera.
3	Tanque de oxidante.
4	Combustible sólido.
5	Válvula del inyector.
6	Cabeza de la válvula del inyector.
7	Cámara de combustión.

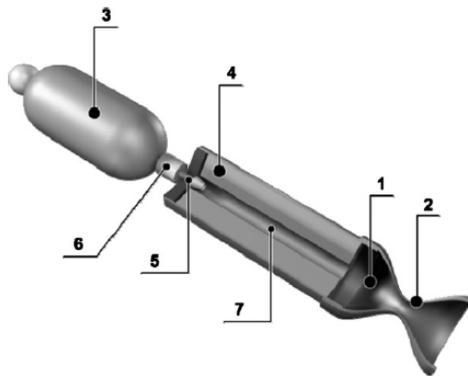


Figura 4.1: Esquema general de un motor híbrido de cohete.

estructura común de un motor híbrido de cohete [11] y sus partes se numeran en la Tabla 4.1.

El proceso que ocurre en el motor es el siguiente. El oxidante es inyectado en la cámara de combustión gracias a la válvula de inyección que conecta a esta con el tanque de oxidante. Esta inyección puede ocurrir porque el oxidante esté presurizado o mediante unas turbo-bombas mecánicas. Cuando se ponen en contacto el combustible y el comburente da comienzo la combustión. Los productos que se crean en esta última pasan por la cámara de postcombustión y son expulsados por la tobera, siendo estrangulados a su paso por la misma.

Este motor, tiene ventajas y desventajas, las cuales se muestran en la Tabla 4.2 [12]

Tabla 4.2: Ventajas y desventajas de un sistema de propulsión de cohete híbrido.

Ventajas	Desventajas
Seguridad.	Eficiencia de la combustión.
Fiabilidad.	Necesario combustible en exceso.
Simplicidad de operación.	Variación del oxidante en la relación de flujo de masas oxidante-combustible, hace variar el impulso específico.
Alto rendimiento.	Baja regresión.
Costo relativamente bajo.	Difícil realizar modelos representativos.
Impacto medioambiental.	Diferente comportamiento al escalarlo.

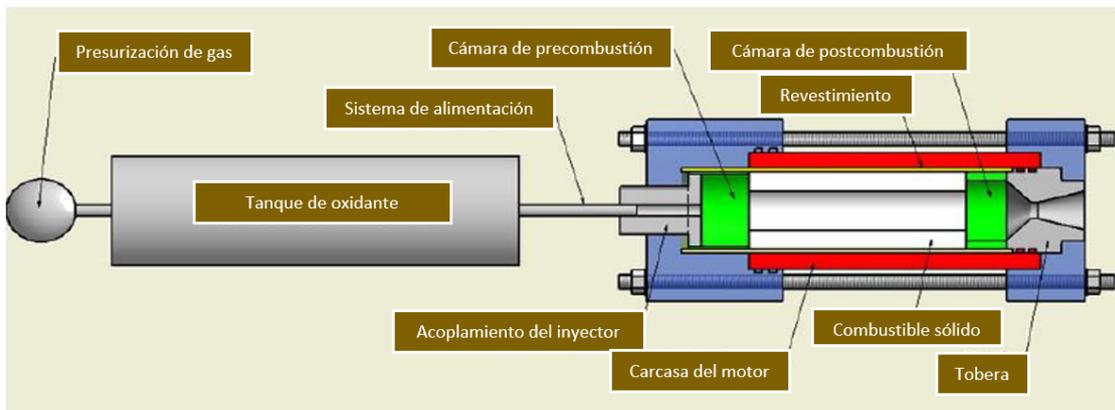


Figura 4.2: Esquema general de un prototipo de motor para realizar pruebas en bancos de ensayos.

4.4. Esquema general del prototipo de un motor de cohete híbrido para realizar evaluaciones experimentales.

El modelo matemático del motor de un cohete es válido para predecir y determinar el comportamiento del mismo según los parámetros y condiciones a los que está expuesto. Sin embargo, es necesario evaluar el sistema experimentalmente para poder validar las predicciones obtenidas del modelo matemático. Se denomina *Test Stand* al banco de pruebas sobre el que se prueba el prototipo de motor objeto de análisis. Este es un instrumento indispensable en las tareas de investigación, desarrollo y optimización de los sistemas de propulsión [13]. El prototipo puede estar configurado de distintas formas, una arquitectura típica del mismo es la representada en la Figura 4.2 [14].

En el caso de los cohetes, el objetivo de los proyectos que implican prototipos de motores para ensayar en tierra, antes de montarlos en vehículos destinados a volar, implican la realización del diseño y construcción del mismo. Este diseño puede variar, aunque siempre están presentes los siguientes subsistemas: tanque de oxidante, cámara de combustión y sistema de alimentación. Aparte de estos elementos, se debe diseñar la instalación donde se apoya el prototipo, escoger la instrumentación a usar para realizar las mediciones deseadas y definir el control del motor por ordenador, el cual valdrá para registrar pa-

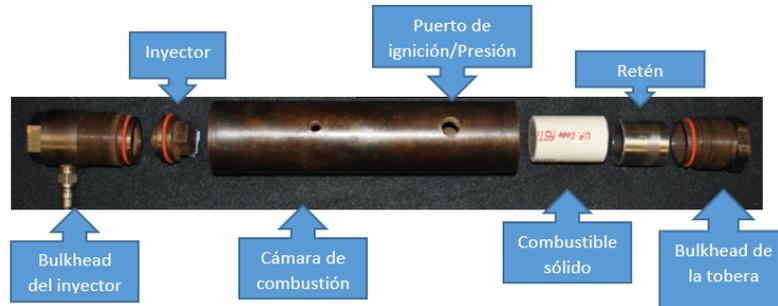


Figura 4.3: Cámara de combustión de un cohete híbrido.

rámetros como la regresión [15]. Una vez realizado y construido el diseño del *Test Stand* se realiza el ensayo y se obtienen y analizan los datos de salida, los cuales evidencian el comportamiento del modelo.

El documento presente se centra en el análisis de la cámara de combustión del prototipo de un cohete híbrido, el cual se va a probar en un banco de ensayos como el explicado anteriormente. Por ello es de interés conocer el esquema general de las cámaras de combustión existentes, en la Figura 4.3 se muestra una con las partes que la componen, y aunque el diseño de cada elemento, así como el conjunto en general, puede tener variaciones, los elementos principales se mantienen en cada uno [16]. Estos elementos principales son el *bulkhead* del inyector, la pieza mediante la cual se inyecta el comburente, la cámara de combustión con volumen constante presurizada y el *bulkhead* de la tobera, en el que se incluye la propia tobera. El material con el que se fabrican dichas piezas suele ser acero o aluminio ya que tiene que soportar temperaturas muy elevadas y tener un peso ligero. Al diseño se le añaden juntas de estanqueidad (*orings*) en la parte del inyector y de la tobera, estos se pueden apreciar en la Figura 4.3 (elementos de color rojo). La función de estos últimos es la de crear juntas que resistan altas presiones entre la cámara de combustión y sus dos extremos mencionados. Los *orings* se montan en ranuras radiales respecto de la cámara de combustión.

4.4.1. Parámetros de interés durante un ensayo

Como se ha ido mencionando, mediante la evaluación experimental del motor de un cohete se pretende obtener más conocimiento del mismo. Un banco de ensayos permite la adquisición de diferentes parámetros de rendimiento, caracterización y obtención de resultados estadísticos de su comportamiento bajo diferentes condiciones, de esta forma, se conoce la viabilidad del dispositivo [13].

Los comportamientos de mayor relevancia son los siguientes [13]:

- **Comportamiento de los materiales.** Los materiales empleados para fabricar las piezas del motor están expuestos a elevadas temperaturas y presiones, por lo que conocer su comportamiento ante estas sollicitaciones es imprescindible para evitar

posibles fallos.

- **Composiciones de propelentes.** Es de interés la evaluación y caracterización de diferentes composiciones de propelentes.
- **Parámetros más relevantes en el comportamiento balístico de un motor de un cohete.** Estas mediciones se pueden realizar de manera directa o indirecta. Los parámetros cuyo conocimiento es de interés elevado son: impulso específico, velocidad de escape característica, coeficiente de empuje, relación instantánea de oxidante y combustible, presión en cámara de combustión, temperaturas en diversas partes del motor y el empuje.

Tras la obtención de estos datos se comparan los resultados con los modelos teóricos. La finalidad de esto es poder predecir comportamientos bajo diferentes condiciones de operación.

4.4.2. Tipos de pruebas para la validación de un ensayo

Previo al uso de un *Test Stand*, tanto este como sus componentes, deben validarse mediante distintas pruebas para asegurar que el diseño y su funcionamiento es el adecuado. Las pruebas comúnmente realizadas son las expuestas a continuación [13].

- **Pruebas de inspección:** inspección dimensional, pruebas de presión, chequeo de fugas, Rayos X, etc.
- **Prueba de componentes:** pruebas funcionales y operacionales.
- **Pruebas con sistema de propulsión completo sobre el banco de pruebas:** Se puede realizar un análisis parcial o completo del mismo.
- **Pruebas de vuelo:** Sistema de propulsión especialmente instrumentado en vehículo de pruebas de desarrollo.

Cada prueba se realiza en tres etapas necesarias para un correcto y posible diseño del sistema.

1. Investigación, desarrollo y optimización del modelo.
2. Evaluación de viabilidad.
3. Producción y control de calidad del sistema.

4.5. Centros de pruebas de propulsión existentes

A continuación, se exponen diferentes centros de pruebas de propulsión existentes pertenecientes a la NASA [13].



(a) *Test Stand A-1* del centro de pruebas SSC.



(b) *Test Stand A-2* del centro de pruebas SSC.

Figura 4.4: *Test Stands* del centro de pruebas SSC.

4.5.1. *Stennis Space Center (SSC)*

SSC es el principal centro de pruebas de propulsión de cohetes de EEUU y proporciona servicios de pruebas de propulsión para la NASA, el Departamento de Defensa y clientes comerciales.

Este centro cuenta con instalaciones de pruebas de motores de cohetes a escala real, instalaciones de pruebas de componentes y motores pequeños, y una instalación de pruebas de materiales. A su vez, mantiene capacidades de laboratorio de ingeniería para apoyar la validación de productos de modelado, el desarrollo de algoritmos y el desarrollo de sensores para aplicaciones de pruebas de propulsión [17].

Los detalles más característicos de dos *Test Stand* del SSC [13] son:

- ***Test Stand A-1***: Banco con configuración vertical, capacidad para ensayar partes de cohetes con diámetros superiores a 33 pies (10,06 m). Este se muestra en la Figura 4.4a.
- ***Test Stand A-2***: Al igual que A-1, banco con configuración vertical, capacidad para ensayar partes de cohetes con diámetros superiores a 33 pies (10,0584 m). Equipado con difusor de altitud, el cual es usado para simular las condiciones presentes en grandes altitudes. Equipado con guía de elevación principal. Este se muestra en la Figura 4.4b.



Figura 4.5: Despegue de *Apollo 9* desde el *Marshall Space Flight Center*.

4.5.2. *Marshall Space Flight Center*

Durante más de 50 años, las capacidades únicas y la experiencia encontradas en el Centro de Vuelo Espacial *Marshall* de la NASA han sido utilizadas para desarrollar y operar los motores, vehículos y sistemas espaciales que la NASA utiliza para llevar a cabo misiones sin precedentes de ciencia y descubrimiento en todo nuestro sistema solar, lo que ha permitido la investigación que ha cambiado la vida de los miles de millones de personas que viven en la Tierra [18].

La propulsión es la capacidad fundamental para toda exploración espacial. La experiencia del *Marshall Center* en sistemas tradicionales de propulsión sólida y líquida, así como la tecnología de propulsión avanzada como paneles solares y propulsión nuclear, permiten una amplia gama de naves espaciales y misiones para el futuro de la exploración [18].

Desde los primeros vuelos de prueba de los cohetes *Mercury* y *Redstone*, pasando por las misiones *Saturn V* y el Programa de Transbordadores Espaciales, hasta el vehículo espacial insignia de próxima generación del país, el Sistema de Lanzamiento Espacial, el Centro *Marshall* ha proporcionado el desarrollo de todos los principales sistemas de propulsión en la historia de la NASA [18]. Un ejemplo de lo ejecutado en este centro es el despegue de *Apollo 9* expuesto en la Figura 4.5.

4.5.3. *Plum Brook Station*

La estación *Plum Brook* es una instalación remota de pruebas para el Centro de Investigación *Glenn* de la NASA. *Plum Brook* es el hogar de cuatro instalaciones que realizan pruebas complejas e innovadoras en tierra para la comunidad espacial internacional [19].

La estación alberga las instalaciones de simulación de ambientes espaciales más grandes y poderosas del mundo, incluyendo la Cámara de Vacío de Simulación Espacial que mide 100 pies (30,48 m) de diámetro por 122 pies (37,18 m) de alto. También cuenta con la cámara de pruebas acústicas para naves espaciales más potente del mundo, que puede simular el ruido del lanzamiento de una nave espacial hasta 163 decibelios o tan

Figura 4.6: *Plum Brook Station.*Figura 4.7: *White Sands Test Facility.*

fuerte como el empuje de 20 motores a reacción. La Instalación de Vibración Mecánica es el sistema de agitación de naves espaciales de mayor capacidad y potencia del mundo, sometiendo los artículos de prueba a las rigurosas condiciones de lanzamiento [19], la cual se muestra en la Figura 4.6.

4.5.4. *White Sands Test Facility (WSTF)*

La WSTF de la NASA, mostrado en la Figura 4.7 es un componente del Centro Espacial *Johnson* en *Houston, Texas*. El papel del WSTF es realizar pruebas peligrosas, principalmente en apoyo de los programas de Vuelo Espacial Humano de la NASA. Las actividades de prueba del WSTF se centran en torno a seis capacidades básicas [20]:

- Pruebas de propulsión de cohetes.
- Pruebas y análisis de materiales y componentes del sistema de oxígeno.
- Pruebas de impacto de micrometeoroides a hipervelocidad y residuos orbitales.
- Pruebas y análisis de sistemas de presión compuesta.
- Pruebas y análisis de fluidos aeroespaciales.
- Pruebas estándar de aceptación de vuelos.

4.6. Conclusiones

Los países líderes mundiales apuestan por la inversión en el sector aeroespacial, convirtiéndose en una fuente de investigación y desarrollo de nuevas tecnologías un sector que comenzó teniendo un objetivo militar. Este sector ha aportando grandes avances a la sociedad en diferentes servicios que no siempre tienen que ver con el sector espacial.

Por otro lado, en el sector aeroespacial los cohetes tienen gran relevancia. Su desarrollo y diseño pasa por distintas fases antes de ser aprobados. Una de las más importantes es la del ensayo en el banco de pruebas. El diseño de estos, al igual que el de la cámara de combustión del motor, puede variar, no obstante sus componentes son siempre similares.

Capítulo 5

Alternativas para el desarrollo del prototipo del motor de un cohete y selección de la solución

RESUMEN: En este capítulo se evalúan los métodos posibles para generar un empuje en el prototipo del motor de un cohete y las diferentes alternativas de diseño del mismo.

5.1. Introducción

El diseño de cualquier conjunto se realiza mediante el estudio de distintas alternativas buscando que este desempeñe su función correctamente de la forma más eficaz y eficiente posible. En el caso del prototipo del motor que se está diseñando se plantean dos principales campos a trabajar:

- Alternativas en cuanto al combustible empleado.
- Alternativas de diseño de las piezas que componen el conjunto.

A continuación, se desarrollan las ideas que se han valorado durante este proceso.

5.2. Alternativas de combustible empleado para M1

Como se ha visto en el capítulo anterior, la propulsión de un cohete se consigue mediante una combustión en el motor del mismo. En él ocurre la quema de propelentes para posteriormente expulsar los gases (productos de la reacción) generando la fuerza necesaria para propulsarlo. Este empuje, conseguido mediante la combustión, depende mayormente del caudal y velocidad de expulsión de los mismos. No obstante, estos parámetros varían según la reacción que ocurra en el interior de la cámara de combustión y sus reactivos.

Los conocimientos en este ámbito hasta el momento nos permiten clasificar los motores de cohetes en tres subgrupos en función de su combustión: cohetes de combustible sólido,

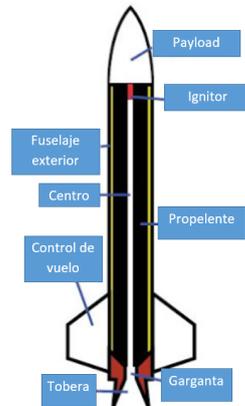


Figura 5.1: Ejemplo de cohete de combustible sólido.

cohetes de combustible líquido y cohetes híbridos [21]. Teniendo en cuenta que el prototipo M1 pretende simular un motor real, el estudio del combustible empleado en él es análogo al de motores de cohetes diseñados para volar. Por lo tanto, las características mencionadas a continuación son extrapolables a M1.

5.2.1. Cohetes de combustible sólido

Los cohetes de combustible sólido comenzaron a utilizarse hace más de mil años con una metodología muy simple: se empaquetaba pólvora en un extremo de un cilindro, este contaba con un extremo cerrado y con una apertura en el otro. Posteriormente, se encendía la pólvora, la cual se quemaba muy rápido, y de la combustión se creaban gases y productos que salían por la apertura posterior produciendo un empuje. Los cohetes de propulsión sólida utilizados hoy en día, los cuales no dejan de ser la conversión del propelente sólido del cohete a gas mediante calor [22], siguen siendo tubos grandes con un extremo cerrado y el otro abierto con un propelente sólido situado en el primero. No obstante, estos constan de innovaciones con las que no contaban los cohetes utilizados antaño, como la utilización de un metal delgado y liviano para la fabricación del contenedor [23]. En la Figura 5.1 se muestra un ejemplo de un cohete de combustible sólido.

5.2.2. Cohetes de combustible líquido

Los cohetes cuyo motor se alimenta de propelente líquido se denominan de combustible líquido. La invención de este tipo de motores ocurrió en el siglo XX. Estos tienen mayor complejidad que los motores de combustible sólido. Los motores de propulsores líquidos normalmente constan de dos tanques, uno contiene queroseno o hidrógeno líquido y el otro oxígeno líquido [23]. La combustión que ocurre en estos motores es la siguiente: el oxidante líquido reacciona con el combustible líquido en la cámara de combustión, los productos de esta combustión son gases que se aceleran y que son expulsados por una tobera dándole al cohete el empuje necesario para su propulsión [24]. En la Figura 5.2 se muestra un ejemplo de la parte posterior de un cohete de combustible líquido.

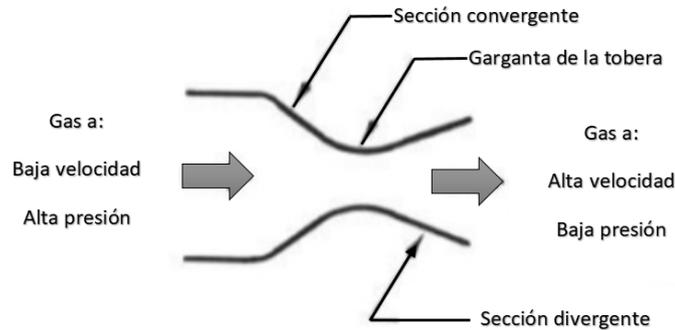


Figura 5.2: Ejemplo de parte posterior de cohete de combustible líquido.

Tabla 5.1: Ventajas y desventajas de los cohetes sólidos y líquidos.

Combustión	Ventajas	Desventajas
Combustible sólido	Sencillez Bajo coste Fiabilidad Almacenabilidad del combustible durante meses.	No control del empuje Iniciada la ignición no se puede parar o reiniciar No tienen refrigeración, por lo que la duración de ignición no es prolongada.
Combustible líquido	Control de empuje durante vuelo. Capacidad de refrigeración, mediante el propio combustible. Mayor impulso específico.	Sistema de motor más costoso y complejo. Mayor mantenimiento del motor. Manipulación y almacenamiento del combustible complejas.

5.2.3. Cohetes híbridos

Se denomina cohete de motor híbrido a aquellos cohetes en los que uno de los componentes que forman la combustión se encuentra en estado líquido, mientras que el otro componente, el que se encuentra en la cámara de combustión, se encuentra en estado sólido [25]. Este modelo es el desarrollado en el capítulo anterior ya que es el analizado en este documento.

5.2.4. Criterios de selección y elección de la solución

Entre las tres combustiones posibles se escoge una por ser la más conveniente para realizar M1. Para dicha elección se analizan las ventajas y desventajas de cada uno respecto de los demás.

Por un lado, los cohetes de combustión líquida constan de una amplia gama de combinaciones de propelentes. Estos motores pueden diseñarse para contar con un sistema de ignición o pueden encenderse únicamente por contacto. De plantearlo según la segunda opción, tiene una gran ventaja respecto del de combustión sólida, ya que no se necesita ningún sistema de encendido. Además, estos motores pueden detenerse y reiniciarse más fácilmente y puede controlarse su empuje ajustando su flujo en la cámara de combustión [23].

Por otro lado, este motor de propelentes líquidos también tiene desventajas ya que tiene posibilidad de contar con múltiples fallos y averías. Además, estos cohetes son más pesados que los sólidos ya que tienen que evitar fugas en sus contenedores y esto provoca la necesidad de paredes estructurales más gruesas, lo que dificulta su vuelo. Por último, con intención de aliviar el problema del peso, se puede diseñar una tobera de pared delgada, pero esta necesita un sistema de enfriamiento [23]. Estas ventajas y desventajas se plantean en la Tabla 5.1 [26].

Dado que las ventajas y desventajas que de uno y otro no son determinantes, se valora la realización de un prototipo de motor de cohete híbrido. Estos combinan las ventajas de los motores de combustión sólidos y líquidos. Los híbridos pueden encenderse y apagarse cuando se precisa y, aunque su combustión no puede controlarse al igual que en los líquidos, son menos complejos que estos últimos [25].

Bajo esta tesis, se decide diseñar un motor de cohete híbrido ya que aparentemente es la mejor opción en cuanto a sencillez del modelo y capacidad de reinicio del mismo.

5.3. Alternativas de diseño de los componentes de M1

Durante el diseño de M1 se plantean diferentes alternativas. Las decisiones tomadas persiguen lograr el mejor compromiso entre requisitos y costes del mismo teniendo en cuenta los objetivos que se desean alcanzar. A continuación, se exponen las opciones valoradas y debatidas.

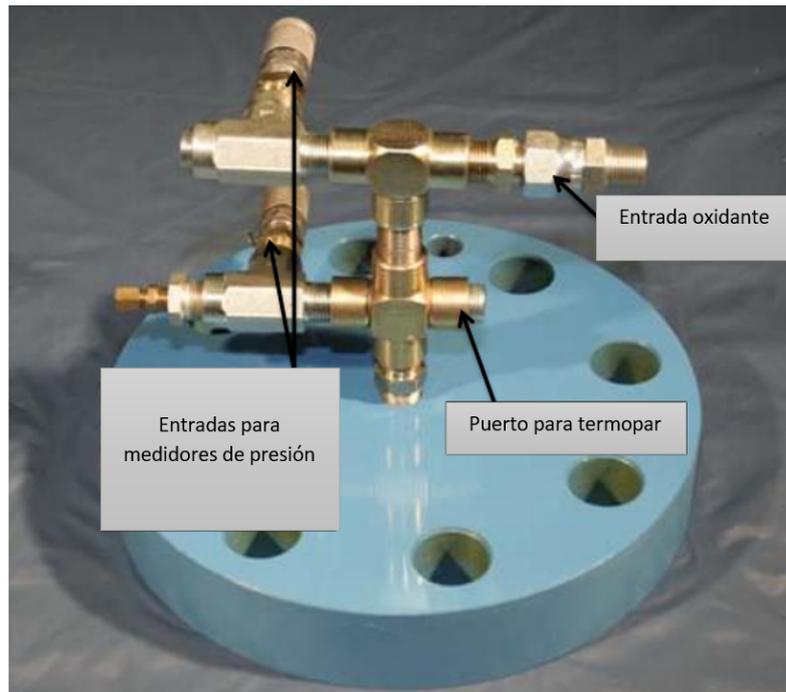
5.3.1. Subconjunto que contiene al inyector

El subconjunto que contiene al inyector puede realizarse en diferentes piezas o en una sola. Inicialmente se plantea la posibilidad de realizarlo en una única como se muestra en la Figura 5.3a, por la sencillez del diseño y la estanqueidad que esto aporta al conjunto. Posteriormente, este diseño evoluciona hasta conseguir un diseño de tres piezas (inyector, portainyector y *bulkhead* del inyector), Figura 5.3b, permitiendo desmontarlo más fácilmente y cambiar solo una si alguna de ellas falla. Por otro lado, a mayor número de piezas menos estanqueidad del conjunto por lo que el diseño debe ser más preciso. Esta evolución mencionada se expone en la Figura 5.3.

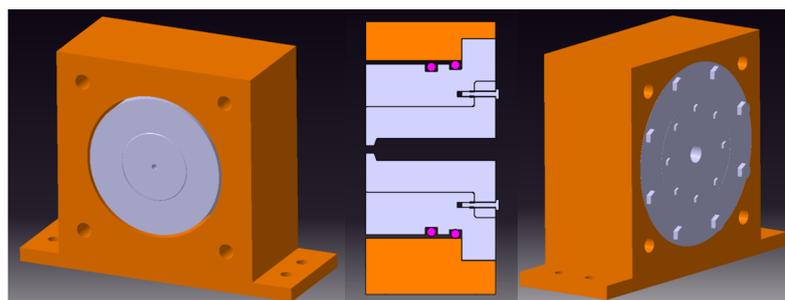
5.3.2. Retén postcombustión

La cámara de postcombustión del motor precisa de un retén, señalado en la Figura 5.4, que mantiene la pastilla de parafina estanca en su posición inicial y crea una distancia entre la pastilla de parafina y la tobera. Este elemento puede ser de distintos materiales. Dados los requisitos térmicos y mecánicos se valora si realizarlo en acero o corcho.

La elección de uno u otro depende de si se desean instalar sensores en él o no. Por este motivo se opta por poner un retén de acero para poder mecanizar en él un espacio en el que ubicar un transductor de presiones. No obstante, se debe realizar un análisis para ver su expansión debido a la temperatura ya que se puede incrustar en el tubo llegando a fracturarlo por el poco espesor de este último. De no ser necesario roscar ningún elemento en la pieza, esta sería de corcho ya que es más económico.



(a) Inyector preliminar.



(b) Tobera de Laval.

Figura 5.3: Evolución de la cámara que recoge al inyector final.

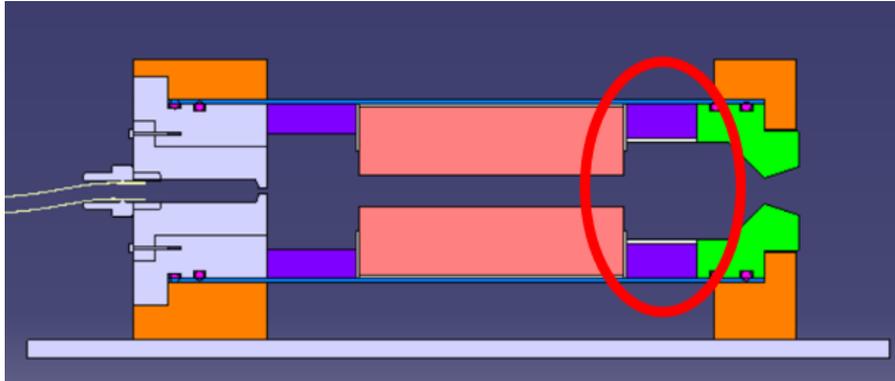


Figura 5.4: Retén de post combustión en el conjunto M1.

