



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Diseño mecánico estructural del
sistema de frenado aerodinámico
implementado en el cohete Xitle**

TESIS

Que para obtener el título de
Ingeniero Mecánico

P R E S E N T A

Isaac Aztatzi Rubio

DIRECTOR DE TESIS

Dr. Fernando Velázquez Villegas



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2024

Dedicatorias

A mi madre, Evangelina Rubio Torres; y a mi padre, Gelacio Emanuel Pioquinto Aztatzi Hernández. Les agradezco su amor, cariño, apoyo y confianza incondicional brindada a lo largo de estos maravillosos años de vida. Su formación será pieza angular del hombre que seré por el resto de mi vida. Agradezco a la vida por tenerlos a ustedes como padres.

A mis hermanos Carlos, Omar, Emmanuel y Adrián. A partir de su ejemplo de vida he ajustado mi curso. En ciertos momentos de incertidumbre he encontrado un terreno firme donde dar el siguiente paso, gracias a cada plática sincera que hemos logrado tener. Les agradezco por haber formado parte de mi formación, así como su cuidado y cariño, a la manera de cada quién. De igual forma, incluyo a mis sobrinos Carlos, Regina, Renata, Constanza, Omar, Itzae y Lety. Por recordarme la sencillez de la vida, así como la facilidad de encontrar momentos de aprendizaje, reflexión, observación y felicidad en nuestro día a día.

A los integrantes de Propulsión UNAM. Soy afortunado de haber coincidido con cada uno de ustedes, desde el equipo inicial, hasta las nuevas generaciones. Varios de los momentos más emocionantes de mi vida los he vivido a su lado. Les agradezco por su trabajo, entrega, compromiso y amistad. Sin duda alguna, mi tiempo en Propulsión UNAM influyó sustancialmente en la persona que soy actualmente. Así mismo, les agradezco a los integrantes del sistema de aeroestructuras, especialmente a Pombo y Sharon, por ser un hombro en el cual pude apoyarme en momentos abrumadores, les agradezco su confianza, entrega y apoyo, cualidades que fueron cruciales para alcanzar metas más ambiciosas.

A mis amigos, por ser una motivación constante en esta etapa de mi vida. Respecto a este trabajo, debo de mencionar a mis amigos del CIA: Daniel, Axel, Alexis, Paco, Mon y Hugo. Les agradezco muchas de las pláticas que tuvimos, así como su tolerancia a mis preguntas raras. Gracias por sus comentarios y sugerencias. También es pertinente mencionar el apoyo recibido por mi amigo Pablo, así como mis amigos del equipo UNAM Aero Design, respecto al equipo de cómputo empleado para realizar las múltiples simulaciones que se incluyen en este trabajo.

Finalmente agradezco a la UNAM, así como a la Facultad de Ingeniería, por haberme brindado una formación profesional integral y de excelente calidad. Le dedico este trabajo a aquellos profesores que a lo largo de mi formación inculcaron en mí un criterio profesional, humano y de constante superación personal. Mención especial al Dr. Fernando, por guiarme en varias etapas de mi carrera universitaria, así como fungir como asesor de este trabajo.

¡Arriégate!

*No te quedes con las ganas de saber qué pasaría,
lánzate, vive, atrévete, que si de los éxitos se
disfruta, de los errores se aprende.*

- Sérgio Sá Leitão

Resumen

El presente trabajo se enfocó en el diseño mecánico estructural de un sistema de frenado aerodinámico, implementado en el cohete *Xitle*, del equipo *Propulsión UNAM*. Dicho vehículo tiene una capacidad de alcanzar altitudes de 9,000 [m]. Su estructura alcanza los 4.5 [m] de longitud, con una capacidad de transportar cargas útiles en formato Cubesat 3U, de 4 [kg] de masa.

Como punto de partida se obtuvieron los valores representativos de la dinámica de vuelo del cohete *Xitle* a partir de la programación de un simulador de vuelo. Empleando dichos valores se realizaron análisis de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para conocer el comportamiento de la fuerza de arrastre del cohete *Xitle*, dentro del rango de trabajo definido entre 0.8 Mach y 0 Mach. Dichos resultados iniciales se emplearon para conocer la cantidad de energía necesaria a disipar, proveniente del trabajo generado por la fuerza de arrastre, a partir de la implementación del sistema de frenado aerodinámico, con el objetivo de generar una reducción de altitud de 300 [m]. Una vez identificado el comportamiento de la fuerza de arrastre del cohete *Xitle* se definieron las especificaciones objetivo a cumplir por el sistema a diseñar.

Posteriormente se realizaron tres propuestas conceptuales. A partir del uso de una matriz de decisión se seleccionó una de las propuestas, nombrada como “Bilateral”. Con el motivo de conocer la capacidad de generar el incremento de arrastre necesario se realizaron análisis CFD de 3 propuestas de longitud desplegada: 30 [cm], 35 [cm] y 40 [cm]. Una vez seleccionada la propuesta de 35 [cm] se realizó el diseño los componentes del sistema mecánico, así como la selección de los componentes comerciales, finalizando en la arquitectura completa del sistema. El mecanismo diseñado es del tipo piñón - cremallera, el cual emplea dos cremalleras para lograr un despliegue simultáneo de dos superficies de frenado aerodinámico.

Realizando una conexión entre un análisis tipo CFD con un análisis estático estructural, por el Método de Elemento Finito (FEM), se conoció el desempeño estructural de las superficies desplegadas en el caso crítico de cargas. Se realizó un análisis de optimización estructural, con el objetivo de minimizar el *compliance*, con la restricción del 40% de retención de masa. Sintetizando los resultados obtenidos del proceso de optimización se obtuvo una estructura con una reducción del 54% de la masa original y una deformación máxima de 8.14 [μm].

El proceso de diseño finalizó con un análisis estático estructural de la nueva geometría posterior al proceso de optimización estructural, verificando de forma satisfactoria su capacidad para soportar las cargas de diseño.

Índice general

1. Introducción y objetivos	11
1.1. Justificación	12
1.1.1. Sector espacial mundial y nacional	12
1.1.2. Marco legal de la cohetería y exploración espacial en México	13
1.1.3. Propulsión UNAM	14
1.1.4. Misión Xitle	15
1.2. Objetivos y alcances	18
1.3. Contextualización	18
1.3.1. Cohetería experimental	19
1.3.2. Aeronáutica	24
1.3.3. Otros campos	26
1.4. Metodología de diseño	27
2. Marco teórico	31
2.1. Misiones de cohetes experimentales y sus sistemas	31
2.2. Aerodinámica	34
2.3. Programas existentes de cohetería experimental	40
2.4. Diseño mecánico	42
2.5. Herramientas para análisis computacionales	44
2.5.1. Método del Elemento Finito	45

2.5.2.	Optimización Evolutiva Estructural	48
2.5.3.	Dinámica de Fluidos Computacional	52
3.	Desafíos y objetivos ingenieriles	57
3.1.	Simulador de vuelo y curva de motor	57
3.1.1.	Perfil de temperatura	61
3.1.2.	Perfil de presión	63
3.1.3.	Perfil de densidad	63
3.1.4.	Perfil de la velocidad del sonido c y variación del coeficiente de arrastre respecto al número de Mach	65
3.1.5.	Implementación del método numérico	69
3.2.	Análisis CFD <i>Xitle</i>	72
3.3.	Disipación de energía	78
3.4.	Necesidades y especificaciones	80
4.	Etapa de diseño	83
4.1.	Sintetización	83
4.1.1.	Tres hojas	84
4.1.2.	Bilateral	84
4.1.3.	Sombrilla	85
4.1.4.	Propuesta final	86
4.2.	Propuesta de ensamble	92
4.2.1.	Componentes comerciales	92
4.2.2.	Diseño de componentes	95
4.3.	Cargas aerodinámicas y análisis estructural	103
4.4.	Optimización estructural	107

4.5. Ensamble final	112
5. Resultados y conclusiones	115
5.1. Discusión de resultados	115
5.2. Conclusiones	116
5.3. Trabajo a futuro	117
Referencias	119
Anexos	125

CAPÍTULO 1

Introducción y objetivos

Los frenos aerodinámicos usados en los cohetes son sistemas de control activo de altitud. Estos dispositivos generan un incremento controlado de la fuerza de arrastre con el fin de desacelerar el vehículo en su ascenso. Su actuación comienza posterior de que el combustible fue consumido, buscando incrementar la precisión en la altitud alcanzada comparada con la altitud objetivo.

El uso de los frenos aerodinámicos abarca desde el sector aeronáutico hasta el espacial, siendo pocos los casos registrados de su implementación exitosa en proyectos de equipos universitarios de coherería experimental a nivel internacional. Si bien el uso de estos dispositivos permite alcanzar un mayor puntaje en las competencias en las cuales participan dichos equipos de coherería, este tipo de sistemas también encuentran una zona de aplicación en la investigación satelital, brindando la posibilidad de que dichos dispositivos se posicionen por unos segundos en altitudes específicas de la atmósfera.

La implementación de este dispositivo de control activo de altitud está planeada para realizarse en el cohete *Xitle* del equipo *Propulsión UNAM*. Este vehículo tiene la capacidad de elevar una carga útil en formato Cubesat 3U, de 4 [kg] de masa, hasta una altura de 9,000 [m] sobre el nivel del suelo.

Respecto al control activo, el despliegue del dispositivo es controlado por una computadora, la cual decide el grado de despliegue a partir del procesamiento de sus lecturas referentes a las condiciones dinámicas y atmosféricas a lo largo del ascenso del cohete, apoyándose, a la par, de la información referente al comportamiento aerodinámico que se obtuvo a partir de las simulaciones numéricas.

1.1. Justificación

1.1.1. Sector espacial mundial y nacional

En la actualidad, México se encuentra en una etapa temprana de desarrollo respecto al ámbito de la cohetería experimental. Los proyectos pertenecientes a este sector, según la norma NFPA¹ 1127 [2] se definen de la siguiente forma:

Son dispositivos capaces de ascender en el aire sin emplear fuerzas de sustentación aerodinámica actuando en contra de la gravedad, los cuales son propulsados por uno o varios motores.

Si bien, en la segunda mitad del siglo pasado, México desarrolló proyectos espaciales como lo fueron las misiones Tototl, Tlaloc, Huite (I y II) y Mitl (I y II), por parte de la CONEE²[3] [4] [5] , así como los cohetes SCT I (1959) y el SCT II (1960), por parte de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes [6], su desarrollo se detuvo debido a la falta de apoyo de origen gubernamental, causando una brecha temporal de desarrollo tecnológico aeroespacial entre México y las naciones potencias del sector. Afortunadamente, a partir del 2020 el desarrollo universitario en tecnología aeroespacial ha vuelto a dar aquellos primeros pasos, con la creación de diversos equipos de cohetería experimental a lo largo del territorio mexicano.

Enfocándose en el sector de la cohetería experimental a nivel mundial, resalta por ser un precedente en el desarrollo de tecnología aeroespacial debido a que expone a estudiantes del área *STEM*³ a la complejidad de desarrollar y concluir proyectos referentes a la exploración del cielo y espacio exterior, desarrollando en ellos múltiples habilidades que resultan ser atractivas en el mundo laboral.

Como consecuencia de la existencia de proyectos universitarios de cohetería experimental a lo largo del mundo, existen organizaciones como ESRA⁴, las cuales, a partir de eventos, competencias y divulgación buscan fomentar y promover el conocimiento, así como mostrar el ambiente ingenieril que rodea al sector profesional de la cohetería.

El enfoque principal de ESRA es brindar oportunidades seguras y emocionantes para que los grupos académicos compitan en desafíos aeroespaciales, como es el caso de la IREC⁵, en la cual

¹La Asociación Nacional de Protección contra Incendios (NFPA, por sus siglas en inglés) es una organización mundial autofinanciada sin fines de lucro, establecida en 1896, dedicada a eliminar muertes, lesiones, pérdidas económicas y de propiedad debido a incendios, peligros eléctricos y relacionados [1].

²En México, la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CONEE, 1962-1977) desarrolló múltiples proyectos aeroespaciales.

³Ciencia, tecnología, ingeniería y matemáticas (por sus siglas en inglés, *Science, Technology, Engineering and Mathematics*).

⁴La Asociación de Cohetes Sonda Experimentales (por sus siglas en inglés, *Experimental Sounding Rocket Association*), la cual, como lo menciona en su documento de *Reglas y requerimientos*[7] es una organización sin fines de lucro fundada en 2003.

⁵Competencia Ingenieril en Cohetería Intergolegial (por sus siglas en inglés, *Intercollegiate Rocket Engineering Competition*) desde 2006.

actualmente asisten cientos de equipos, provenientes de universidades de todo el mundo, con el objetivo de competir a partir del diseño, manufactura, pruebas y lanzamientos de cohetes capaces de transportar cargas útiles de masas de 4 kilogramos a alturas de 3,000 y 9,000 metros [7].

Como consecuencia del reciente desarrollo aeroespacial, por parte de las universidades mexicanas, se ha organizado el Encuentro Mexicano de Ingeniería en Cohetería Experimental (EN-MICE), desde 2020, el cual, como lo dice en su convocatoria del año 2023 [8], invita a la participación de los equipos nacionales de cohetería experimental a competir, como lo es el caso de la IREC, fomentando la participación y el crecimiento de la industria espacial mexicana.

1.1.2. Marco legal de la cohetería y exploración espacial en México

Hablar de la cohetería experimental implica mencionar aquellos protocolos que velen por la seguridad de los participantes de esta actividad. Debido a la complejidad de los sistemas que componen este tipo de vehículos, así como su interdependencia, se favorece la probabilidad de que existan fallas, comparándose con otros sectores de la ingeniería.

Como respuesta a este panorama, las organizaciones presentes en estas actividades han desarrollado protocolos de operaciones que contemplan sistemas ingenieriles de redundancia. Dicho de otra manera, significa tener planes de acción ante posibles eventos no deseados que aseguren el correcto funcionamiento del sistema diseñado, así como protocolos que garanticen la interrupción o aborto de ciertos procesos de forma segura.

Como se mencionó anteriormente, el desarrollo nacional de sistemas lanzadores se encuentra en una etapa temprana, por lo que las leyes y normas que regulan dicha actividad no han sido incentivadas por una necesidad de alta prioridad. Dicha carencia de un marco legal y regulatorio promueve la existencia de una zona confusa entre lo que es permisible y lo que es inaceptable.

A fecha del año 2024 se han realizado algunas acciones dirigidas a nutrir dichas herramientas legales que regulen este tipo de actividades, como lo es la propuesta de reforma constitucional dirigida a los artículos 28 y 73 de la Carta Magna [9], la cual consiste en incluir *las actividades en el espacio ultraterrestre, incluso la luna y cuerpos celestes*, dentro de las áreas estratégicas que no son consideradas como monopolios, en caso del que el Estado ejerza funciones de manera exclusiva. Así como la extensión de las facultades legislativas del Congreso a este tipo de actividades.

Si bien, puede que se perciba como una acción sin mucho efecto, establece las bases del sistema jurídico espacial mexicano, con un sustento constitucional. Esto se traduce en la edificación de los cimientos para el crecimiento de la industria privada, apoyada por el Estado, dirigida al desarrollo de este tipo de proyectos aeroespaciales.

A su vez, por parte de la Agencia Espacial Mexicana se han realizado acciones para promover el desarrollo de las capacidades de normalización de productos y sistemas espaciales, establecidas en su Programa Nacional de Actividades Espaciales (2020 - 2024)[10], las cuales una vez publicadas, contemplarán las actividades alusivas a la cohetería experimental.

1.1.3. Propulsión UNAM

Equipo de cohería experimental de alta potencia de la Universidad Nacional Autónoma de México, perteneciente al capítulo estudiantil AAFI⁶, de la Facultad de Ingeniería. Este equipo se enfoca en desarrollar cohetes experimentales de alta potencia, dirigiendo su crecimiento al sector académico y de investigación, brindando la capacidad de transportar cargas útiles a entornos aeroespaciales reales.

Este proyecto comenzó a finales del año 2021, de la mano de siete estudiantes provenientes de las facultades de Ingeniería y Ciencias, ambas del campus Ciudad Universitaria. A partir de esa generación el equipo ha crecido, resultando, hasta el año 2023, en el que se escribió este trabajo, en una platilla de 25 integrantes activos, provenientes de las facultades de Ingeniería, Ciencias y Química. Es conveniente resaltar la importancia de que los equipos de trabajo de este tipo de proyectos estén conformados por más de una área de conocimiento, debido a la magnitud y complejidad de los sistemas a desarrollar. Si bien, la preparación brindada por la Facultad de Ingeniería es basta y de buena calidad, el aporte brindado por campos de estudio nutre sustancialmente el crecimiento de los proyectos, identificando nuevos enfoques y formas de solucionar las problemáticas que puedan surgir en este campo tecnológico.

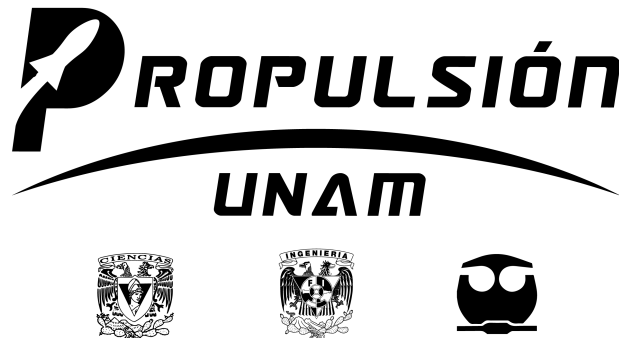


Figura 1.1: *Propulsión UNAM* y las facultades que lo componen.

El equipo *Propulsión UNAM* está conformado en su totalidad por estudiantes universitarios de la UNAM, los cuales mantienen una filosofía de trabajo orientada al desarrollo de su propia tecnología, adentrándose lo más posible en los aspectos teóricos, así como en los temas de diseño y técnicas de manufactura, persiguiendo el objetivo de desarrollar este tipo de cohetes de la forma más profesional e ingenieril posible. De igual manera, es crucial recalcar la importancia de tener una filosofía de trabajo inundada de protocolos de seguridad, debido a la magnitud y el peligro potencial de este tipo de proyectos, en caso de que su desarrollo se realice de forma irresponsable o negligente.

La mayoría de los sistemas que conforman estos vehículos espaciales presentan una alta sensibilidad en su desempeño ideal, respecto a la alta sensibilidad de los sistemas referente a pequeñas variaciones en sus condiciones de trabajo, resultando en una alta probabilidad de fallas parciales, así como totales de la misión. Es por esto que el desarrollo de este tipo de misiones está

⁶Asociación Aeroespacial de la Facultad de Ingeniería.

basado en buscar la mayor simplicidad de los sistemas, así como sustentar su diseño con una gran cantidad de pruebas, tanto del correcto funcionamiento de los sistemas independientemente, así como su desempeño una vez integrados, dicho desde la experiencia del equipo *Propulsión UNAM*, así como lo registrado en misiones de mayor escala, como lo es la misión *Apollo* [11]. Por tales razones, el desarrollo de este tipo de vehículos resulta ser complejo, así como laborioso. Sin embargo, el constante desarrollo de este sector es necesario por el bien del crecimiento, así como de la independencia nacional en el sector de tecnología aeroespacial.

1.1.4. Misión Xitle

El proyecto *Xitle* consiste en un cohete de propulsión híbrida, diseñado y manufacturado por el equipo de cohetaría de alta potencia *Propulsión UNAM*. Tal vehículo consiste en un cohete de 4.5 metros de longitud, capaz de alcanzar velocidades supersónicas, propulsado por el primer motor híbrido desarrollado en la UNAM, “El castigador”. Este vehículo es catalogado como un cohete de alta potencia según la NFPA 1127 [2], la cual define los define de la siguiente forma:

*Un cohete propulsado por uno o más motores de alto poder, o por otro lado, si es propulsado por una combinación de motores de cohetes modelo, teniendo instalado un impulso total superior a los 320 [N*s], o de otra forma, que sea propulsado por una combinación de motores de cohetes modelo, resultando en sobrepasar los 125 [gr] de propelente, finalmente; también entran en esta categoría los cohetes que pesan más de 1.5 [kg] ya con los motores instalados.*

Una vez mencionado lo anterior, el cohete *Xitle* posee un impulso total de 32 [kN*s], con una masa total de 59.6 [kg], de los cuales 15.6 [kg] son de propelente. Es importante especificar la categoría de este cohete, ya que podría confundirse con un *cohete modelo*, el cual se define por la norma NFPA 1127 [2] de la siguiente forma:

*Un cohete que pesa más de 1.5 [kg], ya con los motores instalados; el cual es propulsado por uno o más motores de cohetes modelo, teniendo un impulso total menor de 320 [N*s], y conteniendo no más de 125 [gr] de propelente en total.*

El desarrollo de este cohete le implicó al equipo *Propulsión UNAM* dominar nuevas tecnologías, con el fin de que su funcionamiento fuera robusto y confiable. Ejemplos de las innovaciones implementadas son los sistemas de propulsión híbrida, diseño y caracterización de antenas, así como de materiales compuestos, técnicas de manufactura, los sistemas de recuperación (*CO₂* y *tender descender*), al igual que el diseño estructural orientado a soportar cargas aerodinámicas en regímenes supersónicos.

Las dimensiones de este cohete se derivan principalmente de la necesidad de transportar una carga útil en el formato Cubesat 3U, así como la cantidad de combustible necesaria para alcanzar la altitud objetivo. A partir del dimensionamiento de la bahía de carga útil se definió un diámetro externo de 164 [mm]. Posterior al proceso de diseño y planeación de misión se determinó la estructura del cohete, así como su dimensionamiento global, mostrado en la Figura 1.2.

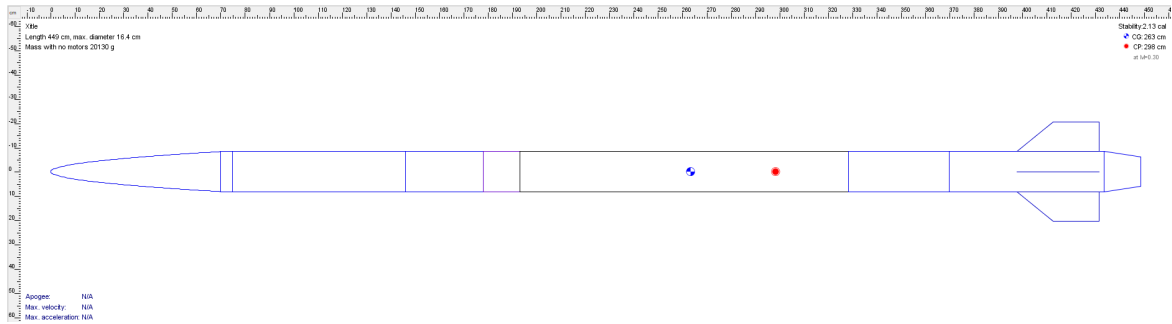


Figura 1.2: Esquema del cohete *Xitle* en el programa *Open Rocket*.

La estructura se compone por una bahía de carga útil, la cual se encuentra dentro de la nariz tipo *power series* $\frac{1}{2}$, hecha de fibra de carbono. En esta misión la carga útil consistió en un experimento biológico, el cual buscó conocer los efectos que las condiciones de un vuelo de estas características podrían causar en muestras de sangre. Los encargados de realizar este proyecto fueron los integrantes de la división de medicina aeroespacial de AAFI, *Cosmoblastos*.

Seguidamente a esta zona se encuentra la bahía de recuperación, en la cuál se encuentran contenidas las dos etapas de recuperación, conformándose por dos paracaídas, dos *tender descenders*, y dos mecanismos de CO_2 .

Debajo de esta zona se encuentra la bahía de aviónica, en la cuál se encuentran las computadoras de vuelo tipo SRAD⁷ y COTS⁸, responsables de la liberación de las etapas de recuperación. La razón de esta dualidad de componentes se basa en la redundancia necesaria para garantizar una misión exitosa, así como una correcta recopilación de los datos de vuelo. De igual forma, en esta sección se ubica el sistema de telemetría, responsable del envío de datos en tiempo real de la dinámica de vuelo.