5.3.3. Tobera

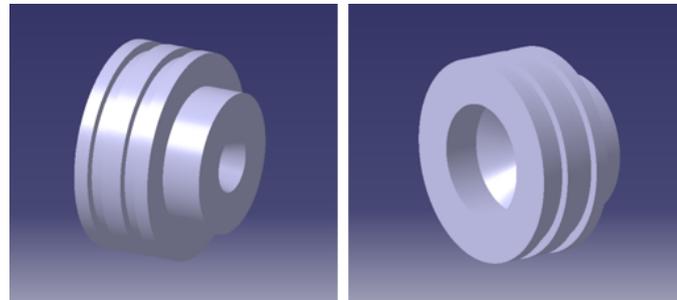
La pieza que determina el empuje generado por el prototipo del motor llamado M1 es la tobera, ya que este depende del caudal y velocidad de salida de los gases que se forman como producto de la combustión. Este elemento puede ser cónico, Figura 5.5a, o de Laval Figura 5.5b.

La tobera cónica simple diseñada para el modelo M1 está formada por un ángulo de 45° en su parte convergente y 18° en la parte divergente, su perfil se muestra en la Figura 5.6a. La alternativa plantea el uso de una tobera de tipo de Laval, la cual tiene un perfil de salida parabólico, como se observa en la Figura 5.6b. Este tipo de toberas permite un mayor aprovechamiento de la energía de los gases, consiguiendo acelerarlos de una forma más eficiente.

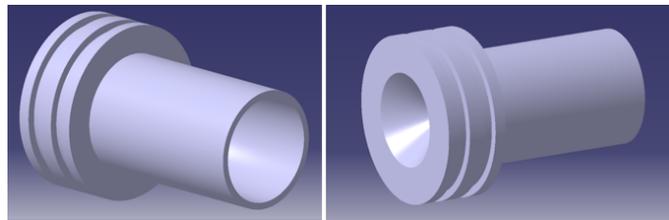
El perfil de una tobera de Laval, se basa en el abanico de expansión de Prandtl-Meyer para un flujo supersónico, que establece el ángulo máximo de giro para un fluido a un determinado número de Mach. Un abanico de expansión supersónico es un proceso de expansión centrado que se produce cuando un flujo supersónico gira en torno a una esquina convexa. El abanico consiste en un número infinito de ondas Mach, divergiendo de una esquina pronunciada, y cada onda, en el abanico de expansión gira el flujo gradualmente en pasos pequeños. A través del abanico de expansión, el flujo se acelera y aumenta el número de Mach, mientras que la presión estática, temperatura y la densidad disminuyen. Dado que el proceso es isoentrópico, las propiedades de estancamiento (la presión total y temperatura total) permanecen constantes en todo el abanico.

Haciendo uso de este tipo de perfiles en la parte convergente de la tobera se obtiene una velocidad de salida de los gases mayor, lo que repercute en el empuje, que hace que este sea a su vez también mayor. Por lo tanto, para unas mismas condiciones de presión, flujo másico y temperatura, la tobera de Laval permite obtener un empuje mayor que el obtenido con una tobera de perfil cónico.

Sin embargo, este es un primer prototipo, por lo que no interesa tener una tobera tan desarrollada como la de Laval para obtener un conocimiento general del comportamiento de un motor híbrido para un cohete. Dicho lo cual, se usa una tobera cónica simple en este prototipo con la intención de implementar una tobera de Laval en los próximos.

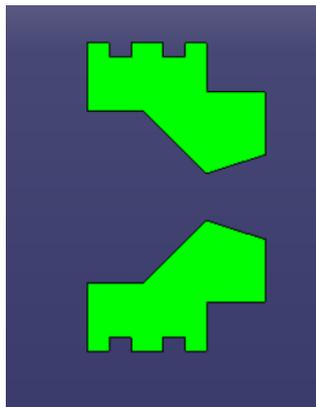


(a) Tobera cónica.

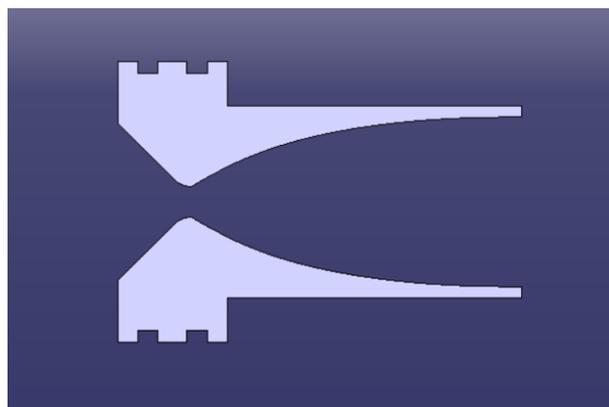


(b) Tobera de Laval.

Figura 5.5: Perfiles de las posibles toberas.



(a) Sección de tobera cónica.



(b) Sección tobera de Laval.

Figura 5.6: Perfiles de las posibles toberas.

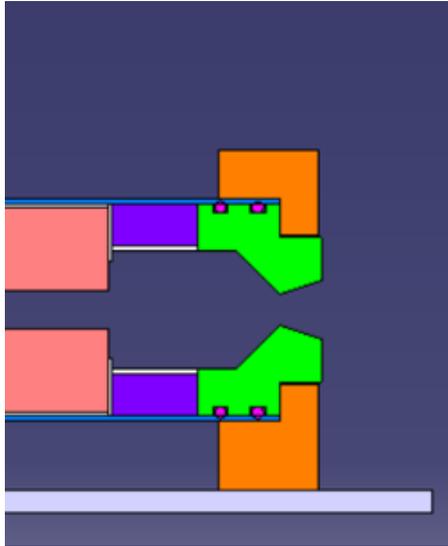


Figura 5.7: Cámara de postcombustión en el conjunto M1.

5.3.4. Estanqueidad en la cámara de postcombustión

La estanqueidad en la cámara de postcombustión, mostrada en la Figura 5.7, es de suma importancia para evitar posibles fugas de gases por las cavidades que puedan surgir entre tobera, tubo y *bulkhead*. Ante esta problemática, se ha optado por instalar unas juntas tóricas entre la tobera y el tubo. Estas permitirán la expansión radial de los elementos manteniendo a su vez la estanqueidad deseada. No obstante, se han valorado otras posibilidades como la de soldar el tubo al *bulkhead*. Esta solución ha sido descartada dado que dificulta poder desmontar el conjunto.

5.3.5. Criterios de selección y elección de la solución

Como se ha ido exponiendo a lo largo del apartado, el diseño de los componentes de M1 se puede realizar de distintas maneras según los requisitos a cumplimentar. No obstante, se tiene en cuenta que es un primer prototipo por lo que no interesa que sea un sistema complejo, únicamente se pretende tener un primer conocimiento del comportamiento de estos motores. Por otro lado, sabiendo que en este motor se harán implementaciones y que interesa poder desmontarlo fácilmente, hay elementos del mismo que se mecanizan en varias piezas para facilitar lo mencionado.

En base a ello, las soluciones obtenidas para las alternativas planteadas son las siguientes:

- Subconjunto que contiene el inyector en varias piezas para facilitar el montaje y desmontaje del mismo.
- Retén postcombustión de acero para poder mecanizar un agujero donde ubicar un transductor de presiones.
- Tobera cónica ya que es más sencilla que la de Laval y para un primer prototipo es suficiente.

- Juntas tóricas en la cámara de postcombustión para aportar estanqueidad al sistema sin dificultar su montaje y desmontaje.

5.4. Conclusiones

Como se viene diciendo, el motor híbrido de un cohete presenta una serie de beneficios respecto a los de combustible sólido o líquido. Por este motivo, se decide diseñar y analizar un cohete de combustible híbrido. Este reúne ventajas tanto de los motores de combustible sólido como de los líquidos, por eso se deduce que es la opción más acertada. Este prototipo combina la sencillez y la capacidad de reinicio en un mismo modelo.

Por otro lado, durante el diseño se han tomado decisiones de cara a poder desmontar y reutilizar el conjunto en próximas iteraciones, pero siempre desde el punto de vista de un primer prototipo. Es decir, el prototipo M1 es únicamente un primer ensayo para poder conocer el comportamiento del motor híbrido de un cohete y por este motivo es un diseño sencillo y preliminar del prototipo siguiente, M2, el cual se asemejará en mayor medida al motor de un cohete real destinado a volar.

Capítulo 6

Riesgos del proyecto y plan de calidad

RESUMEN: La realización de un proyecto de estas dimensiones lleva implícitos riesgos que hay que prevenir y solventar para que este sea exitoso. En este capítulo se plantean dichas dificultades aportando un plan preventivo y otro de mitigación para cada caso.

6.1. Introducción

Los contratiempos y los riesgos que surgen al desarrollar un proyecto pueden afectar en la correcta ejecución del mismo. Por ello, se debe contar con un plan preventivo que ayude a que estos problemas no surjan. No obstante, que ocurra alguno de ellos es inevitable, por lo que se debe establecer un plan de contingencias para mitigar los mismos.

A continuación, se analizan posibles riesgos durante la realización del proyecto aportando planes de prevención y mitigación para los mismos. En función de su naturaleza se distinguen tres tipos: riesgos de gestión o personal, riesgos de ruptura o avería y riesgos de diseño o ejecución.

6.2. Riesgos de gestión o de personal

- **Incompatibilidad de horarios y falta de comunicación:** A este proyecto aportan datos de entrada tanto el subgrupo de propulsión, como los propios compañeros de estructura de *BiSKY Team*. Por ello, es importante mantener un contacto permanente con todos, puesto que la variación de los datos cedidos por ellos cambia los datos de partida de este proyecto. Para ello se establece una reunión semanal del equipo de estructura y se elaboran informes de cada análisis del subgrupo de propulsión para mantener informados al resto de compañeros de los progresos. Si en algún momento fuese necesario para evitar demoras, se plantea una reunión extraordinaria entre subgrupos o una interna de estructura.
- **Planificaciones no ajustadas a la realidad:** Al inicio del proyecto se realizan planificaciones tanto de tiempos como de recursos que pueden no ser ajustados a

la realidad. Estos pueden variar al no conseguir las herramientas necesarias para la realización de un mecanizado, por incumplimiento de plazos por parte de los proveedores o por no haber estimado bien los tiempos necesarios para alguna de las tareas. Esto se solventa con una acertada planificación inicial teniendo en cuenta los recursos reales con los que se cuenta hasta el momento y sobredimensionando la duración de las tareas cuya dificultad se desconoce. De no ser esto suficiente, se aumenta la carga de trabajo puntualmente.

- **Retraso en la entrega de componentes:** Los retrasos en el proyecto debido a una llegada tardía de los componentes ofrecidos por los proveedores por motivos ajenos al proyecto es una variable difícil de controlar. No obstante, esta incertidumbre se puede disminuir estando en contacto permanente con los mismos. Además, se puede evitar la posible demora realizando el pedido con antelación y contando con proveedores alternativos.

6.3. Riesgos de ruptura o avería

- **Avería en los equipos de medición:** El *Test Stand* es un banco de ensayos cuyo fin es el de medir distintos parámetros para poder conocer el comportamiento del motor. Si alguno de estos aparatos de medición se avería el ensayo queda invalidado ya que no se obtiene ningún resultado. Ante esta posibilidad, se debe comprobar el buen funcionamiento de todos los sensores e instrumentos de medición previo a cualquier ensayo y tener de repuesto por si estos no fuesen favorables en su prueba.
- **Ruptura de piezas:** Durante la fase de puesta en marcha el conjunto está sometido a grandes solicitaciones. Si las piezas no están bien diseñadas o su mecanizado no ha sido el correcto, estas podrían romperse causando grandes daños en el resto de piezas del conjunto. Además, teniendo en cuenta que se trabaja con gases explosivos a alta presión, el cuidado que se tiene que tener es máximo. Para que esto no ocurra, se debe realizar primero un buen análisis computacional y segundo una buena inspección de las piezas tras su mecanizado.

6.4. Riesgos de diseño o ejecución

- **Capacidades insuficientes de las herramientas de análisis utilizadas:** Durante el diseño del conjunto se ha utilizado el SW *ANSYS Workbench*. En estas simulaciones se modela el sistema semejante a la realidad, no obstante, el SW simula lo que el programador le ha configurado. Previo a modelar el conjunto en el SW se realizan simplificaciones y presuposiciones, teniendo en cuenta que *ANSYS Workbench* únicamente calcula lo que el ingeniero le exige, estas deben ser con gran criterio y conocimiento de lo que se está haciendo o el resultado del análisis y la posterior validación del diseño podrían no ser correctos. Para asegurar que no hay fallos en el diseño, se realizan inspecciones visuales previo al análisis empírico.
- **Precisión de los equipos de medida:** Durante los ensayos, como ya se ha mencionado anteriormente, se deben adquirir datos a través de los instrumentos de

Tabla 6.1: Riesgos en el desarrollo del proyecto.

Riesgo	Descripción	Plan preventivo	Plan de mitigación
Riesgos de gestión y de personal			
R1.	Incompatibilidad de horarios y falta de comunicación	Reuniones periódicas y realización de informes técnicos	Reuniones extraordinarias
R2.	Planificaciones no ajustadas a la realidad	Acertada planificación inicial	Aumentar la carga de trabajo
R3.	Demora en material	Contacto con proveedores	Realizar pedidos con antelación y tener proveedores alternativos
Riesgos de ruptura o avería			
R4.	Avería en equipos de medición	Comprobar que funciona previo al ensayo	Disponer de repuestos
R5.	Ruptura de piezas	Análisis computacional	Inspección visual
Riesgos de diseño o ejecución			
R6.	Diseño mediante SW inadecuado	Simplificaciones y presuposiciones con criterio	Inspección visual
R7.	Precisión de los equipos de medida	Elegir los equipos de forma adecuada	Recalibrado

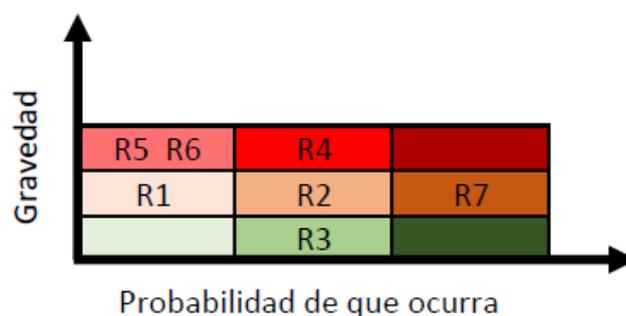


Figura 6.1: Matriz de riesgos.

medición dispuestos en el conjunto. Estos datos de medida deben contar con una precisión adecuada, la cual tiene que ser proporcionada por el equipo utilizado en la medición. Por ello, es de gran importancia tanto la elección de los equipos utilizados para realizar las mediciones como su posterior calibración.

6.5. Resumen y matriz de riesgos

La Tabla 6.1 presenta un resumen de los riesgos expuestos anteriormente junto con los planes de prevención y de mitigación de cada uno de ellos.

Alguno de los riesgos expuestos pueden surgir con mayor probabilidad. No obstante, esto no está relacionado con la dificultad que este presente para ser solucionado. Del mismo modo, ciertos riesgos son más perjudiciales que otros para el proyecto. Estos se clasifican en la matriz de riesgos presentada en la Figura 6.1, donde se relaciona la gravedad del

riesgo con la probabilidad de ocurrencia del mismo. Cuanto más a la derecha y más arriba se encuentre situado el riesgo, más probabilidad de ocurrencia tendrá y más grave será que surja.

6.6. Conclusiones

En el desarrollo de un proyecto pueden surgir riesgos que dificulten el cumplimiento de los tiempos predeterminados para la elaboración del mismo. Por ello, es de interés tener bajo observación los puntos más propensos a fallar. Para cada posible problema se plantea tanto un plan preventivo como uno de mitigación. De esta forma, se pretende reducir la aparición de errores y contratiempos en el proyecto.

Parte II

DISEÑO Y METODOLOGÍA

Capítulo 7

Funcionamiento y caracterización de un banco de ensayos para motores de cohetes híbridos

RESUMEN: En este capítulo se ha explicado el funcionamiento del banco de ensayos, analizando qué elementos lo componen, cuál es el proceso de funcionamiento y cómo se obtienen las mediciones deseadas para su posterior interpretación.

7.1. Introducción

El banco de ensayos denominado *Test Stand* se utiliza en el proyecto para analizar prototipo de motor híbrido M1. Mediante este, se recogen datos con el fin de conocer su comportamiento.

7.2. Banco de ensayos: arquitectura

Como ya se ha mencionado anteriormente, el *Test Stand* es el banco de ensayos que se utiliza para testar el prototipo de un motor híbrido. El utilizado para M1 se muestra en la Figura 7.1. Los tres grupos principales que lo componen son los siguientes:

- La **parte caliente**, es donde se encuentra el conjunto de elementos a estudio en este proyecto. Esta parte se encuentra sobre una placa unida a una mesa mediante unas guías que la permiten deslizar. Perpendicular a la mesa hay otra chapa vertical donde se coloca una célula de carga.
- La **alimentación del sistema**, situada sobre una mesa próxima a la que sostiene a la parte caliente.
- Una **botella de Óxido Nitroso**, la cual se fija a una de las patas de la mesa en la que se encuentra el sistema de alimentación.

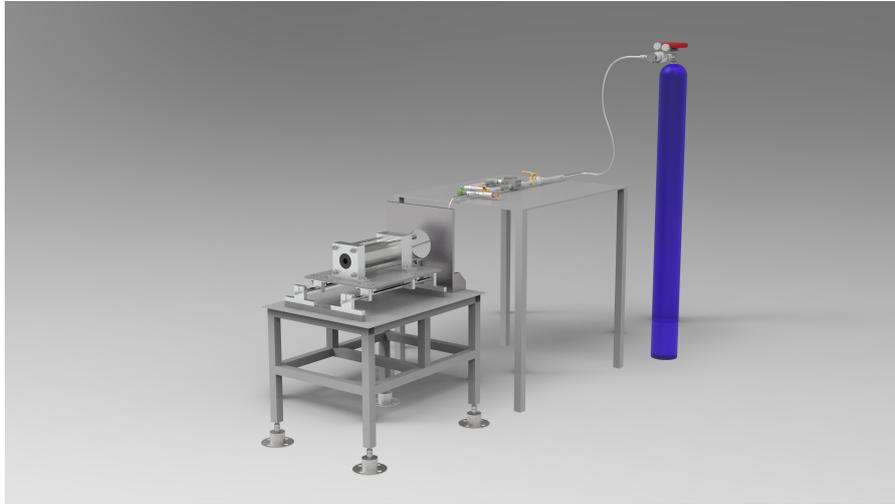


Figura 7.1: *Test Stand* de M1.

Cada una de las partes mencionadas tiene su complejidad y ha sido estudiada y analizada con el fin de cumplir correctamente las funciones para las que se ha requerido. Sin embargo, la parte que es de interés analizar en este proyecto es la llamada parte caliente, en la Figura 7.2 se observa la sección de la misma. Se ha decidido realizar el análisis particular de esta parte del *Test Stand* dada la intensidad de las solicitaciones a las que este conjunto se ve expuesto.

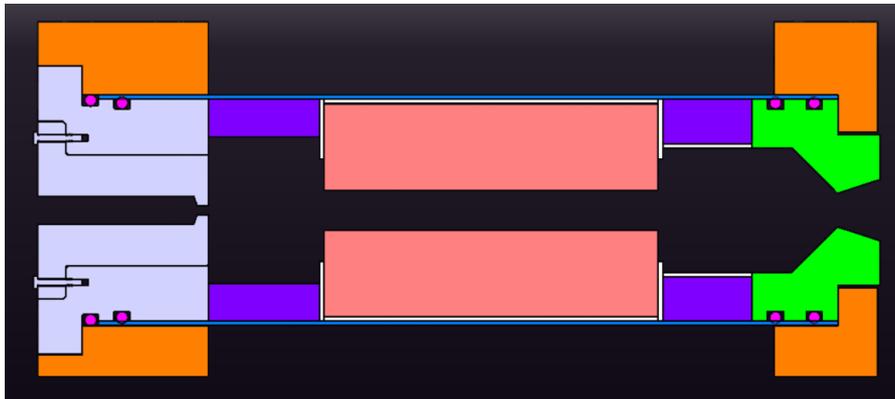


Figura 7.2: Sección de cámara de combustión.

Como se refleja en la Figura 7.2, el conjunto objeto de estudio está compuesto por un gran número de piezas, todas necesarias para su correcto funcionamiento. En la Figura 7.3 se muestra un explosionado de esta parte del conjunto mostrando el orden en el que estas piezas se colocan.

Por otro lado, este conjunto se puede dividir en tres subconjuntos en función de cómo están posicionados frente a la combustión: precombustión, tubo en el que esta ocurre y postcombustión.

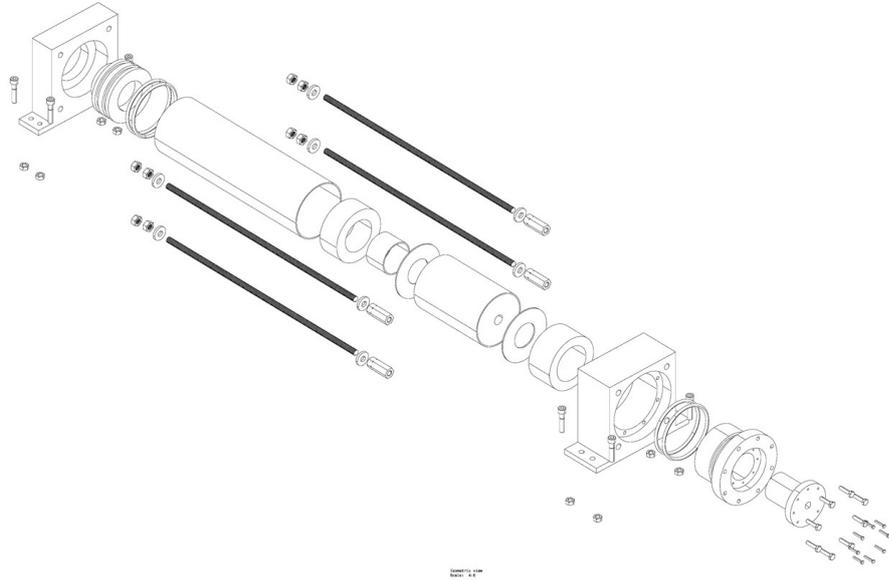


Figura 7.3: Explosionado de la parte caliente de M1.

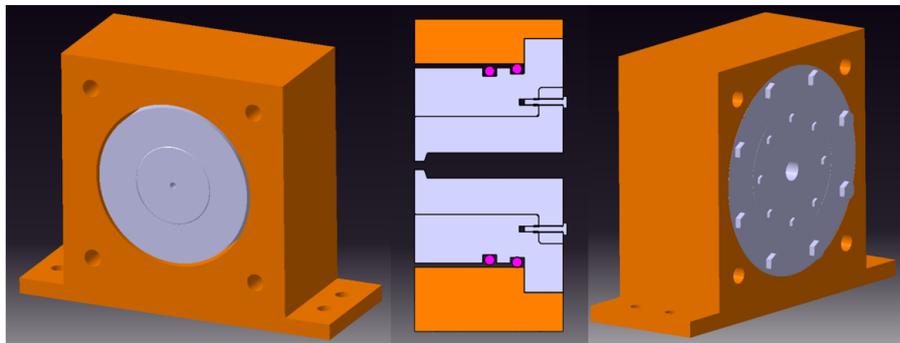


Figura 7.4: Cámara de precombustión.

- **Cámara de precombustión.** En esta cámara se encuentra el inyector atornillado al portainyector, y a su vez, estas dos piezas se atornillan al *bulkhead*. Este subconjunto se conecta al sistema de alimentación mediante una manguera instalada en el inyector. Por otro lado, como se expone en la Figura 7.4 se sitúan dos juntas tóricas en las ranuras mecanizadas del portainyector, cada una con su propia función. La finalidad de la que se sitúa más al exterior de la cámara de combustión es la de permanecer en contacto permanente con el tubo ya que este sufre una expansión longitudinal debido a las altas temperaturas a las que está expuesto, la cual no interesa que ocurra libremente. La otra, pretende aportar estanqueidad al conjunto permitiendo al mismo tiempo la expansión radial de este.
- **Subconjunto del tubo.** En él se encuentra la parafina que reacciona con el óxido de nitrógeno sujeta por dos retenes que la mantienen inmóvil longitudinalmente en el interior del tubo que recoge la cámara. Por otro lado, se disponen dos discos de

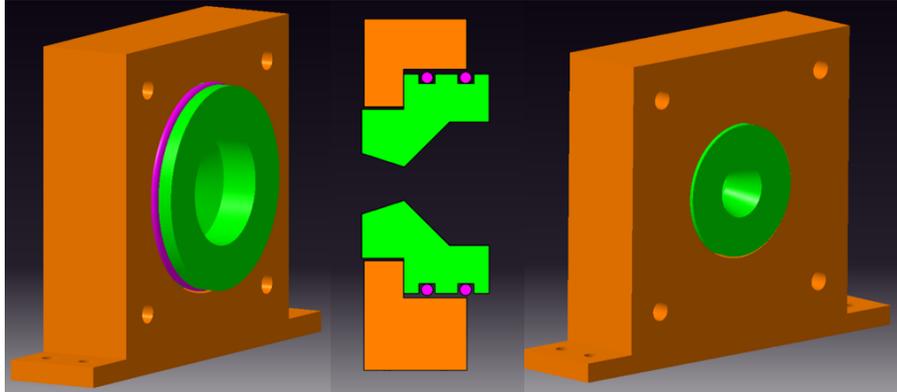


Figura 7.5: Cámara de postcombustión.

baquelita entre los retenes y la parafina, un cilindro del mismo material envolviendo el combustible y otro cilindro en el interior del retén de la cámara de postcombustión. Este material cerámico está pensado para aislar las piezas de las altas temperaturas que surgen en la cámara y para facilitar la manipulación de la parafina.

- **Cámara de postcombustión.** Está compuesta por la tobera de grafito, por donde se expulsan los gases postcombustión, y el *bulkhead* de postcombustión. En las dos ranuras de la tobera se colocan dos juntas tóricas cuya función es la de permitir la expansión radial añadiendo estanqueidad al conjunto. La cámara de postcombustión se observa en la Figura 7.5.

7.3. Banco de ensayos: especificaciones funcionales

Las piezas que componen el *Test Stand* objeto de estudio, han sido o bien diseñadas y mandadas a mecanizar por el equipo o bien compradas a proveedores en función de las necesidades que deben satisfacer. En el caso de las primeras, se han tenido en cuenta las especificaciones funcionales a respetar para el correcto funcionamiento del conjunto. Para las segundas, se han comprado piezas dentro de los parámetros de operación y seguridad definidos por el fabricante. Teniendo en cuenta lo mencionado anteriormente, para las funciones que este conjunto debe desempeñar se han realizado las siguientes consideraciones:

- **Diseño de la mesa:** Una de las mediciones más importantes a realizar en este ensayo es la del empuje que genera el motor. Para su realización, se idea un sistema de guiado sobre el cual se mueve la plataforma en la que se encuentra la parte caliente, esto se muestra en la Figura 7.6. De esta forma, se coloca una célula de carga en una placa perpendicular a la que va sobre el sistema de guiado, poniendo la célula a la altura de esta última. Este sistema funciona de la siguiente manera: en el encendido la placa guiada se desplaza hacia la pared vertical por el empuje del motor y se empotra contra la célula tipo viga pudiendo así medir correctamente el empuje. A su vez, en esta placa vertical se mecaniza un agujero para permitir el paso de la manguera hacia el inyector como se puede apreciar en la Figura 7.7.