A partir de esta sección, el resto del cohete consiste en el sistema de propulsión, el cual comienza por la bahía de la válvula de alivio principal, seguida del tanque de Oxido Nitroso. Dicho tanque consiste en dos tapas y un tubo de aluminio 6061 T-6. Posterior a esta zona, se encuentra la bahía de válvulas, las cuales se encargan de controlar el paso del oxidante a la cámara de combustión. La plomería empleada en esta zona es particularmente usada para presiones cercanas a los 7 [MPa], así como temperaturas menores a los -50 [°C]. Al final de la línea de las válvulas comienza la cámara de combustión, en la cuál se realizará la combustión de la parafina y el Óxido Nitroso. Como resultado de la combustión, se producen gases, los cuales son acelerados hasta velocidades supersónicas, a partir de la tobera de ebonita, alcanzando temperaturas mayores a los 2,500 [°C].

La cámara de combustión, a diferencia del tanque de oxidante, está cubierta por un fuselaje de fibra de carbono, sobre el cuál está montado el sistema de las aletas, responsable de estabilizar la trayectoria del cohete en vuelo. Estas estructuras están fabricadas de un material compuesto tipo *sandwich*, el cual tiene un núcleo tipo *honeycomb* de aluminio, cubierto por capas de fibra

⁷Desarrollo e investigación estudiantil, por sus siglas en inglés (Student Research and Developed).

⁸Componente comercial listo para usar, por sus sigmas en inglés (Commercial Off The Shelf).

de carbono orientadas para maximizar la rigidez de la pieza final. Como último componente, se encuentra el *boat tail*, el cual se encarga de reducir el arrastre por desprendimiento de la capa límite, también conocido como *base drag*, al final del fuselaje. En la Figura 1.3 se puede observar el explosivo general del cohete *Xitle*, mostrando las secciones mencionadas, comenzando por la izquierda.

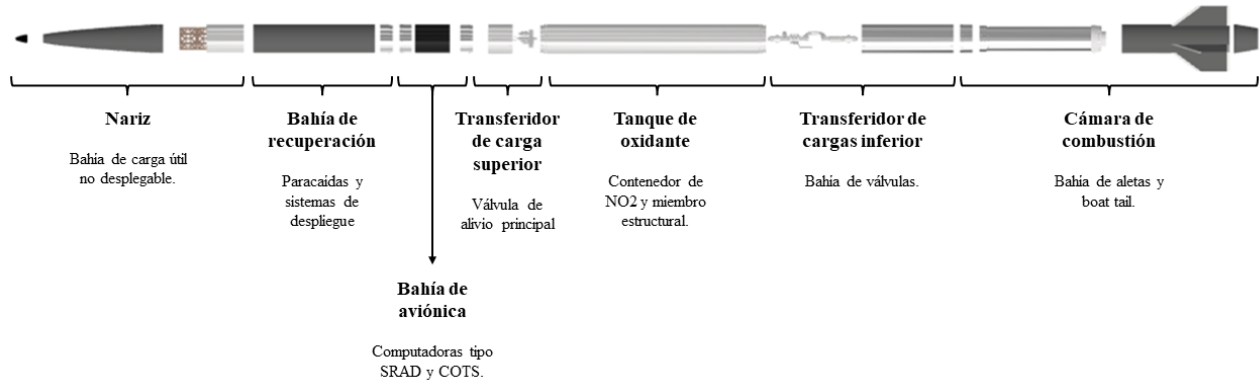


Figura 1.3: Secciones del cohete *Xitle*.

Este cohete fue diseñado para participar en la competencia Spaceport America Cup 2023, en la categoría de 30,000 [ft] (9,144 [m]), de sistemas de propulsión híbrida/líquida tipo SRAD.

Esta competencia evalúa el desempeño de los equipos participantes a partir de un sistema de puntos obtenidos en las dos etapas de la competencia. Por un lado, califica la calidad de la documentación entregada previa a la competencia. Por el otro, posterior a esta primera etapa, se enfoca en el desempeño del equipo en la competencia presencial. En la Tabla 1.1 se muestran los posibles puntajes a obtener en cada rubro, sumando un total de 1,000 puntos. A su vez, la competencia recompensa con bonificaciones extra de puntos a los equipos que hayan tenido un desempeño sobresaliente en actividades particulares, como lo son el desarrollo de las cargas útiles tipo Cubesat, así como en sus operaciones de lanzamiento.

Tipo	Rubro	Desglose	Puntaje	
Documentación	Inscripción	Formulario de entrada	15	60
		Actualización 1	15	
		Actualización 2	15	
		Actualización 3	15	
	Reporte técnico	Formato	40	200
Rubros completos		20		
Análisis		140		
Competencia	Diseño e implementación	Calidad de diseño	120	240
		Calidad de manufactura	120	
	Desempeño de vuelo	Exactitud de apogeo	350	500
		Recuperación exitosa	150	
	Total			1,000

Tabla 1.1: Rubros de evaluación en la competencia Spacepot America Cup [7].

Como se puede identificar en la Tabla 1.1, el rubro que ofrece una mayor cantidad de puntos es

el de la exactitud en el apogeo, el cuál se describe como la exactitud del apogeo alcanzado por el vehículo lanzado, respecto al apogeo objetivo. Estos puntos se le asignan únicamente a aquellos lanzamientos que hayan alcanzado apogeos ubicados dentro de una zona acotada por $\pm 30\%$ del apogeo de la categoría (10,000 o 30,000 [ft]). Los equipos participantes deben de reportar los datos de vuelo de forma inmediata posterior a recuperar el cohete lanzado. Los organizadores de esta competencia, con motivo de promover la innovación, en la sección 7.1 de su DTEG⁹ [12], autorizan el uso de sistemas de control de vuelo activo restringidos al incremento de la estabilización, así como de frenado aerodinámico.

Dicho lo anterior, uno de los principales motivos de este trabajo es que, a partir de la implementación del dispositivo diseñado, el equipo *Propulsión UNAM* logre obtener un mejor lugar en esta competencia, a partir de maximizar los puntos obtenidos en el rubro de *Exactitud de apogeo*.

1.2. Objetivos y alcances

Dicho el contexto en el cual se desenvuelve este trabajo, se expondrán los objetivos a cumplir en la conclusión de esta tesis:

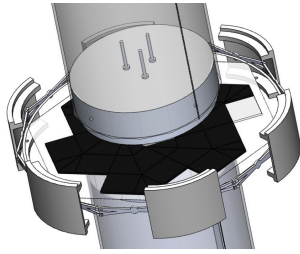
- Realizar un simulador de vuelo para conocer la dinámica del cohete *Xitle*, del equipo *Propulsión UNAM*, considerando la variación de las condiciones atmosféricas y dinámicas a lo largo del vuelo.
- Determinar el incremento de la fuerza de arrastre del cohete *Xitle*, a partir del uso de un freno aerodinámico, usando paquetería comercial de dinámica de fluidos computacional.
- Generar una propuesta realista para el ensamble del sistema de frenado aerodinámico.
- Diseñar mecánicamente las superficies desplegadas del sistema de frenado aerodinámico, usando como herramienta principal paquetería comercial de análisis estructurales por elemento finito.

Como se puede apreciar, el trabajo a realizar fue acotado a las superficies que se desplegarán. Si bien, se realizarán propuestas para el ensamble general, el diseño a detalle del resto de componentes será únicamente de forma elemental para lograr un ensamble funcional, debido a que su desarrollo extendería de sobre manera este trabajo.

1.3. Contextualización

La necesidad de generar un sistema que se encargue de reducir la velocidad de un vehículo a partir del incremento de arrastre se ha presentado en varios sectores, más allá del de la cohetaría, como se puede observar en la Figura 1.4.

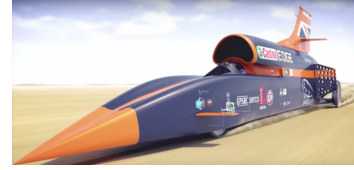
⁹Guía de Diseño, Pruebas y evaluación, por sus siglas en inglés (Design, Test, & Evaluation Guide).



(a) Cohete Darwin 1, Endeavour, 2021 [13].



(b) Avión F-15, McDonnell Douglas, 1980 [14].



(c) Bloodhound SSC, Bloodhound LSR, 2019[15].

Figura 1.4: Implementación de los sistemas de frenado tipo *airbrake* en distintos campos: (a) Cohetería experimental, (b) Aeronáutica, (c) Automóviles supersónicos.

Los dispositivos de frenado aerodinámico tipo *airbrake* pueden definirse bajo la funcionalidad de generar un incremento de la fuerza de arrastre al desplegarse. Quizá podrían confundirse con los *spoilers* empleados en las alas de los aviones, sin embargo, la diferencia entre estos dos dispositivos radica en que, los tipo *airbrake*, al estar plegados, no son capaces de generar algún tipo de fuerza de sustentación, donde, en el caso de los *spoilers*, al ser parte del ala, generan un porcentaje de dicha fuerza.

Es importante resaltar que el objetivo de esta primera etapa es la investigación, centrándose en la búsqueda de conceptos que aporten inspiración a la etapa de diseño conceptual. Este paso es fundamental en el campo de la ingeniería, ya que nutre las nuevas propuestas, logrando identificar áreas de oportunidad de los conceptos consultados, convergiendo a nuevas propuestas innovadoras u optimizadas.

1.3.1. Cohetería experimental

Como primer acercamiento, se buscaron referencias en proyectos de cohetería experimental que tuvieran implementado este tipo de sistemas en sus proyectos, llamados *Airbrake System*¹⁰. A partir de los resultados de esta investigación se observó que se podían catalogar en tres tipos de clases, según la forma en la que desplegaban sus superficies: sombrilla, rotativos y lineales.

Sombrilla

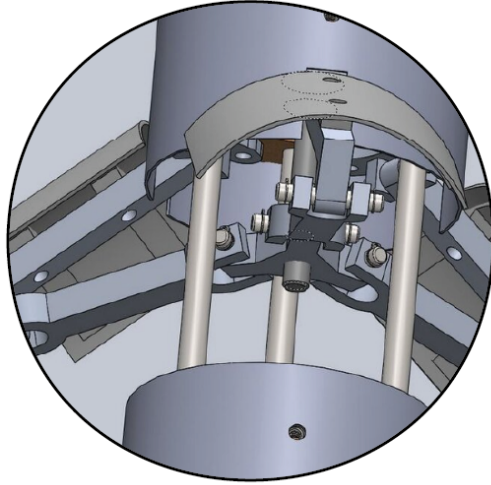
Los dispositivos catalogados como *sombrilla* son aquellos que despliegan sus superficies a partir de un mecanismo de dos barras, tipo sombrilla, como se puede ver en la Figura 1.5. Las superficies que se despliegan forman parte de la superficie *mojada*¹¹ del fuselaje, sin embargo, no aportan en la transmisión de los esfuerzos en el resto de la estructura. Estas superficies son una sección rectangular del fuselaje, donde sus caras laterales están alineadas al eje axial del cohete.

Para esta categoría se encontraron configuraciones que mostraron alternativas de actuadores, donde la mayoría es una combinación de servomotores con engranes o tornillos sin fin, sin

¹⁰Se empleará la abreviación A.S. para *Airbrake System*.

¹¹Referido a la superficie que está en contacto con el fluido de trabajo.

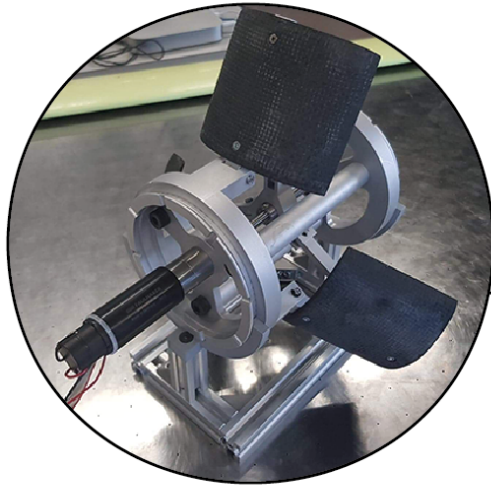
S
o
m
b
r
i
l
l
a



S1.- Case Rocket Team, 2019
"V.A.A.A.M"



S2.- BYU Rocketry, 2022
"ICARUS"



S3.- The Countdown Company, 2023
"Airbrakes Module: Flaps"

S4.- Terrapin Rocket Team, 2023
"Karkinos Rocket A.S."

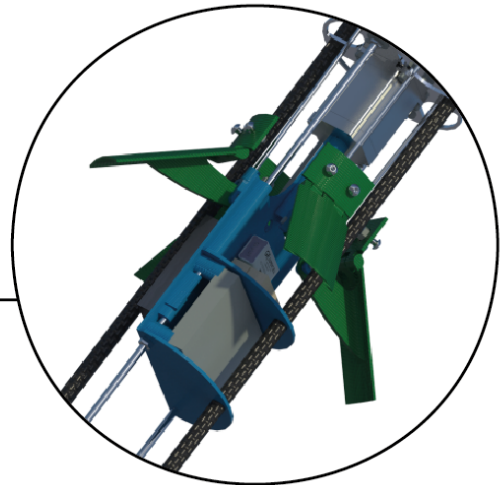


Figura 1.5: Ejemplos del sistema de frenado aerodinámico tipo sombrilla. S1 [16], S2 [17], S3 [18], S4 [19].

embargo, existen también propuestas que van más allá de lo común, como es el caso del proyecto *V.A.A.A.M.* [16], el cual en su etapa de diseño experimentaron con sistemas que combinaban tanques de CO₂ y resortes. En esta clase se suelen encontrar sistemas que despliegan de tres a cuatro superficies.

Rotativos

Por otro lado, los dispositivos catalogados como *rotativos* son aquellos que despliegan dichas superficies a partir de la rotación de estas, como se muestra en la Figura 1.6. Empleando un pivote de rotación fijo en la estructura, la superficie rota hacia el exterior.

Para esta categoría las superficies desplegadas suelen tener un plano de simetría en la zona mojada, sin embargo, pueden existir excepciones, como es el caso del proyecto *Simple Latte* [21], donde, como consecuencia de usar toda el área posible contenida en la sección transversal del fuselaje, no presentan planos de simetría en sus superficies desplegadas. Una observación de estas superficies es que los estados de despliegue existentes entre el estado plegado y el totalmente desplegado generan que el área mojada sea asimétrica, lo cual, aerodinámicamente, puede generar un incremento en el momento aerodinámico conocido como *roll*. Dicho fenómeno tiene el potencial de crear inestabilidades en el vuelo, así como el incremento de las cargas estructurales, como se menciona en el siguiente capítulo.

Líneales

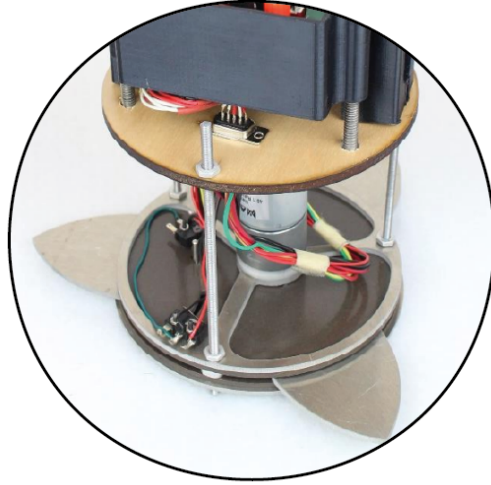
Finalmente, se muestran aquellos diseños que se pueden catalogar bajo el nombre de *líneales*, mostrados en la Figura 1.6. Esta clase despliega sus superficies en dirección radial, respecto a la circunferencia del fuselaje. Las superficies de esta clase, así como las de tipo *rotativo*, siempre mantienen sus superficies perpendiculares respecto al eje axial del cohete.

Una cualidad de este tipo de propuestas radica en que las superficies desplegadas permiten que el área mojada de estas siempre tenga un plano de simetría, evitando el incremento en el momento aerodinámico *roll*. Los proyectos encontrados suelen mostrar una similitud en su configuración, sin embargo existen casos como los del proyecto *Darwin 1* [13], así como el del proyecto *Euler* [27], que muestran configuraciones particulares. En el caso del proyecto *Darwin 1*, la superficie se despliega a partir de un patrón de origami, incrementado el área transversal desplegada más allá de la que se refiere a la sección transversal del fuselaje, como lo es en el caso del proyecto *Simple Latte*.

Equipo	Rango de velocidad	Cd [1]
Pioneer Rocketry [28]	V >0.36 Mach	1.15
River City Rocketry [20]	V >0.6 Mach	0.98
Terrapin Rocket Team [29] [19]	V >0.678 Mach	0.95
Endeavour rockets [13]	V >0.67 Mach	1.15
uOSTAR [21]	V >0.72 Mach	0.66
UC Aerospace [30]	V >0.75 Mach	0.75

Tabla 1.2: Valores representativos del funcionamiento de los frenos aerodinámicos de diversos equipos.

r
o
t
a
t
i
v
o
s



R1.- River City Rocketry 2016-2017
"Rocket A.S."

R2.- uOSTAR, 2018
"Simple Latte Rocket A.S."



R3.- EPFL Rocket Team, 2018
"MATTERHORN Rocket A.S."

R4.- Space Team Aachen, 2021
"CARL II Rocket A.S."

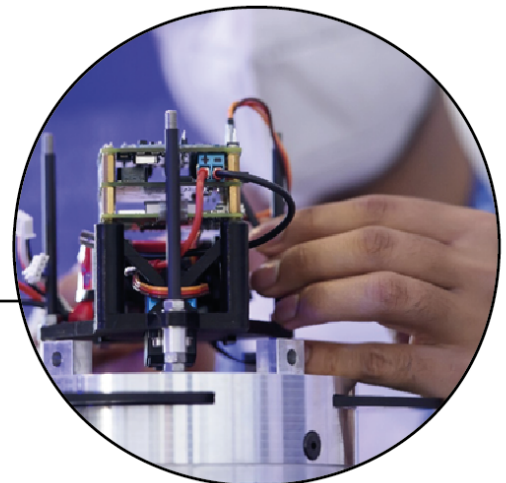
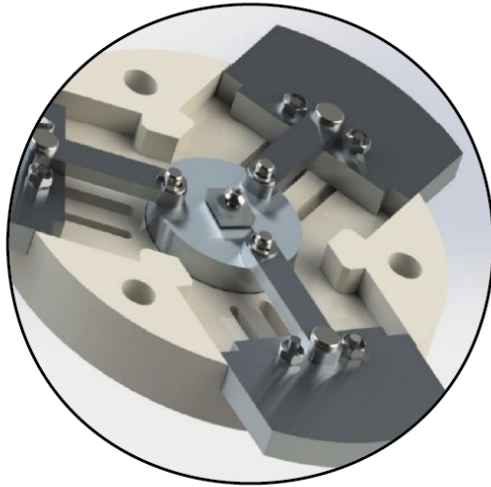
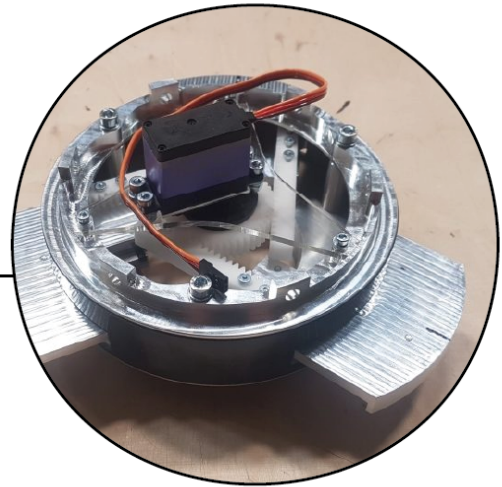


Figura 1.6: Ejemplos de frenos aerodinámicos tipo rotativos. R1 [20], R2 [21], R3 [22], R4 [23].

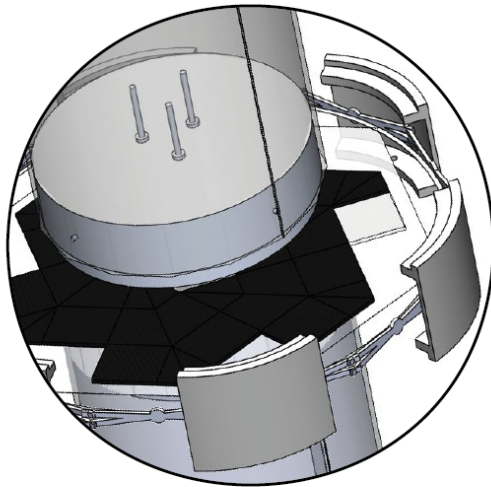
l
í
n
e
a
l
e
s



L1.- Akronauts Rocket D. Team, 2018
"LAZARUS Rocket A.S."



L2.- The Swiss association ARIS, 2018
"Project TELL A.S."



L3.- Endeavour, 2021
"Darwin I Rocket A.S."

L4.- Aerospace Team Graz, 2022
"AVES II Rocket A.S."

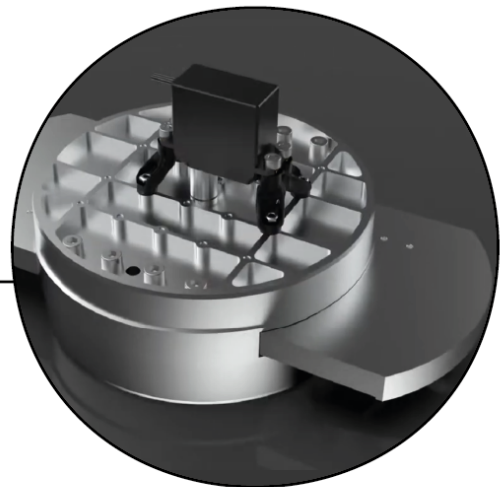


Figura 1.7: Ejemplos de frenos aerodinámicos tipo lineales. L1 [24], L2 [25], L3 [13], L4 [26].

Si bien, la mayoría de esta investigación se destinó a buscar inspiración conceptual, se recopilaron algunos valores característicos de estos dispositivos, como lo son los rangos de velocidad, así como coeficientes de arrastre reportados por sus autores, como se puede observar en la Tabla 1.2.

1.3.2. Aeronáutica

Un sector que ha tenido basto tiempo de desarrollo es el dedicado a la aeronáutica, siendo estas las primeras estructuras que buscaron desplazar al ser humano por los aires. Sus líneas de investigación y desarrollo han crecido hasta donde la tecnología actual, así como la imaginación humana, han permitido. Dentro de este sector también se encontraron sistemas con similitudes de funcionamiento referidas al sistema de frenado aerodinámico que se pretende desarrollar, como se puede observar en la Figura 1.8.

Como menciona *Raymer* (2018) [31], los *speed brakes* son placas que se extienden desde el fuselaje o el ala. Estos dispositivos son usados para reducir la velocidad en el vuelo, estableciendo un ritmo de descenso enfocado para el aterrizaje, así como reducir la velocidad de la aeronave una vez que ha tocado la pista de aterrizaje. Son especialmente usados en aeronaves tipo *jet*¹² debido a que los motores que poseen estos vehículos generan una fuerza de empuje sustancial, la cual incluso en sus configuraciones de menor potencia sigue siendo muy grande. Los *speed brakes*, ubicados en la parte superior del ala, perturbaran el flujo de aire, afectando a la fuerza de sustentación. Estos dispositivos también se conocen como *spoilers*¹³, debido a que a partir de su uso *arruinan* el flujo de aire, y con ello la razón entre la fuerza de arrastre y la de sustentación.

Más allá de modificar la relación de fuerzas, ayudan a reducir la distancia del aterrizaje, transfiriendo más peso de la aeronave al tren de aterrizaje, lo cual incrementa la fuerza ejercida por los frenos. Así también, estos dispositivos son una alternativa como dispositivos de control del *roll*. De igual manera, debido al incremento del arrastre, la zona donde se extiende el *spoiler* incrementa el momento del avión conocido como *yaw*[31].

Por otro lado, existen los dispositivos conocidos como *dive brake*, empleados en los *Douglas SBD Dauntless*[32] [33], aviones de la segunda guerra mundial. Estos dispositivos se ubicaban en los *flaps* de las alas. La función de estos era reducir la velocidad de descenso en picada de estos bombarderos. Estas estructuras tenían orificios de 3 [in] de diámetro, como se puede ver en la Figura 1.8, destinados a reducir las cargas estructurales, así como las inestabilidades causadas por los vórtices posteriores al paso del vehículo.

¹²Estos vehículos son llamados así por la forma en la que sus motores funcionan. La palabra *jet* significa chorro, la cual describe el chorro de gases de combustión expulsados a la salida de estos motores.

¹³Esta palabra del inglés significa *estropear* o *echar a perder*

a
e
r
o
n
a
v
e
s



A1.- Airbus A321, 1994
"Spoilers"



A2.- Douglas SBD Dauntless, 1940
"Dive brake"



A3.- BAe 146, 1981
"Air brake"



A4.- McDonnell Douglas F-15, 1972
"Air brake"

Figura 1.8: Sistemas de frenado aerodinámico empleados en algunas aeronaves. A1 [34], A2 [35], A3 [36], A4 [37].

A su vez, encontramos otro tipo de *airbrakes*, los cuales se ubican en la cola del avión, también llamados *speed brakes*. Estos dispositivos han sido empleados en aviones de combate, como es el caso del *Blackburn Buccaneer*, el cual le permitía efectuar maniobras agresivas de descenso, de forma controlada. A su vez, también son usados en aviones de tipo comercial, como es el caso de los *BAe 146* [38] [36], debido a que como consecuencia de poder incrementar su arrastre, pueden frenar en pistas de aterrizaje más cortas de lo común.

Por otro lado, en los aviones de combate categoría F^{14} podemos encontrar sistemas de frenado por arrastre. Ejemplo de estas son las aeronaves tipo *F-15* [39]. En el caso de este modelo, su freno aerodinámico se encuentra ubicado detrás de la cabina. En dichos vehículos, este dispositivo se emplea para poder aterrizar en pequeñas distancias, como lo son las pistas de aterrizaje de los portaviones.

1.3.3. Otros campos

Por último, se encontraron proyectos que también cuentan con sistemas de frenado aerodinámico, tal es el caso del coche supersónico *Bloodhound SSC*. Estos sistemas de frenado se encuentran frente a las llantas traseras. Su diseño se realizó con la finalidad de soportar cargas al rededor de los 5,000 [N], a velocidades cercanas a los 1,290 $\left[\frac{km}{hr}\right]$ [40]. El funcionamiento de este dispositivo de frenado emplea sistemas hidráulicos para su despliegue, el cuál es similar a los mecanismos de actuación encontrados en los cohetería, tipo *sombrilla*, como se puede observar en la Figura 1.9.

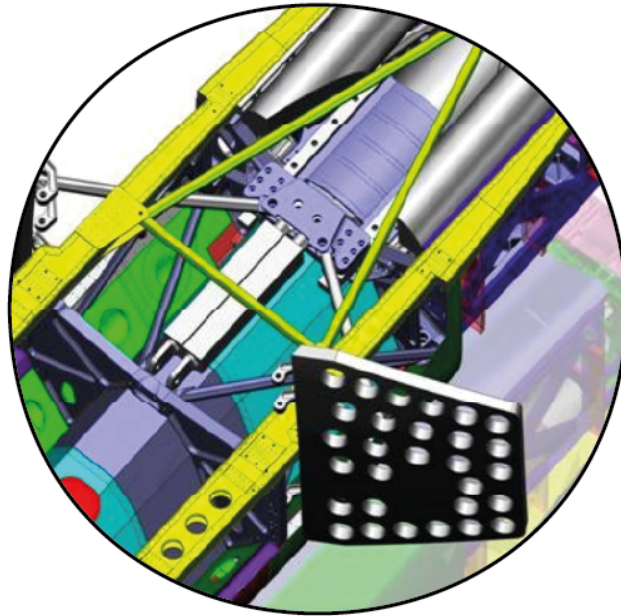


Figura 1.9: Sistema de frenado aerodinámico empleado en el coche supersónico *Bloodhound SSC* [41].

¹⁴Esta letra se les adjudica a los aviones tipo caza, por su traducción del inglés *fighter*.

1.4. Metodología de diseño

La intención de este trabajo es sintetizar un sistema de forma similar a un producto, procedente de un proceso de diseño. Partiendo de lo que establece *Dieter & Schmidt* (2021), se identificó la necesidad de trazar un proceso de diseño ingenieril dirigido al caso particular de este proyecto [42]:

Diseñar establece y define soluciones, así como estructuras pertinentes a problemas no solucionados anteriormente, tanto así como nuevas soluciones a problemas que han sido solucionados previamente de una forma diferente, podemos dar partida al establecimiento de una estructura sólida que nos facilite el proceso de diseño...

Como consecuencia del paso de los años, acompañadas de sus innovaciones tecnológicas, se han desarrollado metodologías de diseño que están destinadas a eficientar el proceso de diseño de algún componente, sistema o dispositivo. Estas herramientas engloban a tal proceso desde sus etapas iniciales, como lo es el conocer las necesidades a satisfacer del usuario/cliente, hasta las etapas finales, como lo son las líneas de producción, o el registro de patentes.

Posterior a analizar las metodologías propuestas por varios autores, se tomaron como bases las propuestas por *Dieter & Schmidt* (2021) [42], así como por *Ulrich & Eppinger* (2013) [43], mostradas en las Figuras 1.10 y 1.11, respectivamente. Esta selección se basó en la sencillez de las etapas, que si bien, no muestran una retroalimentación tan evidente en cada etapa, el autor de este trabajo es consciente de los beneficios de estos protocolos.

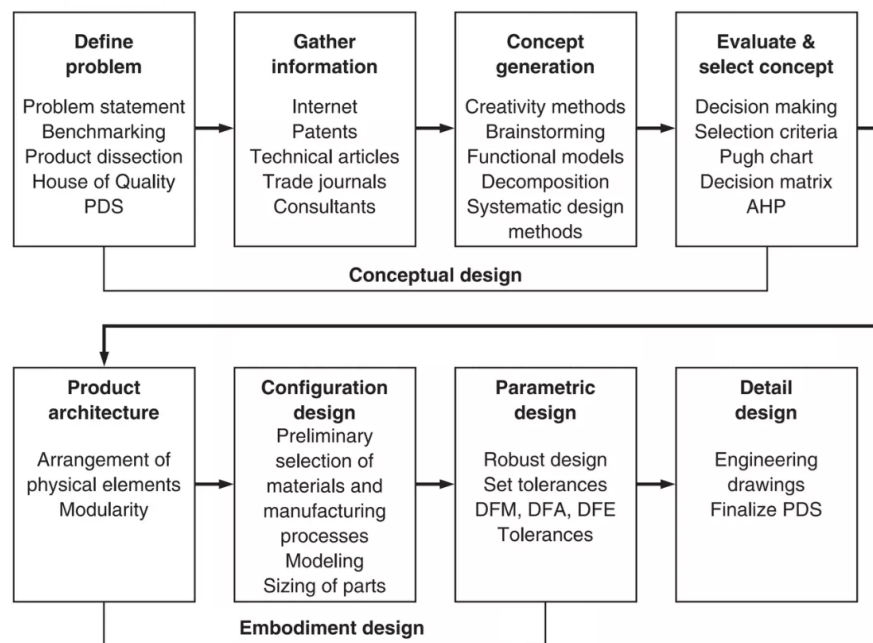


Figura 1.10: Diagrama del proceso de diseño propuesto por *Dieter & Schmidt* (2021).

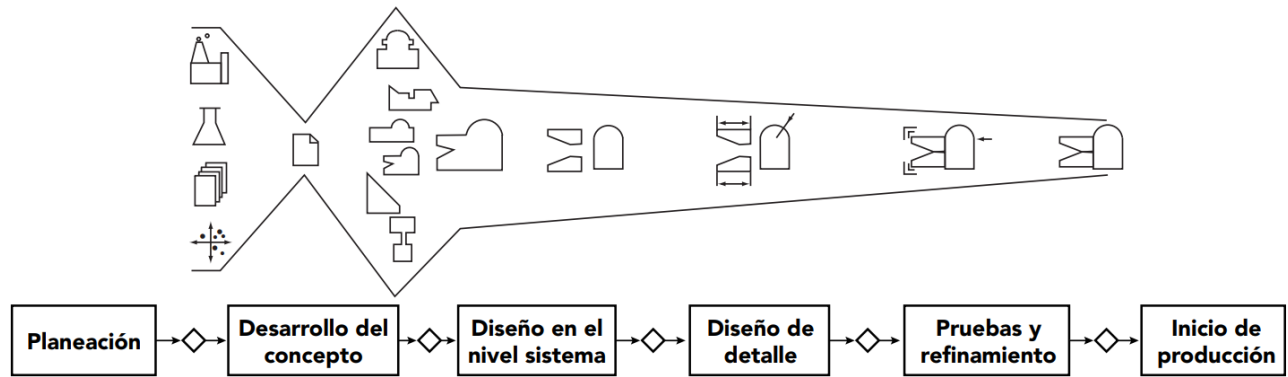


Figura 1.11: Diagrama del proceso de diseño propuesto por *Ulrich & Eppinger* (2013).

Por otro lado, a pesar de que el objetivo de este trabajo, el cual culmina en el desarrollo de un prototipo funcional, no está destinado a una etapa de producción en serie, las metodologías empleadas se ajustan bastante bien a los objetivos perseguidos. Como resultado de un proceso de asimilación respecto a las metodologías mostradas, se convergió en una propuesta que brindara una mejor estructura a las etapas de diseño intencionadas. A pesar de que existe cierta similitud, como sería de esperar, estas etapas brindan una mayor facilidad para comprender los alcances de cada subetapa. Como se puede observar en la Figura 1.12, se proponen dos etapas: la etapa conceptual y la etapa de diseño. La etapa conceptual, destinada a una zona de reflexión sobre las necesidades a solventar; la etapa de diseño, destinada a la aplicación del conocimiento de forma teórica y práctica, con el objetivo de materializar las ideas sintetizadas.

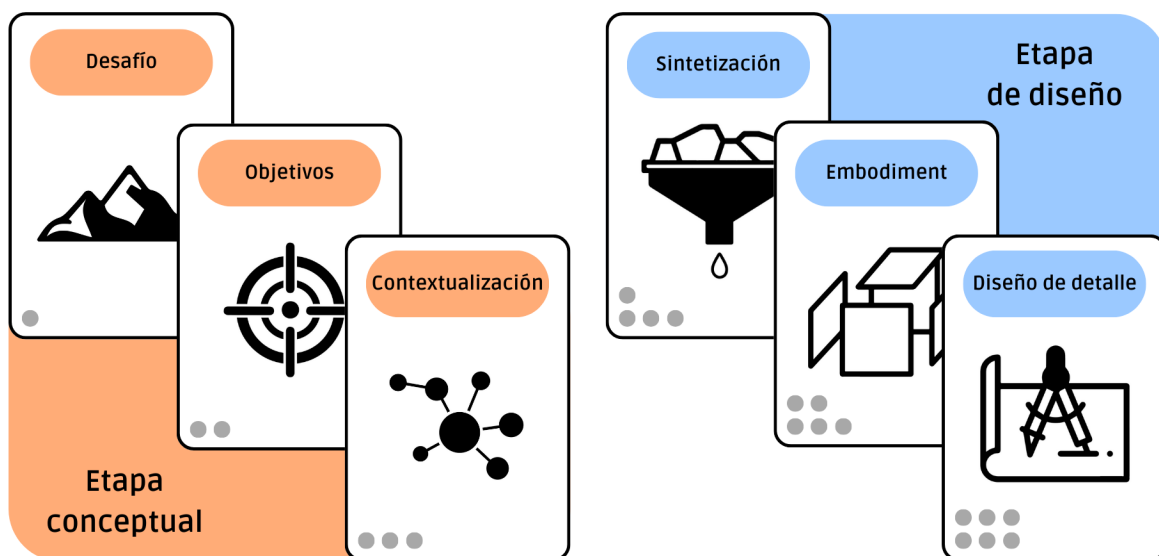


Figura 1.12: Esquema de metodología propuesta para el desarrollo del proyecto en cuestión.

La etapa conceptual se basa en la reflexión sobre las necesidades a solventar, así como el enriquecimiento de información. Como se muestra más adelante, puede existir una realimentación respecto a las subetapas conceptuales, sin embargo, para evitar aplazamientos de tiempo, se recomienda desarrollar ampliamente cada una para no tener la necesidad de regresar a las etapas anteriores:

1. **Desafío:** Su enfoque está dirigido a conocer y acotar las necesidades a satisfacer. Los enunciados definidos en esta etapa surgen a partir de la interacción con el usuario y/o sector de estudio, los cuales son acompañados por un valor de importancia. Esta métrica nutre a la comprensión de las prioridades del proyecto.
2. **Objetivos:** Esta etapa consiste en realizar una traducción de los enunciados que muestran las necesidades a solucionar en especificaciones ingenieriles. Dichas especificaciones serán los objetivos a satisfacer, visualizadas como métricas de valores ideales y marginales. Para esta sección se emplean las necesidades enunciadas, donde posiblemente más de una necesidad sea cubierta por una especificación.
3. **Contextualización:** Previo a realizar un diseño es conveniente conocer si algún individuo u organización han desarrollado algo similar a lo que se pretende realizar. Esta herramienta, también conocida como *Estado del arte*, es una forma de optimizar el desarrollo como humanidad, empleando como inspiración y objeto de reflexión las ideas y desarrollos generados al rededor del mundo, hasta el instante de planeación del proyecto. Por otro lado, es recomendado ampliar nuestro panorama de búsqueda, a campos de estudio más allá del que se está acostumbrado.

Posteriormente, la etapa de diseño está dirigida al razonamiento y uso de herramientas ingenieriles teóricas y prácticas, así como el uso de programas de cómputo, con el fin de elaborar un sistema funcional, dimensionado y manufacturable. De igual forma, esta etapa es susceptible a retroalimentaciones, permitiendo ajustes que brinden como resultado un sistema óptimo, funcional y robusto:

4. **Sintetización:** Muestra el resultado de la investigación realizada, así como la comprensión de las necesidades a solventar, en forma de propuestas conceptuales destinadas a cumplir las especificaciones ingenieriles. Estas propuestas se caracterizan por ser realistas en su funcionamiento, manufactura y ensamble. De igual forma, en esta etapa se selecciona el concepto a desarrollar a partir del uso de matrices de decisiones, las cuales emplean criterios de diseño y factores de peso, para realizar una selección acorde a nuestros objetivos.
5. **Embodiment:** Radica en definir la arquitectura que poseerá el sistema a diseñar, aclarando a partir de volúmenes y/o modelos tridimensionales la ubicación, dimensionamiento y función. De igual manera, en esta etapa se proponen los materiales y procesos de manufactura a emplear, así como componentes comerciales, en caso de ser necesarios, para los diversos subsistemas que compongan la totalidad del sistema.
6. **Diseño de detalle:** Como etapa previa a la integración final de los subsistemas, se espe-

cífica de forma completa todo lo necesario para poder materializar el diseño, como lo son medidas, materiales, procesos de manufactura, así como los elementos adquiridos por proveedores. En esta etapa se hace uso de las herramientas computacionales ingenieriles especializadas, como lo son aquellos de CAD, CAM y CAE¹⁵. El motivo primordial en este punto es materializar el diseño generado en carácter de seguro y funcional.

Tomando como base la metodología propuesta, se muestra una ligera descripción, en forma de sinapsis de cada capítulo que conforma este trabajo:

1. Introducción y objetivos: Se contextualiza al lector respecto a los motivos que justifican este trabajo, así como los objetivos perseguidos a *grosso modo*. Así mismo, muestra la etapa de contextualización, también referida como la investigación del estado del arte, y la metodología de diseño propuesta.
2. Marco teórico: En este capítulo se exponen brevemente los conceptos necesarios para comprender el desarrollo del trabajo presentado, así como el conetexto en el cual se desarrolla este proyecto.
3. Desafíos y objetivos ingenieriles: Como es de esperar, abarca las primeras dos fases de la etapa conceptual, finalizando con la definición de las necesidades y especificaciones del proyecto. Cabe aclarar que para el primer capítulo, la palabra **objetivos** se refiere a los enunciados que muestran las metas del trabajo realizado, mientras que en el tercer capítulo, los **objetivos ingenieriles** hacen referencia a la etapa de diseño donde se generan las especificaciones ingenieriles objetivo del sistema de diseñar.
4. Etapa de diseño: En este capítulo se engloba todo lo referente al segundo bloque de la metodología de diseño propuesta.

¹⁵Estas abreviaciones provienen de las traducciones en ingles de Diseño Asistido por Computadora, Manufactura Asistida por Computadora e Ingeriría Asistida por Computadora, respectivamente.

CAPÍTULO 2

Marco teórico

En este capítulo se expondrán de forma básica los temas y conceptos que se consideraron resaltables para la comprensión del trabajo presentado. Si el lector espera encontrar en esta sección la teoría de cada uno de estos temas vista a profundidad, se le recomienda consultar las referencias citadas.

Los temas considerados se dirigen a conocer por un lado, el vocabulario, así como la terminología usada referente a los cohetes experimentales. Por otro lado, se mencionan conceptos de la teoría referente a la aerodinámica, el diseño mecánico y la teoría elemental detrás de los análisis empleados, apoyados de poder computacional, conocidos como CFD, FEA y ESO.

2.1. Misiones de cohetes experimentales y sus sistemas

El evento que da partida al proceso de diseño es la definición de las necesidades a solventar. Posterior a la etapa conceptual, la creatividad es la única barrera que acota la variedad de conceptos de diseño, destinados a satisfacer dichas necesidades, lo cual muestra que dentro de este campo de trabajo, siempre existirán varias opciones capaces de solventar las necesidades, sin embargo, la cuestión recae en evaluarlas y seleccionar la que resulte ser la más óptima para el caso particular.

Enfocándonos en el sector de las misiones aeroespaciales y vehículos lanzadores, como se describe en *Spacecraft Systems Engineering* (2011) [44], se han identificado los subsistemas necesarios para satisfacer en su totalidad lo relacionado al transporte de una carga útil, como se muestra en la Figura 2.1.

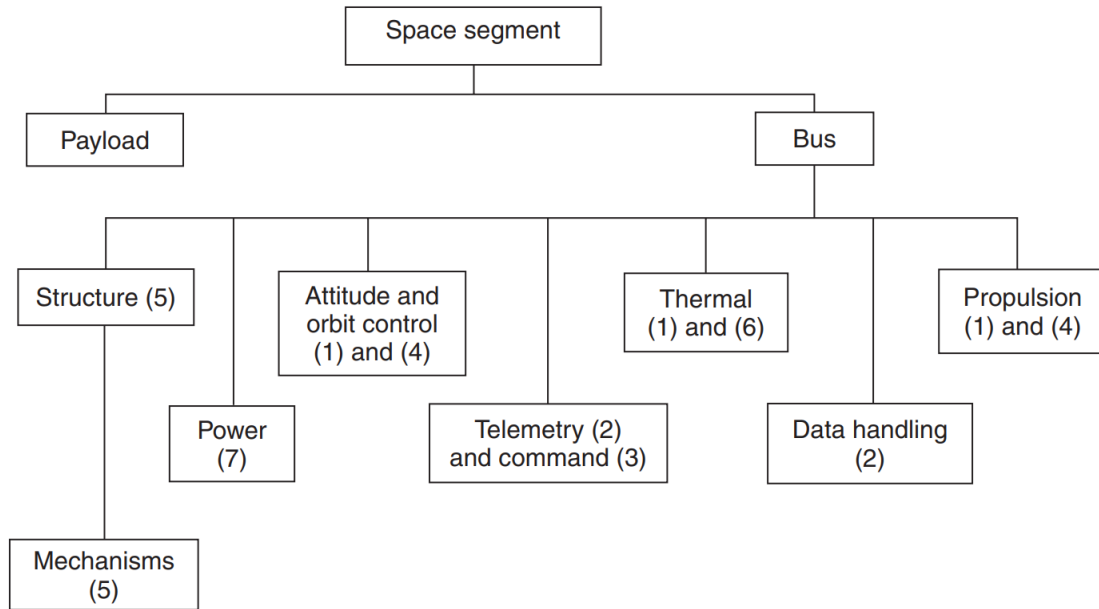


Figura 2.1: Subsistemas de una nave espacial. (Fortescue et al., 2011) [44].

Puede que en la Figura 2.1 se conciba la idea de la independencia entre los sistemas, sin embargo, la realidad es totalmente lo contrario. Como consecuencia de esto, cada decisión de diseño tomada por cada sistema afectará potencialmente a los demás. Por tal razón, es prioridad resaltar los elementos que dirigirán el desarrollo del sistema global, ejemplos de estos elementos son la masa de la carga útil a transportar, sus dimensiones, etc.

Tomando como referencia estas estructuras de organización, el campo de la coherencia experimental establece divisiones de trabajo escaladas a la magnitud de sus misiones. Respecto a los vehículos desarrollados por el equipo *Propulsión UNAM*, podemos observar una estructura compuesta por tres sistemas: Aeroestructuras, Aviónica y Propulsión. Este organigrama se presenta de forma similar en los demás equipos de coherencia experimental a lo largo del planeta. A continuación se muestra una breve descripción de cada división.

Aeroestructuras

Sus labores se basan en el correcto dimensionamiento e integración de los componentes estructurales y aerodinámicos, procurando la optimización en su diseño. Por otro lado, la óptica bajo la cual se trabaja es la accesibilidad y serviciabilidad de los componentes, así como del ensamble general. Finalmente, se encarga del diseño de los mecanismos de recuperación, dichos que aseguran la segunda etapa del vuelo, garantizando que la estructura del cohete no sufra algún daño provocado por el impacto al caer del cielo.

Aviónica

Su dirección de trabajo se enfoca en conocer el estado de vuelo del cohete, tanto en los datos recabados en la memoria, posterior a la recuperación, como por el subsistema de telemetría. Dichas computadoras de vuelo, tipo SRAD y COTS, también tienen la misión de activar los mecanismos de recuperación en los momentos específicos del vuelo. Por otro lado, aportan a la etapa de recuperación, debido a la correcta integración de un sistema GPS tipo COTS. Finalmente, son participes en las pruebas de caracterización de los motores tipo SRAD, brindando una electrónica robusta y confiable para obtener curvas de motor fieles a la realidad.

Propulsión

Encargados del desarrollo de los motores que generan el impulso suficiente para alcanzar las alturas objetivo de la misión. Esta división diseña sistemas de propulsión tipo sólido, así como híbrido. Entre sus responsabilidades se encuentran el diseño de los contenedores a presión, bases de lanzamiento, bancos de pruebas, protocolos de armado, así como de lanzamiento.

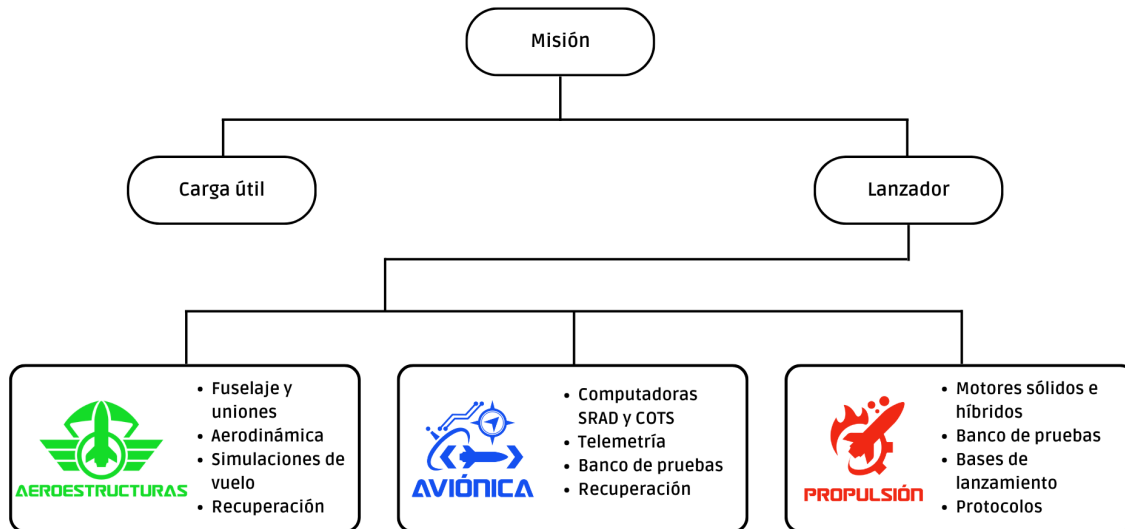


Figura 2.2: Organigrama de una misión tipo *Propulsión UNAM* [45].