Figura 7.6: Vista en perspectiva de la cámara de combustión sobre la mesa soporte.

Por último, la altura de esta mesa también se ha diseñado con el objetivo de poder realizar el montaje de forma cómoda para el operario. Además, de forma preventiva, dado que el suelo en el que se instale el *Test Stand* podría no ser totalmente plano, se ha colocado en la parte inferior de cada pata un sistema de roscado para regular la altura de estas en caso de que el suelo tuviese alguna inclinación.

- **Tobera:** Esta es convergente-divergente, como se aprecia en la Figura 7.8. La parte convergente tiene un ángulo de 45° , de esta forma ayuda al flujo a fluir hasta la garganta de la tobera, aunque este ángulo no es un valor determinante en su comportamiento. La parte divergente en el caso de la tobera objeto de estudio, cuenta con una inclinación de 18° ya que mediante simulaciones se ha demostrado que con este valor el empuje obtenido es mayor. Por otro lado, al ser una tobera supersónica, la relación de áreas de la tobera (entre la entrada, la garganta y la salida) está diseñada para que el fluido se acelere en la parte convergente llegando a condición de *Mach* 1 en la garganta y produciéndose el bloqueo sónico en la misma. De este modo, se logra que posteriormente el flujo se expanda y sufra un aumento de velocidad en la parte divergente alcanzando así velocidades de salida supersónicas.
- **Inyector:** Esta pieza está representada mediante un corte de simetría en la Figura 7.9. El inyector cuenta en su interior con un cono convergente, la disposición de esta pared a 70° es únicamente para facilitar la entrada del flujo de Óxido Nitroso a la cámara de combustión (entra mejor que estando a 90°), aunque en gases esto no tiene gran influencia. Por otro lado, posterior al cono, el inyector cuenta con un cilindro de diámetro ínfimo (4,11mm de diámetro). Este orificio de salida ha sido calculado por los compañeros de propulsión para que en él se dé condición de *Mach* 1 y así se estrangule el caudal ocurriendo el bloqueo sónico siendo este constante en el tiempo al contar todo el orificio con la misma sección.

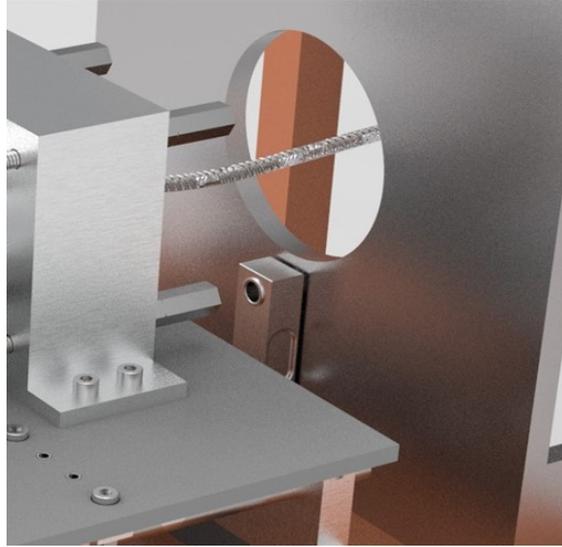


Figura 7.7: Célula de carga tipo viga.

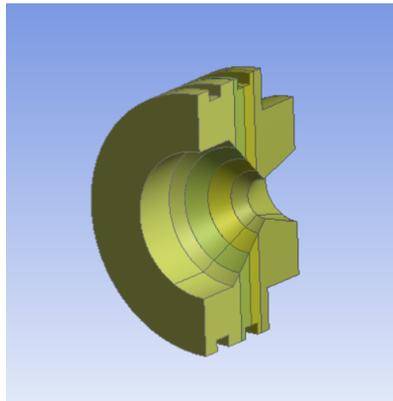


Figura 7.8: Mitad por simetría de tobera cónica.

- **Gap tobera-*bulkhead*:** Este hueco se deja porque la tobera es la pieza que más se calienta y por lo tanto la que más calor transmite a las piezas con las que se encuentra en contacto. Por este motivo, cuanto menos contacto tenga con las piezas de alrededor menos se calentarán estas. La Figura 7.10 señala esta ranura.
- **Baquelita en retén de cámara postcombustión:** En este retén se pretende instalar un transductor que mida la presión. Siendo el retén de acero y con las altas temperaturas que se dan en la cámara de postcombustión, de no protegerlo de la expansión térmica mediante la baquelita, este sensor se destruiría por completo.
- **Juntas tóricas:** Las cuatro juntas tóricas que componen el conjunto han sido diseñadas según las especificaciones de los fabricantes. Los propios proveedores han sido los consejeros a la hora de escoger las que mejor satisfacen las necesidades teniendo en cuenta las características particulares del conjunto.

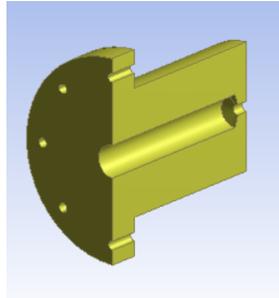
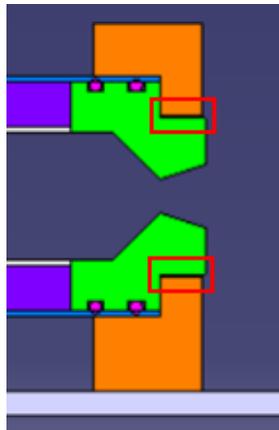


Figura 7.9: Mitad por simetría de inyector.

Figura 7.10: Gap tobera-*bulkhead*.

7.4. Procedimiento a seguir durante la realización de un ensayo

Para realizar un ensayo completo del *Test Stand* del motor denominado M1 se deben seguir los siguientes pasos:

1. Inicialmente se debe montar el conjunto en el lugar donde ocurrirá el ensayo, regulando las patas de la mesa sobre las que se sostiene la parte caliente del motor para asegurar que esta se encuentra en posición totalmente horizontal. A su vez, se debe fijar la botella de Óxido Nitroso a la pata de la mesa que sustenta el sistema de alimentación del conjunto, realizar el llenado de la misma y conectar todas las partes que forman el motor. Asimismo, se deben apretar todos los tornillos del conjunto, ya que tras cada ensayo estos se aflojan para su mejor conservación, evitando el deterioro de los mismos mediante corrosión galvánica.
2. A continuación, es importante comprobar que todos los equipos e instrumentación están operativos y en funcionamiento, cumpliendo con su utilidad.
3. Después, se debe evacuar la zona donde se realiza el ensayo para prevenir riesgos y lesiones del personal.

4. Posteriormente, ocurre el encendido del motor durante cinco segundos. En este intervalo de tiempo se toman datos para poder parametrizar el comportamiento del mismo. Se debe tener en cuenta que los datos leídos al momento no cuentan con valores reales ya que durante la medición los instrumentos también detectan ruido que se debe filtrar.
5. Finalmente, se analizan los datos obtenidos durante el ensayo y se registran con la intención de poder consultarlos y tenerlos en cuenta en el diseño del próximo prototipo.

7.5. Proceso de diseño y puesta en marcha del banco de ensayos.

El diseño de un conjunto como el que se presenta en este proyecto, el prototipo de motor M1, es un proceso iterativo que consta de varias etapas. El alma de este proyecto reside en la del análisis, no obstante, se explica como es el desarrollo previo, durante y posterior al mismo.

7.5.1. Proceso de diseño de piezas

Para definir un conjunto se deben diseñar todas las piezas que trabajan en él, teniendo en cuenta las necesidades que se quieren satisfacer mediante su uso. Por ello, se realiza una investigación para comprender cómo funcionan los motores híbridos de cohetes y hasta dónde se ha llegado a día de hoy en su conocimiento y ensayo.

Una vez se tienen los conceptos claros se comienza con el diseño de piezas. Para empezar, se hace un primer análisis del sistema con el objetivo de saber a qué solicitaciones está expuesto y qué requisitos funcionales debe cumplir, también es de gran importancia saber mediante qué tecnología se mecanizan las piezas del conjunto. En el caso de este motor, las solicitaciones más críticas son las creadas por la temperatura y la presión interna en la cámara de combustión. Como resultado de la búsqueda de información y tras los análisis preliminares realizados, con el fin de obtener la geometría que no dé fallos, se obtiene, mediante el SW *Catia* en este caso, el conjunto de M1 modelizado en tres dimensiones (3D). No obstante, esta es una labor iterativa, el diseño evoluciona hacia uno más complejo a medida que se tiene más conocimiento acerca de su comportamiento. A su vez, durante el diseño y al profundizar en él, se añaden nuevos elementos para un mejor funcionamiento del mismo.

Teniendo en cuenta todo lo anterior, el diseño que se analiza en este trabajo tiene dimensiones con notoria diferencia respecto a los primeros diseños que se realizaron.

7.5.2. Proceso de análisis de piezas

Tras el diseño de las piezas que componen el conjunto se procede al análisis de las mismas. Como se ha explicado anteriormente, en el caso del análisis presentado en este proyecto se realiza mediante MEF usando el SW *ANSYS Workbench*. De este ensayo, el cual se expone con detalle posteriormente, se obtienen las tensiones y deformaciones que

se producen en el conjunto, teniendo en cuenta los esfuerzos a los que este está sometido (esfuerzos provocados por las altas temperaturas y la presión en la cámara de combustión).

Al finalizar el análisis los resultados pueden ser favorables o desfavorables. Si los resultados son desfavorables, es decir, si el conjunto falla, se procede a rediseñarlo teniendo en cuenta cuál ha sido el motivo de su error y se vuelve a analizar volviendo a valorar si el conjunto falla con el nuevo diseño o no. Este es un proceso iterativo y de gran importancia para evitar la realización de excesivos ensayos empíricos, como ya se ha explicado en repetidas ocasiones. Una vez obtenido el diseño del conjunto cuyo análisis computacional indica que no falla, se procede a la fabricación de piezas para poder realizar el ensayo.

No obstante, hay un factor de suma importancia, y es que el SW ofrece los resultados cuantitativos, pero es el ingeniero el que debe interpretarlos. Un diseño con los mismos resultados puede ser válido para cierta función bajo unas determinadas condiciones y dejar de serlo si las condiciones o función de la pieza varían. Por este motivo, es importante el conocimiento y criterio del ingeniero que lo está evaluando.

7.5.3. Proceso experimental

El último paso en el diseño es el de probar empíricamente las piezas cuyo análisis ha demostrado que cumplen su función correctamente (análisis realizado mediante MEF). Para ello, estas piezas deben ser fabricadas y mecanizadas. El tipo de diseño y sus condiciones no permiten errores en su producción porque se trabaja con fluidos. Si la fabricación de las piezas no es precisa es probable que haya alguna fuga, en cuyo caso el mejor de los escenarios es que las mediciones que se realizan den como resultado valores incorrectos, y en el peor, una explosión con la total destrucción del conjunto en sí. Para asegurar que esto no ocurre es preciso, previo al montaje, realizar una inspección de las piezas para dar la aprobación al mecanizado, en este caso se realiza una visual y se valora la necesidad de otro tipo de inspección más exhaustiva.

Una vez se ha comprobado que todo lo perteneciente al conjunto funciona de forma esperada, se da paso a la última fase del diseño, donde se prueba si lo realizado anteriormente es válido en la vida real o no. Para dicha puesta en marcha, se realiza el montaje del conjunto en un entorno que permite su correcta ejecución por las condiciones que ofrece. En este caso, el ensayo concluirá en un patio externo de un centro de Formación Profesional (FP) al que se puede acceder fácilmente con todo el equipo y el cual se puede ver mediante unos ventanales para poder divisar el ensayo mientras este está ocurriendo, ensayo que tendrá una duración de cinco segundos aproximadamente.

7.6. Conclusiones

Mediante la utilización del *Test Stand* se ensaya el primer prototipo de motor híbrido diseñado por el equipo *BiSKY Team*. El objetivo principal es el de conocer el comportamiento real de este tipo de motores y poder parametrizarlo. Por este motivo, el éxito en este ensayo es de suma importancia dado que en él se realizará la medición de diferentes parámetros necesarios para el posterior diseño de los prototipos que se realizarán en ocasiones venideras.

M1 es el primer prototipo de motor, por lo que su diseño es sencillo y en ocasiones sobredimensionado para asegurar que no ocurre fallo en el conjunto. No obstante, previo

al ensayo y tras su diseño, se debe realizar un análisis mediante MEF para asegurar el buen funcionamiento del conjunto.

Capítulo 8

Aplicación de la herramienta de simulación *ANSYS Workbench* para el análisis del motor híbrido M1

RESUMEN: A lo largo de este capítulo se explican las partes del programa desarrollado en *ANSYS Workbench*, así como su funcionamiento generalizado.

8.1. Introducción

Como se ha mencionado anteriormente, se ensaya el prototipo de un motor híbrido llamado M1 en un *Test Stand* mediante el cual se recogen datos de interés con el fin de conocer el comportamiento de este. No obstante, hay parámetros que se quieren conocer previo al análisis empírico ya que, de tener un valor excesivo, el conjunto podría fallar y no se conseguiría realizar ninguna medición. Con este fin, se analiza el conjunto mediante el SW *ANSYS Workbench*, el cual está formado por tres partes principales:

- Preprocesador:
 - Se define el material, la geometría, las cargas y las condiciones de contorno de la pieza o conjunto a analizar.
 - Se discretiza el medio continuo en elementos finitos, es decir, se malla.
- Procesador: El SW construye y resuelve la ecuación del modelo definido y discretizado en el preprocesador. En el caso del análisis estático, la ecuación que *ANSYS Workbench* resuelve es la siguiente:

$$\{F\} = [K] \cdot \{\Delta\} \quad (8.1)$$

El tamaño de la matriz que surge del desarrollo de la ecuación anterior depende de los grados de libertad (gdl) del modelo. Por lo tanto, cuanto menor tamaño tienen

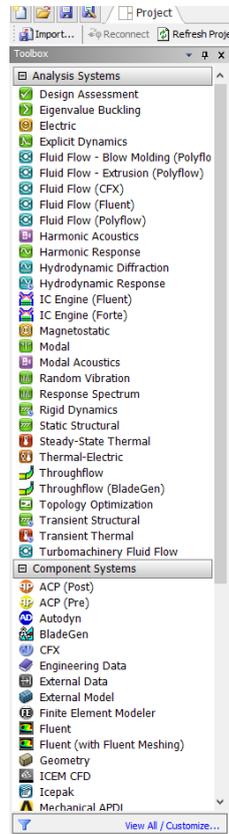


Figura 8.1: Módulos que ofrece *ANSYS Workbench* para realizar análisis.

los elementos que componen la malla esta estará compuesta por más nodos y el tamaño de la matriz será mayor. Esto implica que el resultado es más preciso pero que el tiempo que se tarda en obtenerlo es mayor.

- Postprocesador: Apartado en el que se visualizan los resultados obtenidos del procesador. Tras conocer estos, el analista debe interpretarlos y decidir si la pieza o conjunto es válida o no, de no serlo, esta debe ser rediseñada.

8.2. Configuración del tipo de análisis que se realiza mediante *ANSYS Workbench* para un motor híbrido M1

El SW *ANSYS Workbench* es una herramienta válida para realizar distintos tipos de análisis. El programa clasifica estos tipos en distintos módulos para poder seleccionar el que es de interés en cada momento, estos se muestran en la Figura 8.1. El conjunto de elementos del cual se quiere saber el comportamiento está sometido a dos tipos de solicitaciones, por lo tanto, el proyecto se divide en dos módulos:

- *Thermal Analysis*. En este módulo se analiza el efecto de la temperatura en el conjunto.

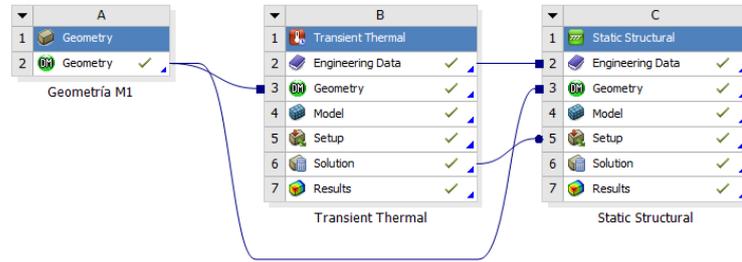


Figura 8.2: Módulos utilizados en el análisis que se presenta en este proyecto.

Tabla 8.1: Propiedades de interés del material en función del análisis a realizar en el módulo *Static Structural*.

Análisis a realizar	Propiedades del material que son de interés
Elástico lineal.	Módulo de elasticidad E y coeficiente de Poisson
Elasto-plástico.	Módulo de elasticidad E, coeficiente de Poisson y parámetros necesarios para definir su curva $\sigma - \epsilon$
Dinámico.	Además de las propiedades de rigidez de los casos anteriores hay que añadir propiedades de masa y amortiguamiento

- *Static Structural*. En este módulo se analizan las tensiones y deformaciones causadas por la presión en el interior de la cámara.

Dado que se quieren conocer los resultados globales, y no parciales de cada análisis, primero se realiza el *Thermal Analysis* y posteriormente se vuelcan los resultados como datos de entrada en el módulo *Static Structural*. De esta forma, se simula el comportamiento del conjunto al estar expuesto a altas temperaturas y a su vez a presiones internas considerables. Los enlaces entre módulos se exponen en la Figura 8.2.

8.3. Configuración de los materiales de las piezas a analizar

El material con el cual se fabrica una pieza afecta directamente al comportamiento de esta. Las propiedades del material que interesan varían según el análisis que se realiza. En este caso, las propiedades que se necesitan para el módulo *Thermal Analysis* son diferentes a las necesarias en el módulo *Static Structural*.

- Propiedades de interés en *Static Structural*: En la Tabla 8.1 se facilita un resumen de las propiedades de interés según el análisis a realizar. Si el material no es homogéneo e isótropo su definición se complica.
- Propiedades de interés en *Thermal Analysis*: la conductividad, la capacidad calorífica y la densidad del material son las propiedades necesarias para el análisis con temperaturas.

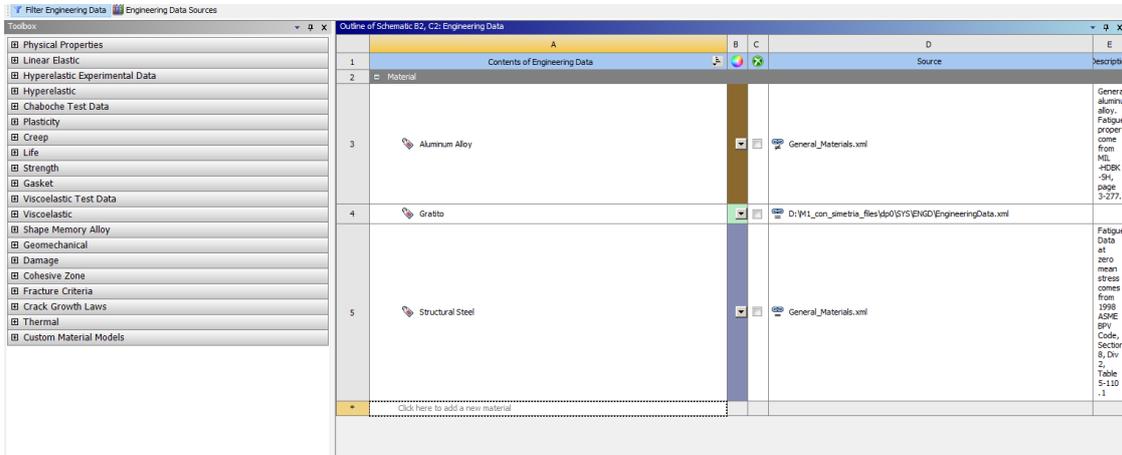


Figura 8.3: *Engineering Data* utilizado en el análisis de M1.

Para facilitar lo mencionado, *ANSYS Workbench* cuenta con un apartado que permite configurar las características de cada material, teniendo en cuenta las que son de interés y las que no para cada tipo de análisis.

Para ello, se entra en el apartado *Engineering Data* dentro del módulo en el que se está trabajando. El programa cuenta con una biblioteca en la que se encuentran muchos materiales ya caracterizados. Además, si el material con el que se trabaja tiene valores distintos a los que ofrece la biblioteca de *Engineering Data*, se puede crear un material acorde a los requisitos que exige este teniendo en cuenta los datos facilitados por el proveedor del mismo.

En la Figura 8.3 se muestra el *Engineering Data* del análisis realizado. En ella se expone una columna de propiedades clasificadas por la naturaleza de las mismas (térmicas, plásticas, *creep*...) y otra en la que se selecciona o define el material con el que se va a trabajar.

Como se observa en la Figura 8.3, las piezas de este proyecto están fabricadas con los siguientes materiales:

- Acero: el tubo, el retén del inyector y el retén de la Tobera.
- Aluminio: el inyector, el portainyector, el *bulkhead* del inyector y el *bulkhead* de la Tobera.
- Grafito: la tobera.

En el mercado hay una gama muy amplia de aluminios, grafitos y aceros disponibles. No obstante, el más complicado de definir entre ellos es el grafito, ya que a este material se le pueden añadir muchos tipos diferentes de aditivos, los cuales provocan que su comportamiento sea muy variable. Contando con esta problemática, se opta por contactar con el proveedor para comunicarle los requisitos, mayormente debidos a temperaturas, que este debe satisfacer. Por lo tanto, los datos del grafito presentado en este análisis vienen dados por la empresa que se encarga de proveerlo. Por otro lado, el aluminio y acero utilizados han sido los encontrados en la biblioteca del *Engineering Data* del SW, ya que los que se

	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	7850	kg m ⁻³		
4	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion				
6	Isotropic Elasticity				
7	Derive from	Young's Mod...			
8	Young's Modulus	2E+11	Pa		
9	Poisson's Ratio	0,3			
10	Bulk Modulus	1,6667E+11	Pa		
11	Shear Modulus	7,6923E+10	Pa		
12	Alternating Stress Mean Stress	Tabular			
16	Strain-Life Parameters				
24	Tensile Yield Strength	2,5E+08	Pa		
25	Compressive Yield Strength	2,5E+08	Pa		
26	Tensile Ultimate Strength	4,6E+08	Pa		
27	Compressive Ultimate Strength	0	Pa		
28	Isotropic Thermal Conductivity	60,5	W m ⁻¹ C ⁻¹		
29	Specific Heat, C _p	434	J kg ⁻¹ C ⁻¹		

(a) Propiedades del acero.

	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	2770	kg m ⁻³		
4	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion				
6	Isotropic Elasticity				
7	Derive from	Young's Mod...			
8	Young's Modulus	7,1E+10	Pa		
9	Poisson's Ratio	0,33			
10	Bulk Modulus	6,9608E+10	Pa		
11	Shear Modulus	2,6692E+10	Pa		
12	Alternating Stress R-Ratio	Tabular			
16	Tensile Yield Strength	3E+08	Pa		
17	Compressive Yield Strength	3E+08	Pa		
18	Tensile Ultimate Strength	3,1E+08	Pa		
19	Compressive Ultimate Strength	0	Pa		
20	Isotropic Thermal Conductivity	Tabular			
21	Scale	1			
22	Offset	0	W m ⁻¹ C ⁻¹		
23	Specific Heat, C _p	875	J kg ⁻¹ C ⁻¹		

(b) Propiedades del aluminio.

	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	1,84	g cm ⁻³		
4	Isotropic Elasticity				
5	Derive from	Young...			
6	Young's Modulus	11400	MPa		
7	Poisson's Ratio	0,25			
8	Bulk Modulus	7,6E+09	Pa		
9	Shear Modulus	4,56E+09	Pa		
10	Tensile Yield Strength	36	MPa		
11	Compressive Yield Strength	124	MPa		
12	Isotropic Thermal Conductivity	112	W m ⁻¹ ...		
13	Specific Heat, C _p	710	J kg ⁻¹ ...		

(c) Propiedades del grafito.

Figura 8.4: Propiedades de los materiales utilizados en el análisis de *ANSYS Workbench*.

utilizan para mecanizar las piezas del conjunto cuentan con propiedades muy similares. Aun así, al aluminio se le ha cambiado el valor de la tensión de *Yield*, de 280 MPa que ofrecía la biblioteca, a 300 MPa con los que cuenta el empleado. La Figura 8.4a, la Figura 8.4c y la Figura 8.4b representan la programación de estos materiales en el *Engineering Data* del SW *ANSYS Workbench*.

8.4. Configuración de la geometría a analizar

La geometría modelada para un mismo conjunto varía según los resultados que interesan conocer. La simplificación de las geometrías disminuye el coste computacional del análisis ya que este está directamente relacionado con los gdl del conjunto. Por lo tanto, se afirma que el modelo no tiene por qué ser lo más similar al sistema físico real, sino que se tiene que adaptar a las necesidades con una relación precisión-coste aceptable.

ANSYS Workbench ofrece la opción de realizar la geometría del conjunto en el apartado *Geometry* dentro del módulo en el que se está trabajando y también de importar la geometría dibujada con un SW externo, en este caso de *Catia*. En consecuencia a lo mencionado anteriormente, esta geometría se modifica teniendo en cuenta los resultados que son de interés y las características del conjunto. Las modificaciones realizadas en el modelo que se presenta en este proyecto se pueden observar en la Figura 8.5 y la Figura 8.6a y se desarrollan a continuación.

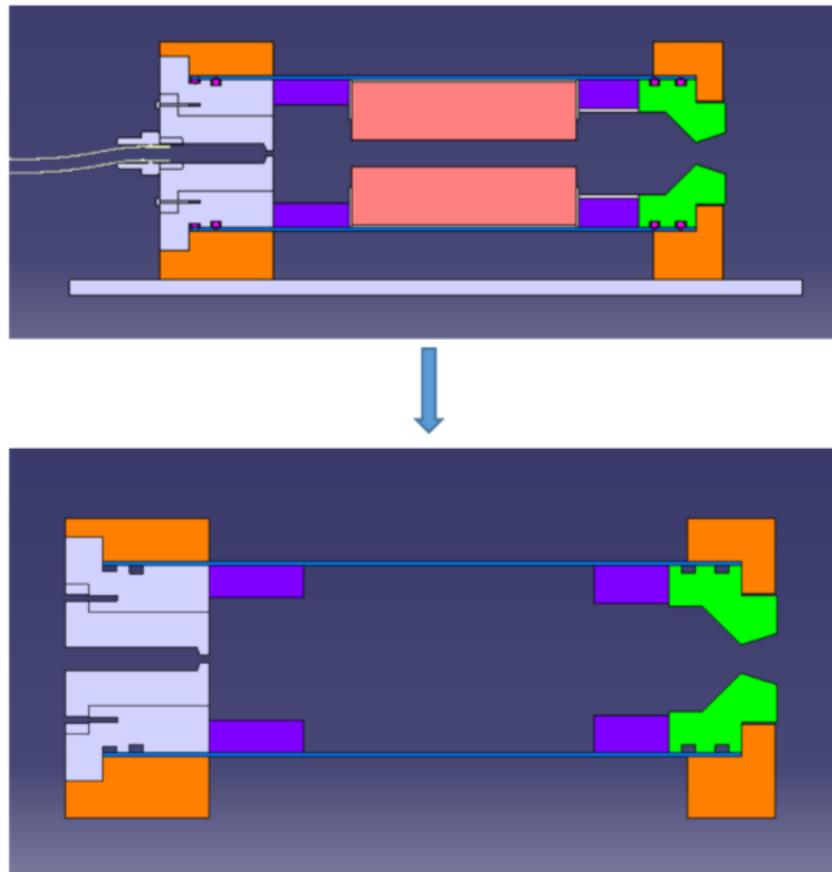
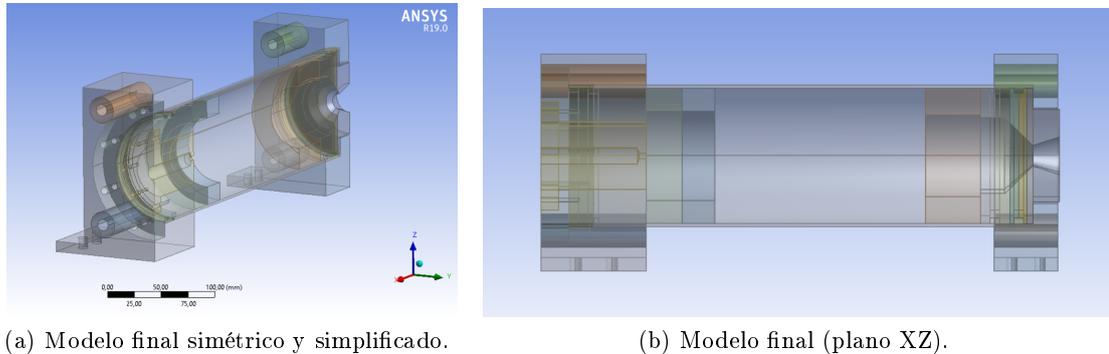


Figura 8.5: Simplificaciones realizadas en la parte caliente de M1.