La correcta integración de estos sistemas resulta en una misión exitosa, descrita en la Figura 2.3, tipo CONOPS¹. En este caso particular, se muestra la descripción de la misión del cohete *Xitle*.

¹El Concepto de Operaciones, por su traducción del inglés, describe la misión, así como la forma en la que se debe de cumplir. *Boord & Hoffman* (2016) [46].

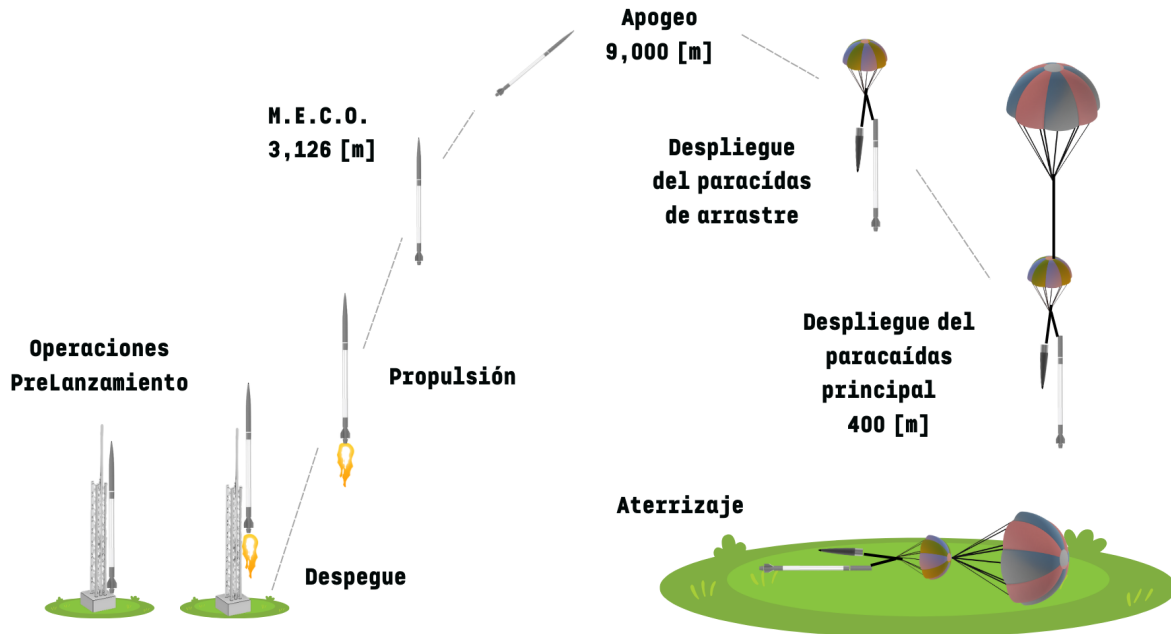


Figura 2.3: Diagrama tipo *CONOPS* de la misión *Xitle*.

2.2. Aerodinámica

En esta sección se resaltarán los conceptos elementales necesarios para el diseño aerodinámico de un cohete. La forma de definir el concepto de aerodinámica, como se menciona en el *Diccionario de Cambridge*, nos da una clara idea de los factores que intervienen en el estudio de este campo [47]:

Aerodinámica: La ciencia que estudia el movimiento de gases y la forma en la que cuerpos sólidos, tales como las aeronaves, se mueven a través de ellos.

Regímenes de velocidad

Teniendo en mente un objeto que se desplaza dentro de la atmósfera, es posible establecer tres rangos o regímenes de velocidades al rededor de cuerpos esbeltos, como lo es un cohete o un perfil aerodinámico, como se observa en la Figura 2.4. Si bien, de forma estricta, un flujo se considera sónico cuando la magnitud de su velocidad es igual a la rapidez en la cual el sonido se transmite en el medio, en el caso de los cuerpos aerodinámicos, es posible que los valores de la velocidad del flujo sean iguales a Mach 1, y menores a Mach 1, dependiendo de la zona analizada, dentro del mismo volumen de control. Este tipo de comportamientos se presenta cuando la velocidad de flujo libre es cercana, pero no igual, al valor de Mach 1. Dichos regímenes de velocidad se conocen como subsónico, transónico y supersónico, donde, respecto a la magnitud del número de Mach van de $v < 0.8M$, $0.8M \geq v > 1.2M$ y $v \geq 1.2M$, respectivamente [48].

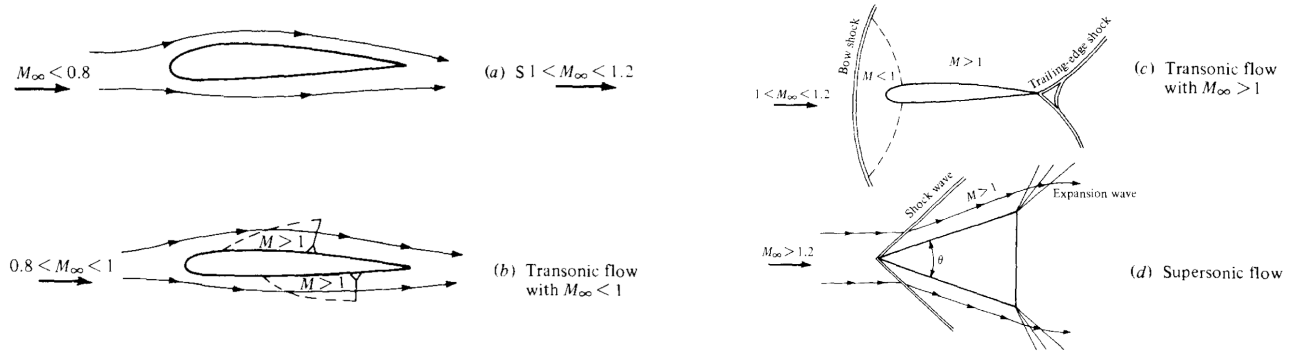


Figura 2.4: Regímenes de velocidad en función del número de Mach. (*Anderson et al., 2017*) [48].

Variación del coeficiente de arrastre

A su vez, existe un fenómeno que se refiere a la variación del coeficiente de arrastre en función del número de Mach. Para el caso mostrado en la Figura 2.5 se identifican varios puntos. El comportamiento que se explica es el sustancial incremento del coeficiente de arrastre antes de alcanzar el valor de 1 Mach. Como se puede observar en los puntos *a*, *b* y *c*, el valor del C_d se mantiene constante, sin embargo, posterior al punto *c*, ubicado en lo que se conoce como Mach crítico M_{cr} , los valores del C_d incrementan. Este crecimiento se debe a que, a pesar de que el flujo de entrada es subsónico, debido a la geometría del objeto, el flujo se puede acelerar de tal manera que en algunas zonas de la superficie se puedan encontrar valores de velocidad de un flujo supersónico. Como resultado de alcanzar localmente valores a penas mayores a Mach 1, se generan ondas de choque, las cuales a medida de que se incrementa la velocidad de flujo libre, son cada vez más grandes. Este comportamiento, en perfiles aerodinámicos, puede generar incrementos del coeficiente de arrastre en un factor de 10 [48].

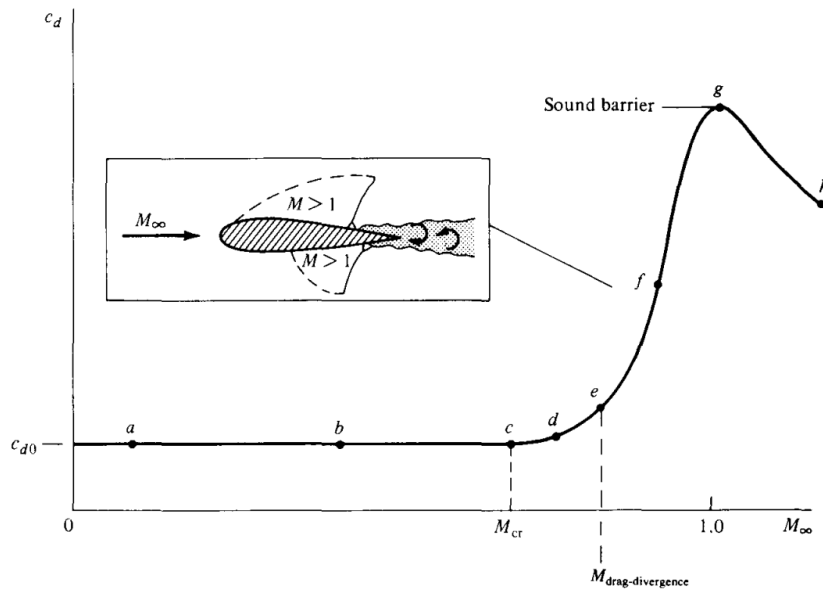


Figura 2.5: Variación del C_d en función del número de Mach. (*Anderson et al., 2017*) [48].

Fuerzas y momentos aerodinámicos

Como se menciona en *Spacecraft Systems Engineering* (2011) [44], para casos de órbita baja, los efectos de la atmósfera no pueden ser despreciados. Los efectos atmosféricos producen una fuerza que puede ser descompuesta en dos componentes ortogonales. Por un lado el arrastre, alineada con la dirección de desplazamiento, y la fuerza de sustentación, perpendicular a la de arrastre, como se muestra en la Figura 2.6.

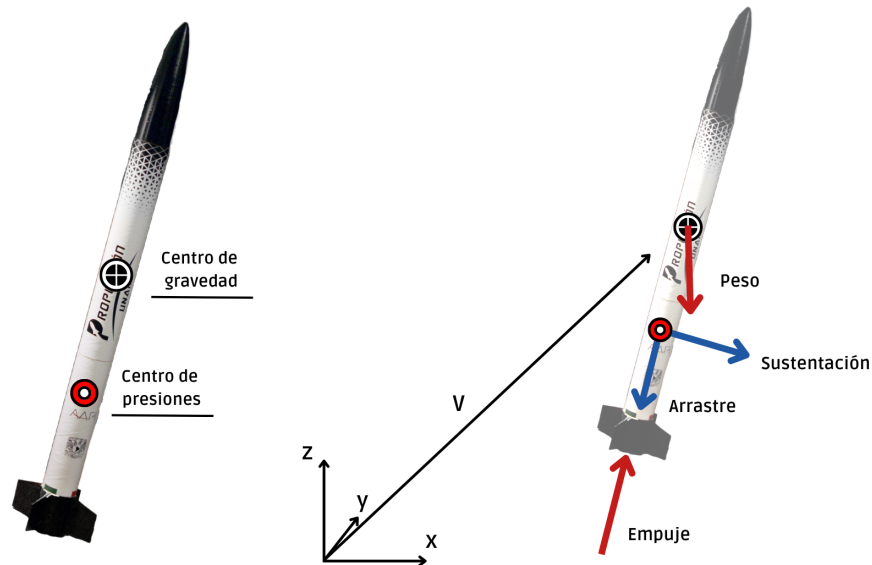


Figura 2.6: Fuerzas presentes en un cohete. *Cohete Komodo 500*.

A pesar de que en la literatura referida a naves espaciales de gran escala, la componente de sustentación pueda considerarse despreciable, en el campo de la cohetaría experimental es considerada como un factor de diseño. Esta consideración recae en la posibilidad de experimentar ráfagas de viento, las cuales al momento de interactuar con el cohete en desplazamiento, generan un ángulo de ataque, y por consecuencia una fuerza de sustentación.

Las fuerzas de arrastre que actúan sobre este tipo de vehículos se generan de las componentes horizontales de las fuerzas normales y tangenciales, producidas por la interacción del cuerpo con el fluido. El valor del arrastre global resulta de la suma del arrastre generado por la diferencia de presiones sobre el fuselaje, así como las generadas por el desprendimiento de capa límite, y por los efectos viscosos del fluido, como se puede observar en la Figura 2.7.

- Arrastre por presión superficial: También conocido como *wave drag*, se concibe como la resultante de las fuerzas de presión que actúan de forma normal sobre la superficie del cohete, como lo son la nariz, fuselaje, aletas y *boat tail*, exceptuando la base.
- Arrastre por desprendimiento de capa límite: También conocido como *base drag*, es el provocado por el desprendimiento de la capa límite. Principalmente se ubica en la zona posterior de las aletas, así como en la base del cohete.

- Arrastre por fricción: También conocido como *skin-friction drag*, es originado por la oposición del fluido a ser deformado en forma de esfuerzos cortantes, dentro de la zona comprendida como capa límite. Debido al desarrollo de la capa límite, el espesor de esta zona de gradientes de velocidad incrementa, generando una transición de un flujo laminar a turbulento.

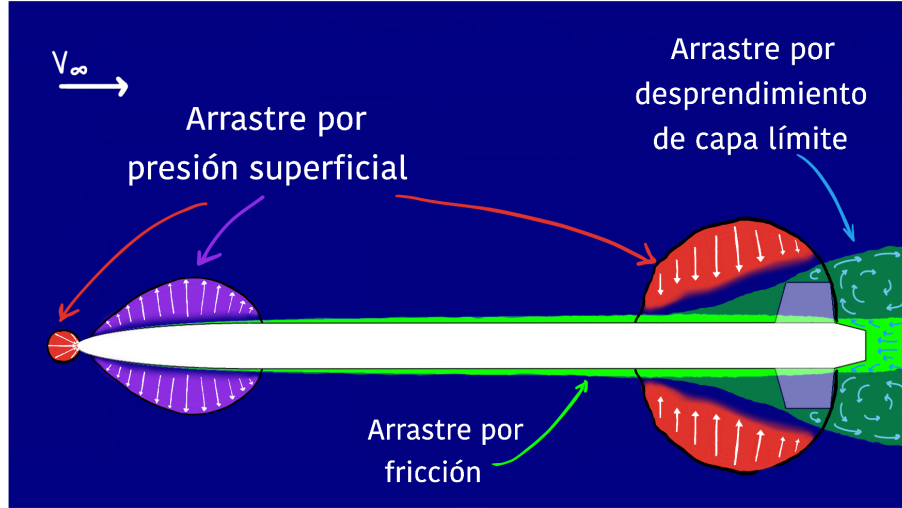


Figura 2.7: Fuerzas de arrastre presentes en un cohete.

Componentes aerodinámicos

Como se menciona en el reporte técnico del *Department of Defense* (1990) [49], el objetivo de un diseño aerodinámico es establecer una configuración integrada del cohete, la cual sea capaz de proporcionar un vuelo estable, y que a su vez minimice la fuerza de arrastre, siendo poco sensible a las perturbaciones de su entorno. Los elementos que se mencionaran, descartando al aporte aerodinámico del fuselaje, son los siguientes: nariz, aletas y *boat tail*.

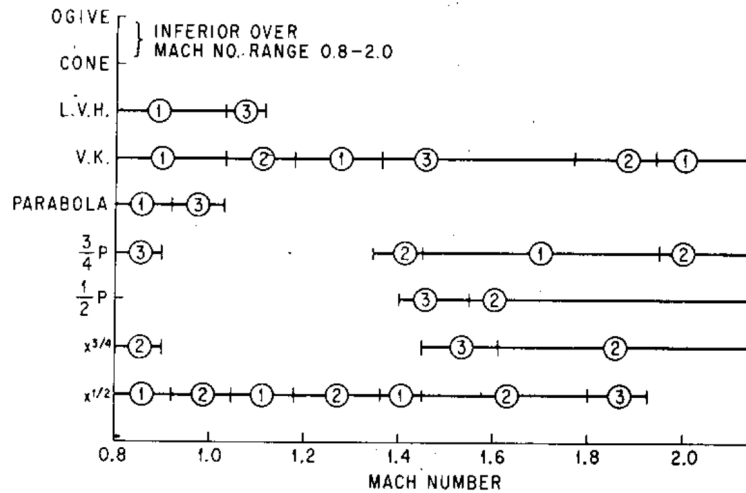
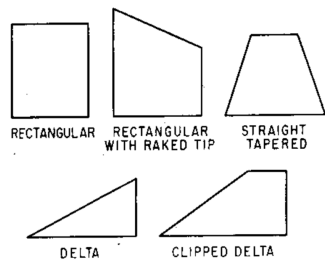


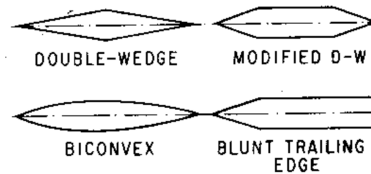
Figura 2.8: Comparación cualitativa de la fuerza de arrastre referente a nueve geometrías comunes de narices. (*Department of Defense*, 1990) [49].

La nariz es el componente del cohete que realiza el primer contacto con el flujo de aire. Por esta razón, su diseño resulta crítico para el desarrollo eficiente del flujo *aguas abajo*, procurando dirigir el desarrollo de la capa límite a lo largo del fuselaje, evitando desprendimientos. Existe una amplia variedad de geometrías referentes a este componente, como se puede encontrar en la sección 3-6 de la referencia [50], las cuales basan su forma en parámetros de diseño, como lo son la aerodinámica, facilidad de dirección, así como consideraciones estructurales. El perfil que presentan estos componentes se basa en arcos de circunferencia, así como funciones cónicas. En la Figura 2.8 se presenta una gráfica que muestra el desempeño aerodinámico de cada geometría según los rangos de velocidad a los cuales se vaya a exponer.

Las aletas son las encargadas de brindar el control de la estabilidad, como se mencionará posteriormente, a la trayectoria del vuelo. Existe una gran variedad de configuraciones de estos componentes, relacionado con las necesidades a satisfacer, así como las restricciones de diseño. Por otro lado, se encuentra varias alternativas de elementos estabilizadores de vuelo de cohetes, como lo son las aletas tipo *wraparound*, *ringtails*, *flares* y *rollerons* [49]. Las aletas planas son el común denominador como estabilizadores pasivos, las cuales crecen de forma radial al aje del cohete. El diseño de estos componentes se refiere principalmente a su perfil, al igual que a su plataforma, como se puede observar en la Figura 2.9. La selección de la configuración óptima se basa en la eficiencia aerodinámica, integridad estructural, costos de manufactura y rangos de velocidad [50].



(a) Tipos de plataformas.



(b) Tipos de perfiles para rangos supersónicos.

Figura 2.9: Opciones de configuración de aletas planas. (*Department of Defense, 1990*) [49].

Finalmente, el *boat tail* se emplea para reducir la magnitud del arrastre por desprendimiento de capa límite al final del fuselaje, así como aportar a la estabilidad del cohete. Para su diseño se recomiendan ángulos de inclinación de 8° [49].

Estabilidad

La estabilidad del vuelo de un cohete se refiere a la capacidad del vehículo a crear *momentos recuperadores* M que lo posicionen en una orientación de equilibrio, volviendo a un *ángulo de ataque* α nulo. A partir de la presencia de una ráfaga de viento en el vuelo r , como se muestra en la Figura 2.10, se promueve que el vehículo adquiera un ángulo de ataque α , respecto a la *velocidad longitudinal* v , resultando en un nuevo vector de velocidad V' . Esto modificará la distribución de presiones sobre la superficie del vehículo, simplificándose en una fuerza aerodi-

námica resultante, aplicada en el centro de presiones. Al extraer la componente normal de dicha fuerza, es posible calcular el *momento recuperador* M , el cual emplea la distancia entre el centro de gravedad CG y el centro de presiones CP como brazo de palanca.

Una de las directrices del diseño aerodinámico es generar una estabilidad estática, la cual se mide como la distancia entre el CG y el CP , empleando el diámetro del fuselaje como unidad de medida, también llamada *calibre de estabilidad*. Para que el cohete tenga la capacidad de amortiguar dichas perturbaciones, así como mantenerse dirigido hacia arriba, el CP debe de ubicarse debajo del CG , con un calibre de estabilidad recomendado de 1.5 [51] [49].

Como resultado del momento recuperador, se presentan fuerzas de naturaleza inercial y aerodinámica a lo largo de la estructura, las cuales se traducen en un estado de flexión del cohete, visualizando al fuselaje como una viga. Dichas cargas deben de ser contempladas para el diseño estructural.

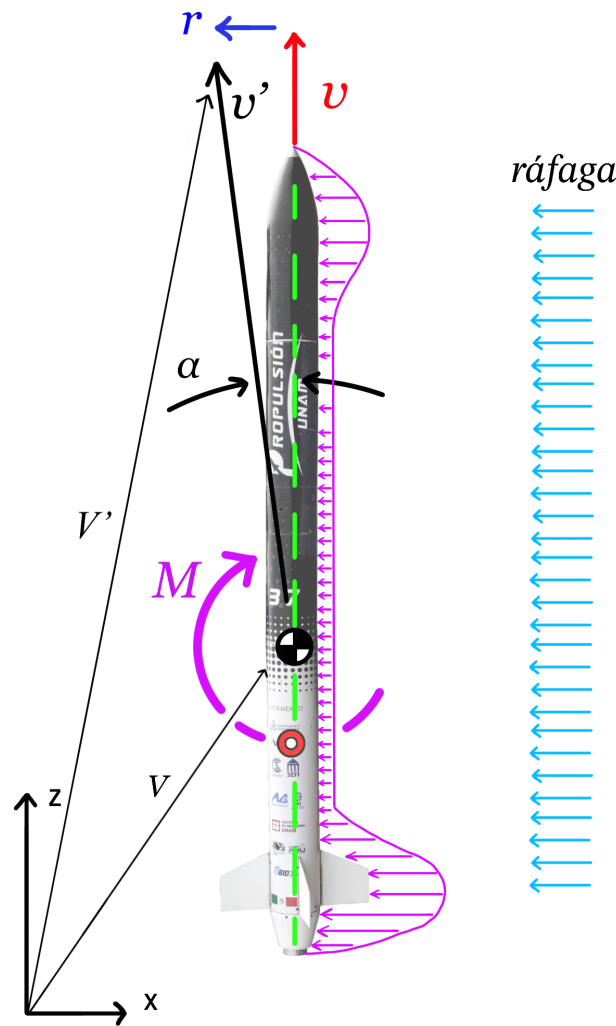


Figura 2.10: Ángulo de ataque y momento recuperador, producto de una ráfaga de viento.
Cohete Insurgente.

Por último, es necesario mencionar la posibilidad de otros fenómenos causantes de inestabilidades en el vuelo. Uno de ellos es el acoplamiento de un par de los tres momentos aerodinámicos, lo cual causa que la estructura gire de forma descontrolada. Por otro lado, existe el fenómeno de *fin flutter*, el cuál se presenta cuando la frecuencia con la que se generan los vórtices detrás de las aletas se iguala a una de las frecuencias naturales de las aletas. Este hecho produce que las deformaciones referentes al modo de vibración excitado sean tan grandes que pueden causar la ruptura de las aletas.

2.3. Programas existentes de coherencia experimental

Como sucede actualmente en cualquier campo de profundización de ingeniería, el uso del poder computacional dirigido a simplificar las tareas es una práctica común. El campo de la coherencia experimental no es la excepción. Gracias a que este sector está conformado por proyectos académicos y de investigación, existe una gran red de comunicación, la cual promueve el intercambio de desarrollos e información. Un ejemplo de estos elementos son los programas de uso libre.

Existe una gran diversidad de programas desarrollados para el área de la coherencia experimental, dirigidos a los múltiples sistemas y etapas que conforman este tipo de proyectos. Ejemplos de estas directrices son: diseño de motores, diseño de ignitores, diseño de propelentes, análisis térmico de motores, análisis aerodinámico de componentes y estructuras, geometrías de paracaídas y simulaciones de vuelo. El desarrollo y la difusión de estos programas resulta de vital importancia en este campo, ya que promueve el desarrollo de nuevos proyectos al poner a disponibilidad de uso herramientas útiles e intuitivas.

A continuación se hace un listado de los programas de acceso libre, incrustados en el flujo de trabajo de la división de Aeroestructuras, en la cual está enfocado el presente trabajo. Si bien, estos son los programas que se han empleado hasta la fecha, siempre hay que tener una postura abierta al uso de nuevas herramientas o programas que promuevan el desarrollo ingenieril:

- [OpenRocket](#): Programa para dimensionamiento y simulador de vuelo de 6GDL.
- [Aerolab](#): Programa para análisis de comportamiento aerodinámico de cohetes.
- [RocketPy](#): Programa de simulador de vuelo, capaz de integrar el comportamiento de motores sólidos, híbridos y líquidos.
- [AeroFinSim](#): Programa dirigido al análisis aerodinámico y estructural de aletas.
- [Parachute Gore DXF Generator](#): Programa para generar planos de construcción de paracaídas.
- [openMotor](#): Programa para el diseño del sistema de propulsión, granos de combustible, toberas, tiempo de quemado, etc.

Simuladores de vuelo

Uno de los enfoques de los programas mencionados es la simulación numérica de la dinámica de vuelo de cohetes. Su uso es considerado fundamental para el desarrollo de este tipo de proyectos, ya que permite conocer la posible dinámica en función de los parámetros de diseño seleccionados, principalmente el apogeo alcanzado. Su uso se presenta a lo largo del proceso de diseño. Por un lado, en las primeras etapas, permite conocer la posible dinámica conseguida a partir de la variación de parámetros del cohete, y así averiguar si se ajusta a los objetivos de la misión, sentando los parámetros y dimensiones bases del diseño. Por otro lado, en las etapas finales de diseño, se emplea para identificar la trayectoria del cohete, siendo una herramienta rápida para ajustar los calibres de estabilidad.

Al decir *simulación numérica de la dinámica de vuelo* se refiere al uso de modelos que emplean ecuaciones diferenciales, dichas que al ser discretizadas en el tiempo, generan un marco iterativo para la resolución de las ecuaciones diferenciales en incrementos de tiempo. A partir de la resolución de estos modelos se pueden conocer los valores que describen la dinámica del vuelo de un cohete a lo largo del tiempo, como lo es la altura recorrida, velocidad, aceleración, desplazamiento en el espacio, tiempo de vuelo, momentos recuperadores, fuerzas aerodinámicas, regímenes de velocidad, etc.

Como se mostrará en el próximo capítulo, los conceptos que sustentan el funcionamiento de los simuladores de vuelo no van más allá de la definición de diagramas de cuerpo libre, así como de aplicar la física clásica. Sin embargo, con el fin de que los resultados obtenidos estén más apegados a la realidad, es necesario implementar modelos que consideren fenómenos más complejos que los mencionados anteriormente.

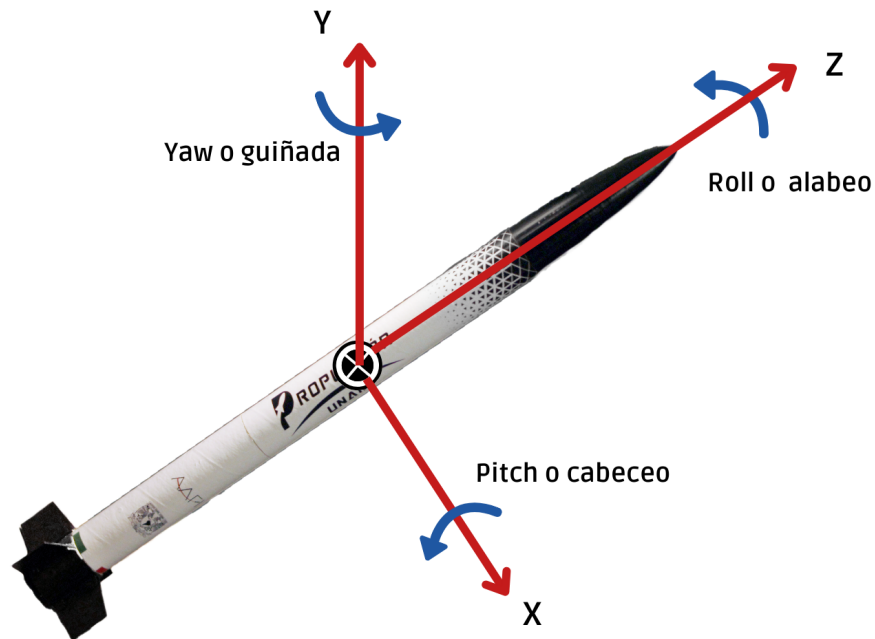


Figura 2.11: Grados de libertad de un cohete. *Cohete Komodo 500*.

Estos simuladores de vuelo pueden describirse a partir de los grados de libertad con los que son capaces de describir a un cohete en el espacio, como se muestra en la Figura 2.11. En total, existen seis grados de libertad:

- Desplazamiento (3 GDL): Se refiere al desplazamiento en los ejes x , y y z . Los casos más sencillos son los descritos en una dimensión (arriba / abajo), posterior a esto se añaden los desplazamientos hacia los lados (adelante / atrás, izquierda / derecha).
- Momentos (3 GDL): Se refieren a las rotaciones sobre los ejes del sistema de referencia que describen la posición del cohete en el espacio.

La dificultad del uso de estos modelos, así como el abarcar los posibles 6 GDL, radica en la dependencia de las variables, así como de los modelos.

Como se mencionó, el caso más sencillo para modelar la trayectoria de un cohete, es a partir de un modelo de 1 GDL, enfocándose en el desplazamiento vertical, modelando al objeto como una partícula. Los casos posteriores a este modelo serían un esquema de 3 GDL, donde se contemple el ascenso, el desplazamiento lateral, así como la rotación del cohete respecto al vector normal del plano compuesto. Finalmente, el último escenario es el que contiene los 6 GDL.

2.4. Diseño mecánico

Diagrama esfuerzo-deformación

Parte del proceso de diseño consiste en la selección del material, acorde a los requerimientos mecánicos. Dentro del campo de estudio de la ingeniería existe una basta cantidad de materiales, los cuales están agrupados en categorías, basándose en la similitud que comparten respecto a sus propiedades y estructuras: metales, cerámicos, polímeros, semiconductores y compuestos [52]. Respecto al campo del diseño mecánico se suelen consultar los diagramas de *esfuerzo* contra *deformación*, provenientes de pruebas estandarizadas de tracción [53], con la finalidad de observar el desempeño mecánico que tales materiales a seleccionar poseen.

Por un lado, el esfuerzo se concibe como la respuesta del material ante solicitaciones provenientes de fuerzas de contacto, así como de cuerpo, donde la geometría del componente, procesos de manufactura y su temperatura son factores que intervienen en dicho comportamiento. Respecto al Sistema Internacional, el esfuerzo se mide en unidades de Pascales [Pa]. Por otro lado, la deformación se concibe como la relación entre el incremento de la longitud posterior a la deformación respecto a la longitud inicial, siendo esta una magnitud adimensional. La nomenclatura usada para el esfuerzo se da por la letra griega *sigma* σ , por otro lado, para el caso de la deformación se emplea la letra griega *epsilon* ε . Explicando brevemente el diagrama de la Figura 2.12, comenzamos por mencionar que existen dos zonas características: la región *elástica* y la región *plástica*.

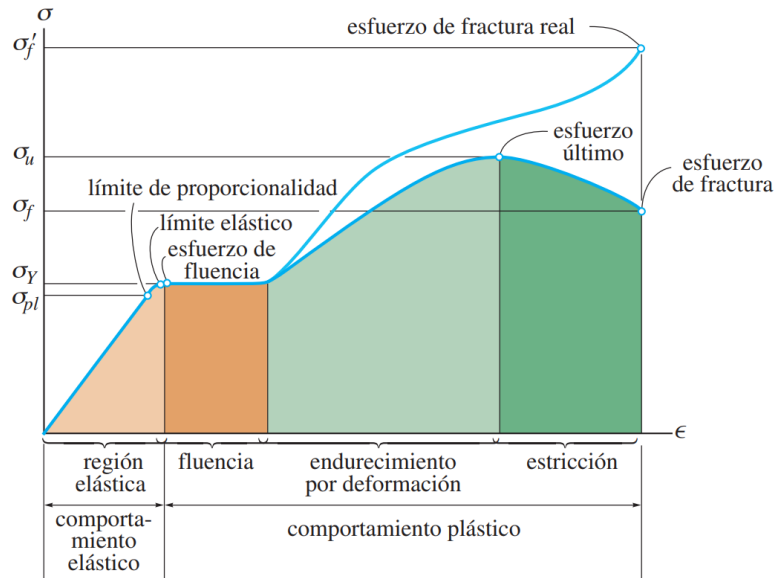


Figura 2.12: Diagramas esfuerzo-deformación unitaria, convencional y real, para un material dúctil (acero) (no a escala). (Hibbeler, 2006) [54].

La región *elástica* se caracteriza por la capacidad del material de volver a su forma o longitud original posterior a que la carga aplicada es retirada, similar al comportamiento de un resorte. Este comportamiento es modelado similar a la ley de *Hooke*, la cual relaciona de forma lineal el incremento de la deformación respecto al esfuerzo aplicado, empleando un coeficiente de proporcionalidad, el cual es conocido como *módulo de Young* ó *módulo de elasticidad*. Aquel modelo lineal encuentra su límite en el valor conocido como *límite de proporcionalidad* σ_{pl} , a partir del cual, si bien el comportamiento sigue siendo elástico, la deformación es mayor respecto al esfuerzo aplicado, hasta alcanzar el valor del *esfuerzo de cedencia* ó *fluencia* σ_Y . Posterior al esfuerzo de fluencia, la deformación generada permanecerá a pesar de que se retire la carga aplicada, iniciando la zona *plástica*. Una vez en la zona plástica, se pueden ubicar dos puntos característicos, los cuales son el *esfuerzo último* σ_u , así como el *esfuerzo de fractura* σ_f . Por un lado, el *esfuerzo último* es el máximo que se registra en el diagrama de *esfuerzo-deformación ingenieril*², originado por el fenómeno de *endurecimiento por deformación*. Posterior a este límite se encuentra el *esfuerzo de fractura* σ_f , donde el material alcanza la fractura [54].

Dicho lo anterior, en el sector del diseño mecánico, la región de trabajo contemplada para el desempeño del diseño es la zona elástica. Por esta razón se establece un cociente conocido como factor de seguridad *f.s.*, dirigido a cubrir las posibles fallas debido a las incertidumbres en el diseño, como la corrosión, sobrecargas en el uso, variabilidad de propiedades mecánicas, etc. Como se observa en la Ecuación 2.1, este factor entrega un nuevo esfuerzo límite, menor que el punto de falla elástica o de cedencia σ_Y , conocido como el *esfuerzo permisible* σ_{max} .

²El diagrama *ingenieril* considera el área transversal de la probeta constante, por otro lado, el diagrama *real* considera el efecto de *necking* o cuello de botella, el cual, al reducir el área de la sección transversal produce que el valor calculado del esfuerzo sea mayor.

$$f.s. = \frac{\sigma_{falla}}{\sigma_{permisible}} = \frac{\sigma_Y}{\sigma_{max}} \quad (2.1)$$

Teorías de falla

Si bien, respecto a los sistemas de cargas hay una gran variedad de casos que se pueden simplificar a estados de esfuerzos sencillos de calcular, como lo son la tracción, compresión, flexión o torsión, también existen casos donde, debido a la complejidad de la geometría, así como al caso de cargas, ya no es posible aplicar la misma metodología de solución. Por esta razón existen las teorías de falla, empleadas para conocer la capacidad y desempeño que un elemento estructural podría presentar bajo cargas de trabajo que generen estados triaxiales de esfuerzos.

Existe una gran variedad de este tipo de teorías, las cuales son aplicadas bajo ciertas circunstancias, siendo el caso más empleado el referente al grado de rigidez del material que se pretende usar. Por un lado, en caso de ser un material rígido, se recomienda usar la teoría de de *Coulomb-Mohr*, así como la de *Mohr modificado*. Por otro lado, para el caso de materiales dúctiles, las teorías más empleadas son la de *Tresca*³, así como la de *von Mises*. Brevemente, las teoría dirigidas a lo materiales dúctiles emplean los esfuerzos principales, en su parte responsable de la distorsión ó cambio de forma del elemento infinitesimal, también conocidos como esfuerzos deviatorios. En estos casos se contempla los esfuerzos hidrostáticos, debido a que no son responsables de la cedencia en este tipo de materiales [53].

En el caso de la teoría de falla de *von Mises*, también conocida como la *teoría de la máxima energía de distorsión*, predice lo siguiente [53]:

La cedencia ocurre cuando la energía de deformación por distorsión, por unidad de volumen, iguala o excede la energía de deformación por distorsión, por unidad de volumen, para el caso de cedencia por simple tensión del mismo material.

Donde la energía de deformación por distorsión es la porción de la energía de deformación procedente del efecto de los estados deviatorios, resultando en la Ecuación 2.2. Siendo que, si el esfuerzo de *von Mises* σ_{VM} es mayor o igual al esfuerzo de cedencia σ_Y , ocurrirá la cedencia del material.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \quad (2.2)$$

2.5. Herramientas para análisis computacionales

En el campo de la ingeniería existe una gran cantidad de casos que se tornan imposibles de solucionar de forma analítica debido a su complejidad, por lo que se recurre al uso de herramientas

³Conocida también se conoce como la *teoría de máximo esfuerzo cortante*.

computacionales. De forma general, tanto en los análisis por FEM, así como por FVM, se sigue una serie de pasos consecutivos para obtener los resultados buscados, englobados en tres etapas:

1. Pre-procesamiento: Consiste en definir la geometría a analizar, los materiales empleados, así como sus propiedades, la discretización del dominio de análisis, también conocido como mallado, así como la definición de las condiciones de frontera y restricciones.
2. Procesamiento o *Solver*: Es donde son aplicados los métodos numéricos, dependiendo del caso de análisis, con el fin de obtener los valores de las variables de campo.
3. Post-procesamiento: Emplea los valores calculados de las variables de campo para identificar parámetros, así como fenómenos de interés, como lo sería ubicar la zona donde se presenta el esfuerzo máximo en una estructura, o los gradientes de presiones al rededor de un perfil aerodinámico, por dar algunos ejemplos.

2.5.1. Método del Elemento Finito

Gran parte de la información mostrada en este apartado se obtuvo de Velázquez (2022) [55]. En el campo de la mecánica de materiales existen modelos dirigidos a solucionar casos estructurales, sin embargo, dichos modelos están limitados a casos sencillos, tanto de geometría, como de estado de cargas y apoyos. La problemática se presenta debido a que, hoy en día, la mayoría de los elementos estructurales empleados están definidos como casos estáticamente indeterminados. Es por esta razón que se emplean herramientas numéricas, como lo son los análisis modelados por el *Método del Elemento Finito* (FEM, por sus siglas en inglés).

Si bien, es cierto que existen más métodos numéricos capaces de resolver estos casos, los análisis por FEM han tomado popularidad debido a la sencillez de su implementación. Como consecuencia de la efectividad de estos análisis dentro del proceso ingenieril, son implementados en las etapas conceptuales, así como de diseño de detalle. En el caso del diseño conceptual, se perciben las etapas de modelado físico y virtual, evaluación e integración de conceptos. Por el lado de la etapa de diseño, se conciben en las subetapas de modelado virtual, revisión de diseño, diseño de detalle y verificación de diseño.

La base de estos análisis radica en la discretización de un continuo en subdominios, conocidos como *elementos finitos*⁴, lo cual posibilita conocer la solución de los modelos matemáticos sobre los vértices de cada elemento, conocidos como *nodos*⁵. A partir de los valores de cada nodo se pueden conocer los valores dentro de todo el subdominio, con el uso de funciones de interpolación. Finalmente, usando el principio de superposición, se ensamblan las soluciones de cada subdominio, dando lugar a la solución global del continuo.

Dirigiendo este proceso a los análisis estático-estructurales⁶, una vez conocidos los despla-

⁴Subdominio de análisis descrito por un conjunto de nodos.

⁵Punto al cual se le asocian variables por determinar, también llamadas grados de libertad.

⁶Si bien, dentro de este trabajo, el uso de análisis por FEM está dirigido a problemas estático-estructurales, esta herramienta computacional también es usada en casos térmicos, mecánica de fluidos, así como en problemas

mientos en cada nodo, es posible calcular la deformación en cada subdominio de análisis. Al superponer los subdominios es posible conocer la deformación de todo el dominio, como un continuo, sucediendo lo mismo para el caso de los esfuerzos.

Los modelos empleados en los casos de cargas estáticas parten del análisis de un estado de fuerzas en equilibrio estático, sintetizadas en ecuaciones diferenciales que están en función de los grados de libertad de desplazamiento, ya sean lineales o angulares. Con el objetivo de resolver dichas ecuaciones diferenciales se requieren conocer las condiciones de frontera.

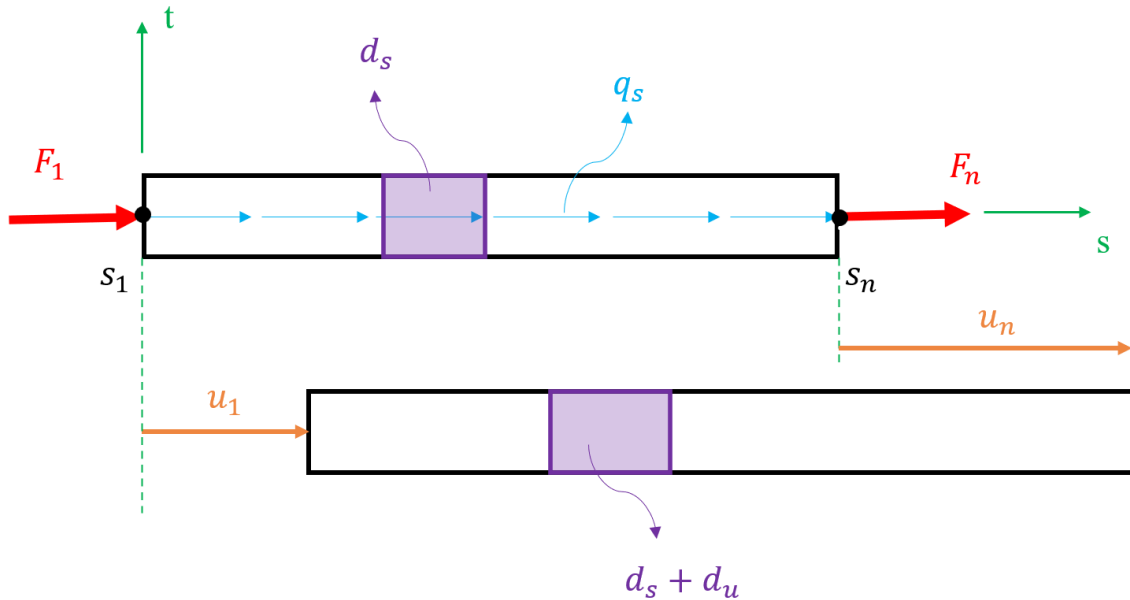


Figura 2.13: Modelo de caso axial.

Como un ejemplo, a partir del modelo de un elemento unidimensional, sometido a una carga de tracción, como se muestra en la Figura 2.13, se obtiene el modelo diferencial de la deformación del elemento, el cual considera un equilibrio estático, definiendo a los esfuerzos bajo la ecuación constitutiva, similar a la ley de *Hooke*.

$$EAu'' + q_s = 0 \quad (2.3)$$

E → Módulo de elasticidad [Pa]

A → Área de la sección transversal [m^2]

u → Desplazamiento [m]

q_s → Carga por unidad de longitud [$\frac{N}{m}$]

eléctricos y magnéticos.

Esta ecuación diferencial, al ser de segundo orden, requiere de dos condiciones de frontera para encontrar una solución exacta. Dichas condiciones de frontera pueden ser de tipo cargas axiales (F_1 y F_n), así como de tipo desplazamiento, respecto a sus grados de libertad (u_1 y u_n).

$$C.F. \begin{cases} s_1 : u(s_1) = u_1 \Leftrightarrow u'(s_1) = \frac{-F_1}{EA} \\ s_n : u(s_n) = u_n \Leftrightarrow u'(s_n) = \frac{-F_n}{EA} \end{cases}$$

Para conocer el comportamiento de este tipo de casos, pero en geometrías de mayor complejidad, los análisis por FEM emplean modelos matemáticos, procedentes de los modelos diferenciales iniciales, pero de una menor complejidad, conocidos con el nombre de *forma débil*. Estos modelos, obtenidos a partir de métodos, como lo es el de *Galerkin*, transforman el problema de resolver cada ecuación diferencial de cada elemento, en un sistema de ecuaciones algebraicas simultáneas. Dichos sistemas, si bien son fáciles de resolver, son bastante extensos, razón por la cual se emplean los procesadores computacionales para realizar dichas tareas.

$$[K]\{u\} = \{r\} \tag{2.4}$$

En estos análisis, los modelos a resolver por parte de los programas computacionales se conocen como las ecuaciones del elemento finito, como se presenta en la Ecuación 2.4. Por un lado se tiene la matriz de rigidez $[K]$, la cual contiene a las características mecánicas y geométricas del dominio discretizado, así como al vector de grados de libertad $\{u\}$, el cual en el caso estructural contiene los desplazamientos. Por el otro lado de la ecuación se encuentra el vector de cargas $\{r\}$, tanto de tipo aplicadas como de cuerpo. A partir de la resolución de estos sistemas de ecuaciones se obtienen los valores de los grados de libertad, así como las cargas aplicadas en cada nodo, dependiendo de las condiciones iniciales de frontera, tipo restricción, o tipo cargas.

Dependiendo del dominio de análisis, así como de las simplificaciones realizadas para un análisis estructural, se pueden emplear distintos tipos de elementos: unidimensionales, bidimensionales o tridimensionales, como se observa en la Figura 2.14, mostrando los casos más comunes empleados en las paqueterías comerciales. Así mismo, cada elemento puede configurarse para que las funciones de interpolación sean de primer o de segundo orden, en función del número de nodos, donde el de segundo grado es donde existe un nodo intermedio entre aquellos que se encuentran en las esquinas o fronteras.

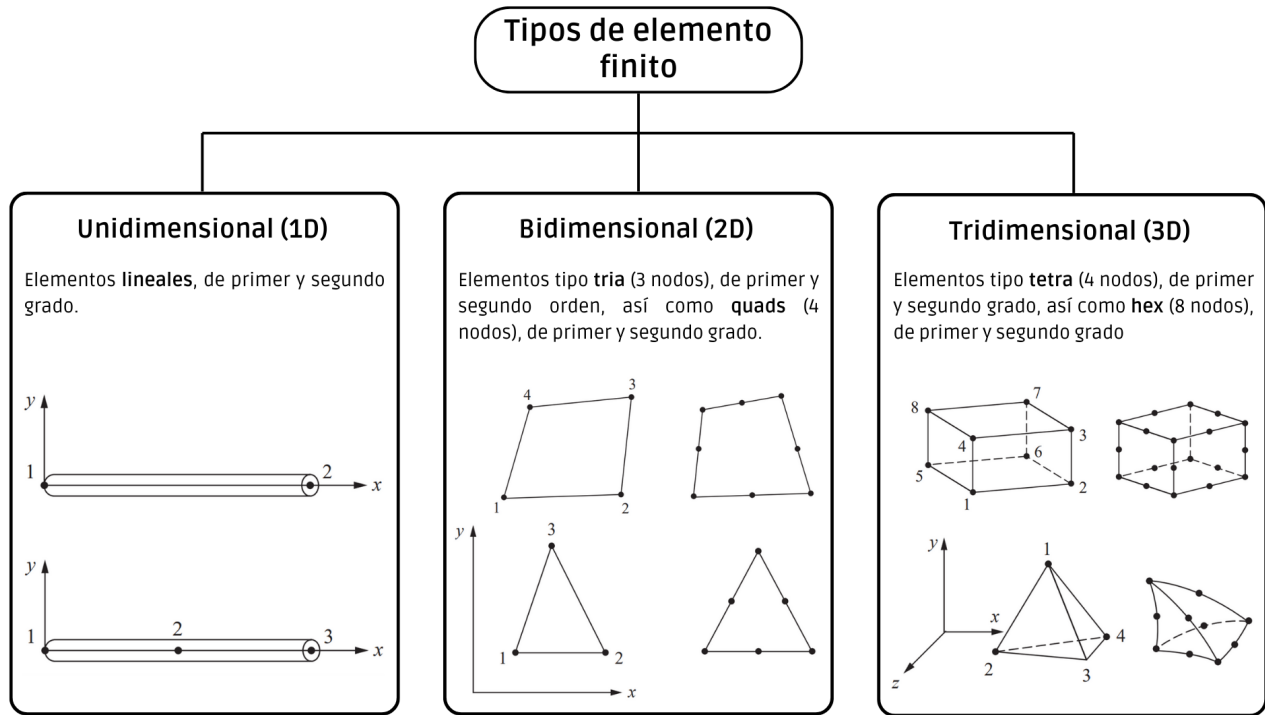


Figura 2.14: Tipos de elementos finitos, de primer y segundo orden. [56]

2.5.2. Optimización Evolutiva Estructural

Conocido también como ESO, por sus siglas en inglés, es un proceso que consiste en orientar un diseño hacia una forma eficiente mecánicamente, respecto a ciertos parámetros de diseño, como lo son los esfuerzos máximos, rigidez, frecuencias de resonancia, entre otras. La información mostrada en esa sección se obtuvo principalmente de *Xie & Steven* [57].