- Simetría: El conjunto modelado es simétrico, por lo que se analiza la mitad de este.
- Simplificaciones: Hay elementos cuya modelización encarecen el costo computacional pero que no aportan información al estudio que se quiere realizar. Por ello, se decide no modelizarlos. A continuación, se nombran los elementos no modelizados del conjunto de la parte caliente (las partes del *Test Stand* no pertenecientes a la parte caliente no se modelizan ya que no son objeto de estudio):
 - Los tornillos y *helicoils*: Estos se colocan para unir el portainyector con el inyector y el *bulkhead* del inyector con el portainyector. En lugar de modelizar los tornillos y *helicoils* (este es un trabajo laborioso y de coste computacional elevado) se simula su efecto mediante un contacto *bonded*. Tampoco se modelizan los tornillos que unen los *bulkhead* a la mesa, en su lugar se emplea un *fixed support* en la superficie de contacto para simular esta restricción.
 - Las barras roscadas, las arandelas y las tuercas: En vez de modelizar estas piezas, se aplica una restricción de desplazamiento en la superficie que sería de contacto entre las arandelas y los *bulkhead*.
 - Los *orings*: Estos elementos no aportan ni en el análisis de temperaturas ni en el estructural. Por ello, no se modelizan. Sin embargo, su efecto se tiene en



(a) Modelo final simétrico y simplificado.

(b) Modelo final (plano XZ).

Figura 8.6: Modelo final a analizar en *ANSYS Workbench*.

cuanta aplicando un contacto *bonded* entre la tobera y el tubo en un extremo y un *no separation* entre el portainyector y el tubo en el otro.

- Los elementos de baquelita: Dichos elementos son aislantes térmicos. Se simula su efecto no aplicando temperatura directamente a las superficies con las que contacta. Así se evita coste computacional.
- La parafina: Es un elemento que se va consumiendo y que además está rodeado por baquelita. Por lo tanto no tiene ningún efecto ni térmico ni estructural sobre las demás piezas.

Por otro lado, teniendo en cuenta el comportamiento de la geometría se decide qué modificaciones realizar en el conjunto. Gracias a estas modificaciones posteriormente se podrán configurar condiciones de contorno que simulen lo que ocurre en la realidad. A continuación, se presentan las modificaciones realizadas en el conjunto de la parte caliente:

- Arandelas: En el conjunto modelado no se representan las arandelas ya que su estudio carece de interés en este análisis. No obstante, en ellas aparecen unas condiciones de contorno que posteriormente sí se van a querer modelizar. Por este motivo, se dividen los *bulkhead* en tres cuerpos: el cuerpo principal del *bulkhead* y los volúmenes que representan las arandelas. Tras hacer estas particiones, las cuales se observan en la Figura 8.7a y la Figura 8.7b, se juntan todos los volúmenes en uno llamado *part*. De esta forma, este nuevo conjunto trabaja como un solo cuerpo pero permite aplicar una condición de contorno en la superficie que estaría en contacto con la arandela.
- Tobera: En la parte convergente-divergente de la tobera hay presiones y temperaturas de distintos valores, por lo que es de interés partir este cuerpo al igual que en los casos anteriores para poder posteriormente darle a cada sección un valor de presión y temperatura diferente. Con estos volúmenes independientes se vuelve a formar una única *part*, representada en la Figura 8.7c.
- Retén inyector: Este cuerpo se divide en dos partes ya que durante su calentamiento las temperaturas sufridas en su cara interna no son constantes (solicitud que se analiza posteriormente). Dichos volúmenes, al igual que los elementos anteriores, se unen en una única *part*. Esta partición se observa en la Figura 8.7d.

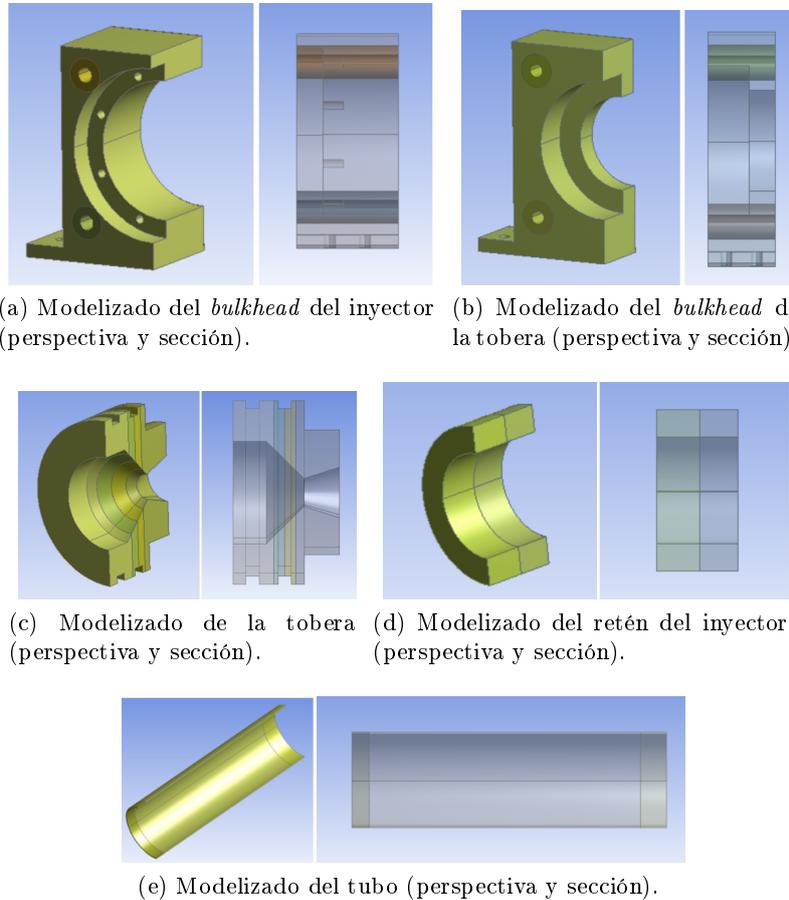


Figura 8.7: Modificaciones realizadas en el conjunto M1.

- Tubo: El tubo que recoge la cámara de combustión en su interior tiene en sus extremos *orings* que no se modelizan. Sin embargo, estos tienen su efecto en el comportamiento del mismo. Por ello, se divide el tubo en tres partes, la parte central y los dos extremos, y al igual que en el caso anterior, se forma una *part* que engloba los tres volúmenes, los cuales se pueden ver en la Figura 8.7e.

Como último apartado a tener en cuenta, se recuerda que este estudio se divide en dos módulos: térmico y estático estructural. Como se ha mencionado anteriormente, los resultados del análisis térmico se utilizan como datos de entrada en el análisis estructural, pero para que esto sea posible, la geometría en ambos módulos debe ser la misma. Dicho lo cual, queda clarificado que todas las modificaciones que se realicen para las dos geometrías deben ser las mismas. No obstante, existe la posibilidad de importar la geometría de un módulo a otro para de esta forma trabajar con una única; incluso, como en el caso que se presenta, se puede realizar la geometría en un módulo independiente de *Geometry* e importarlo al resto de módulos del análisis desde este primero, este enlace se observa en la Figura 8.2.

8.5. Configuración de los parámetros en el submódulo *Model*

La geometría generada en el apartado anterior únicamente representa los volúmenes de cada pieza. Para que el modelo represente el comportamiento del conjunto hay que configurar las condiciones de contorno del mismo, así como los contactos que surgen entre piezas y cargas en las mismas.

Se recuerda que en este análisis se trabaja con dos módulos: *Thermal Analysis* y *Static Structural*. En estos hay parámetros iguales y otros que varían por lo que habrá que configurarlos por separado. A continuación, se desarrollan las variables que hay que configurar en el sistema.

8.5.1. Condiciones de contorno aplicadas a M1

Las condiciones de contorno son parámetros que únicamente tienen relevancia en el módulo *Static Structural*. Estas no se representan en el *Thermal Analysis*, por lo que lo explicado en este apartado únicamente se aplicará al primer módulo mencionado.

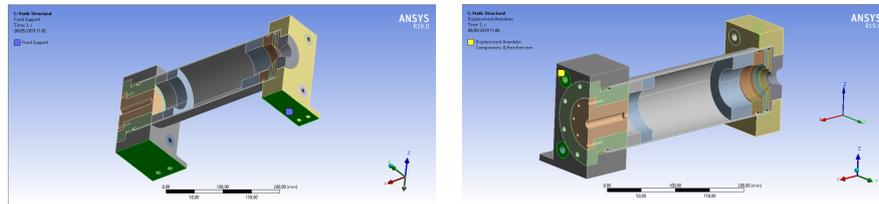
Suponer correctamente las condiciones de contorno es imprescindible para poder dar por válidos los resultados obtenidos del análisis. Estas se dividen en dos tipos:

- **Apoyos del sistema.** Esto se realiza mediante restricciones en los movimientos del sólido (tanto de deslizamiento como de rotación) en la parte donde se representa el apoyo. En el caso del análisis que se expone se fijan las bases de los dos *bulkhead*, señalado en la Figura 8.8a, aplicando a esas superficies un *fixed support* simulando, de esta forma, el efecto de los tornillos que fijan estas piezas a la mesa. Para representar el efecto de las barras roscadas se veta el movimiento, en la dirección de los orificios donde irían las barras no modelizadas. Esto se realiza gracias a la geometría de los *bulkheads* seccionada en el apartado anterior. Teniendo en cuenta la superficies que estarían en contacto con las arandelas, se aplica una condición de contorno la cual impide el desplazamiento en X de dichas superficies simulando el efecto de las barras en el conjunto. Esta condición se ve representada en la Figura 8.8b.
- **Restricciones** necesarias para que el conjunto se comporte como el real. Es decir, si se ha analizado el cuerpo con una simetría, se deberá representar una condición de contorno que simule el efecto de la otra mitad que no se está modelizando. En este caso, como se observa en la figura 8.8c, se impide el desplazamiento del conjunto en el eje Y aplicando una condición a la superficie señalada en verde.

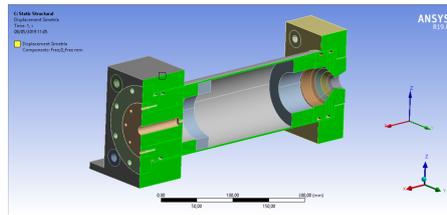
8.5.2. Cargas a las que se ve sometido el conjunto

En ocasiones es difícil estimar las cargas que afectan a un conjunto. Si las cargas introducidas, al igual que ocurre con las condiciones de contorno, no son las que realmente soporta la pieza durante su vida, los resultados del análisis no serán válidos. Las cargas que se aplican al conjunto son diferentes según el módulo en el que se esté trabajando:

- *Thermal Analysis.* Las cargas a aplicar en este módulo son las temperaturas a las que está sometido el conjunto. Estas varían a lo largo de la tobera, el retén del



(a) Superficie en la que se aplica un *fixed support*. (b) Superficie en la que se impide el desplazamiento en el eje X.



(c) Superficie en la que se impide el desplazamiento en el eje Y.

Figura 8.8: Condiciones de contorno para el conjunto M1.

inyector, el inyector y el portainyector. Los valores de estas temperaturas se han obtenido mediante otro módulo del SW *ANSYS Workbench* llamado *Fluid Flow (Fluent)*, el cual queda fuera del alcance de este proyecto. Los datos del fluido con el que se trabaja los ha facilitado *Ikerlan*, como patrocinador y empresa que apoya el proyecto.

- **Static Structural.** Las cargas a aplicar en este módulo son las presiones que se generan en el interior de la cámara, estas son constantes (2,15 MPa) a lo largo de toda la cámara exceptuando en la parte convergente-divergente de la tobera. Además, a este módulo se le añaden como datos de entrada los resultados obtenidos en el *Thermal Analysis*.

8.5.3. Contactos entre piezas

Los contactos entre piezas vienen predefinidos por el SW. No obstante, es común tener que modificarlos ya que define todos como *bonded* (no permite ni desplazamiento ni rotación entre piezas) y eso no es realista. En el análisis que se expone en este proyecto se han usado cuatro tipos de contactos: *no separation*, *frictional*, *frictionless* y *bonded*.

- **No separation:** El deslizamiento entre superficies está permitido pero los nodos de estas están fijados en dirección normal por lo que no se separan.
- **Frictional:** El deslizamiento entre superficies está permitido pero hay que tener en cuenta el rozamiento entre superficies. Los coeficientes de rozamiento aplicados en el análisis son de 1,10 cuando ambas piezas en contacto son de aluminio y 0,61 cuando una pieza es de acero y la otra de aluminio [27]. En estos contactos las superficies pueden llegar a separarse.

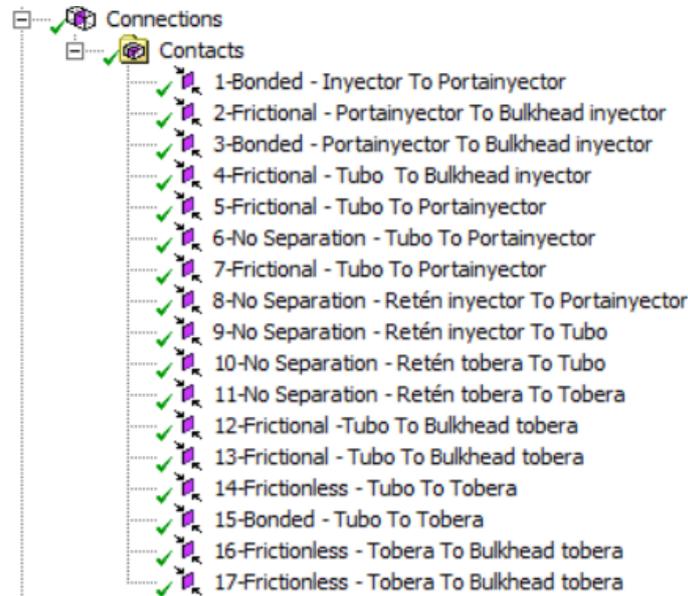


Figura 8.9: Contactos definidos en *ANSYS Workbench*.

- **Frictionless:** El deslizamiento entre superficies está permitido y no existe rozamiento. También permite la separación de las superficies.
- **Bonded:** Los nodos de ambas superficies están fijados entre sí no permitiendo ni desplazamientos ni separaciones entre ellas.

Teniendo en cuenta el comportamiento de cada pieza respecto a la contigua, los contactos impuestos en cada módulo del SW son los siguientes:

- *Thermal Analysis:* Todos los contactos entre piezas se suponen *bonded*. De esta forma, se consideran las superficies perfectamente pegadas. Mediante estos contactos se trabaja por el lado de la seguridad, ya que la transmisión de calor entre piezas es la máxima posible gracias a este contacto.
- *Static Structural:* Los contactos entre piezas se exponen en la Figura 8.9. Estos se muestran más detalladamente, señalando las superficies seleccionadas para cada uno de ellos, en la Figura 8.10, la Figura 8.11 y la Figura 8.12 y se da una breve explicación de cada subfigura.

La Figura 8.10a representa el contacto *bonded* entre inyector y portainyector a lo largo de todas sus superficies. Esto se debe a la unión atornillada que los une y simulando el pegamento que se aplica a las superficies de contacto con la intención de que no surjan entre ellas movimientos relativos o cavidades.

El contacto de entre portainyector y *bulkhead* del inyector representado como *frictional*, Figura 8.10b, simula el rozamiento de estas piezas en esas superficies que no cuentan con elementos de unión explícitos. Sin embargo, la Figura 8.10c representa el contacto *bonded* entre las mismas piezas debido a la unión atornillada que fija las mismas.

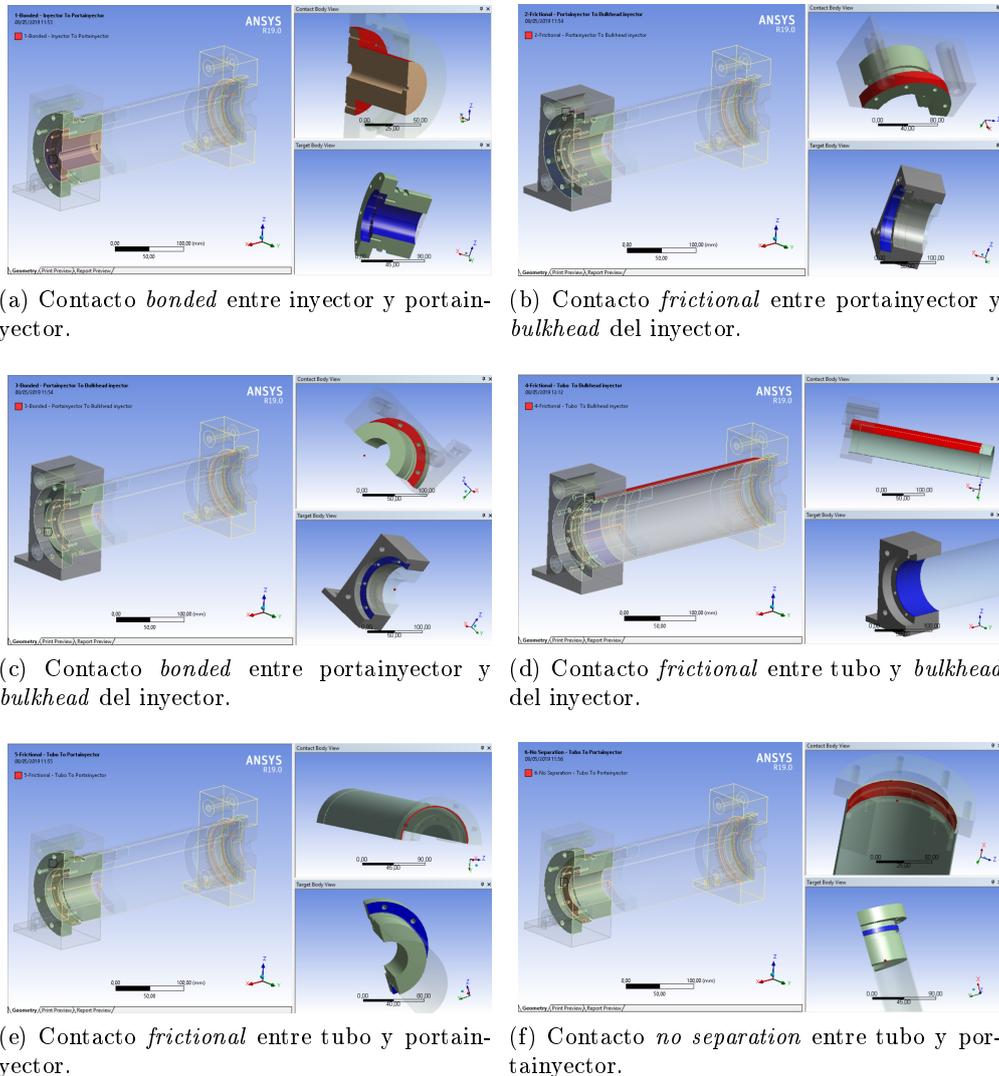


Figura 8.10: Contactos entre piezas 1.

El contacto *frictional* entre tubo y *bulkhead* del inyector, Figura 8.10d, representa la fricción que aparece entre ambas piezas cuando la primera se expanda debida a las altas temperaturas. El contacto que se ve en la Figura 8.10e está puesto por sí, debido a dicha expansión, el perfil del tubo contacta con el portainer.

La Figura 8.10f y la Figura 8.11a simulan el efecto de los *orings* en el portainer y el tubo. Por un lado se utiliza un *no separation* para permitir al tubo su expansión longitudinal teniendo en cuenta el *oring* que se encuentra entre estas dos piezas aportando estanqueidad. Por otro lado, mediante el *frictional*, se le permite al tubo movimiento de cara a su expansión teniendo en cuenta la fricción entre piezas previo al *oring*. Por lo tanto, se deduce que el *oring* traza una frontera en cuanto al comportamiento entre piezas.

Entre retén e inyector se ha optado por poner *no separation*. Esto tiene sentido

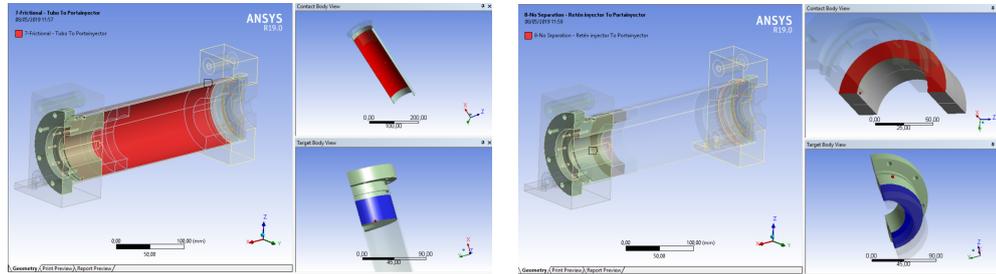
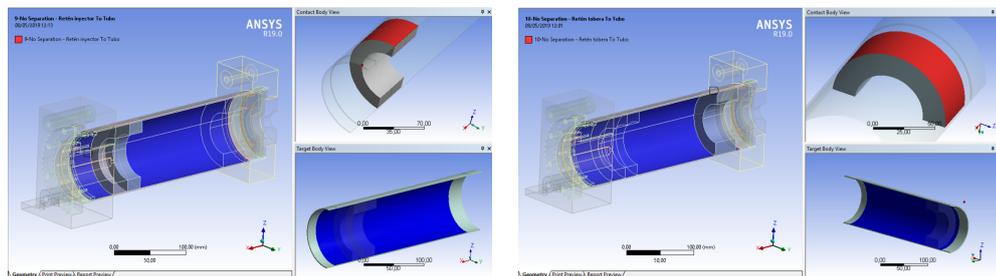
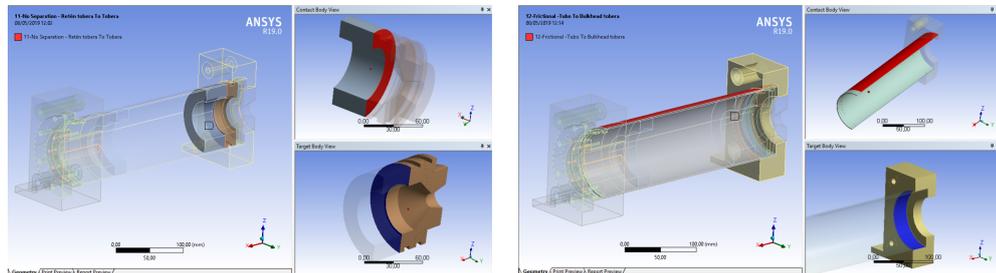
(a) Contacto *frictional* entre tubo y portainyector.(b) Contacto *no separation* entre retén del inyector y portainyector.(c) Contacto *no separation* entre retén del inyector y tubo.(d) Contacto *no separation* entre retén de la tobera y tubo.(e) Contacto *no separation* entre retén de la tobera y tobera.(f) Contacto *frictional* entre tubo y *bulkhead* tobera.

Figura 8.11: Contactos entre piezas 2.

dado que de haber algún movimiento será en el eje X, no teniendo importancia el coeficiente de rozamiento entre piezas dado que estas no llegan a rozar. Esto se ve en la Figura 8.11b, lo mismo ocurre en la Figura 8.11e. Por otro lado, gracias a las barras que no se han modelizado pero cuyo efecto sí se ha simulado, el interior de la cámara de combustión permanece inmóvil durante la misma. Por esta razón, ninguno de los retenes se mueve y es válido aplicar *no separation* también al contacto de los retenes con el tubo, Figura 8.11c y Figura 8.11d.

El tubo está en contacto con el *bulkhead* de la tobera, Figura 8.11f, por lo tanto, se modeliza la fricción entre ambas piezas por si hubiese algún movimiento relativo, probablemente debido a la expansión del mismo por la temperatura, durante el ensayo. No obstante, el perfil de este tubo está apoyado sobre la pieza que lo contiene. Este segundo contacto entre dichas piezas se observa en la Figura 8.12a.

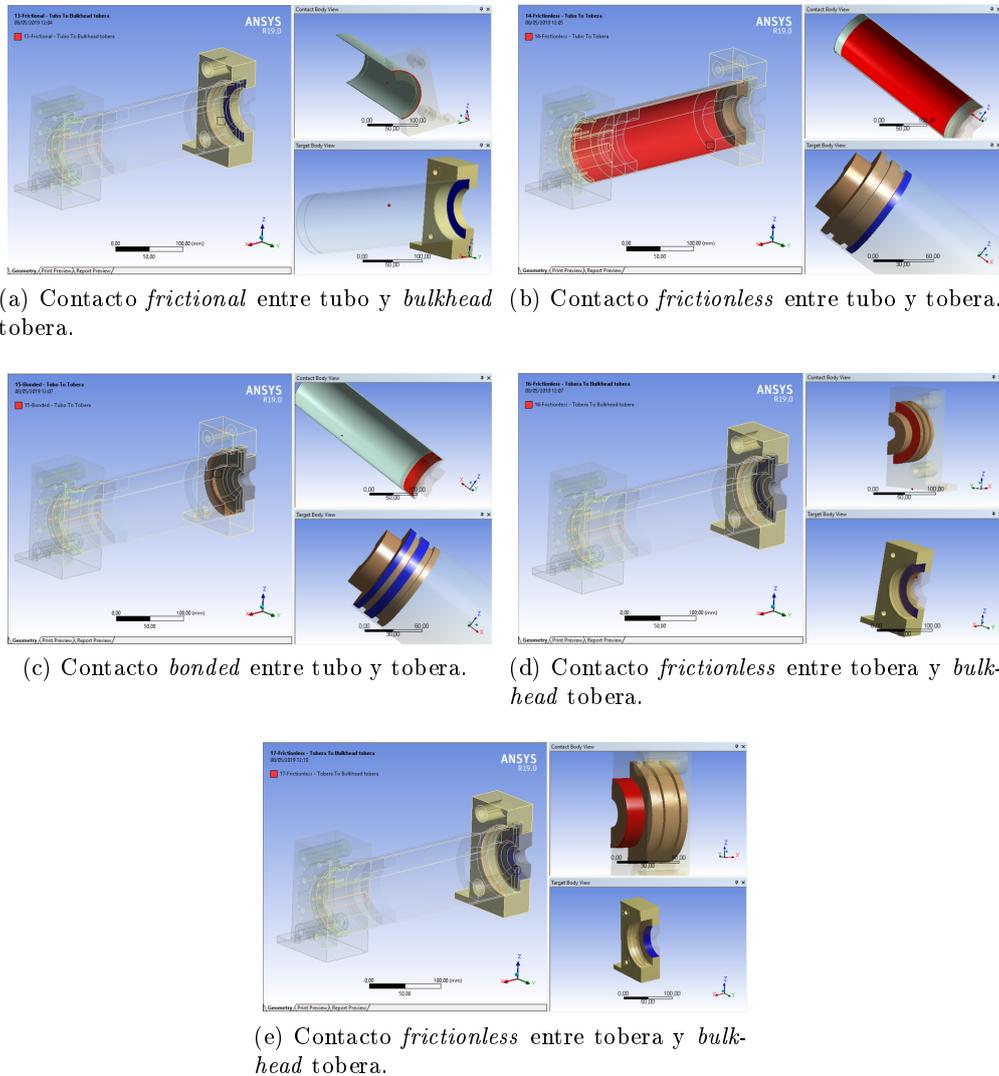
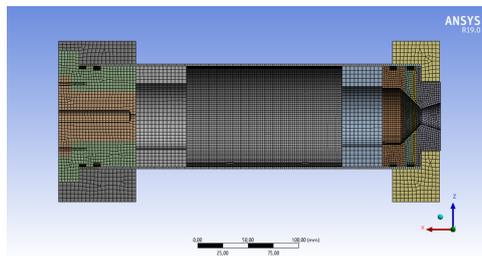


Figura 8.12: Contactos entre piezas 3.