Esta optimización parte de los resultados de un análisis estructural por FEM, del cual dependiendo de los algoritmos referentes a la orientación de la optimización, se removerán progresivamente aquellos elementos finitos que muestren un uso ineficiente, dirigiendo la forma de la estructura inicial hacia una óptima. En esta sección se mencionarán dos formas de orientar la optimización: nivel de esfuerzos y rigidez.

Nivel de esfuerzos

Como respuesta ante cargas, las estructuras de trabajo presentan una distribución de esfuerzos. Las zonas donde se ubican los valores máximos son indicios de posibles zonas de fallas estructurales, de forma alterna, las zonas donde la distribución de esfuerzos presenta valores bajos indica el uso ineficiente de material. Bajo estos conceptos, se plantea el caso ideal donde cada porción de la estructura presente el mismo valor de esfuerzo, dentro de la zona segura de trabajo mecánico. Esta es la idea detrás del criterio de rechazo, basado en el nivel de esfuerzos local de cada elemento finito, donde aquel que presente bajos niveles de esfuerzo es considerado innecesario para la integridad estructural de la geometría, resultando en su remoción. A partir

de retirar gradualmente el material ineficiente, la magnitud de los esfuerzos presentes en las nuevas geometrías será cada vez más homogéneo.

Para conocer el nivel de esfuerzo de cada elemento finito se necesita un modelo que represente el promedio de las componentes de esfuerzo, acudiendo usualmente al esfuerzo de *von Mises* σ_{VM} . Como resultado de comparar el esfuerzo de *von Mises* de cada elemento σ_n^{VM} respecto al máximo esfuerzo de von Mises σ_{max}^{VM} se obtiene la relación de rechazo RR .

$$\frac{\sigma_n^{VM}}{\sigma_{max}^{VM}} < RR_i \quad (2.5)$$

Una vez que la condición de rechazo inicial es cumplida por todos los elementos, se aplica la tasa evolutiva ER , que está dirigida a incrementar poco a poco a RR . Como resultado de estos pasos se pueden obtener estructuras, por poner un ejemplo, que no presenten en su estructura un nivel menor de esfuerzo del 30 % máximo presentado. En la implementación de estos algoritmos es común emplear valores de 1% tanto para RR , así como para ER . Este método puede ser aplicado a estructuras que presenten configuraciones sencillas de cargas, así como en aquellas que presenten múltiples restricciones y un caso de cargas combinadas. En la Figura 2.15 se muestra un ejemplo de este tipo de optimización, en la cual se optimizó a una estructura de dos barras, a partir de una restricción de desplazamientos y una carga aplicada F . Como se puede observar en la Figura 2.16, la forma resultante se encuentra dentro del dominio inicial.

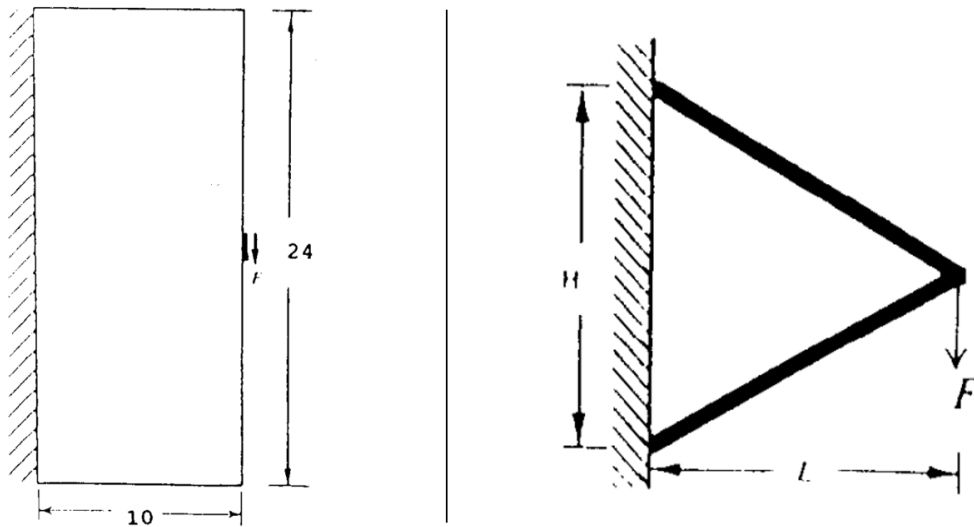


Figura 2.15: Dominio de diseño para una estructura de dos barras. (Xie et al., 1993) [58].

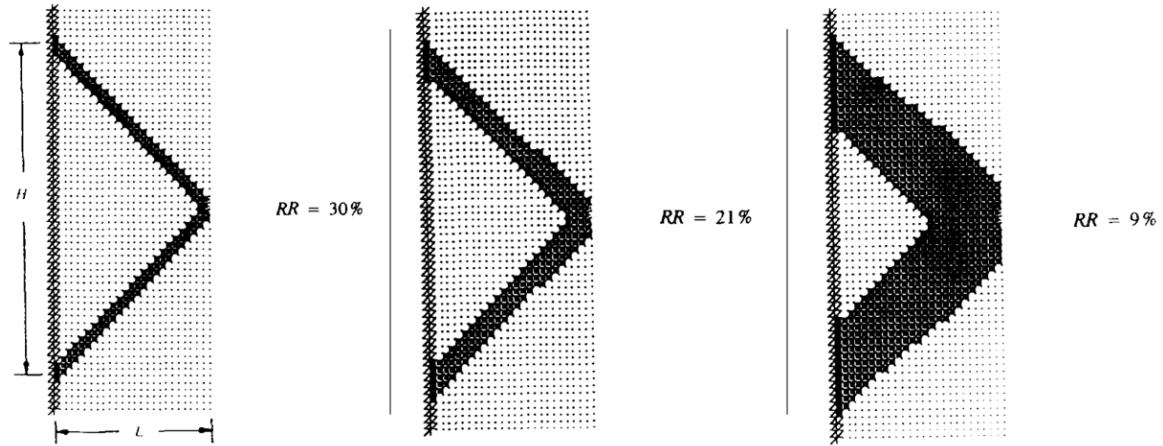


Figura 2.16: Estructuras obtenidas a partir de la optimización estructural evolutiva, por nivel de esfuerzos. (Xie et al., 1993) [58].

Rigidez global

Respecto al proceso de diseño de estructuras, la rigidez es una de las directrices principales, siendo los puentes un buen ejemplo. El resultado de aplicar un proceso de optimización estructural orientado a maximizar la rigidez son nuevas geometrías que presentan una reducción de volumen, sin embargo, su deformación busca ser la menor, incluso, dentro de un rango establecido. Para lograr este objetivo se emplea el concepto de la energía de deformación de la estructura, como se muestra en la Ecuación 2.6, donde sus componentes provienen de la Ecuación del elemento finito 2.4.

$$C = \frac{1}{2} \{r\}^T \{u\} \quad (2.6)$$

Este parámetro es empleado como el inverso de la rigidez de una estructura, también conocido como *compliance*. Por ende, al maximizar la rigidez de una estructura, se buscará minimizar la energía de deformación. A partir de la matriz de rigidez y del vector de desplazamientos, tanto de toda la estructura, así como de cada elemento finito, se puede obtener el parámetro alfa α_i , el cual muestra la sensibilidad del sistema, respecto a su rigidez, a partir de remover el *i-ésimo* elemento.

$$\alpha_i = \frac{1}{2} \{u^i\}^T [K^i] \{u^i\} \quad (2.7)$$

Ya que el objetivo de este tipo de optimización es obtener una estructura más ligera que a su vez cumpla con la restricción de la rigidez, usualmente definida como se muestra en la Ecuación 2.8, donde C^* es un límite establecido desde un inicio al proceso de optimización. En general, cuando un elemento es removido, la matriz de rigidez global decrementa, resultando en un incremento de la energía de deformación C . Para alcanzar el objetivo de la optimización a partir de quitar

elementos de la estructura, resulta ser más eficiente el retirar los elementos que tienen los valores más bajos de α , resultando en un incremento mínimo de C .

$$C \leq C^* \quad (2.8)$$

En la Figura 2.17 se muestra como ejemplo un caso donde se optimizó una estructura en una configuración de *Cantiliver*, con una carga P aplicada en la mitad del borde de la derecha, donde la arista de la izquierda se encuentra empotrada. Según el estado inicial de cargas y las propiedades del material, el desplazamiento vertical es fue de 0.33 [mm]. Como se puede observar en la Figura 2.18, las estructuras resultantes, al remover progresivamente material de su forma inicial, son capaces de alcanzar mayores deformaciones.

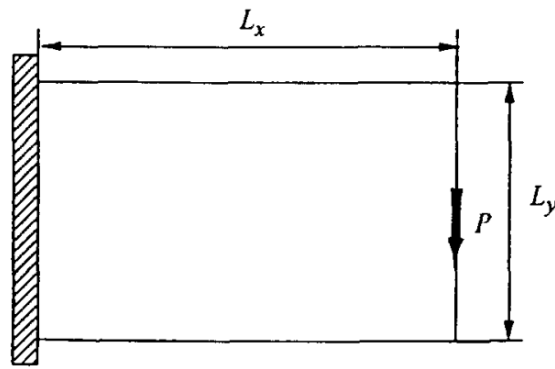


Figura 2.17: Dominio de diseño para una estructura en caso de cargas tipo *Cantiliver*. (*Chu et al., 1996*) [59].

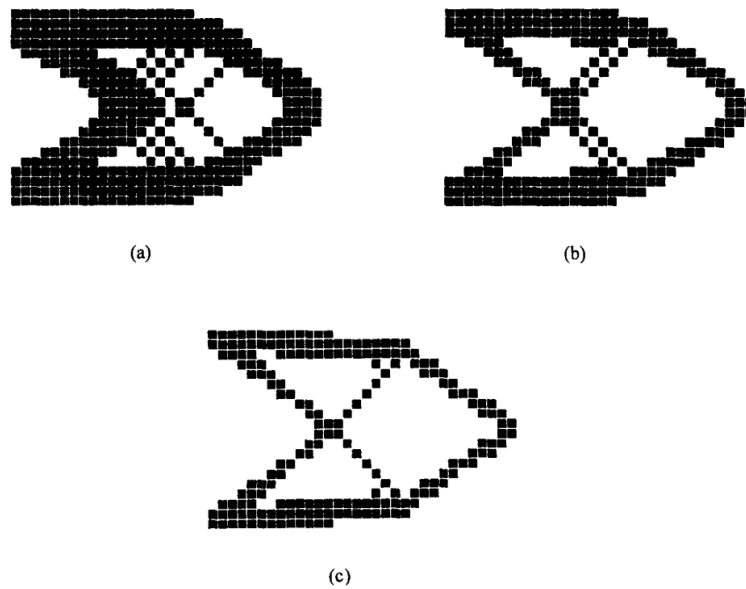


Figura 2.18: Estructuras obtenidas a partir de la optimización estructural evolutiva, por niveles de rigidez: (a) 0.50 [mm]; (b) 0.75 [mm]; (c) 1.00 [mm]. (*Chu et al., 1996*) [59].

2.5.3. Dinámica de Fluidos Computacional

La información englobada en este apartado se basó en *Versteeg & Malalasekera (2007)* [60], *Majumdar (2022)* [61] y el *Manual de usuario de Fluent-ANSYS*[62]. De forma similar al campo de la mecánica de materiales, existen modelos que describen el comportamiento de los fenómenos presentes en el campo de la mecánica de fluidos. Si bien estos modelos son de mayor complejidad, bajo ciertas simplificaciones pueden resultar en una solución exacta. Sin embargo, al ser soluciones analíticas, están limitados a modelos físicos sencillos, muy simplificados. Por tal razón es que en este campo también se han desarrollado herramientas computacionales destinadas a cubrir dichos casos de análisis, englobados en el campo de la *Dinámica de Fluidos Computacional* (CFD, por sus siglas en inglés). Como resultado de la implementación de estas herramientas en el proceso ingenieril se obtienen diversos beneficios, como lo son la reducción de costos respecto a nuevos diseños, la capacidad de analizar sistemas que experimentalmente serían difíciles de establecer, así como un gran nivel de detalle en los resultados.

De forma similar a los análisis por FEM, los tipo CFD emplean la discretización de un dominio complejo en subdominios de geometrías sencillas. Respecto a su método de discretización, existen varias opciones, como lo es por FEM, así como por *Diferencias Finitas*, derivando en el *Método de Volumen Finito* FVM, entre otras. El FVM es la técnica de discretización empelada en la mayoría de las paqueterías comerciales de CFD, como lo son CFX/ANSYS, FLUENT, PHOENICS y STAR-CD [60].

Con el fin de mostrar brevemente el funcionamiento de esta herramienta, partiremos de los modelos analíticos generales, para posteriormente mostrar el proceso de discretización y resolución. Todo inicia por considerar al fluido como un continuo, enfocándose en sus propiedades macroscópicas para describir su comportamiento, como lo son la velocidad, presión, densidad, temperatura, así como el cambio de estas propiedades en el tiempo y espacio. Bajo estas consideraciones, un punto o partícula dentro del subdominio de análisis es considerado ser lo suficientemente pequeño para que sus propiedades macroscópicas no sean influenciadas por el comportamiento individual de cada molécula que abarca. En el caso de la mecánica de fluidos y transferencia de calor, las bases de los modelos empleados son las ecuaciones de transporte, derivadas de las leyes de conservación de una variable de flujo ϕ , como lo es la entalpía o las componentes de la velocidad. En la Ecuación 2.9 se muestra la forma general de este tipo de ecuaciones [60].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \nabla \cdot (\rho\mathbf{u}\phi) = \nabla \cdot (\Gamma\nabla\phi) + S_\phi \quad (2.9)$$

Continuity	$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0$
x -momentum	$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{ grad } u) + S_{M_x}$
y -momentum	$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{ grad } v) + S_{M_y}$
z -momentum	$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \text{div}(\rho w \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{ grad } w) + S_{M_z}$
Energy	$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \text{div}(\rho i \mathbf{u}) = -p \text{ div } \mathbf{u} + \text{div}(k \text{ grad } T) + \Phi + S_i$
Equations of state	$p = p(\rho, T)$ and $i = i(\rho, T)$ e.g. perfect gas $p = \rho R T$ and $i = C_v T$

Figura 2.19: Ecuaciones que gobiernan el flujo de un fluido Newtoniano compresible. (*Versteeg et al., 2007*) [60].

Por la parte izquierda, el primer término, es la tasa de cambio de la propiedad de flujo respecto al tiempo, siendo ρ la densidad; el segundo es la tasa de cambio de la variable de flujo debido a la convección. Ahora, por el lado derecho, el primer término, es la tasa de cambio de la propiedad de flujo debido a la difusión, siendo Γ el coeficiente de difusión; el segundo término se refiere a la contribución debido a las fuentes presentes en el campo escalar de la variable de flujo. Del modelo general mostrado en la Ecuación 2.9 se derivan las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de los fluidos, mostradas en la Figura 2.19, derivadas de las leyes de conservación de las variables de flujo:

- La conservación de la masa de un fluido, conocida como la ecuación de la continuidad.
- La relación entre la tasa de cambio del momentum, respecto a la suma de las fuerzas que actúan en una partícula de fluido, identificada también como la segunda ley de Newton, donde junto a la conservación de la masa, se conocen como las ecuaciones de Navier-Stokes.
- La relación entre la tasa de cambio de la energía, respecto a la suma de la tasa de cambio de la adición de calor y la tasa de cambio del trabajo realizado sobre una partícula del fluido, identificada también como la primera ley de la termodinámica.

Una vez generadas las ecuaciones de transporte, son integradas respecto al volumen del subdominio, garantizando que la propiedad de que el campo del flujo sea conservativo se cumpla. A partir de aplicar el teorema de la divergencia de Gauss se obtiene un sistema de ecuaciones integro diferenciales, referido a las fronteras de cada subdominio de análisis, como se muestra en el Ecuación 2.10.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\int_{CV} \rho \phi dV \right) + \int_A \mathbf{n} \cdot (\rho \phi \mathbf{u} dA) = \int_A \mathbf{n} \cdot (\Gamma \nabla \phi) dA + \int_{CV} S_\phi dV \quad (2.10)$$

Dependiendo de las características del flujo, sus condiciones de frontera y sus condiciones iniciales, los modelos generales se simplificarán en casos particulares, para los cuales existen algoritmos numéricos específicos de resolución basados en sistemas de ecuaciones algebraicas. Los valores obtenidos por estos métodos son únicamente de los puntos conocidos como *nodos*. Empleando esos valores discretos, a partir de modelos de interpolación, se puede conocer el valor de las variables de flujo en todo el dominio, tanto espacial, como temporal [61].

Como se muestra en *Fluent-ANSYS* [62], a partir de aplicar el modelo de la Ecuación 2.10 a cada celda o sub-volumen de control, se obtiene el modelo de la Ecuación 2.11, ecuación escalar de transporte que contiene la variable de flujo ubicada en el centro de la celda.

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f^{N_{\text{faces}}} \rho_f \mathbf{v}_f \phi_f \cdot \mathbf{A}_f = \sum_f^{N_{\text{faces}}} \Gamma_\phi \nabla \phi_f \cdot \mathbf{A}_f + S_\phi V \quad (2.11)$$

$V \rightarrow$ Volumen de la celda

$N_{\text{faces}} \rightarrow$ Número de caras que conforman la celda

$\rho_f \mathbf{v}_f \cdot \mathbf{A}_f \rightarrow$ Flujo de masa a través de la cara f

$\phi_f \rightarrow$ Valor convectivo de ϕ a través de la cara f

$\nabla \phi_f \rightarrow$ Gradiente de ϕ en la cara f

$\mathbf{A}_f \rightarrow$ Área de la cara f , $|A|$

Debido a que generalmente estas ecuaciones presentan comportamientos no lineales respecto a las variables de interés, son linealizadas, evolucionando a la forma de la Ecuación 2.12. En la Figura 2.20 se muestra un ejemplo de la discretización del volumen de control, así como de la ubicación de los valores escalares en el centro de cada subdominio. De forma similar a los análisis por FEM, existen varias opciones de discretización, tanto en dos como en tres dimensiones, como se muestra en la Figura 2.21. A partir de estos elementos se conforma en su totalidad el dominio.

$$\mathbf{a}_P \phi = \sum_{nb} \mathbf{a}_{nb} \phi_{nb} + b \quad (2.12)$$

$nb \rightarrow$ Referencia a las celdas vecinas

a_P y $a_{nb} \rightarrow$ Coeficientes linealizados de ϕ y ϕ_{nb}

$b \rightarrow$ Contiene a los términos de generación de ϕ , así como las condiciones de frontera

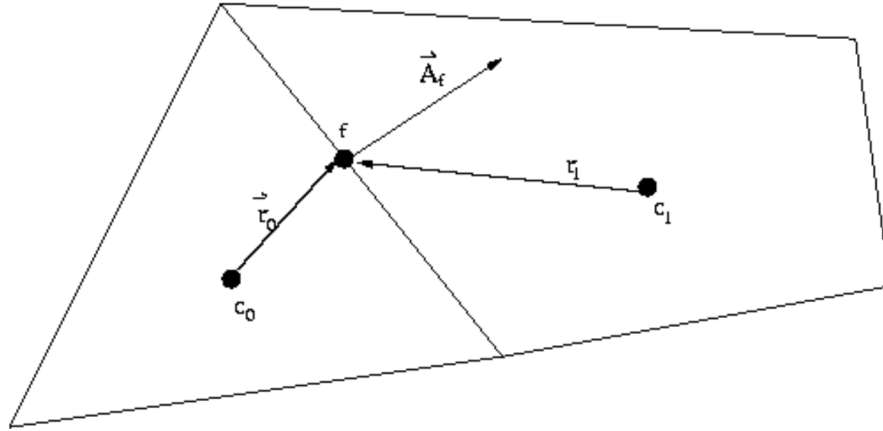


Figura 2.20: Ejemplo de discretización de volumen con FVM. [62]

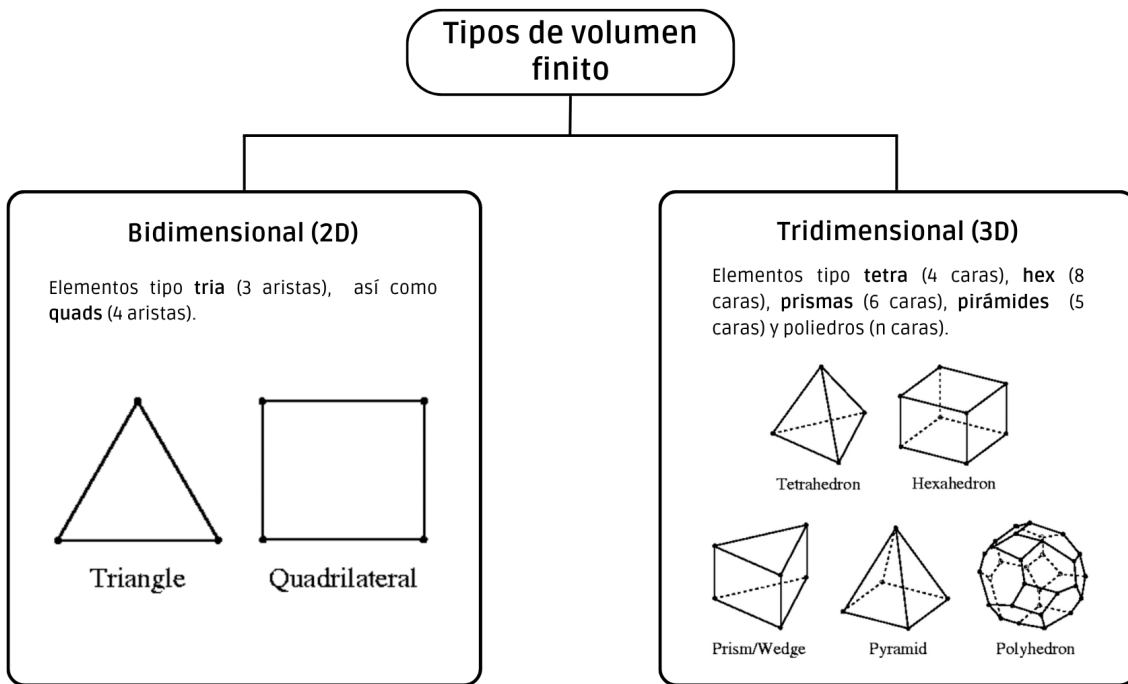


Figura 2.21: Tipos de volúmenes finitos [62].

CAPÍTULO 3

Desafíos y objetivos ingenieriles

Respecto al diseño estructural del sistema de frenado aerodinámico, es necesario conocer cuáles son las necesidades a satisfacer. En este caso, la problemática se centra en conocer la cantidad de energía a disipar a partir del uso del dispositivo. Debido a que la forma por la cual se disipará esa energía es a partir de la fuerza de arrastre, es necesario conocer cuál es el comportamiento de dicha fuerza del cohete *per se* para saber qué tanto se debe de incrementar para frenarlo de la forma deseada.

Para conocer el comportamiento de la fuerza de arrastre durante el vuelo del cohete *Xitle*, lo ideal sería contar con datos de un vuelo real; sin embargo, el equipo *Propulsión UNAM* aún no cuenta con este tipo de registros, por este motivo, la forma en que se abordó esta necesidad fue con el desarrollo de simulador de vuelo, el cual pudiera brindar los valores de la dinámica de vuelo y, a partir ellos realizar los análisis CFD correspondientes para conocer el comportamiento de la fuerza de arrastre durante el vuelo.

La necesidad de conocer la cantidad de energía que debe de disiparse se abordó desde el trabajo realizado por la fuerza de arrastre en una determinada distancia, buscando conocer el incremento en la fuerza de arrastre necesario para frenar el cohete en la distancia establecida.

3.1. Simulador de vuelo y curva de motor

Como punto de partida para el diseño del freno aerodinámico se realizó un análisis del cohete *Xitle* dirigido a conocer su comportamiento dinámico durante su ascenso, buscando obtener valores representativos en el tiempo, como es la fuerza entregada por el motor, velocidad, flujo másico, aceleración, entre otras. Para esto, como respuesta a la carencia de datos provenientes de un vuelo real de esta categoría (9,000 metros de apogeo), se realizó un simulador de vuelo, el cual sirvió como herramienta para obtener una aproximación del comportamiento dinámico coherente.

Este simulador de vuelo es considerado de 1 grado de libertad (GDL), debido a que únicamente

considera la trayectoria en una dirección (arriba / abajo). Si bien, el comportamiento simulado no contempla algunos fenómenos o comportamientos dinámicos que posiblemente sucedan en un vuelo real, es una herramienta lo suficientemente completa para tener una primera estimación de los rangos de velocidad, así como la altitud esperada bajo los parámetros establecidos referentes al vuelo del cohete *Xitle*. Dado que este simulador únicamente se centra en conocer el comportamiento del cohete en su ascenso, no se considerará la caída libre, posterior a alcanzar el apogeo.

Las bases que sustentan este simulador son ecuaciones diferenciales ordinarias temporales referidas a la aceleración, velocidad y flujo de masa [63]. Estas ecuaciones se derivan de la definición de velocidad, la segunda ley de Newton y el gasto másico.

$$\dot{h} = V \quad (3.1)$$

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

$$\dot{m} = -\dot{m}_{comb} \quad (3.3)$$

Para la deducción de la ecuación referente a la segunda ley de Newton, se partió del diagrama de cuerpo libre del cohete, comenzando por su estado de despegue, donde podemos encontrar las fuerzas de empuje T , peso W y arrastre aerodinámico D , de las cuales las últimas dos van en contra de la fuerza de empuje, como se muestra en la Figura 3.1.

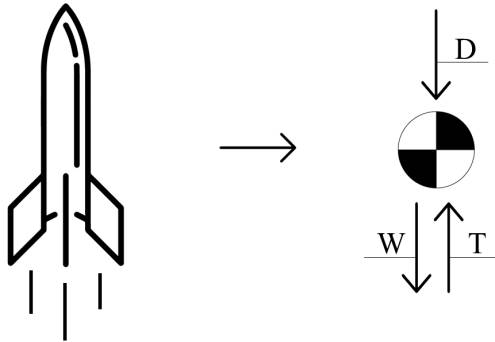


Figura 3.1: Diagrama de cuerpo libre de un cohete en ascenso.

$$T = \dot{m}_{comb}u_s \quad (3.4)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 C_d A \quad (3.5)$$

$$W = mg \quad (3.6)$$

Dicho lo anterior, es posible sustituir las definiciones presentadas en la Ecuación 3.7 de la aceleración.

$$\dot{V} = -g - \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 C_d A}{m} + \frac{\dot{m}_{comb} u_s}{m} \quad (3.7)$$

Debido a la naturaleza de las ecuaciones, no es posible realizar su integración de forma analítica, como una función continua, por lo que se empleó la integración numérica como solución para conocer la altura h , velocidad V y masa m . Este método requiere una discretización del tiempo, variable que gobierna a las ecuaciones propuestas. Para este simulador se emplea una resolución en el incremento de tiempo de 0.002 segundos, basado en la convergencia de los métodos numéricos en los simuladores desarrollados, así como el mejor caso respecto a la economía de cómputo. A partir del simulador de la división de propulsión se obtuvieron los valores del gasto másico \dot{m} , así como la fuerza de empuje T , generada por el motor “El Castigador” a lo largo de su tiempo de trabajo [64]. Dicha curva se diseñó de forma iterativa entre la división de propulsión y la de aerestructuras, con el objetivo final de que el cohete *Xitle* alcanzara un apogeo de 9,300 metros, donde los 300 metros extra se propusieron para que fueran suprimidos con el uso del freno aerodinámico.

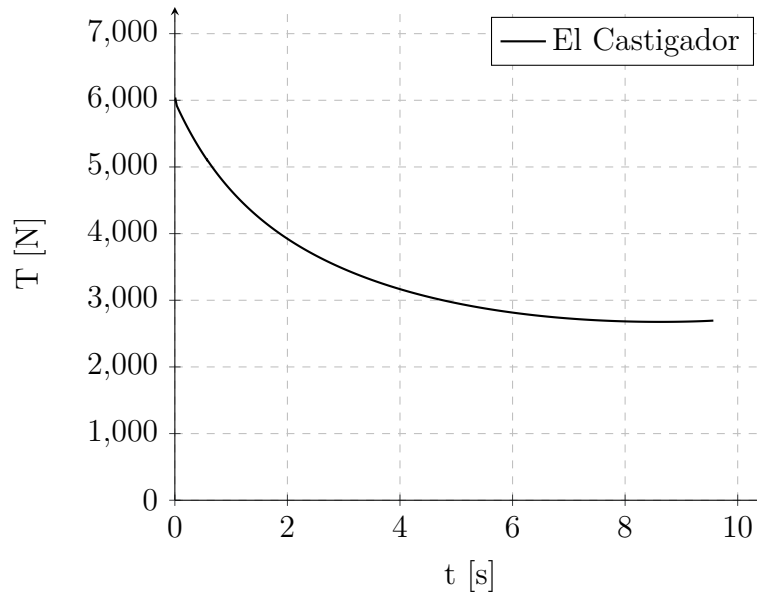


Figura 3.2: *Empuje vs tiempo*

Como resultado de la discretización de las ecuaciones modificaremos la notación de las variables, referidas al valor *i-ésimo*, como producto de transformar una función continua a una discretizada, como se puede observar en la Figura 3.3.

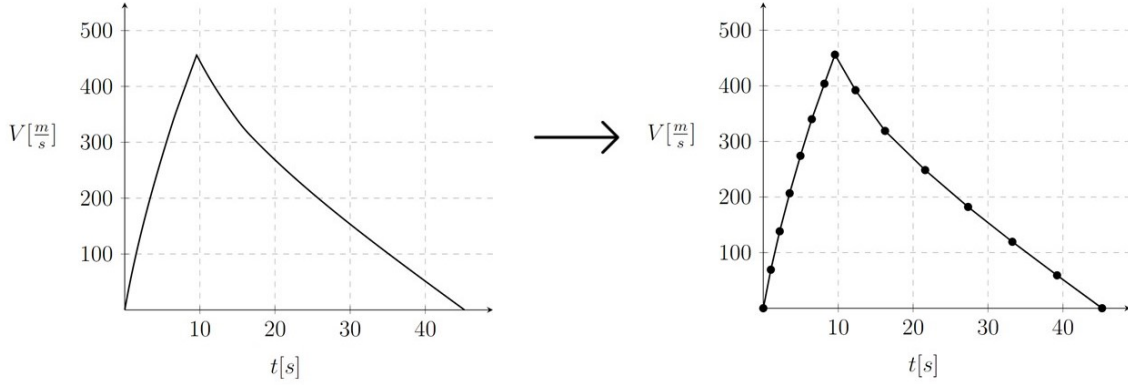


Figura 3.3: Ejemplo de discretización del tiempo en la función de la velocidad.

$$\begin{aligned}
 t &\rightarrow t_i \\
 h(t) &\rightarrow h_i \\
 V(t) &\rightarrow V_i \\
 m(t) &\rightarrow m_i
 \end{aligned}$$

Como resultado de esto se obtienen las nuevas ecuaciones discretas que modelan el fenómeno.

$$\dot{h}_i = V_i \quad (3.8)$$

$$\dot{V}_i = -g - \frac{1}{2} \frac{\rho V_i^2 C_d A}{m_i} + \frac{\dot{m}_{comb} u_{s_i}}{m_i} \quad (3.9)$$

$$\dot{m}_i = -\dot{m}_{comb_i} \quad (3.10)$$

A continuación, empleando la definición de diferencial e incremento, es posible expresar las variables de la siguiente forma.

$$\dot{h}_i = \frac{dh}{dt} \simeq \frac{\Delta h}{\Delta t} = \frac{h_{i+1} - h_i}{t_{i+1} - t_i} \quad (3.11)$$

$$\dot{V}_i = \frac{dV}{dt} \simeq \frac{\Delta V}{\Delta t} = \frac{V_{i+1} - V_i}{t_{i+1} - t_i} \quad (3.12)$$

$$\dot{m}_i = \frac{dm}{dt} \simeq \frac{\Delta m}{\Delta t} = \frac{m_{i+1} - m_i}{t_{i+1} - t_i} \quad (3.13)$$

Sustituyendo esta nueva definición de las variables en el valor i -ésimo, y despejando el valor i -ésimo más uno, se obtienen las expresiones que gobernarán al método numérico, partiendo de los valores iniciales propuestos para cada variable, obteniendo la forma del método de integración numérica de Euler. A partir de dichos valores, el método comienza un proceso que puede obtener el estado siguiente al estado inicial, hasta llegar al instante donde el cohete alcance el apogeo.

$$h_{i+1} = h_i + (V_i)(t_{i+1} - t_i) \quad (3.14)$$

$$V_{i+1} = V_i + \left(-g - \frac{1}{2} \frac{\rho V_i^2 C_d A}{m_i} + \frac{\dot{m}_{comb} u_{s_i}}{m_i}\right)(t_{i+1} - t_i) \quad (3.15)$$

$$m_{i+1} = m_{seca} - (\dot{m}_{comb_i})(t_{i+1} - t_i) \quad (3.16)$$

Como resultado de este análisis se estableció la estructura iterativa del método numérico, sin embargo falta integrar al simulador la variación de algunas variables que intervienen en el fenómeno, las cuales son la densidad, temperatura atmosférica, presión atmosférica, velocidad de propagación del sonido en el aire y coeficiente de arrastre.

Como se menciona en *Franchini et al.* (2013) [65], a pesar de que la atmósfera es un sistema complejo, el cual tiene una dinámica que varía respecto a la longitud, latitud y altitud, así como en las diferentes estaciones del año, existen modelos que proponen una atmósfera estándar, los cuales sirven como referencia para determinar el comportamiento variable que presenta la presión, temperatura y densidad; variables que definen el estado del aire atmosférico. Estos modelos se conocen como la Atmósfera Estándar Internacional, ISA, por sus siglas en inglés. Esta atmósfera está definida por tres conjuntos de funciones matemáticas, dirigidas a modelar el comportamiento de estas tres variables en función de la latitud.

Es importante mencionar que en un inicio se contempló que la aceleración de la gravedad podría variar respecto a la altitud, sin embargo, como menciona *Franchini et al.* (2013), este fenómeno puede despreciarse:

La Atmósfera Estándar Internacional (ISA, por sus siglas en inglés), considera que la aceleración de la gravedad es constante e igual al valor a nivel del mar donde, para el caso de los 10,000 metros de altitud, el error referente a considerar la aceleración de la gravedad constante es menor al 0.2% [65].

3.1.1. Perfil de temperatura

Respecto a la temperatura, se buscaron los registros de las condiciones atmosféricas en el mes de junio del año anterior al 2023, en la ubicación donde el cohete *Xitle* sería lanzado, en la competencia *Spaceport America Cup* [7]. Como se puede observar en la Figura 3.4, los valores

de temperatura van desde los 18 °C hasta los 42 °C. Debido a estos valores se consideró que la temperatura superficial sería la media de 26 °C.

Conocida la temperatura superficial, se requirió conocer el comportamiento de la temperatura a lo largo de la altitud que recorrería el cohete en su ascenso, el fue acotado hasta el inicio de la tropopausa, a 11,000 msnm. Dentro de este rango, el incremento de temperatura se modela de forma lineal, como se puede observar en la Figura 3.5, alcanzando una temperatura de -56.5 °C a la altitud de 11,000 msnm. Con esta información se propuso una función lineal, mostrado en la Ecuación 3.17, a partir de estos dos puntos. Esta función se basa en los modelos de la ISA, que a su vez están basados en información experimental recopilada.

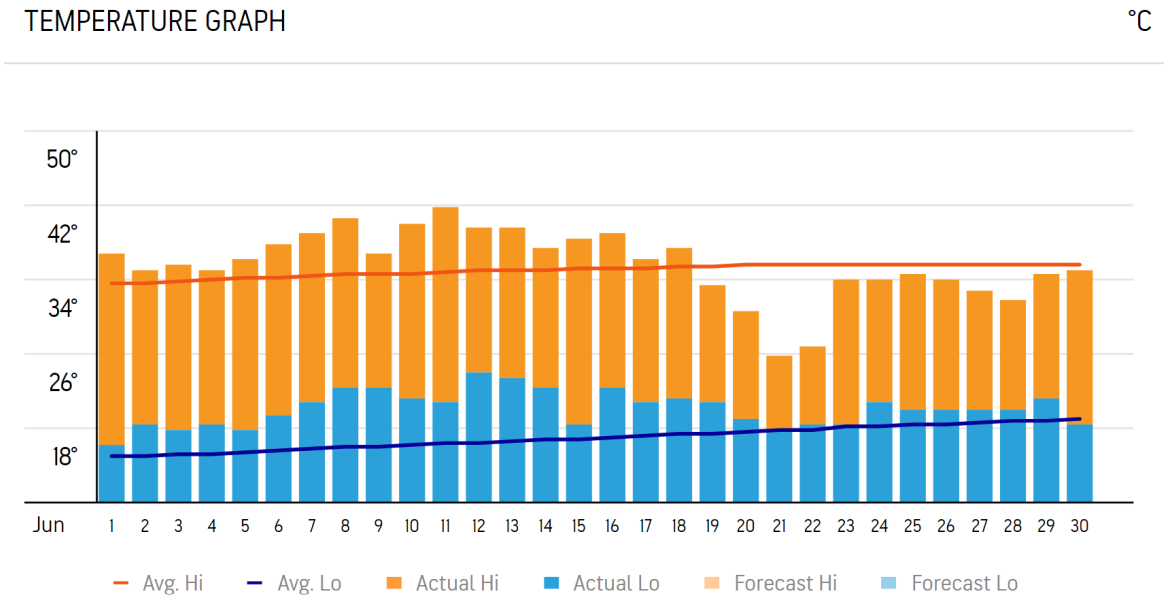


Figura 3.4: Registro de temperaturas en Las Cruces, N.M., E.U.A, junio, 2022. (*AccuWeather, 2022*).

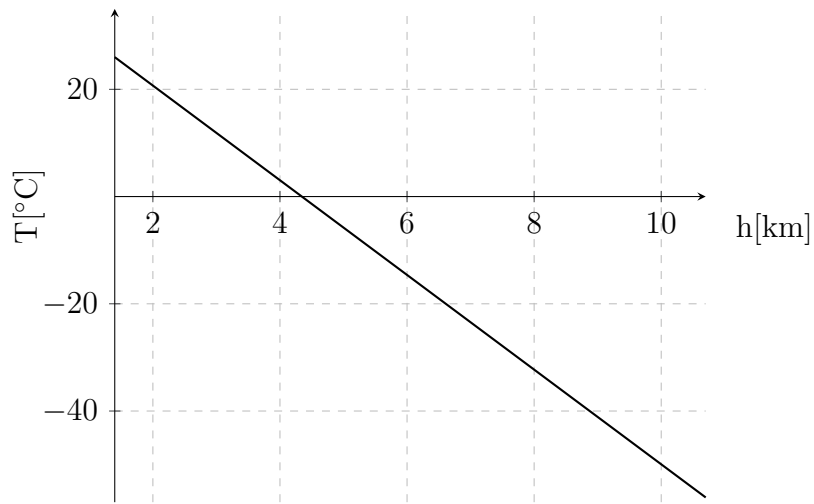


Figura 3.5: *Temperatura vs Altitud.*

$$T [^{\circ}C] = T_0 [^{\circ}C] - 8.83 \left[\frac{^{\circ}C}{km} \right] h [km] \quad (3.17)$$

$$T_0 = 26 [^{\circ}C]$$

3.1.2. Perfil de presión

Por otro lado, respecto a la presión atmosférica, se empleó el modelo de la ISA, mostrado en la Ecuación 3.18.

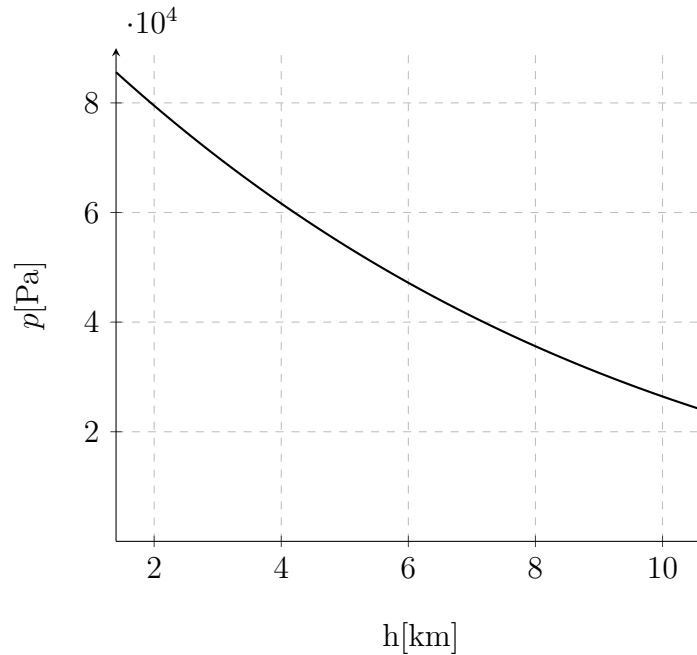


Figura 3.6: Presión vs Altitud

$$p = p_0 \left(1 - 0.0065 \frac{h}{T_0} \right)^{5.2561} \quad (3.18)$$

$p_0 = 101325 [Pa]$ → Presión inicial

$h [m]$ → Altitud

$T_0 = 288.15 [K]$ → Temperatura inicial absoluta

3.1.3. Perfil de densidad

Al tener los valores de la presión y temperatura a lo largo de la sección de la atmósfera estudiada, se empleó la ecuación de estado, mostrada en la Ecuación 3.19, para obtener la densidad del

aire en función de la presión y la temperatura, usando la constante del gas, que en este caso es el aire.

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (3.19)$$

$p[Pa]$ → Presión

$R = 287[\frac{J}{kgK}]$ → Constante del gas (aire)

$T[K]$ → Temperatura absoluta

Posterior a obtener los datos de la densidad a partir de los valores de presión y temperatura a lo largo de la altura, se obtuvo un polinomio de interpolación que capturara los valores de la densidad, con el objetivo de facilitar la implementación de su variación en el simulador, usando como variable independiente a la altitud.

Para realizar este polinomio se emplearon los valores de la densidad desde la altitud inicial (1,400 metros) hasta el final de la tropopausa, con un incremento de 1 kilómetro. El límite en la altitud se estableció en esa zona debido a que, posterior a ese punto, los modelos de temperatura y presión son diferentes, sumado al hecho de que el cohete *Xitle* no está diseñado para superar esta altitud (11,000 metros).

En la Tabla 3.1 se muestran los valores empleados para generar el polinomio, así como el polinomio obtenido, en la Ecuación 3.20, contemplando solo los primeros 5 términos.

Altitud [msnm]	Densidad [kg/m ³]
1400	0.9970
2400	0.9076
3400	0.8246
4400	0.7475
5400	0.6761
6400	0.6101
7400	0.5492
8400	0.4931
9400	0.4415
10400	0.3942
11000	0.3678

Tabla 3.1: Valores de densidad desde altura inicial, hasta final de la troposfera.

$$\rho = 3.7 \times 10^{-19}(h[m])^4 - 5.7210 \times 10^{-14}(h[m])^3 + 3.5521 \times 10^{-9}(h[m])^2 - 1.0224 \times 10^{-4}(h[m]) + 1.13333 \quad (3.20)$$

El polinomio resultó de cuarto grado, debido a que en ordenes elevados, el aporte de los coefi-

cientes de dichos términos eran demasiado pequeños. Dicho esto, se muestra en la Figura 3.7 el comportamiento del polinomio, comparado con los valores de la densidad obtenidos a partir de los modelos de temperatura y presión.

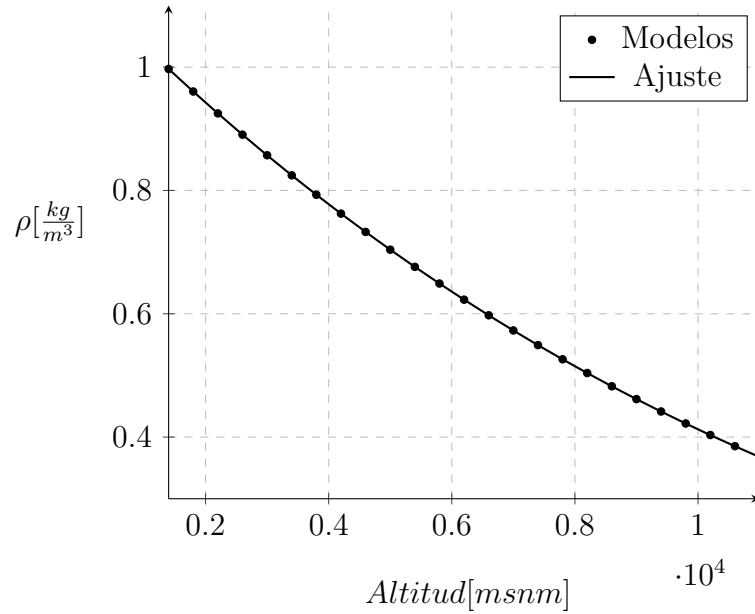


Figura 3.7: Comportamiento de la variación de la densidad respecto a la altitud, comparando los valores obtenidos por el polinomio de interpolación y el modelo basado en la presión y temperatura.

3.1.4. Perfil de la velocidad del sonido c y variación del coeficiente de arrastre respecto al número de Mach

De igual manera, se requiere conocer la rapidez a la cual se transmite el sonido en el aire, dicho de forma común como la velocidad del sonido c , a lo largo de la altura recorrida. Esto debido a que esta rapidez varía en función de la temperatura.

Conocer la variación de la velocidad del sonido está justificado, debido a que este valor está referido al uso del número adimensional Mach M , el cual en este trabajo se emplea con dos propósitos; el primero es conocer los rangos referidos a la naturaleza compresible del fluido; el segundo, es para conocer los valores del coeficiente de arrastre C_d a lo largo del ascenso, ya que al incrementar el Mach, este coeficiente tiende a variar su valor considerablemente, como se mencionó en el capítulo de **Marco teórico**. Para conocer la variación de la velocidad del sonido es necesario usar la ecuación de estado, Ecuación 3.21.

$$c = \sqrt{kRT} \tag{3.21}$$

$k = 1.4 \rightarrow$ Coeficiente de dilatación adiabática ó relación de calores específicos.

$R = 287[\frac{J}{kgK}] \rightarrow$ Constante del gas (aire).

$T[K] \rightarrow$ Temperatura absoluta.

Empleando la Ecuación 3.21 se puede calcular la velocidad del sonido a lo largo del recorrido del cohete, debido a que los valores de la temperatura son conocidos. Sin embargo, con el propósito de simplificar el simulador de vuelo, este comportamiento fue modelado con una función de primer orden, estando la velocidad del sonido en función de la altura, como se realizó en casos anteriores.

$$c[\frac{m}{s}] = 346.6965[\frac{m}{s}] - 5.5630[\frac{m/s}{m}]h[m] \quad (3.22)$$

Para justificar la simplificación del modelo, se compararon los comportamientos de los modelos mostrados en las Ecuaciones 3.21 y 3.22, obteniendo que el error máximo fue del 0.38%. En la Figura 3.8 se muestra el comportamiento del modelo lineal, comparado con los valores de la velocidad del sonido a partir de la ecuación de estado.