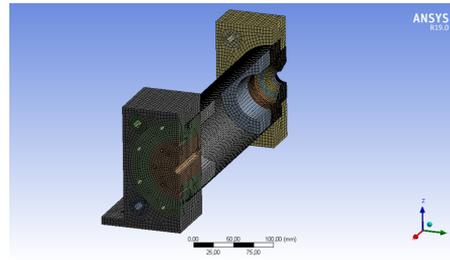
La condición que tiene lugar entre el tubo y la tobera, representado en la Figura 8.12b y la Figura 8.12c, es similar a lo que ocurre entre el tubo y el portainyector. Una vez más, el *oring* que se encuentra más cercano al interior de la cámara de combustión marca la frontera en el comportamiento de contactos de las piezas. En la Figura 8.12b se representa un contacto *frictionless* mientras que en la Figura 8.12c se impone un *bonded*. El primer contacto citado se puede modelar como *frictional*, no obstante, es muy difícil saber el coeficiente de rozamiento de un grafito ya que, como se ha comentado en apartados anteriores, hay muchas clases dependiendo de los aditivos que se usen en su creación. Dicho lo cual, se opta por utilizar un contacto *frictionless* trabajando por el lado de la seguridad. Por otro lado, en la tobera se sitúan dos *orings* aportando estanqueidad al conjunto, por ello el tubo no se mueve en dicha zona y es acertado utilizar una fijación tipo *bonded*.

Tabla 8.2: Tamaño de elemento impuesto en *ANSYS Workbench*.

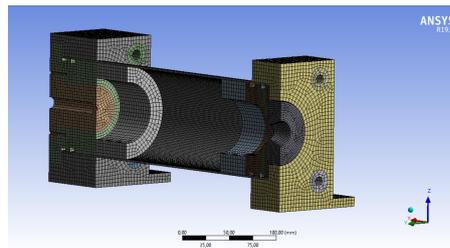
Tamaño de elemento	Piezas con dicho tamaño de elemento
2,00mm	Tobera y tubo
3,00mm	Inyector y portainyector
4,00mm	<i>Bulkhead</i> inyector, <i>bulkhead</i> tobera, retén inyector y retén tobera.



(a) Mallado del conjunto plano XY.



(b) Mallado del conjunto vista 1.



(c) Mallado del conjunto vista 2.

Figura 8.13: Malla final del conjunto.

Por último, y teniendo en cuenta lo mencionado para la Figura 8.12b, se opta por usar contactos *frictionless* para los restantes contactos entre tobera y *bulkhead* de la tobera, Figura 8.12d y Figura 8.12e. En el caso expuesto en la Figura 8.12e, se observa que inicialmente la tobera y el *bulkhead* no se encuentran en contacto en las superficies para el que este ha sido impuesto. Sin embargo, este es un análisis que también tiene en cuenta las temperaturas y, dado que ciertas piezas tienden a expandirse con el calor, no está de más simular este posible acercamiento.

8.5.4. Mallado

El mallado de una pieza o conjunto de piezas es la parte del programa en la cual se discretiza el modelo. De esta forma, dividimos en elementos finitos el objeto de análisis.

Los métodos que ofrece el SW para discretizar una malla son *Automatic*, *Tetrahedrons*, *Hex Dominant*, *Sweep*, *MultiZone* y *Cartesian*. En el análisis que se desarrolla en este documento, todos los elementos han sido mallados utilizando el método *Hex Dominant*.

El otro parámetro muy relevante en el mallado es el llamado *Sizing*. Este es el encargado de dar tamaño a los elementos que componen la malla. En la Tabla 8.2 se muestran

los tamaños de elemento que se han utilizado para discretizar este conjunto.

La dificultad al mallar este conjunto ha estado impuesta por el tubo y por la tobera. El primero tiene un espesor de 2,00 mm, por lo que el tamaño de elemento queda restringido a un máximo de ese valor para mantener una buena relación de aspecto de la malla. Por otro lado, se recuerda que la tobera está seccionada en partes de anchura escasa, por lo que los tamaños de elemento que aparecen en ella tampoco pueden excederse en tamaño por el mismo motivo.

En la Figura 8.13a, la Figura 8.13b y la Figura 8.13c se observa el conjunto mallado. En estas imágenes queda expuesta la buena relación de aspecto de la malla empleada.

8.6. Obtención de resultados de la simulación del comportamiento del motor híbrido M1

Los resultados obtenidos de este análisis son fruto de las temperaturas y presiones empleadas en el interior de la cámara de combustión. Como se ha mencionado anteriormente, se realiza un análisis *Thermal Analysis*, análisis en el que se tienen en cuenta las temperaturas del interior del conjunto, y los resultados obtenidos en este se utilizan como datos de entrada en el análisis *Static Structural*, en el que se incluyen las presiones internas que afectan al conjunto. De esta forma, se conoce el resultado total de tensiones y deformaciones en el conjunto *Test Stand*.

Una vez tenemos las cargas y condiciones de contorno incluidas y los cuerpos discretizados, se procede a solucionar el sistema. Para ello, se utiliza el botón *Solve* y se deja que el programa lo resuelva. Este proceso puede tardar ya que son muchas las ecuaciones a solucionar. Además, en función del *Sizing* empleado en la malla y la complejidad de esta, la duración del proceso puede aumentar. Por último, para simular los 5 segundos de encendido del motor M1, en el módulo *Thermal Analysis* entrando en el apartado del árbol *Analysis Settings* se impone un *Step End Time* de 5 segundos.

Al finalizar el análisis, los resultados aparecen en el apartado llamado *Results*. En este apartado *ANSYS Workbench* muestra gráficamente y cuantitativamente los resultados obtenidos de los parámetros que han sido de interés conocer. En el caso del *Thermal Analysis* se han obtenido las temperaturas para conocer el calentamiento de las piezas y así poder determinar si resistirán. En el caso de *Static Structural* interesa obtener tensiones y deformaciones para poder determinar si hay fallo según las diferentes teorías de fallo estático existentes. Estas teorías varían en función de si el material experimenta un fallo dúctil o un fallo frágil.

- Fallo dúctil: ocurre cuando la pieza está fabricada en un material dúctil y este llega a fluencia. Existen tres teorías de fallo para analizar estos casos: teoría de esfuerzo cortante máximo (Tresca), teoría de la energía de distorsión máxima (Von Mises) y teoría de Coulomb-Mohr. En el análisis de M1 el método empleado es el de la teoría de la energía de distorsión máxima (Von Mises) y su ecuación es la 8.2. Los materiales dúctiles son el aluminio y el acero, en la Tabla 8.3 se muestran las tensiones de fluencia (σ_{yp}) de estos materiales.

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\frac{1}{2} \cdot [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_{12} - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} < \sigma_{yp} \quad (8.2)$$

Tabla 8.3: Tensión de fluencia de los materiales dúctiles empleados.

Material	Tensión de fluencia (σ_{yp})
Acero	565 MPa
Aluminio	310 MPa

Tabla 8.4: Tensión última del material frágil empleado.

Material	Tensión última a tracción (σ_{ut})	Tensión última a compresión (σ_{uc})
Grafito	36 MPa	124 MPa

- Fallo frágil: ocurre cuando la pieza está fabricada en un material frágil, en alguna ocasión también ocurre con materiales dúctiles. El fallo en este caso ocurre cuando el material llega a la tensión última (σ_u). Las teorías de fallo para fallo frágil son: teoría del esfuerzo normal máximo (Rankine), teoría de Coulomb-Mohr y teoría de Mohr modificado. La de Coulomb-Mohr es la más conservadora, por lo que es la escogida para emplear en este proyecto, ecuación 8.3. ¹ El material frágil empleado en M1 es el grafito y sus tensiones últimas a tracción y a compresión se pueden ver en la Tabla 8.4.

$$\max \left(\left| \frac{\sigma_1}{\sigma_u^*} - \frac{\sigma_2}{\sigma_u^*} \right|, \left| \frac{\sigma_1}{\sigma_u^*} - \frac{\sigma_3}{\sigma_u^*} \right|, \left| \frac{\sigma_2}{\sigma_u^*} - \frac{\sigma_3}{\sigma_u^*} \right| \right) < 1 \quad (8.3)$$

Al realizar la simulación mediante *ANSYS Workbench* se obtienen resultados cuantitativos, pero es el analista quien debe decidir si el conjunto es válido o no. En la Figura 8.14a, la Figura 8.14b, la Figura 8.14c, la Figura 8.14d, la Figura 8.14e y la Figura 8.14f se muestran los valores generales de los resultados que *ANSYS Workbench* ha conseguido para el conjunto.

Como se ha mencionado anteriormente, los materiales dúctiles y frágiles no se analizan mediante las mismas teorías. Por lo tanto, el análisis de resultados también se plantea por separado.

En cuanto a los materiales dúctiles, se emplea la ecuación 8.2. El valor que ofrece el programa es la tensión equivalente (σ_{eq}) por lo que lo único que hay que hacer es comparar el resultado ofrecido por el mismo con la σ_{yp} de cada material. En la Tabla 8.3 se exponen los resultados obtenidos para las piezas fabricadas con materiales dúctiles. Además, se calcula el coeficiente de seguridad (CS) con el que se está trabajando en cada pieza.

Como se observa en estos resultados, la pieza más crítica, aunque cumpla con el objetivo, es el retén de la tobera. Aunque teóricamente la pieza no falla, el CS con el que trabaja es muy cercano a la unidad, lo que hace que el retén sea una pieza crítica. Esto ocurre dado que la superficie en contacto con la tobera sufre una gran transferencia de

¹ σ_u^* se refiere a la tensión última de tracción o de compresión dependiendo de cómo trabaje la tensión principal empleada.

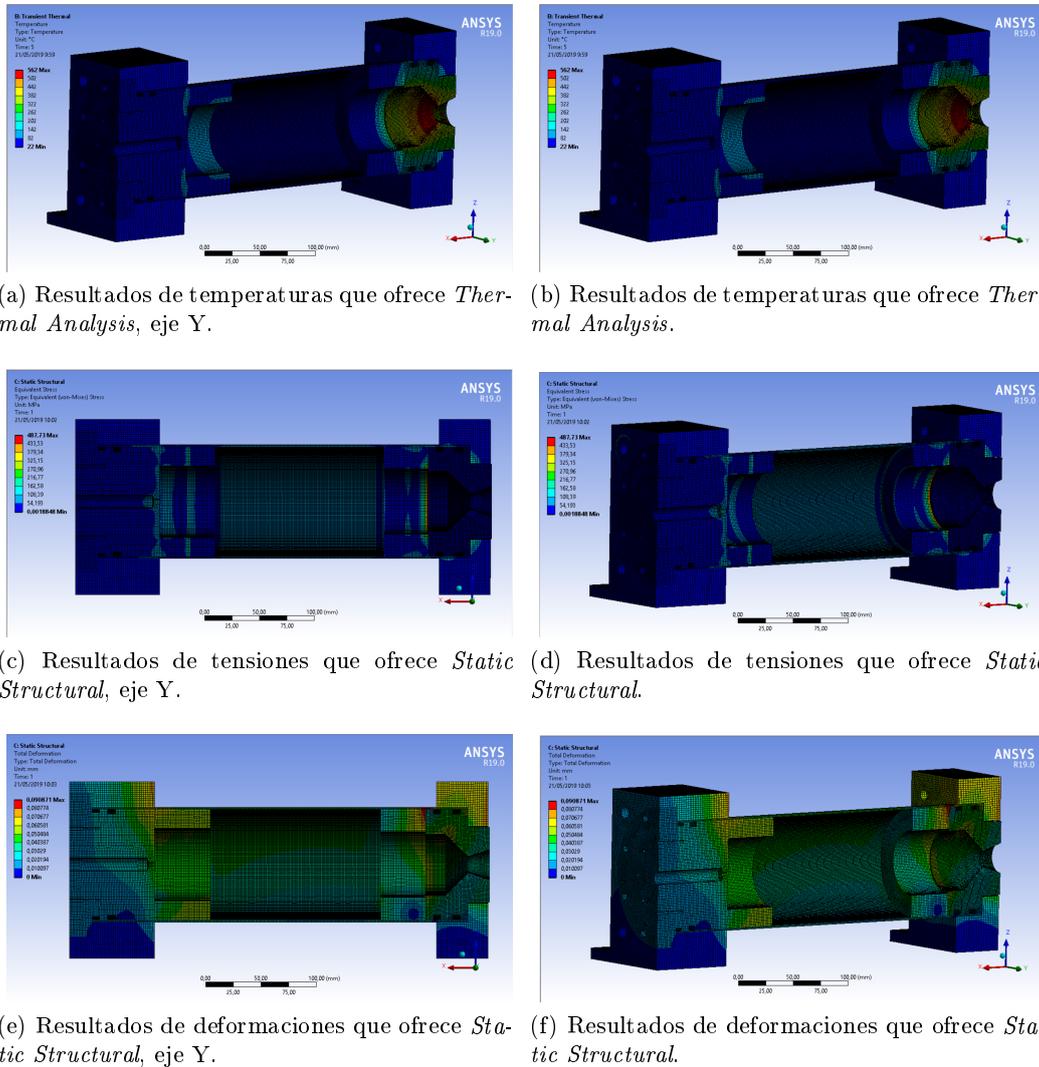


Figura 8.14: Resultados generales que ofrece *ANSYS Workbench*.

calor, Figura 8.15a. Por otro lado, se observa que el CS obtenido para el portainyector tampoco trabaja con un margen de seguridad elevado. Sin embargo, la Figura 8.15b muestra que la zona con grandes tensiones es mínima, y que de plastificar no impediría que el conjunto siguiese trabajando bien.

Por otro lado, el análisis de la tobera, cuyo material es el grafito, se realiza mediante la ecuación 8.3. Para ello se precisa saber las tensiones principales que surgen en la pieza y que ha calculado el SW. Dado que es una pieza mecanizada en material frágil es preciso que no falle ninguno de sus puntos, por eso, se analizan las tensiones en sus tres nodos más críticos. Estas tensiones principales se muestran en la Tabla 8.6.

Tabla 8.5: Tensión equivalente de Von-Mises de las piezas que componen el conjunto para las sollicitaciones a las que se ve expuesto y coeficiente de seguridad obtenido.

Pieza	Tensión equivalente de Von-Mises	Tensión de fluencia	CS
Inyector	200,75 MPa	310 MPa	1,54
Portainyector	265,31 MPa	310 MPa	1,17
<i>Bulkhead</i> inyector	181,83 MPa	310 MPa	1,70
Tubo	276,09 MPa	565 MPa	2,05
Retén inyector	198,37 MPa	565 MPa	2,86
Retén tobera	487,67 MPa	565 MPa	1,15
<i>Bulkhead</i> tobera	239,05 MPa	310 MPa	1,29

Tabla 8.6: Tensiones principales en los tres puntos más críticos de la tobera.

Tensión principal	A tracción	A compresión
Punto 1		
σ_1	34,083 MPa	-
σ_2	15,013 MPa	-
σ_3	9,996 MPa	-
Punto 2		
σ_1	19,754 MPa	-
σ_2	8,788 MPa	-
σ_3	1,906 MPa	-
Punto 3		
σ_1	11,425 MPa	-
σ_2	-	-0,958 MPa
σ_3	-	-1,564 MPa

Una vez se obtienen estos valores se sustituyen en la ecuación mencionada, 8.3.

$$\max \left(\left| \frac{34,083}{36} - \frac{15,013}{36} \right|, \left| \frac{34,083}{36} - \frac{9,996}{124} \right|, \left| \frac{15,013}{36} - \frac{9,996}{36} \right| \right) < 1 \quad (8.4)$$

$$\max (|0,529|, |0,669|, |0,139|) < 1 \quad (8.5)$$

$$\max \left(\left| \frac{19,754}{36} - \frac{8,788}{36} \right|, \left| \frac{19,754}{36} - \frac{1,906}{36} \right|, \left| \frac{8,788}{36} - \frac{1,906}{36} \right| \right) < 1 \quad (8.6)$$

$$\max (|0,305|, |0,495|, |0,191|) < 1 \quad (8.7)$$

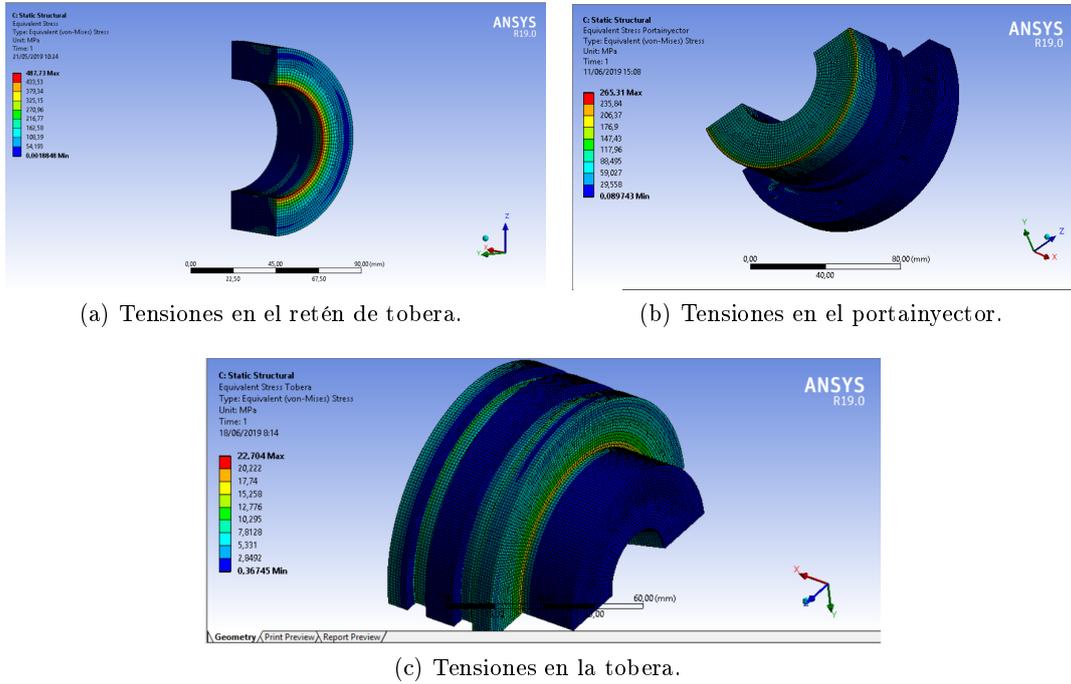


Figura 8.15: Resultados de las piezas más críticas que ofrece *ANSYS Workbench*.

$$\max \left(\left| \frac{11,425}{36} - \frac{-0,958}{124} \right|, \left| \frac{11,425}{36} - \frac{-1,564}{124} \right|, \left| \frac{-0,958}{124} - \frac{-1,564}{124} \right| \right) < 1 \quad (8.8)$$

$$\max (|0,325|, |0,328|, |0,0048|) < 1 \quad (8.9)$$

Teniendo en cuenta los resultado obtenido de la ecuación 8.5, ecuación 8.7 y ecuación 8.9 se determina que la pieza no falla. Se observa en la Figura 8.15c que las tensiones en dicha pieza no son muy elevadas. Los puntos analizados han sido tres aristas vivas que son las que peor comportamiento tienen. Aun así, estas cumplen de sobra con el requisito, para que no ocurra fallo frágil, impuesto por la ecuación de Coulomb-Mohr.

En cuanto a las deformaciones, se observa que la máxima del conjunto es de 0,09 mm, lo cual no supone ningún problema en M1.

Dado que los resultados obtenidos no son muy satisfactorios se realizan cambios estructurales con la intención de mejorarlos. El primer cambio realizado ocurre en el retén de la tobera. Esta pieza teóricamente no plastifica, ya que el CS con el que se trabaja es mayor que 1 ($CS_{r.tobera} = 1,15$). Sin embargo, se decide aumentar su diámetro interno de 60 mm a 78 mm sustituyendo el espesor del retén de acero eliminado por baquelita. Previamente ya se contaba con un tubo de baquelita de diámetro interno 56 mm y diámetro externo 60 mm recubriendo la parte interior del retén. En esta ocasión, se aumenta el espesor de esa baquelita haciendo que su diámetro exterior sea de 78 mm, coincidiendo con el nuevo diámetro interno del retén, para que la suma del espesor del retén y este segundo elemento siga siendo la misma que en el primer conjunto sin modificar, es decir,

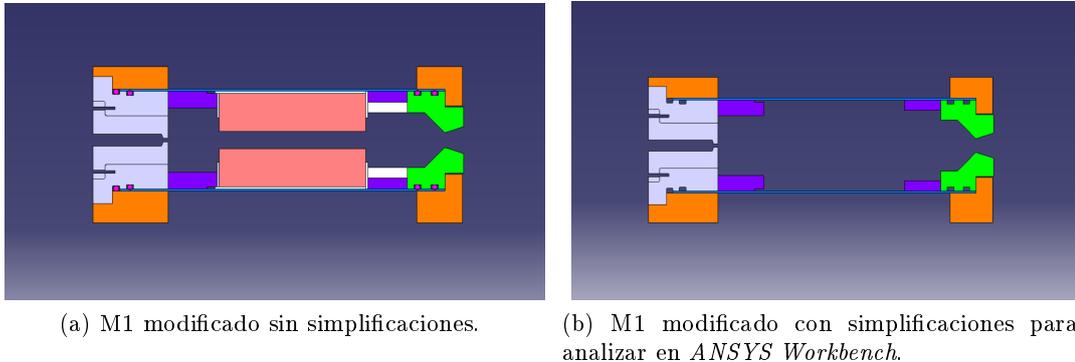


Figura 8.16: M1 modificado con el fin de mejorar su comportamiento.

44 mm de espesor total. De esta forma, se pretende aumentar el CS con el que trabaja el retén haciendo que la superficie en contacto con la tobera, por donde ocurre la principal transferencia de calor, sea menor, pero manteniendo sus exigencias estructurales gracias al aumento del espesor del tubo de baquelita.

Por otro lado, se ha realizado una modificación en el retén del inyector para asegurar que el conjunto, y sobre todo la parafina, permanece compactado durante todo el ensayo. A este se le mecaniza un escalón que permite comprimir la pastilla de parafina desde el interior del tubo de baquelita que la recoge. Este cuenta con una profundidad de 10 mm y su diámetro es de 96, es decir, ha disminuido 4 mm respecto del diámetro externo de la pieza.

Por último, se acorta la longitud del tubo, aun no habiendo fallado, para, de esta forma, asegurar que este no pega contra la pared del portainyector al expandirse longitudinalmente. No obstante, no hay peligro de fuga porque las juntas tóricas dispuestas en el portainyector lo impiden.

Estas modificaciones se ven reflejadas en la Figura 8.16a. Sin embargo y como pasaba en el caso anterior, este conjunto no es el que se analiza en *ANSYS Workbench*. En dicho análisis no se incorporan objetos cuyo estudio no es de interés. Estos objetos a evitar son los mismo que en el caso del primer modelo de M1, como arandelas, aros de baquelita, juntas tóricas, etc. Una vez realizadas las simplificaciones convenientes se obtiene el conjunto que aparece en el Figura 8.16b.

Las modificaciones geométricas, los contactos, malla y demás parámetros a configurar en el SW son análogos a los del primer análisis. Los resultados obtenidos de este se muestran en la Tabla 8.7.

De la comparativa de la Tabla 8.5 y la Tabla 8.7 se reconoce la mejora en cuanto a los resultados de las piezas dúctiles. Se observa que el retén de la tobera, cuya plastificación era posible por tener un margen de error muy bajo en el caso anterior, ha doblado su CS. Además, en la Figura 8.17a se muestra la distribución de tensiones dejando ver que la superficie más crítica no es tan extensa como en el caso anterior. En cuanto al portainyector, el CS con el que se trabaja sigue siendo de un valor similar. Sin embargo, observando la Figura 8.17b se llega a la misma conclusión que en el caso en el que el conjunto no había sido modificado, la zona que sufre altas tensiones es puntual y de plastificar el conjunto seguiría trabajando bien.

Tabla 8.7: Tensión equivalente de von-Mises de las piezas que componen el conjunto para las solicitaciones a las que se ve expuesto tras realizar modificaciones y coeficiente de seguridad obtenido.

Pieza	Tensión equivalente de Von-Mises	Tensión de fluencia	CS
Inyector	201,07 MPa	310 MPa	1,54
Portainyector	263,14 MPa	310 MPa	1,18
<i>Bulkhead</i> inyector	173,78 MPa	310 MPa	1,78
Tubo	218,02 MPa	565 MPa	2,59
Retén inyector	133,72 MPa	565 MPa	4,22
Retén tobera	231,55 MPa	565 MPa	2,44
<i>Bulkhead</i> tobera	240,62 MPa	310 MPa	1,29

Por otro lado, tal y como ocurría en el análisis del conjunto sin modificar, la tobera hay que analizarla con teorías de fallo frágil, ya que esta está mecanizada en grafito. Por lo tanto, este análisis se realiza, al igual que en el caso anterior, mediante la ecuación 8.3. Para ello se precisan saber las tensiones principales que surgen en la pieza, las cuales las muestra *ANSYS Workbench* y se exponen en la Tabla 8.8. Análogo al caso anterior, se analizan los tres puntos más críticos de la pieza para asegurar que no falla en ningún sitio. Los valores obtenidos, se sustituyen en la ecuación 8.3, la cual hace referencia a la teoría de fallo de Coulomb-Mohr.

$$\max \left(\left| \frac{32,141}{36} - \frac{14,109}{36} \right|, \left| \frac{32,141}{36} - \frac{9,326}{36} \right|, \left| \frac{14,109}{36} - \frac{9,326}{36} \right| \right) < 1 \quad (8.10)$$

$$\max (|0,500|, |0,633|, |0,133|) < 1 \quad (8.11)$$

$$\max \left(\left| \frac{22,263}{36} - \frac{9,296}{36} \right|, \left| \frac{22,263}{36} - \frac{2,168}{36} \right|, \left| \frac{9,296}{36} - \frac{2,168}{36} \right| \right) < 1 \quad (8.12)$$

$$\max (|0,360|, |0,558|, |0,198|) < 1 \quad (8.13)$$

$$\max \left(\left| \frac{10,650}{36} - \frac{-0,964}{124} \right|, \left| \frac{10,650}{36} - \frac{-1,546}{124} \right|, \left| \frac{-0,964}{124} - \frac{-1,546}{124} \right| \right) < 1 \quad (8.14)$$

$$\max (|0,304|, |0,308|, |0,0047|) < 1 \quad (8.15)$$

Los resultados obtenidos de la ecuación 8.11, ecuación 8.13 y ecuación 8.15 determinan que la pieza no falla ya que ni uno de los tres máximos supera la unidad. En comparación con el caso en el que el retén no se había modificado el punto 1 y el punto 3 trabajan con tensiones inferiores mientras que la del punto 2 ha aumentado. No obstante, estos siguen

Tabla 8.8: Tensiones principales en los tres puntos más críticos de la tobera.

Tensión principal	A tracción	A compresión
Punto 1		
σ_1	32,141 MPa	-
σ_2	14,109 MPa	-
σ_3	9,326 MPa	-
Punto 2		
σ_1	22,263 MPa	-
σ_2	9,296 MPa	-
σ_3	2,168 MPa	-
Punto 3		
σ_1	10,650 MPa	-
σ_2	-	-0,964 MPa
σ_3	-	-1,546 MPa

cumpliendo los criterios de fallo impuestos por Coulomb-Mohr ya que la diferencia en los valores obtenidos es mínima. La Figura 8.17c muestra las tensiones en la pieza.

Teniendo en cuenta la considerable mejora en las piezas dúctiles que componen el conjunto y habiendo comprobado que el comportamiento de la tobera sigue siendo adecuado, podría escogerse este modificado de M1 como mejor opción.

No obstante, hay una tercera opción a valorar, la cual ya se ha mencionado en las alternativas posibles del conjunto. El retén de la tobera es una pieza diseñada para mantener la separación entre la pastilla de parafina y la propia tobera. Esta podría llegar a realizarse en corcho ya que abarata costes y disminuye el peso del conjunto. Esta pieza se calcula con las mismas dimensiones que el retén de la tobera del conjunto modificado, por lo que lo único que cambia es el material del mismo. Este se realiza en el apartado *Engineering Data* de *ANSYS Workbench* y los datos introducidos en el mismo aparecen en la Figura 8.18. El resto del análisis vuelve a ser análogo a los dos anteriores.

Si bien es cierto que el corcho no trabaja bien a altas temperaturas, este está protegido por una gran capa de baquelita en su superficie interior. Esta baquelita es un ablativo que soporta hasta 200 °C, lo que hace que se vaya quemando poco a poco pero que su cara en contacto con el retén nunca llegue a esas temperaturas. Por lo tanto, el retén de corcho solo sufrirá por la superficie que está en contacto con la tobera, provocando que este material se queme un mínimo hasta la existencia de un hueco entre ambas superficies haciendo que no haya transferencia de calor y, por lo tanto, que no siga la quema de corcho. Si debido al hueco creado el retén deja de hacer la función de mantener el conjunto estanco, la baquelita lo hará ya que el propio retén seguirá sujetándola en su posición inicial, es decir, concéntrica al tubo exterior que recoge todo el conjunto.

Los resultados para las piezas con material dúctil se exponen en la tabla 8.9. En ella se observa que todas las piezas tienen similares valores al conjunto con el retén de acero modificado exceptuando el propio retén. El coeficiente de seguridad con el que este trabaja

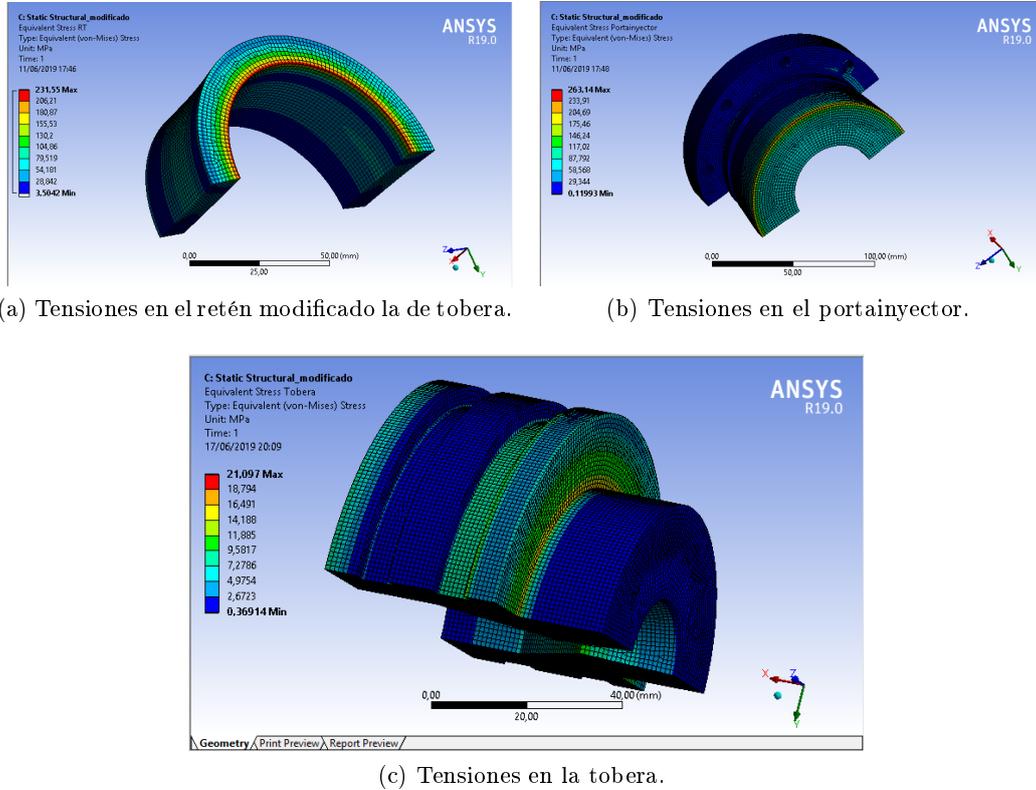


Figura 8.17: Resultados de las piezas que en el análisis del conjunto anterior eran más críticas.

se ha disparado notoriamente. Por lo tanto, en lo concerniente a las piezas dúctiles, esta sería la mejor opción. En cuanto a la pieza de material frágil, la tobera, se vuelve a repetir el mismo procedimiento utilizando la ecuación 8.3, la cual vuelve a hacer referencia a la teoría de fallo de Coulomb-Mohr.

$$\max \left(\left| \frac{31,300}{36} - \frac{13,701}{36} \right|, \left| \frac{31,300}{36} - \frac{9,129}{36} \right|, \left| \frac{13,701}{36} - \frac{9,129}{36} \right| \right) < 1 \quad (8.16)$$

$$\max (|0,488|, |0,610|, |0,137|) < 1 \quad (8.17)$$

$$\max \left(\left| \frac{24,555}{36} - \frac{9,930}{36} \right|, \left| \frac{24,555}{36} - \frac{2,517}{36} \right|, \left| \frac{9,930}{36} - \frac{2,517}{36} \right| \right) < 1 \quad (8.18)$$

$$\max (|0,406|, |0,612|, |0,206|) < 1 \quad (8.19)$$

$$\max \left(\left| \frac{10,609}{36} - \frac{-0,962}{124} \right|, \left| \frac{10,609}{36} - \frac{-1,567}{124} \right|, \left| \frac{-0,962}{124} - \frac{-1,567}{124} \right| \right) < 1 \quad (8.20)$$

	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	150	kg m ⁻³		
4	Isotropic Elasticity				
5	Derive from	Young...			
6	Young's Modulus	18,6	MPa		
7	Poisson's Ratio	0			
8	Bulk Modulus	6,2E+06	Pa		
9	Shear Modulus	9,3E+06	Pa		
10	Tensile Yield Strength	60000	Pa		
11	Compressive Yield Strength	1,1E+05	Pa		
12	Isotropic Thermal Conductivity	0,0014	W m ⁻¹ ...		
13	Specific Heat, C _p	1900	J kg ⁻¹ ...		

Figura 8.18: Datos del corcho usados en *ANSYS Workbench*.

Tabla 8.9: Tensión equivalente de Von-Mises de las piezas que componen el conjunto para las solicitaciones a las que se ve expuesto tras realizar modificaciones y sustituir el retén postcombustión de acero por uno de corcho y coeficiente de seguridad obtenido.

Pieza	Tensión equivalente de Von-Mises	Tensión de fluencia	CS
Inyector	201,21 MPa	310 MPa	1,54
Portainyector	263,54 MPa	310 MPa	1,18
<i>Bulkhead</i> inyector	176,11 MPa	310 MPa	1,76
Tubo	221,96 MPa	565 MPa	2,54
Retén inyector	133,85 MPa	565 MPa	4,22
Retén tobera	2,9137 MPa	40 MPa	13,74
<i>Bulkhead</i> tobera	241,54 MPa	310 MPa	1,28

$$\max(|0,302|, |0,307|, |0,0048|) < 1 \quad (8.21)$$

Como se observa en la ecuación 8.17, ecuación 8.19 y ecuación 8.21 la pieza cumple con los requisitos. Las tensiones en estos tres puntos casi no varían respecto a las del caso anterior, por lo que esta pieza no es determinante al escoger el conjunto final de M1. En la Figura 8.19 se observa la distribución de tensiones a lo largo de la pieza dejando a la vista que estas no son muy elevadas.

Siendo estas las tres alternativas planteadas para la resolución del conjunto, se escoge la tercera por ser menos pesada y más barata que las anteriores. Además, todas las piezas dúctiles trabajan mejor, sobre todo el retén de corcho. En cuanto a la tobera, los valores de las tensiones principales de los tres puntos más críticos de la pieza son muy similares en los tres conjuntos propuestos, por lo que esta pieza no es determinante.

Tabla 8.10: Tensiones principales en los tres puntos más críticos de la tobera.

Tensión principal	A tracción	A compresión
Punto 1		
σ_1	31,300 MPa	-
σ_2	13,701 MPa	-
σ_3	9,129 MPa	-
Punto 2		
σ_1	24,555 MPa	-
σ_2	9,930 MPa	-
σ_3	2,517 MPa	-
Punto 3		
σ_1	10,609 MPa	-
σ_2	-	-0,962 MPa
σ_3	-	-1,567 MPa

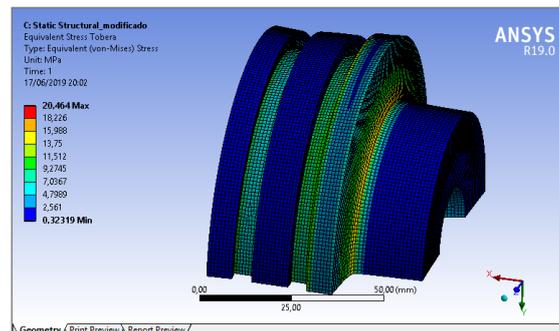


Figura 8.19: Distribución de tensiones en la tobera perteneciente al conjunto en el que el retén es de corcho.

8.7. Conclusiones

La herramienta de análisis *ANSYS Workbench* permite conocer las tensiones y deformaciones que surgen en M1, conjunto expuesto a altas temperaturas y elevadas presiones internas. Sin embargo, para que los resultados sean veraces, se tiene que modelizar el conjunto acorde a lo que ocurre en el ensayo empírico haciendo todas las simplificaciones posibles para mantener un buen compromiso precisión-coste (a mayor complejidad del modelo, mayor coste del análisis pero también mayor precisión en los resultados). Es decir, se tiene que realizar un modelo adaptado a las necesidades que se quieren satisfacer con una relación precisión-coste aceptable, la cual no tiene que ser lo más similar al sistema físico real.

Una vez se consigue lo anterior, se resuelve el sistema y el SW ofrece resultados. Sin embargo, el ingeniero debe analizar los resultados obtenidos y darles credibilidad o no decidiendo así si el conjunto funciona correctamente o si se debe rediseñar.

En el caso aquí expuesto, y como se ha concluido en el apartado anterior, el modelo ha sido rediseñado en dos ocasiones. Las mejoras en cada diseño han sido contundentes en las piezas dúctiles, esto se observa en la Tabla 8.9. Por otro lado, la tobera ha presentado en los tres diseños unas tensiones muy similares que no son problemáticas según la teoría de fallo frágil de Coulomb-Mohr, la cual cumple el tercer conjunto tal y como se observa en la ecuación 8.17, ecuación 8.19 y ecuación 8.21. Por todo esto, la elección del conjunto más óptimo para realizar M1 ha sido el tercer modelo en el que el retén que acompaña a la tobera es de corcho por la mejora del comportamiento de las piezas dúctiles en el mismo.

Hay que destacar que, gracias a esta aplicación, no solo se pueden *testear* conjuntos expuestos a solicitaciones estáticas sino que también se pueden realizar análisis con fluidos y análisis de conjuntos expuestos a vibraciones, entre otras.

Capítulo 9

Metodología y planificación del proyecto

RESUMEN: En el presente capítulo se exponen los grupos de trabajo que han participado en la realización del proyecto y los plazos de ejecución de las diferentes tareas que lo constituyen.

9.1. Introducción

En primer lugar, en la sección 9.2 se presenta el equipo de trabajo que interviene en el proyecto. A continuación, en el apartado 9.3, se definen los plazos con los que se ha trabajado y se muestra un diagrama de *Gantt*, Figura 9.2, con los mismos. Por último, se describe cada paquete de trabajo de este proyecto.

La nomenclatura empleada a lo largo de dichas secciones es la siguiente:

- **PT:** Paquete de Trabajo.
- **P:** Personal de equipo de trabajo.

Tabla 9.1: Equipo interno de BiSKY Team.

ID.	EQUIPO
P1.	<i>Business and Management</i>
P2.	<i>Structure</i>
P3.	<i>Propulsion</i>
P4.	<i>Aerodynamics and Recovery</i>
P5.	<i>Flight Control and Simulation</i>
P6.	<i>Avionics</i>



42

Figura 9.1: Patrocinadores del equipo BiSKY Team.

9.2. Equipo de trabajo

El *Test Stand* de M1 ha sido diseñado, analizado y probado por el equipo *BiSKY Team* que está formado por subgrupos internos los cuales se nombran en la Tabla 9.1.

Todos los subgrupos, exceptuando el de *Avionics*, han realizado tareas necesarias para alcanzar el objetivo que persigue el proyecto, el correcto funcionamiento del motor híbrido M1 para realizar mediciones y registrar el comportamiento de este.

Este documento, el cual presenta la parte de análisis de la parte caliente del motor, ha sido dirigido por el profesor Ibai Coria Martínez. Además, dada la complejidad del diseño, las empresas patrocinadoras de *BiSKY Team* mostradas en la Figura 9.1, han dado soporte técnico y han aconsejado al equipo en el proceso de realización del mismo.

9.3. Definición de los paquetes de trabajo

En este apartado se especifican los tiempos empleados en la realización del proyecto. Los paquetes de trabajo se exponen detallados en la Figura 9.2. Posteriormente, se desarrolla cada tarea realizada en cada paquete.

COD.	DESCRIPCIÓN	COMIENZO	FIN	MES	OCT	NOV	DIC	ENE	FEB	MAR	ABR	MAY	JUN		
				AÑO											
				2018						2019					
PT1	BÚSQUEDA DE INFORMACIÓN	08/10/2018	04/11/2018	DURACIÓN	MES 1	MES 2	MES 3	MES 4	MES 5	MES 6	MES 7	MES 8	MES 9		
PT2	ESTADO DEL ARTE Y ALTERNATIVAS	25/11/2018	30/11/2018												
PT3	DESARROLLO DEL DISEÑO	01/12/2018	08/04/2019												
PT4	ANÁLISIS	22/04/2019	09/05/2019												
PT5	ELABORACIÓN DE DOCUMENTACIÓN	01/04/2019	15/06/2019												

Figura 9.2: Diagrama de Gantt general mostrando los paquetes de trabajo.

9.3.1. PT1: Búsqueda de información

El 8 de octubre de 2018 se unió un número significativo de personas al equipo *BiSKY Team*, entre los que me incluyo. El primer paquete de trabajo se basa en buscar información tanto de cohetes en general como de los propios programas que se emplean en la industria para el diseño y análisis de los mismos.

Este proyecto se realiza gracias a la colaboración de los distintos subgrupos que componen el equipo. Cada uno de ellos ha investigado y se ha especializado en su campo de trabajo.

9.3.2. PT2: Estado del arte y alternativas

En este periodo de tiempo se plantean las diferentes alternativas existentes a día de hoy para realizar un cohete en función de los ya existentes analizando cómo trabajan estos y en qué medida el equipo puede elaborar uno de ellos. En base a lo mencionado, se decide diseñar un cohete cuyo motor es híbrido. Por otro lado, se plantean alternativas de diseño a realizar y se valora su empleo en él según los requisitos a cumplimentar por el prototipo planteado.

9.3.3. PT3: Desarrollo del diseño

Una vez valoradas las alternativas de diseño, se empieza con el mismo. Para ello, se realiza un diseño preliminar que cumpla con las funciones principales requeridas.

En primer lugar, el subgrupo de propulsión ofrece resultados de sus análisis que sirven como datos de entrada al subgrupo de estructura. Por lo tanto, el diseño del mismo variará según varíe la entrada de datos de los compañeros.

En segundo lugar, a medida que *BiSKY Team* se pone en contacto con algunos patrocinadores del equipo, estos aportan nuevas ideas que mejoran el diseño. A su vez, al empezar a valorar el método de fabricación de cada pieza se descubren dificultades para la realización de los mismos. Estos inconvenientes también obligan a modificar el diseño del conjunto.

Se concluye mencionando que este es el paquete de trabajo más duradero del proyecto, ya que el diseño de un conjunto es un proceso iterativo y por el efecto que tiene variar el diseño estructural de una pieza en el resto del conjunto.

9.3.4. PT4: Análisis del banco de trabajo mediante *ANSYS Workbench*

En este paquete de trabajo se analiza el conjunto M1 mediante el SW *ANSYS Workbench*. Esta es la parte principal desarrollada en este proyecto. Al finalizar el análisis se valora la veracidad de los resultados y se decide si las piezas fallan o no según el criterio del ingeniero en cuestión.

9.3.5. PT5: Elaboración del documento

El documento presente ha sido redactado y elaborado a medida que se ha obtenido información del proceso. Al realizar un proyecto es de suma importancia documentar todo lo realizado para futuras ocasiones. De la misma forma, se recoge cada paso dado para poder utilizar el proyecto como punto de partida para ocasiones venideras y futuros diseños y proyectos.

9.4. Conclusiones

La elaboración de este proyecto ha sido posible gracias a la participación de diversos grupos de trabajo entre los que se incluyen los propios internos de *BiSKY Team* y las empresas patrocinadoras.

La búsqueda de información ha sido necesaria para comenzar con él puesto que es un campo de trabajo no muy conocido. No obstante, donde más inversión de tiempo ha habido ha sido en el propio diseño del conjunto ya que este es un proceso iterativo. Debido a todos los cambios que surgen de los análisis realizados por compañeros de otros subgrupos como por los propios consejos de las empresas que se dedican a ello el modelo ha sido modificado hasta conseguir el analizado en este documento. El método de fabricación también ocasiona cambios en el mismo por lo que este se debe tener en cuenta desde el inicio.

Capítulo 10

Recursos del proyecto y desglose de gastos

RESUMEN: En este capítulo se definen los recursos de los que dispone el equipo *BiSKY Team* para llevar a cabo el proyecto propuesto. Además, se realiza un desglose de los gastos.

10.1. Introducción

Los costes al realizar un proyecto vienen dados por las horas que emplean los trabajadores en él y por los gastos de material necesarios para su realización. A continuación, se desarrollan los costes asociados a estos dos recursos en el proyecto presente.

10.2. Recursos humanos: horas internas

Los recursos humanos de los que dispone el proyecto son:

- Personal capaz de gestionar el proyecto y llevar a cabo las labores de dirección.
- Personal con dotes de liderazgo, capaz de motivar a los miembros de su grupo de trabajo y administrar su trabajo de manera eficiente.
- Personal con capacidad de organización, comprensión y redacción de documentos.
- Personal con conocimientos en aerodinámica.
- Personal con conocimientos de diseño y análisis estructural de piezas o conjuntos.
- Personal con conocimientos en propulsión mediante combustión.
- Personal con conocimientos en electrónica, obtención de datos y transmisión de los mismos.

Tabla 10.1: Presupuesto del sistema de alimentación.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Tanque N2O	Propulsión	Air Liquide	-	1	420,00 €	420,00 €
Válvula manual*	Propulsión	Rotork	-	2	-	-
Manorregulador*	Propulsión	Air Liquide	-	1	-	-
Check valve*	Propulsión	Rotork	-	2	-	-
Racor cruz*	Propulsión	Rotork	-	1	-	-
T. hembra loca	Propulsión	Estehyne	-	4	8,13 €	32,52 €
Casquillo teflón	Propulsión	Estehyne	-	4	4,87 €	19,48 €
Racor 3 salidas*	Propulsión	Rotork	-	3	-	-
Racor manorreductor-latiguillo	Propulsión	Estehyne	-	1	7,17 €	7,17 €
Racor latiguillo tubing	Propulsión	Estehyne	-	2	7,17 €	14,37 €
Racor latiguillo inyector	Propulsión	Estehyne	-	1	9,54 €	9,54 €
PRV*	Propulsión	Rotork	-	2	-	-
Válvula solenoidal*	Propulsión	Rotork	-	2	-	-
Tubbing*	Propulsión	Rotork	-	-	-	-
Mesa*	Propulsión	Otxarki	-	1	-	-
Mangueras acero trenzado	Propulsión	Estehyne	-	3	13,45 €	40,35 €
Control de válvulas						
Electrónica de control	Aviónica	Digi-Key	1597-1016-ND	1	26,45 €	26,45 €
Batería 2650mAh 6S 35C	Aviónica	Hobby king	9210000189-0	1	40,50 €	40,50 €
Instrumentación						
Caudalímetro*	Control	INEKO	-	1	-	-
Transductor de presión	Control	INEKO	-	1	-	-
Termopar*	Control	INEKO	-	1	-	-
Célula de carga*	Control	CTA	-	2	-	-
Caudalímetro Propio (M1.5)	Control	TBD	-	1	100,00 €	100,00 €
Subtotal				710,35 €		

Tabla 10.2: Presupuesto de las herramientas para la fabricación de la estructura.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Macho de rosca de 1/2''	Estructura	Amazon	B003LKDJJU	1	23,00 €	23,00 €
Subtotal				23,00 €		

Este proyecto se desarrolla dentro del equipo *BiSKY Team*, las personas que participan en él son voluntarias que realizan este trabajo sin motivaciones lucrativas, con los únicos objetivos de aportar y aprender. Dicho lo cual, se concluye mencionando que el coste asociado a las horas internas es nulo. No obstante, dichas horas internas empleadas para la realización de este proyecto son muchas.

10.3. Recursos materiales

El prototipo de motor M1 analizado computacionalmente en este proyecto se fabrica y ensaya empíricamente mediante materiales y herramientas a presupuestar. Dado que el equipo *BiSKY Team* cuenta con el apoyo de diversas empresas dedicadas al mecanizado

Tabla 10.3: Presupuesto de la tornillería.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Arandela plana M10	Estructura	Entaban	6340-10	12	0,40 €	4,80 €
Pasador elástico pavonado M8 20mm	Estructura	Entaban	1481P082020	12	0,27 €	3,24 €
Pasador elástico pavonado M8 40mm	Estructura	Entaban	1481P082040	12	0,36 €	4,32 €
Tornillo allen 12.9 todo rosca, pavonado M8 40mm	Estructura	Entaban	912TD08040	12	0,61 €	18,30 €
Tornillo allen 12.9 todo rosca, pavonado M8 50mm	Estructura	Entaban	912TD08050	30	0,51 €	6,12 €
Tornillo allen 12.9 todo rosca, pavonado M8 70mm	Estructura	Entaban	912TD08070	3	1,50 €	4,50 €
Tornillo allen 12.9, pavonado unbrako M3 20mm	Estructura	Entaban	912U03020	12	0,17 €	2,04 €
Tornillo allen 12.9, pavonado unbrako M6 25mm	Estructura	Entaban	912U06025	12	0,18 €	2,16 €
Tuerca hexagonal cincada M8	Estructura	Entaban	934C08	25	0,05 €	1,25 €
Tuerca hexagonal cincada M10	Estructura	Entaban	934C10	18	0,10 €	1,80 €
Subtotal				48,53 €		

Tabla 10.4: Presupuesto de la cámara de combustión.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Material						
Barra aluminio extruida 6082T6 200x200x500 (mm)	Estructura	Alu-Stock	-	1	379,00 €	379,00 €
Grafito 2220 D=120mm; L=250mm	Estructura	Mersen Ibérica	-	1	190,00 €	190,00 €
Barra acero inox. AISI304L D=100mm; L=250mm	Estructura	Alinox	-	1	80,00 €	80,00 €
Mecanizado						
Fabricación inyector*	Estructura	CFAA	-	4 -	-	-
Fabricación portainyector*	Estructura	CFAA	-	4 -	-	-
Fabricación retén acero*	Estructura	Otxarki	-	8 -	-	-
Fabricación <i>bulkhead</i> *	Estructura	Txorierri	-	2 -	-	-
Fabricación tobera*	Estructura	Otxarki	-	1 -	-	-
Aislamiento térmico						
Tubo baquelita D=80mm; d=56mm; L=1m	Propulsión	Apyasa	-	1	500,40 €	500,40 €
Separador baquelita	Propulsión	Apyasa	-	1	31,97 €	31,97 €
Tubo baquelita D=100mm; d=96mm; L=0.2m	Propulsión	Apyasa	-	8	34,59 €	276,72 €
Sellante líquido	Propulsión	Estehyne	-	1	6,20 €	6,20 €
Teñón	Propulsión	Estehyne	-	1	0,35 €	0,35 €
Varios						
<i>O-ring</i> de Viton	Estructura	Estehyne	-	6	20,00 €	120,00 €
Tubo acero D=104mm; d=100mm; L=2m	Estructura	Alinox	-	1	80,00 €	80,00 €
Tornillos, Arandelas, Tuercas	Estructura	Tornillería (Ver tabla 10.3)	(Ver tabla 10.3)	-	48,53 €	48,53 €
Barras roscadas 500xM10	Estructura	Leroy Merlin	10224186	4	6,50 €	26,00 €
Mesa soporte*	Estructura	Otxarki	-	1	-	-
Sistema de reencendido						
<i>Check valve</i> (M1.5)	Propulsión	TBD	-	1	20,00 €	20,00 €
Carga de propano (M1.5)	Propulsión	Nippon Gases	-	1	50,00 €	50,00 €
Racor 1/4'' (M1.5)	Propulsión	Estehyne	-	1	7,17 €	7,17 €
Válvula solenoidal (M1.5)	Propulsión	TBD	-	1	50,00 €	50,00 €
Bobina de encendido (M1.5)	Aviónica	TBD	-	1	100,00 €	100,00 €
Bujía (M1.5)	Aviónica	TBD	-	1	15,00 €	15,00 €
Placa de encendido (M1.5)	Aviónica	TBD	-	1	50,00 €	50,00 €
Instrumentación						
Transductor de presión* (M1.5)	Control	TBD	-	1	-	-
Termopar* (M1.5)	Control	TBD	-	1	-	-
Galgas extensiométricas	Control	CTA	-	4	-	-
Subtotal				2.031,34 €		

Tabla 10.5: Presupuesto de los combustibles.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Material						
Parafina*	Propulsión	Petronor	-	-	-	-
Carbon black	Propulsión	TBD	-	1	-	-
Epoxy	Propulsión	Leroy Merlin	19428843	3	27,25 €	81,75 €
N2O*	Propulsión	Air Liquide	-	-	-	-
Barra aluminio Extruido 2030T4 D=125mm; L=200mm	Propulsión	Alu Stock	-	1	43,75 €	43,75 €
Poliestireno 1250x600x40 mm	Propulsión	Leroy Merlin	10403666	1	3,29 €	3,29 €
Acetona SL	Propulsión	Leroy Merlin	81959936	2	15,95 €	31,90 €
Fabricación						
Fabricación molde	Propulsión	Armeria eskola	-	-	-	-
Fabricación eje central	Propulsión	Otxarki	-	-	-	-
Subtotal				160,69 €		

Tabla 10.6: Presupuesto de la estructura soporte.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Barra acero inox. calibrada D=12mm	Estructura	Createc Shop 3d	varillainox12	2	19,50 €	39,00 €
Plancha acero*	Estructura	-	-	1	-	-
Soporte vertical SK12 SH12	Estructura	Createc Shop 3d	sk12sh12	4	1,10 €	4,40 €
Instrumentación						
Acelerómetro piezoeléctrico 50g	Control	Digi-key	356-1104-ND	1	111,11 €	111,11 €
Subtotal				154,51 €		

de piezas y a la realización de mediciones, hay partes del presupuesto señaladas (*) que no implican coste monetario para el mismo.

El coste total del proyecto se ha presentado en diferentes tablas para su mejor comprensión: Tabla 10.1, Tabla 10.4, Tabla 10.5, Tabla 10.6, Tabla 10.7, Tabla 10.3 y Tabla 10.2. Como se observa en la tabla 10.8, el coste total del proyecto asciende a **tres mil doscientos cuarenta y cuatro euros con treinta y nueve céntimos**.

Tabla 10.7: Presupuesto del sistema de ignición.

Elemento	Responsable	Distribuidor	Referencia	Cantidad	Precio unidad	Total
Sistema electrónico	Aviónica	-	-	2	30,00 €	60,00 €
Bateria sistema ignición. 1500mAh 3S 75C	Aviónica	Hobby king	9067000415-0	1	20,00 €	20,00 €
Ignitor electro-químico	Propulsión	Apogee Rockets	-	10	-	-
Cable UTP 30m	Aviónica	Digi-key	AE11318-ND	1	35,97 €	35,97 €
Subtotal					115,97 €	

Tabla 10.8: Presupuesto total del proyecto.

Gasto	Presupuesto asociado a cada gasto
Sistema de alimentación	710,35 €
Herramientas	23,00 €
Tornillería	48,53 €
Cámara de combustión	2.031,34 €
Combustibles	160,69 €
Estructura soporte	154,51 €
Sistema de ignición	115,97 €
Total	3.244,39 €

10.4. Conclusiones

Dado que este proyecto se desarrolla gracias a personas voluntarias, el único coste a asumir para hacer real el sistema analizado por ordenador será el de los propios materiales. Por otro lado, estos costes no son tan elevados como era de esperar puesto que las empresas colaboradoras han donado o prestado algunos de estos materiales y han colaborado en la fabricación y mecanizado de los mismos. Por lo tanto, el coste total de este proyecto es de **tres mil doscientos cuarenta y cuatro euros con treinta y nueve céntimos**.

Capítulo 11

Conclusiones y líneas futuras

RESUMEN: En este capítulo se abordan las conclusiones del proyecto, así como las líneas futuras de interés del mismo.

11.0.1. Conclusiones

Durante el desarrollo de M1 se toman decisiones de diseño que afectan directamente a su comportamiento. Al ser un motor que cuenta con tensiones debido a altas temperaturas y presiones internas, se analizan conjuntamente mediante un SW utilizado en la industria de análisis y diseño de piezas llamado *ANSYS Workbench*. Dentro del propio SW se utilizan los módulos *Thermal Analysis*, para analizar el efecto de las temperaturas, y *Static Structural*, para analizar el efecto de las presiones internas. Además, al segundo módulo se le añaden como datos de entrada los resultados de temperaturas en las piezas obtenidos en el primero, de esta forma, se obtienen las tensiones y deformaciones totales que sufre el conjunto.

De la simulación de M1 en *ANSYS Workbench* se ha obtenido que el retén de la tobera trabaja con un margen de error muy pequeño, lo que no da confianza en cuanto a asegurar que la pieza no plastifique durante el ensayo. Por otro lado, la tobera no da fallo por fractura según las teorías de fallo frágil de Coulomb-Mohr. Para determinar esto se han analizado las tensiones principales en los 3 puntos más críticos de la pieza. Con intención de aportar más confianza al conjunto elevando los CS con los que se trabaja, este se ha rediseñado en dos ocasiones. Estas modificaciones han sido fundamentalmente en el retén de la tobera, disminuyendo su espesor y aumentando el de la baquelita e incluso cambiando el material del mismo de acero a corcho. La primera ha mejorado el comportamiento de las piezas dúctiles, del retén en particular, y la tobera ha seguido no mostrando fallo. La segunda, ha vuelto a mejorar notoriamente el retén y ha mantenido los buenos resultados en la tobera. Las ventajas que este tercero aporta en cuanto a coste y peso del conjunto, así como al buen comportamiento de las piezas en él, hacen que este sea la mejor opción de diseño de M1.

11.0.2. Líneas futuras

A continuación de las pruebas de simulación y análisis por MEF se realiza la experimentación del prototipo obteniendo datos de interés del mismo con el fin de realizar un segundo prototipo más potente que M1. Este segundo prototipo de motor se denomina M2 y su comportamiento es análogo a M1. La diferencia más sustancial es su diseño ya que las piezas que lo componen están calculadas con mayor precisión y son muy similares a las del motor que posteriormente irá montado en un cohete. Sin embargo, gracias al ensayo realizado con M1, su comportamiento es más predecible y su diseño más acorde a las necesidades que este debe satisfacer.

A su vez, el equipo *BiSKY Team* comenzará con el desarrollo del cohete llamado *COS-MOX*, parte de la familia de cohetes de propulsión híbrida. Para ello se emplearán todos los datos registrados de lanzamientos (*Alpha* y *Bravo*) y pruebas (M1 Y M2) anteriores. Este cohete es de mayor tamaño y mayor empuje que los que se han probado hasta el momento ya que persigue el objetivo de elevarse hasta los 20 km de altitud.

Bibliografía

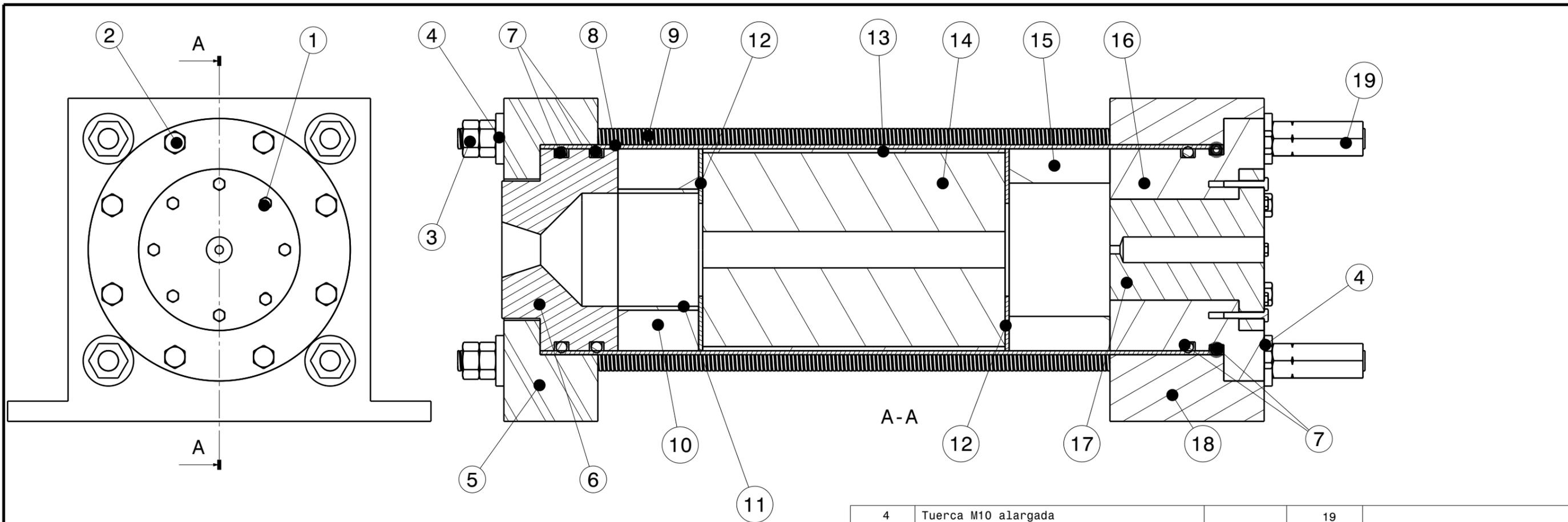
- [1] J. L. Muñoz, “Los beneficios de la exploración espacial,” *Agrupación Astronómica Jerezana MAGALLANES*, 2011. <https://agrupacionastronomicamagallanes.wordpress.com/2011/01/28/los-beneficios-de-la-exploracion-espacial/>
- [2] (2011, Mayo) Sistema de propulsión de cohetes híbrido para un rendimiento rentable y mejorado. CORDIS. <https://cordis.europa.eu/project/rcn/89263/brief/es>
- [3] S. May. (2017) What is a rocket? NASA. <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/nasa-knows/what-is-a-rocket-k4.html>
- [4] A. Sánchez. Tercera ley de newton. ConceptoDefinicion. <https://conceptodefinicion.de/tercera-ley-de-newton/>
- [5] S. Garber. History home. NASA. <https://history.nasa.gov/>
- [6] (2019) What is esa. ESA. https://www.esa.int/About_Us/Welcome_to_ESA/What_is_ESA
- [7] A. Zak. (2018) The russian space agency, roskosmos. <http://www.russianspaceweb.com/roskosmos.html>
- [8] (2003) Introduction of jaxa. JAXA. <https://global.jaxa.jp/about/jaxa/index.html>
- [9] J. M. Logsdon. China national space administration. <https://www.britannica.com/topic/China-National-Space-Administration>
- [10] G. P. sutton & Oscar Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, capítulo 15, página 579. Wiley-Interscience, 2011.
- [11] T.-V. Chelaru, “Hybrid rocket engine, theoretical model and experiment,” *ELSEVIER*, 2011.
- [12] D. Digre. (2014) Hybrid rocket propulsion: A literature review.
- [13] D. A. P. Vargas, “Estado del arte: Bancos de ensayos estáticos para motores de cohete.” Master’s thesis, Universidad de Antioquia, 2012. <https://es.scribd.com/document/114588569/2012-Estado-del-arte-Bancos-de-Ensayos-Estaticos-para-Motores-de-Cohete>
- [14] G. R. L. P. Raffaele Votta, Marco Di Clemente, “Preliminary design of a 30kn paraffin-based hybrid rocket engine,” 2015.

- [15] R. Shanks y M. K. Hudson, “A lab-scale hybrid rocket motor for instrumentation studies,” *Pyrotechnics*, 2000.
- [16] G. R. M. E. L. P. James C. Thomas, Jacob M. Stahl, “Ii. combustion stand design,” en *Design and Characterization of a Lab-Scale Hybrid Rocket Test Stand*, 2016.
- [17] L. Dean. (2019) Engineering & test directorate (e&td). NASA. <https://www.nasa.gov/centers/stennis/etd/index.html>
- [18] J. Harbaugh. (2017) Marshall propulsion. NASA. <https://www.nasa.gov/centers/marshall/propulsion/index.html>
- [19] K. Heidman. (2018) Plum brook station. NASA. <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/testfacilities/index.html>
- [20] D. Norris. (2019) White sands test facility. NASA. <https://www.nasa.gov/Directorates/heo/rpt/white-sands-test-facility.html>
- [21] (2017) ¿de qué está hecho el combustible de las naves espaciales? <https://www.muyinteresante.com.mx/curiosidades/de-que-esta-hecho-el-combustible-de-las-naves-espaciales/>
- [22] F. Lara. (2018) Modelo de combustión sólida de propelente. <https://www.simulacionesyproyectos.com/modelo-de-combustion-solida-de-propelente/>
- [23] (2018) Cohetes de combustible líquido y sólido. <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2018/03/cohetes-de-combustible-liquido-y-solido.html>
- [24] L. J. Krzycki, *HOW to DESIGN, BUILD and TEST SMALL LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES*, capítulo Introduction, 1967.
- [25] C. D. Muñoz. (2018) Introducción a los motores cohete. <https://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=813>
- [26] A. M. Erro. (2015) ¿sólido o líquido? he ahí la cuestión. Ciencias Espaciales, Tecnología Espacial. <https://www.masscience.com/2015/12/18/solido-o-liquido-he-ahi-la-cuestion/>
- [27] (2004) Friction and friction coefficients. The Engineering ToolBox. https://www.engineeringtoolbox.com/friction-coefficients-d_778.html

Parte III
APÉNDICES

Apéndice A

Planos de M1

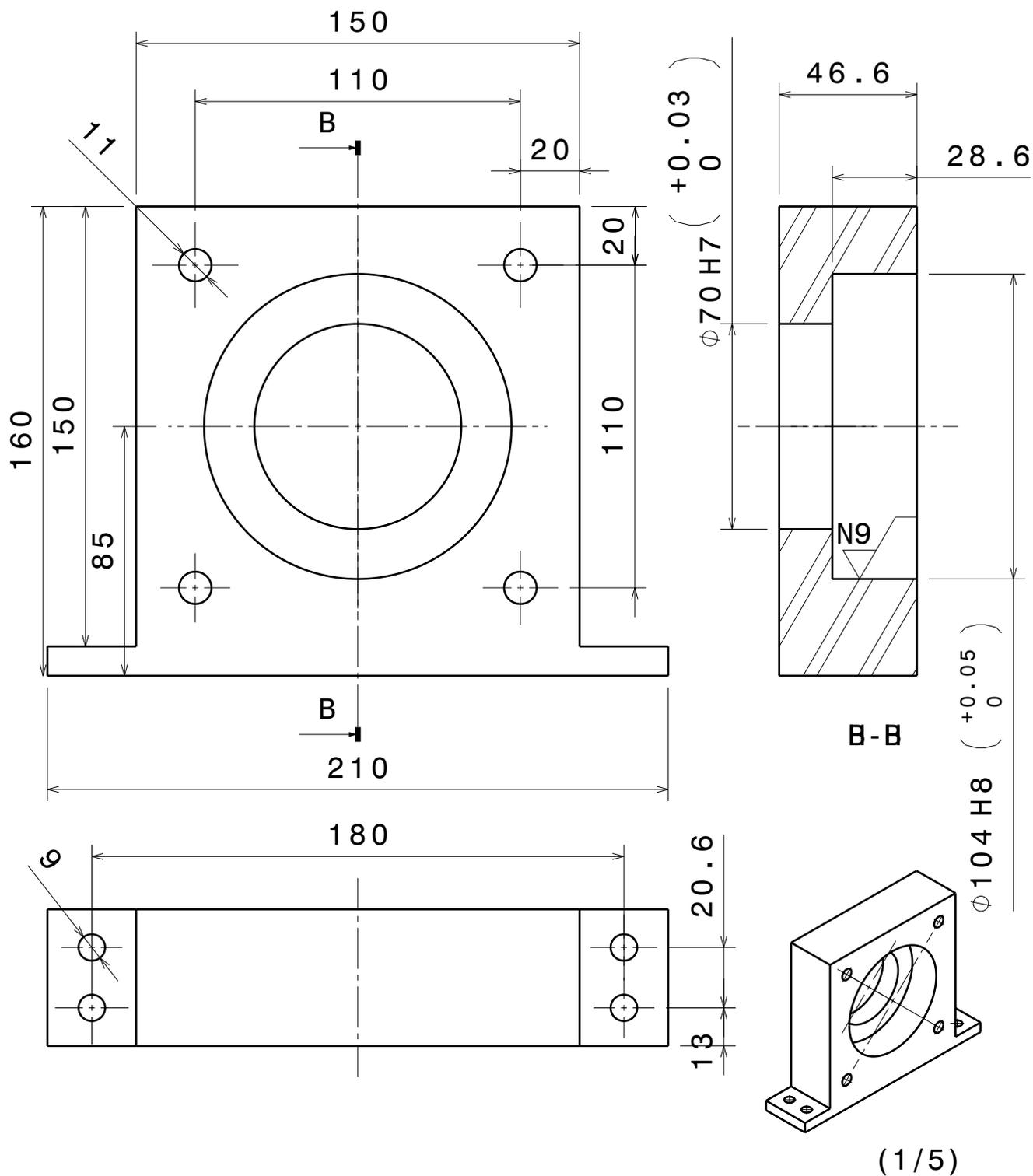


4	Tuerca M10 alargada		19	
1	Bulkhead del inyector		18	Aluminio 6082T6
1	Inyector		17	Aluminio 6082T6
1	Portainyector		16	Aluminio 6082T6
1	Retén del inyector		15	Acero inox. AISI304L
1	Pastilla de parafina		14	Parafina
1	Baqelita para la parafina		13	Baqelita
2	Disco de baquelita		12	Baqelita
1	Baqelita para el retén		11	Baqelita
1	Retén de la tobera		10	Acero inox. AISI304L
4	Barra roscada M10		9	
1	Tubo		8	Acero inox. AISI304L
4	Junta tórica		7	
1	Tobera		6	Grafito
1	Bulkhead de la tobera		5	Aluminio 6082T6
4	Arandela plana M10		4	
8	Tuerca hexagonal M10		3	
8	Tornillo allen 12.9 M6 25mm + helicoil		2	
8	Tornillo allen 12.9 M3 20mm + helicoil		1	

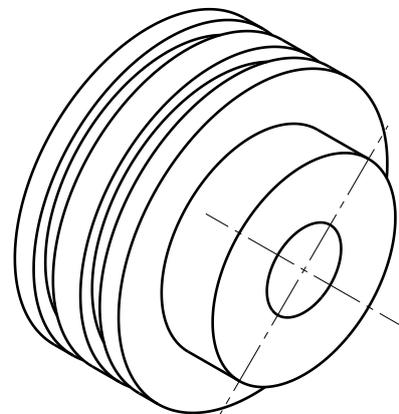
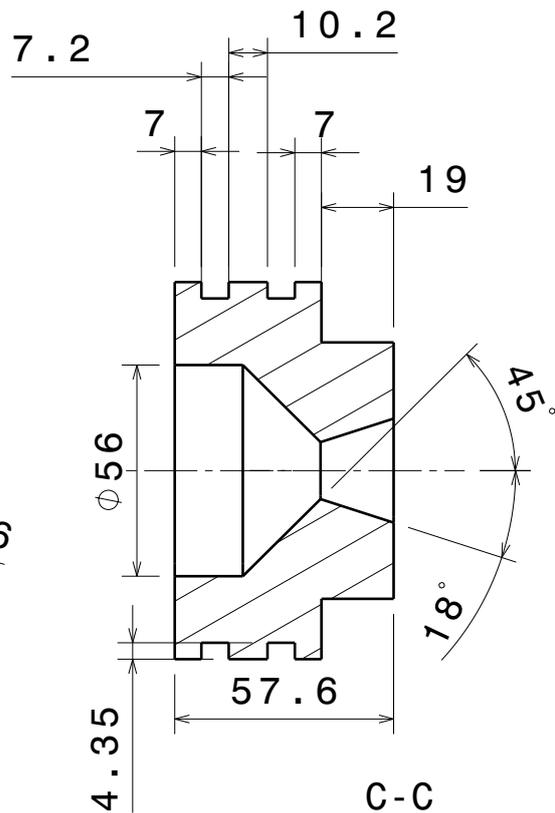
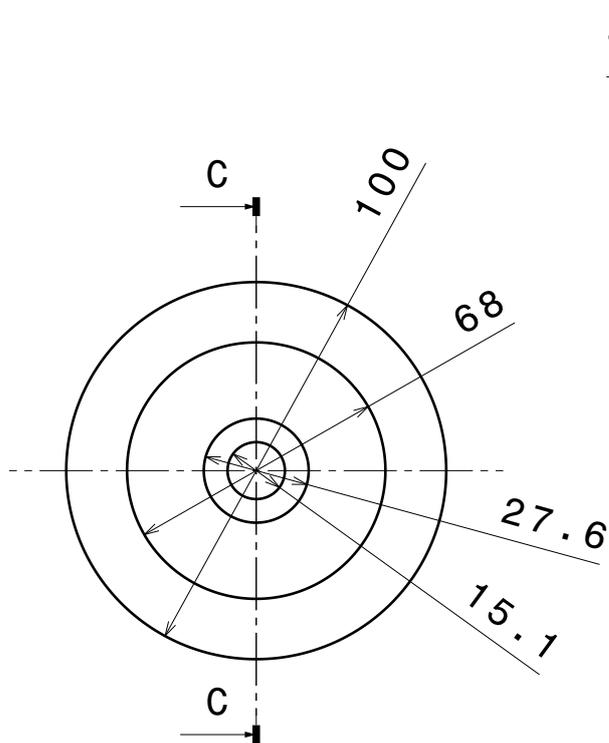
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
-------------	-------------------------	-------------------------------	-------------	--

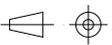
Dibujado/Marrastuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	 UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENARITZA MEKANIKOKO GRADUA
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		

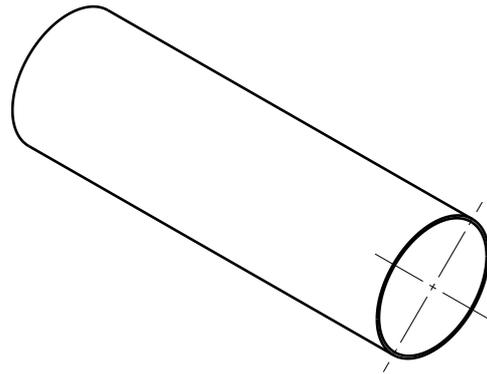
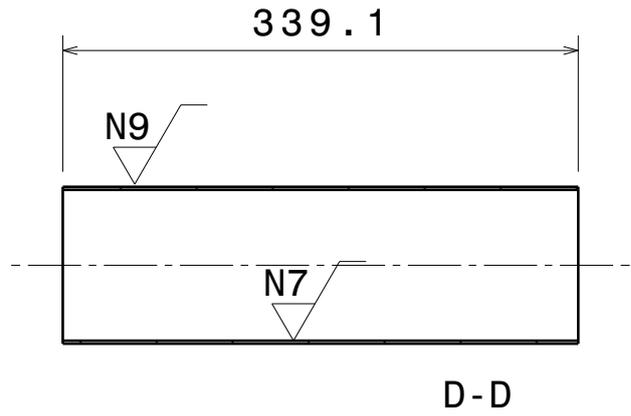
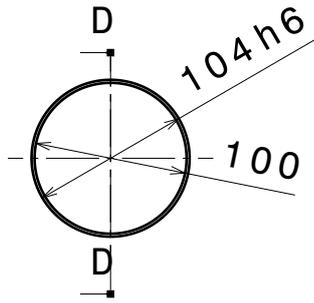
 Escala/Eskala:	<h2>Parte caliente</h2>	M1
Toleran. gen.:		Plano Nº/Zkia.: 1
Perdoiak gen.:		Plano Cant./Kop.: 10
		Calificación/Kalificazioa:



1	Bulkhead de la tobera			Aluminio 6082T6
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENIARITZA MEKANIKOKO GRADUA
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/2	Bulkhead tobera		M1 Plano Nº/Zkia.: 2 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:

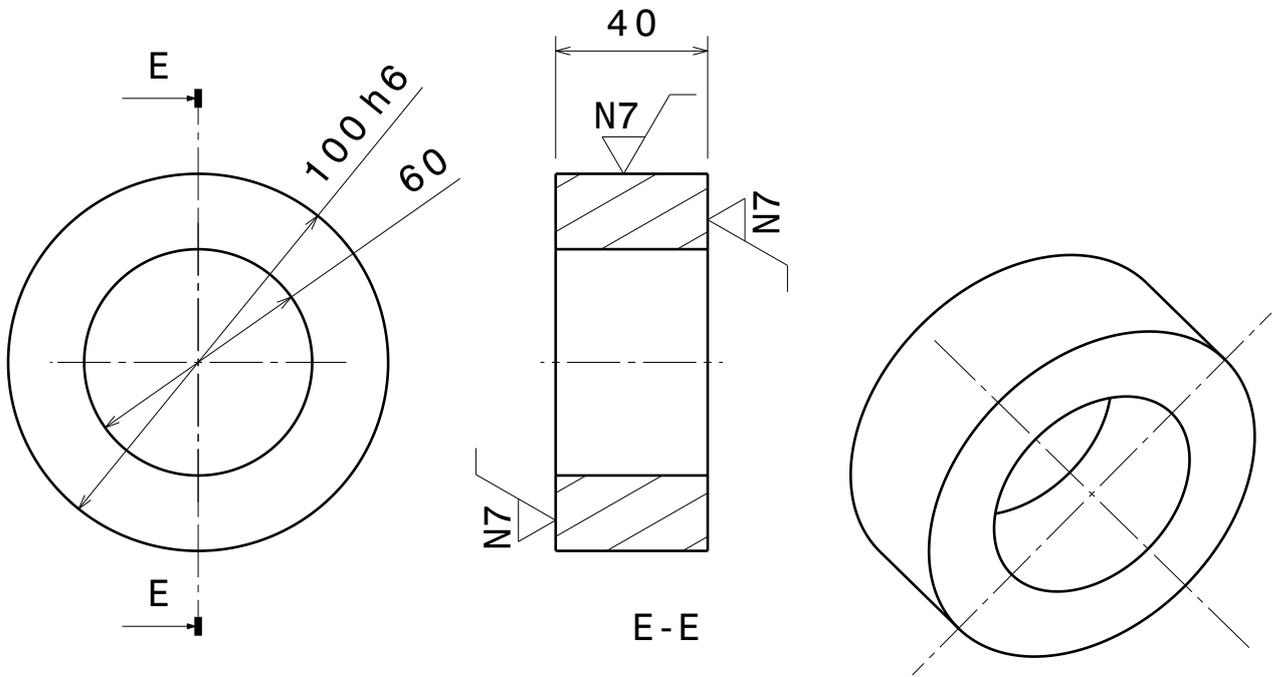


1	Tobera			Grafito
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	 UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENARITZA MEKANIKOKO GRADUA 
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/2	Tobera		M1 Plano Nº/Zkia.: 3 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:

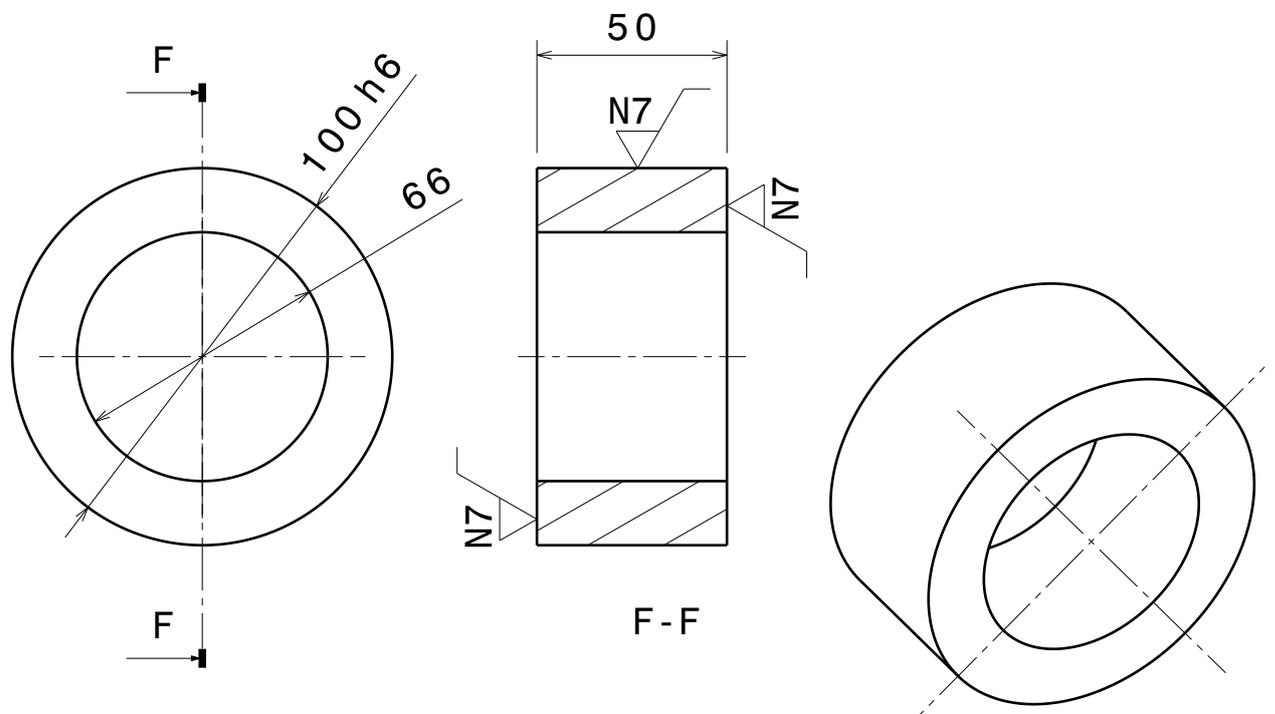


1	Tubo			Acero inox. AISI304L
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	 UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENARITZA MEKANIKOKO GRADUA 
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/5	Tubo		M1 Plano Nº/Zkia.: 4 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:

A



B



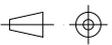
1	Retén del inyector		B	Acero inox. AISI304L
1	Retén de la tobera		A	Acero inox. AISI304L

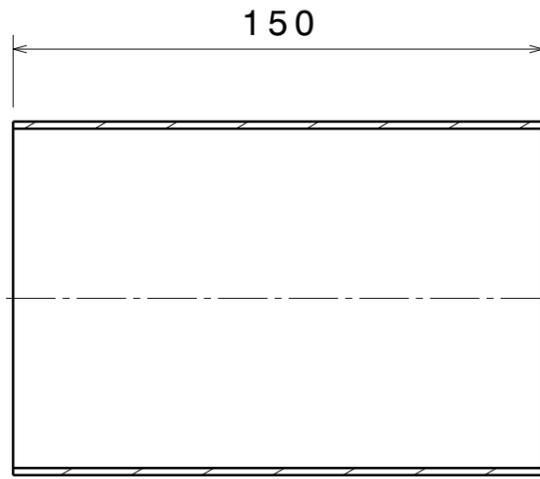
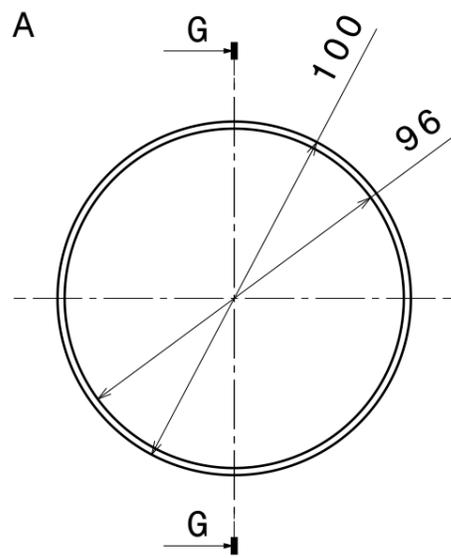
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
-------------	-------------------------	-------------------------------	-------------	--

Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno	
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno	

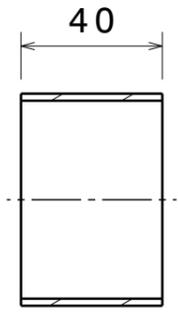
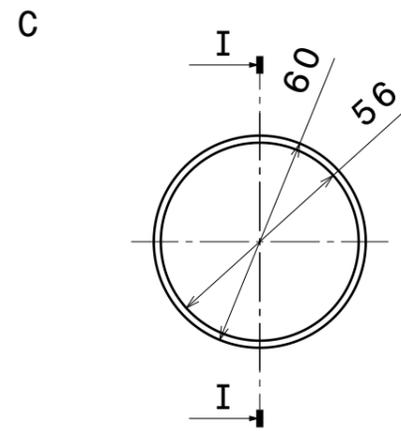

UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO
EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA
 ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO
 BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA
 GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA
 INGENIARITZA MEKANIKOKO GRADUA



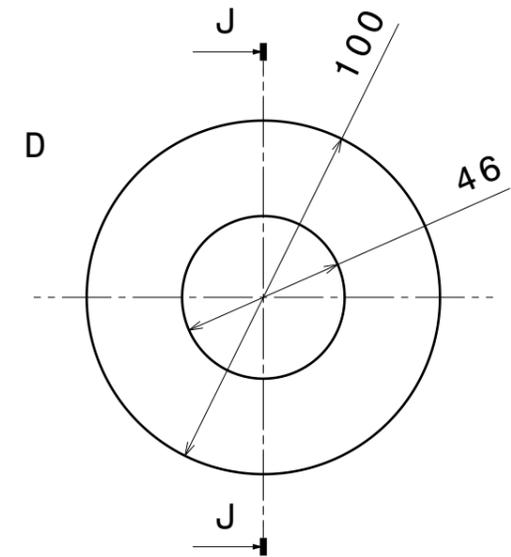
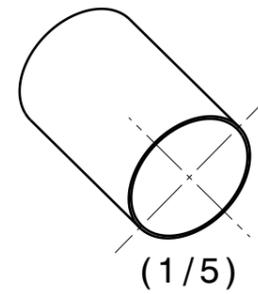
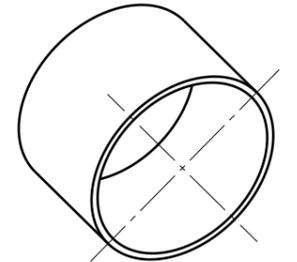
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/2	<h1>Retenes</h1>	M1
			Plano Nº/Zkia.: 5 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:



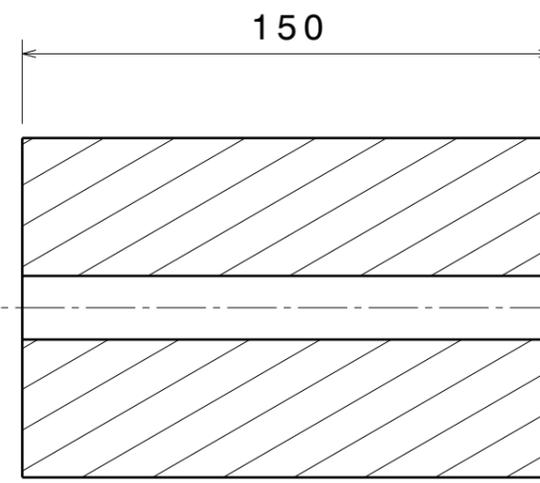
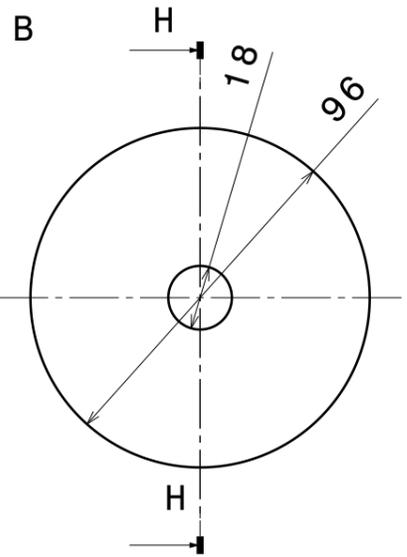
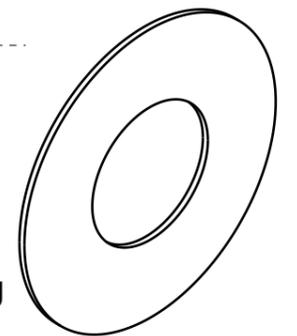
G-G



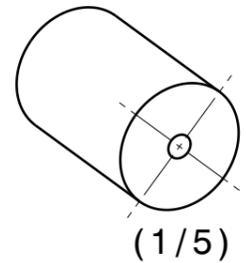
I-I



J-J



H-H



2	Disco de baquelita		D	Baquelita
1	Baquelita para el retén		C	Baquelita
1	Pastilla de parafina		B	Parafina
1	Baquelita para la parafina		A	Baquelita
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak

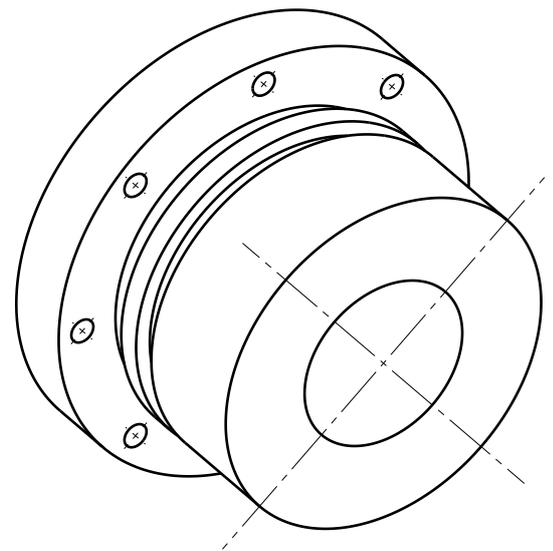
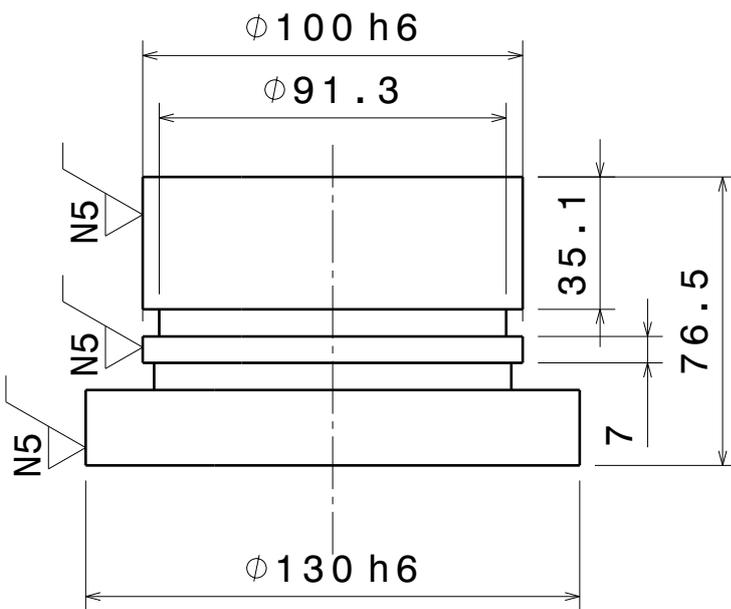
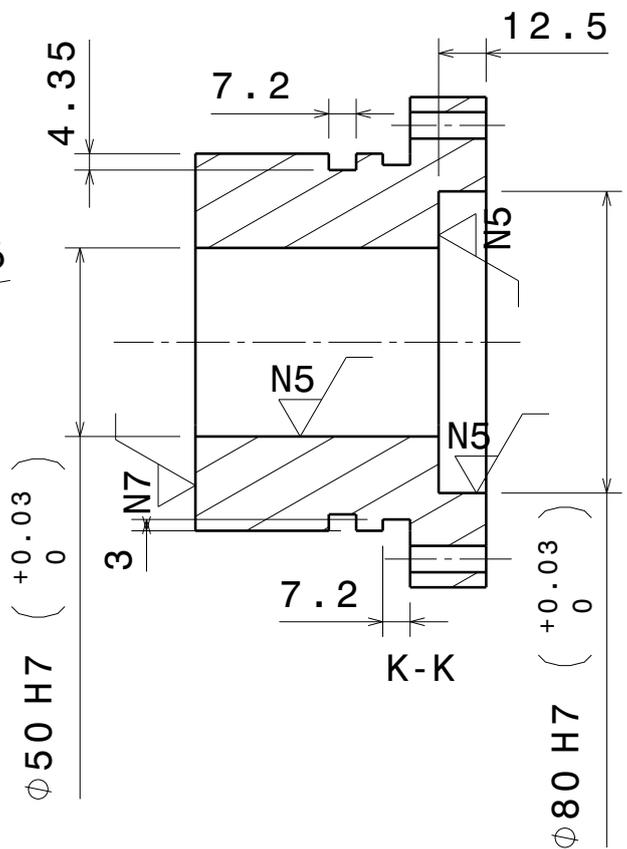
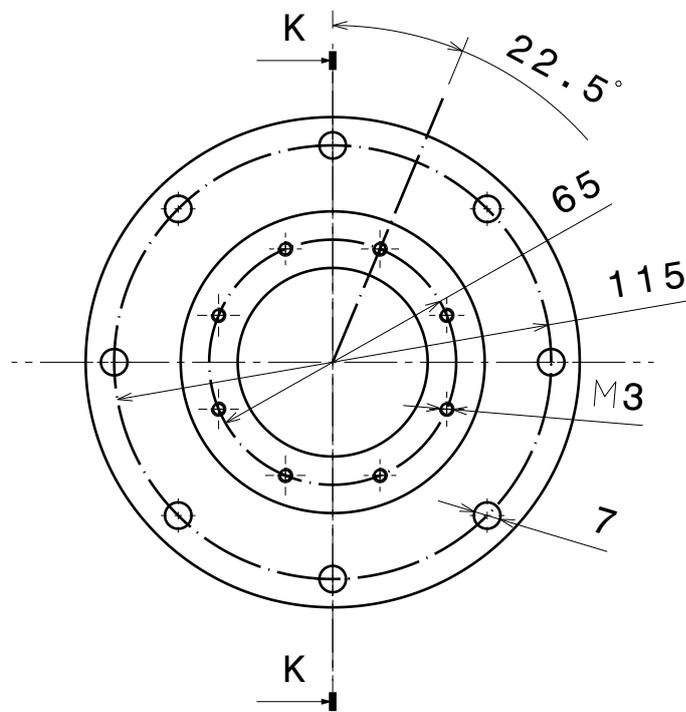
Dibujado/Marrastuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno	
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno	

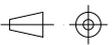
UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO
EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA

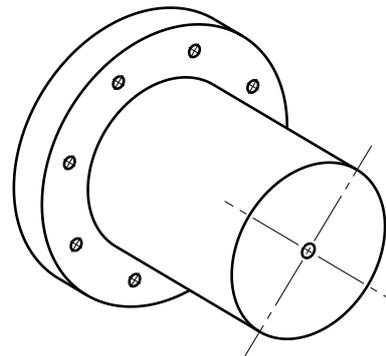
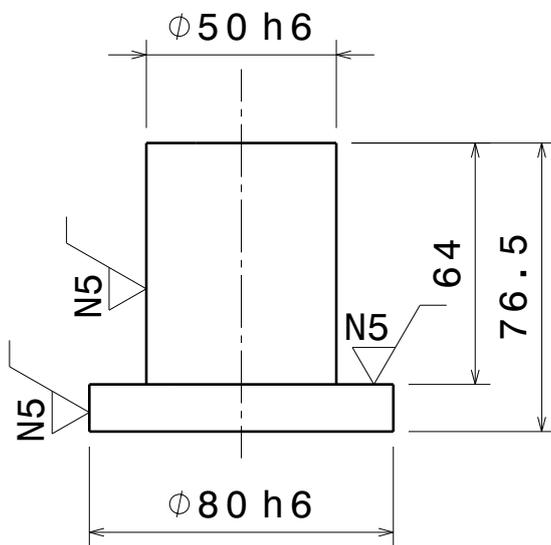
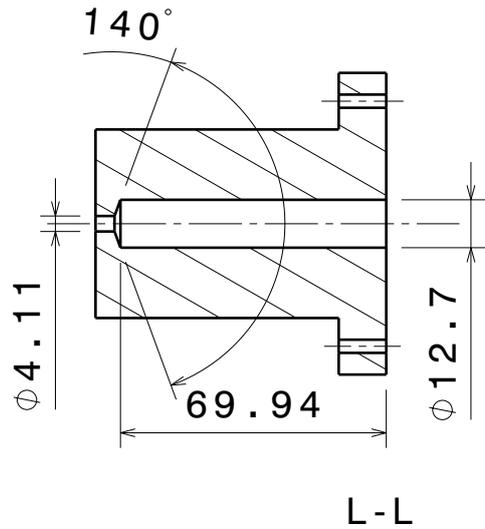
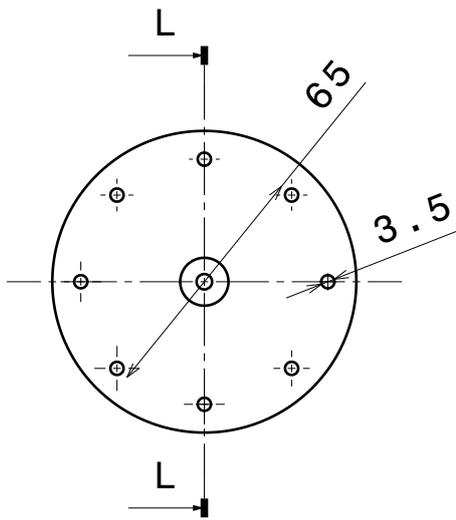
ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO
BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA

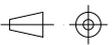
GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA
INGENARITZA MEKANIKOKO GRADUA

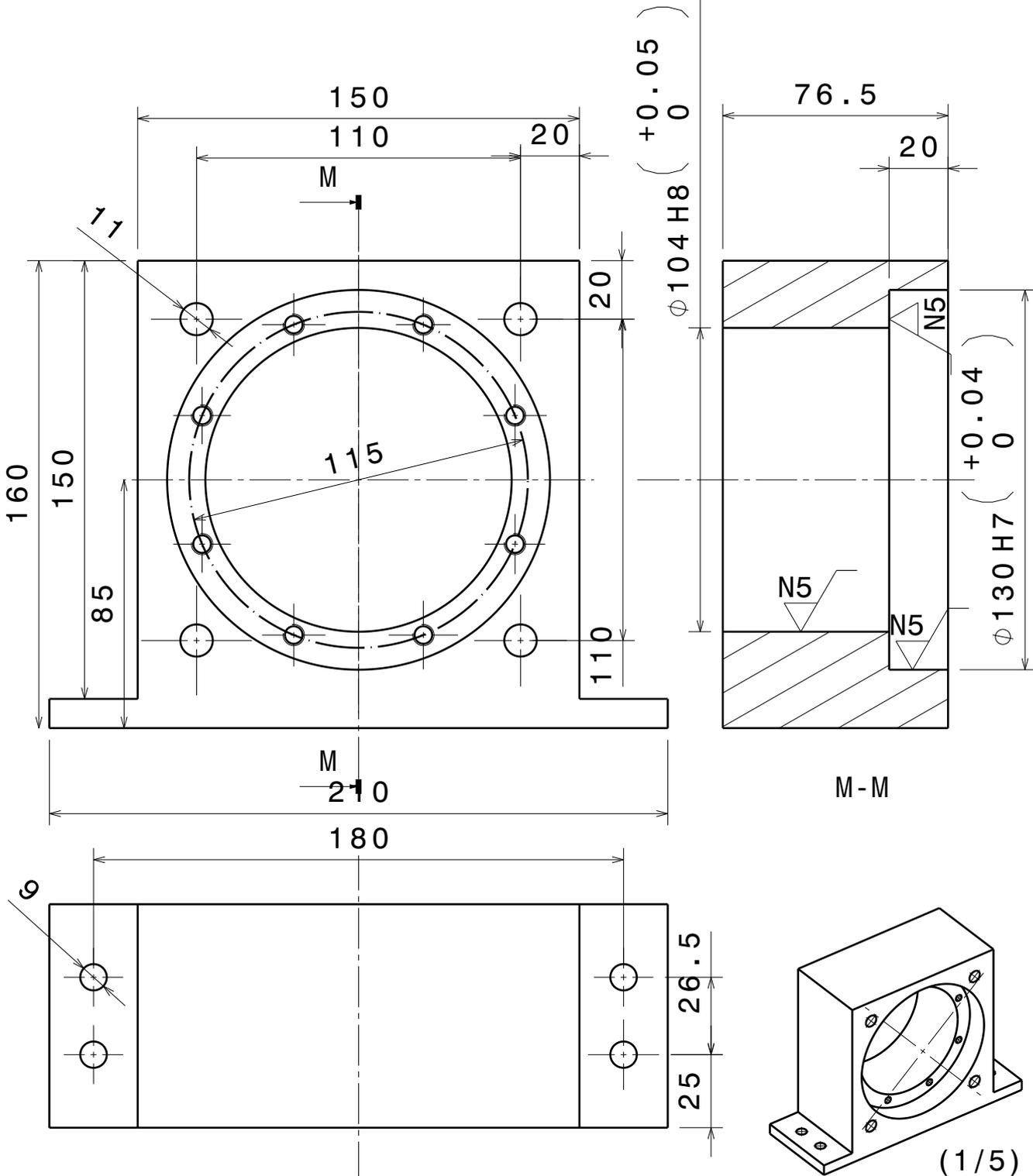
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/2	Piezas de baquelita y pastilla de parafina	M1 Plano Nº/Zkia.: 6 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:
--------------------------------------	---------------------------	---	---

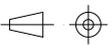


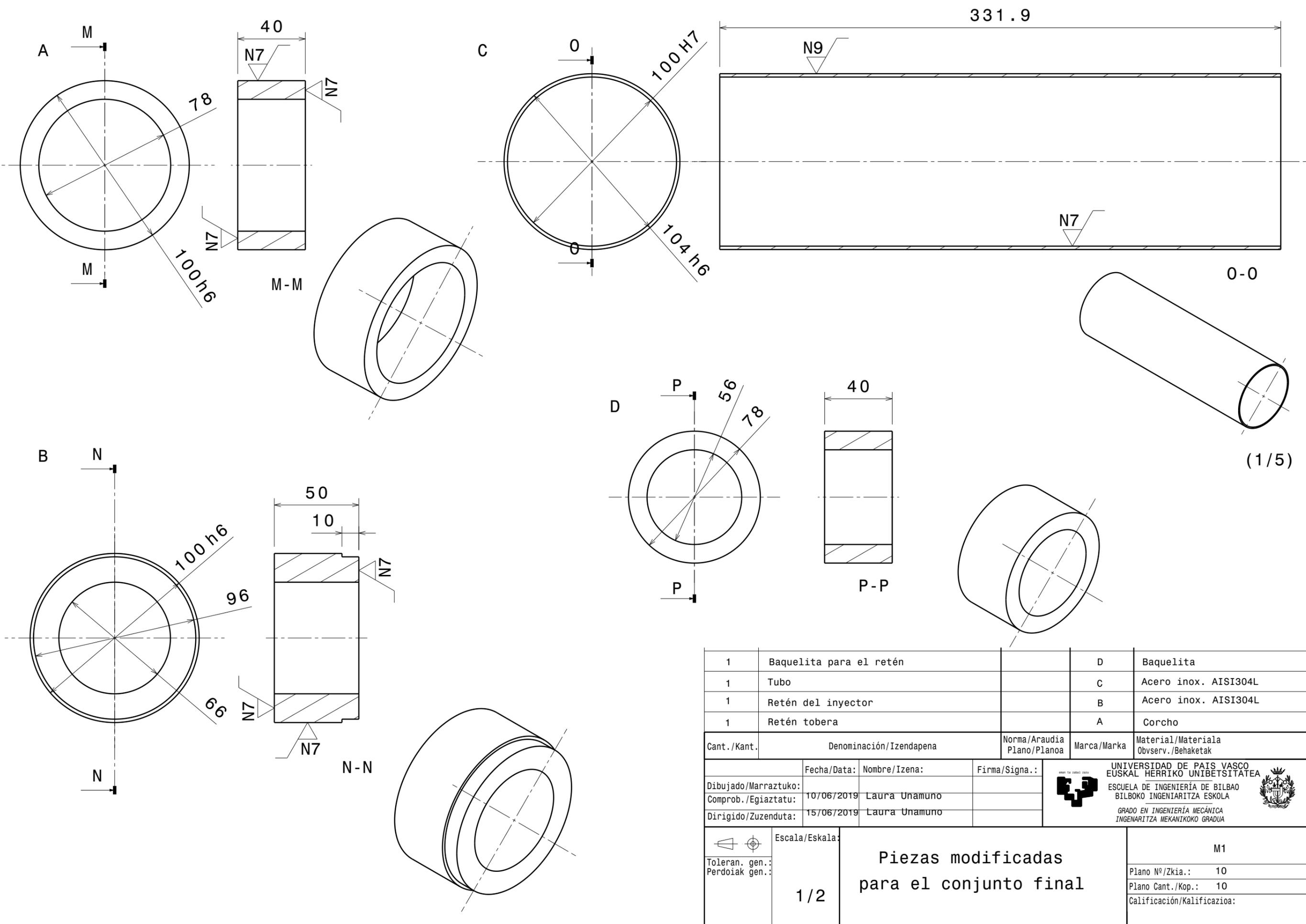
1	Portainyector			Aluminio 6082T6	
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak	
Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	 UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENARITZA MEKANIKOKO GRADUA	
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno			
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno			
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala:	<h1>Portainyector</h1>		M1	
1/2				Plano Nº/Zkia.:	7
				Plano Cant./Kop.:	10
				Calificación/Kalificazioa:	



1	Inyector			Aluminio 6082T6
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	 UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENIARITZA MEKANIKOKO GRADUA 
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/2	Inyector		M1 Plano Nº/Zkia.: 8 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:



1	Bulkhead del inyector			Aluminio 6082T6
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak
Dibujado/Marraztuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	 UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENIARITZA MEKANIKOKO GRADUA
Comprob./Egiaztatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		
 Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	Escala/Eskala: 1/2	Bulkhead inyector		M1 Plano Nº/Zkia.: 9 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:



1	Baquelita para el retén		D	Baquelita
1	Tubo		C	Acero inox. AISI304L
1	Retén del inyector		B	Acero inox. AISI304L
1	Retén tobera		A	Corcho
Cant./Kant.	Denominación/Izendapena	Norma/Araudia Plano/Planoa	Marca/Marka	Material/Materiala Obvserv./Behaketak

Dibujado/Marrastuko:	Fecha/Data:	Nombre/Izena:	Firma/Signa.:	UNIVERSIDAD DE PAIS VASCO EUSKAL HERRIKO UNIBETSITATEA ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO BILBOKO INGENIARITZA ESKOLA GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA INGENIARITZA MEKANIKOKO GRADUA
Comprob./Egiatzatu:	10/06/2019	Laura Unamuno		
Dirigido/Zuzenduta:	15/06/2019	Laura Unamuno		

Escala/Eskala: Toleran. gen.: Perdoiak gen.:	1/2	Piezas modificadas para el conjunto final	M1 Plano Nº/Zkia.: 10 Plano Cant./Kop.: 10 Calificación/Kalificazioa:
--	-----	--	--