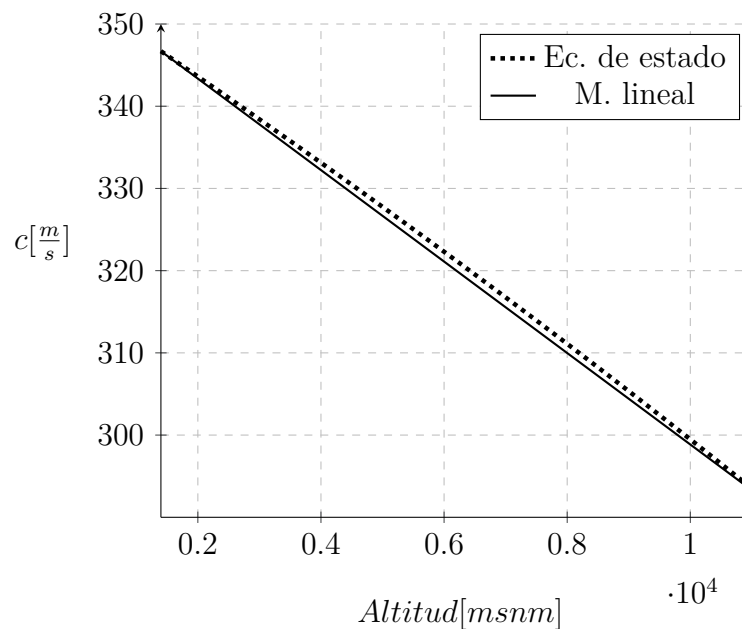


Figura 3.8: Comportamiento de la variación de la velocidad del sonido respecto a la altitud, comparando los valores obtenidos por la ecuación de estado y el modelo lineal.

Por otro lado, con el propósito de analizar la variación del coeficiente de arrastre respecto al Mach, mencionada en el capítulo de **Marco teórico**, se buscaron referencias que describieran la presencia de este comportamiento en el campo de los cohetes, dando como resultado el uso del programa *Aerolab*. Este programa realiza simulaciones aerodinámicas, dirigido a estimar el arrastre, sustentación y estabilidad de los cohetes con un ángulo de ataque nulo, en un rango de velocidades de 0 a 8 Mach.

Aerolab está basado en datos publicados de experimentos dentro de túneles de viento, así como modelos numéricos, incluyendo métodos empíricos y semi empíricos. Este programa le permite al usuario definir las dimensiones del cohete, así como sus masas, calculando su centro de gravedad y momentos de inercia en los 3 ejes. Posterior a definir la geometría del cohete *Xitle*, se obtuvieron los valores del coeficiente de arrastre en función del Mach.

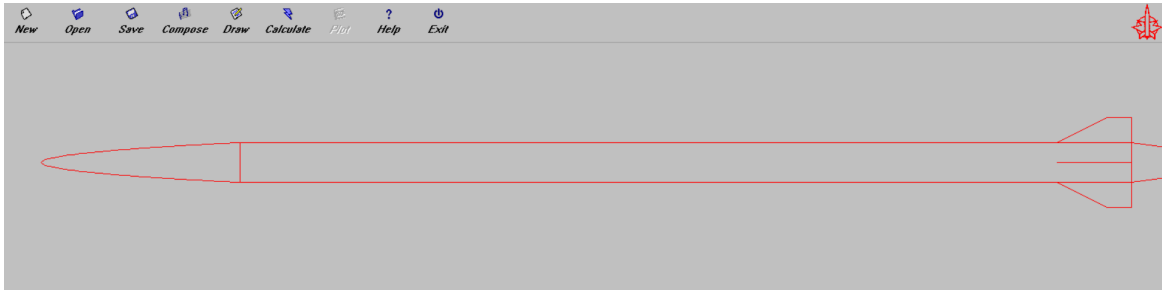


Figura 3.9: Geometría del cohete *Xitle* definida en *Aerolab*.

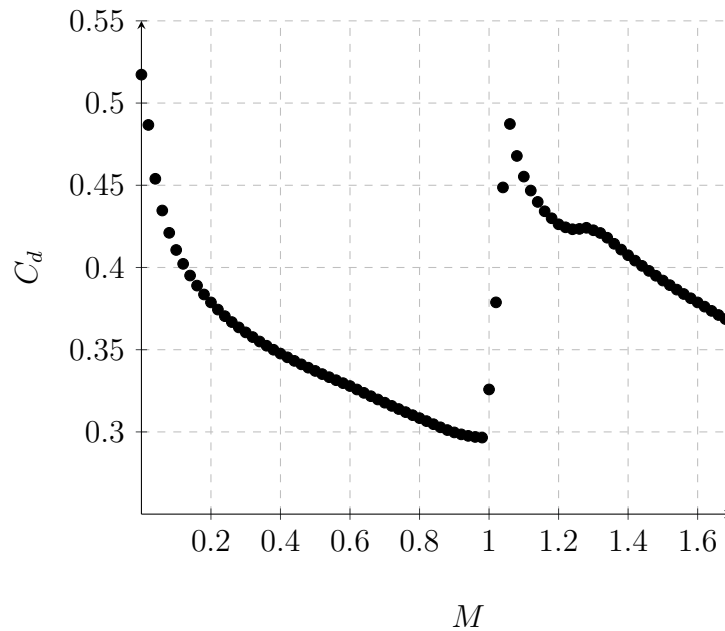


Figura 3.10: Variación del *Coefficiente de arrastre* en función del número *Mach*.

A partir de los puntos generados por el programa *Aerolab* se obtuvo una función por partes capaz de describir el comportamiento de este fenómeno, con el objetivo de integrar dicha variación en el simulador de vuelo. Como se puede observar en la Figura 3.11, es posible identificar cuatro zonas dentro de la gráfica.

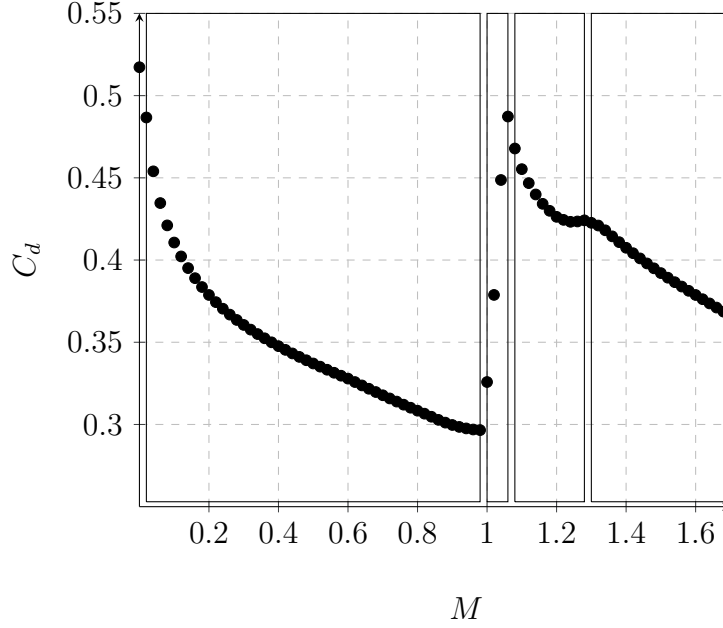


Figura 3.11: Secciones a modelar a partir polinomios de interpolación, empleando los límites de $[0 - 1.0)$, $[1.0 - 1.06)$, $[1.06 - 1.28)$ y $[1.28 - 1.68]$, respectivamente.

Por esta razón se propondrán cuatro funciones que capturen dicho comportamiento, las cuales serán declaradas dentro del simulador de vuelo de 1 GDL. Estas funciones fueron obtenidas a partir de polinomios de interpolación de Newton, mostrados en las Ecuaciones 3.23, 3.24, 3.25 y 3.26. Una vez definidos los polinomios de interpolación es posible realizar una comparativa con los valores obtenidos por el programa Aerolab, como se muestra en la Figura 3.12.

Primera parte, $M \in [0 - 1.0)$:

$$\begin{aligned}
 C_d = & 434.25(M)^{10} - 2173.30(M)^9 + 4695.81(M)^8 - 5747.74(M)^7 \\
 & + 4399.71(M)^6 - 2196.82(M)^5 + 726(M)^4 - 158.73(M)^3 \\
 & + 22.93(M)^2 - 2.32(M) + 0.52 \quad (3.23)
 \end{aligned}$$

Segunda parte, $M \in [1.0 - 1.06)$:

$$C_d = 0.299 + 2.384(M - 0.98) \quad (3.24)$$

Tercera parte, $M \in [1.06 - 1.28)$:

$$\begin{aligned}
 C_d = & 7759.99(M)^7 - 61894.28(M)^6 + 210662.33 * (M)^5 - 396430.47(M)^4 \\
 & + 445207.24(M)^3 - 298166.8(M)^2 + 110163.48(M) - 17300.85 \quad (3.25)
 \end{aligned}$$

Cuarta parte, $M \in [1.28 - 1.68]$:

$$C_d = 0.42264 - 0.14213(M - 1.3) \quad (3.26)$$

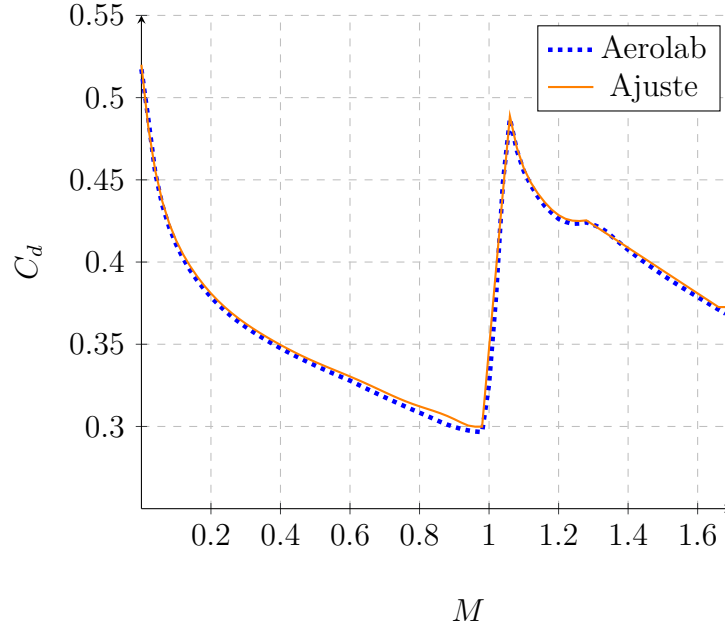


Figura 3.12: Comportamiento de la variación del C_d respecto al Mach, comparando los valores obtenidos por el programa Aerolab y las funciones propuestas.

3.1.5. Implementación del método numérico

Posterior a realizar los modelos se concluyó la programación del simulador de vuelo, considerado de 1 GDL, capaz de considerar la variación de la presión, temperatura, densidad, velocidad del sonido y variación del coeficiente de arrastre a lo largo del vuelo.

Para declarar estos modelos en el simulador, se añadieron a partir del instante posterior a los valores iniciales, declarando valores de partida a cada variable, que en cada caso, sería el punto de partida, donde la altura es nula. Posterior a la primera iteración, los modelos se realimentan a partir de los datos del instante anterior.

Condiciones iniciales			Condiciones iniciales		
Parámetro	Unidades	Valor	Parámetro	Unidades	Valor
t_0	m/s	0	ρ_0	kg/m^3	0.9969
T_0	N	0	Cd_0	1	0.5172
\dot{m}_0	kg/s	0.0001	V_0	m/s	0.00001
m_0	kg/s	59.6406	c_0	m/s	346.6965

Tabla 3.2: Condiciones iniciales en el método numérico.

Como se puede observar en la Tabla 3.2, estas variables serán las que en cada instante se modificaran, manteniendo constantes únicamente las siguientes variables.

Variables constantes		
Parámetro	Unidades	Valor
m_{seca}	kg	44
u_s	m/s	2000
Área	m ²	0.021124
g	m/s ²	9.8

Tabla 3.3: Valores constantes en el método numérico en el método numérico.

A partir de estos valores se alimentó el primer instante, en el segundo 0.002, dando inicio al método numérico de integración de Euler. En la Figura 3.13 se muestra la dependencia del nuevo estado, respecto al instante anterior, así como las ecuaciones del instante en 0.002 segundos.

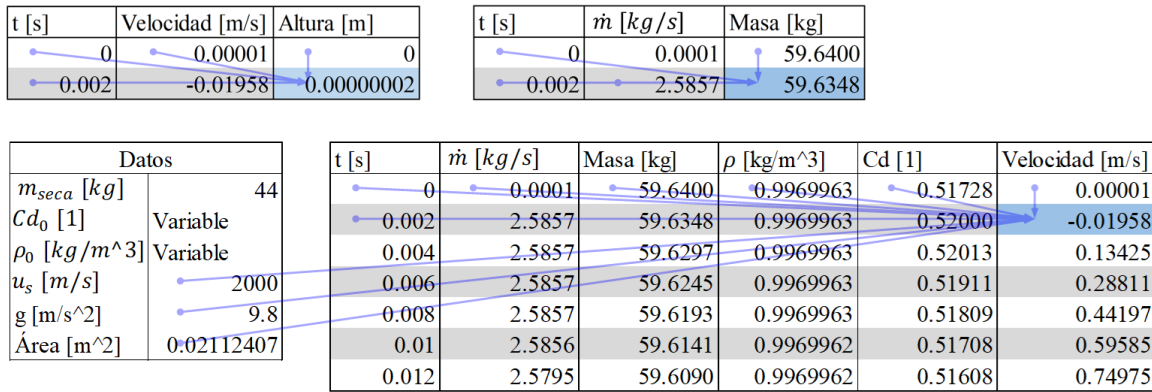


Figura 3.13: Dependencia de los valores (masa, velocidad y altura) del estado en el instante 0.002 segundos, respecto al instante anterior en 0.000 segundos.

$$h_{0.002} = h_{0.000} + (V_{0.000})(t_{0.002} - t_{0.000})$$

$$V_{0.002} = V_{0.000} + \left(-g - \frac{1}{2} \frac{\rho V_{0.000}^2 C_d A}{m_{0.000}} + \frac{\dot{m}_{comb_{0.000}} u_s}{m_{0.000}}\right)(t_{0.002} - t_{0.000})$$

$$m_{0.002} = m_{seca} - (\dot{m}_{comb_{0.000}})(t_{0.002} - t_{0.000})$$

Para resumir el comportamiento generado en los 22,600 instantes, referentes a un tiempo de vuelo de 45.2 segundos, se dividió el vuelo en incrementos de 0.1 Mach, desde el despegue hasta alcanzar el apogeo.

t [s]	T [N]	Gasto [kg/s]	Masa [kg]	Densidad [kg/m ³]	Cd [1]	Velocidad [m/s]	C [m/s]	Mach [1]	Altitud [msnm]	Altura [m]	Aceleración [G 's]
0.0000	0.0000	0.0001	59.6407	0.9970	0.5173	0.0000	346.6965	0.0000	1400.0000	0.0000	0.0000
0.4820	5220.5000	2.3027	58.4707	0.9962	0.4132	34.7247	346.6496	0.1002	1408.4387	8.4387	7.0224
1.0080	4638.6859	2.0969	57.3168	0.9937	0.3810	69.3351	346.4968	0.2001	1435.9062	35.9062	6.4264
1.5780	4182.6701	1.9354	56.1701	0.9891	0.3626	103.8731	346.2216	0.3000	1485.3617	85.3617	5.9518
2.1900	3821.3934	1.8066	55.0271	0.9823	0.3496	138.3928	345.8088	0.4002	1559.5785	159.5785	5.5657
2.8380	3532.3733	1.7029	53.8916	0.9731	0.3392	172.7156	345.2476	0.5003	1660.4527	260.4527	5.2464
3.5180	3299.6146	1.6190	52.7635	0.9614	0.3304	206.7861	344.5294	0.6002	1789.5501	389.5501	4.9791
4.2260	3112.6747	1.5511	51.6423	0.9473	0.3209	240.5662	343.6481	0.7000	1947.9698	547.9698	4.7574
4.9600	2964.1562	1.4969	50.5246	0.9306	0.3122	274.1397	342.5970	0.8002	2136.9134	736.9134	4.5753
5.7100	2850.4082	1.4551	49.4185	0.9116	0.3045	307.2460	341.3840	0.9000	2354.9658	954.9658	4.4324
6.4760	2767.1808	1.4242	48.3164	0.8903	0.3473	340.0469	340.0046	1.0001	2602.9266	1202.9266	4.2145
7.3120	2708.7709	1.4022	47.1358	0.8653	0.4571	372.1919	338.3472	1.1000	2900.8561	1500.8561	3.8131
8.1600	2679.8845	1.3908	45.9523	0.8383	0.4285	403.8681	336.5168	1.2001	3229.8836	1829.8836	3.7978
8.9980	2678.5706	1.3895	44.7881	0.8102	0.4226	434.9353	334.5617	1.3000	3581.3328	2181.3328	3.7679
9.5680	2694.7635	1.3948	43.9948	0.7904	0.4130	456.0817	333.1492	1.3690	3835.2426	2435.2426	3.8016
10.6280	0.0000	0.0000	43.9948	0.7546	0.4226	429.7050	330.5381	1.3000	4304.5998	2904.5998	-2.4413
12.3100	0.0000	0.0000	43.9948	0.7044	0.4285	392.0718	326.6972	1.2001	4995.0308	3595.0308	-2.1357
14.1740	0.0000	0.0000	43.9948	0.6564	0.4570	355.1119	322.8264	1.1000	5690.8471	4290.8471	-1.9259
16.2540	0.0000	0.0000	43.9948	0.6107	0.3478	318.9460	318.9350	1.0000	6390.3602	4990.3602	-1.5293
18.8660	0.0000	0.0000	43.9948	0.5624	0.3044	283.1202	314.5654	0.9000	7175.8251	5775.8251	-1.3359
21.6100	0.0000	0.0000	43.9948	0.5203	0.3122	248.4288	310.5113	0.8001	7904.5872	6504.5872	-1.2454
24.4460	0.0000	0.0000	43.9948	0.4845	0.3208	214.8026	306.8595	0.7000	8561.0248	7161.0248	-1.1756
27.3420	0.0000	0.0000	43.9948	0.4547	0.3304	182.1997	303.6634	0.6000	9135.5506	7735.5506	-1.1221
30.2800	0.0000	0.0000	43.9948	0.4305	0.3392	150.4810	300.9461	0.5000	9624.0003	8224.0003	-1.0810
33.2460	0.0000	0.0000	43.9948	0.4115	0.3496	119.4986	298.7199	0.4000	10024.1907	8624.1907	-1.0503
36.2300	0.0000	0.0000	43.9948	0.3971	0.3625	89.0986	296.9892	0.3000	10335.2859	8935.2859	-1.0280
39.2220	0.0000	0.0000	43.9948	0.3872	0.3809	59.1669	295.7558	0.2001	10557.0088	9157.0088	-1.0126
42.2220	0.0000	0.0000	43.9948	0.3813	0.4130	29.5157	295.0160	0.1000	10689.9941	9289.9941	-1.0034
45.2260	0.0000	0.0000	43.9948	0.3793	0.5197	0.0123	294.7692	0.0000	10734.3498	9334.3498	-1.0000

Tabla 3.4: Valores representativos de la dinámica de vuelo.

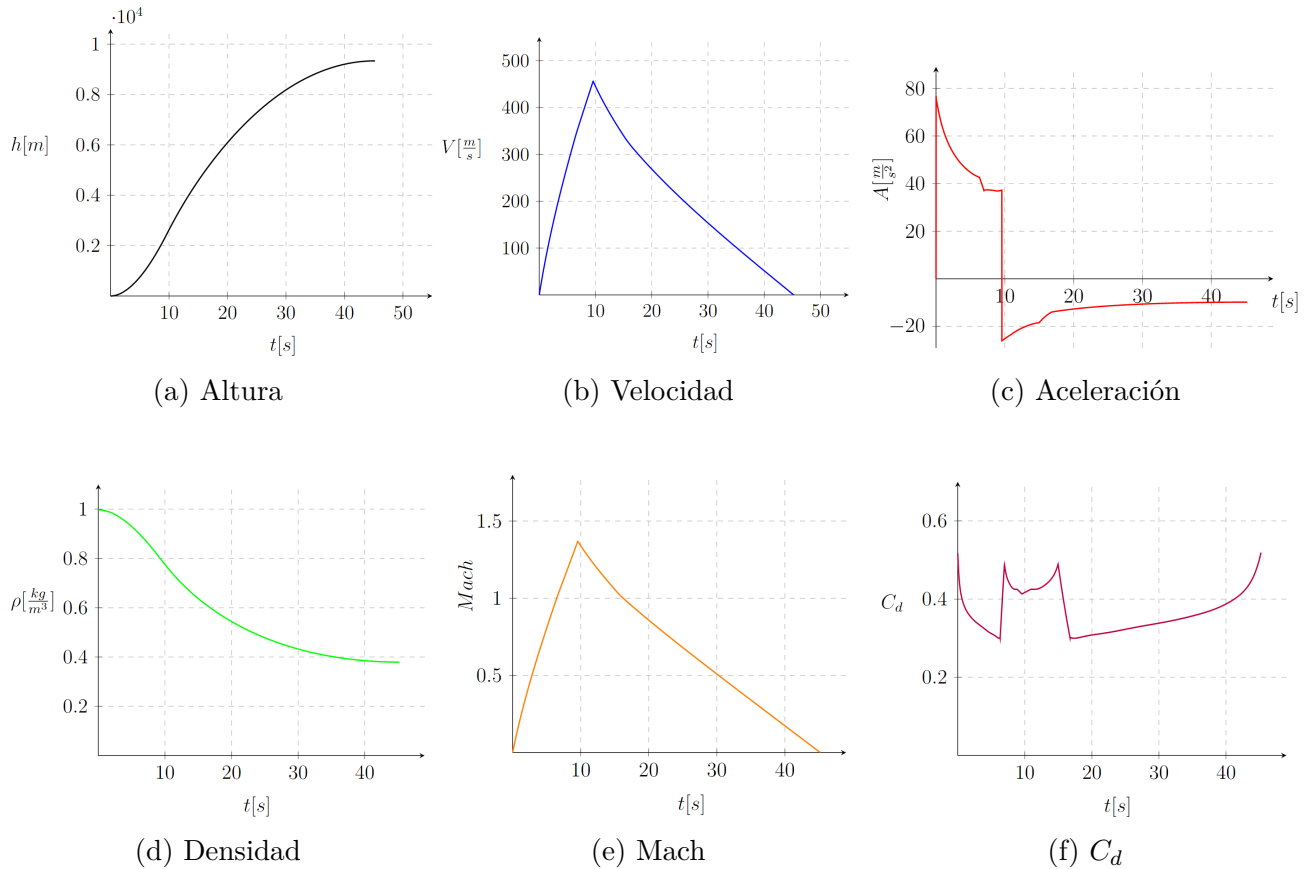


Figura 3.14: Resultados del simulador de de vuelo de 1 GDL.

En la Tabla 3.4 se identificaron tres eventos resaltados en verde. El primero, a los 9.568 segundos, es cuando el motor entrega toda la energía con la que contaba, refiriéndose al *burn out* ó el M. E. C. O. (*Main Engine Cut Off*). En este punto el cohete alcanza su velocidad máxima, cambiando de signo la aceleración en el instante posterior. El segundo momento destacado, a los 21.61 segundos, hace referencia al instante donde se ha desacelerado a la velocidad de 0.8 Mach, la cual, como se mencionó anteriormente, marca el límite del rango transónico. Finalmente, a los 45.226 segundos es cuando el cohete ha alcanzado su altitud máxima, llegando a una velocidad 0 $[m/s]$ y una aceleración de 1 G o 9.8 $[m/s^2]$. Para este punto el cohete se encuentra a una altura de 9,334 $[msnp]$. Posterior a los 45.226 segundos de vuelo, el cohete comienza su retorno a tierra, incrementando su velocidad en caída libre, hasta que el sistema de recuperación realice su labor de recuperarlo sano y salvo. En la Figura 3.14 se muestran las gráficas representativas de la dinámica del vuelo.

3.2. Análisis CFD *Xitle*

Como se mencionó en la sección anterior, los resultados de la simulación numérica fueron simplificados a una lista de valores, los cuales hacen referencia al número de Mach, desde el inicio del vuelo, hasta que alcanza el apogeo, con una resolución de 0.1 Mach. De igual manera, se resaltó el instante donde el cohete desacelera hasta 0.8 Mach, debido a que posterior a esa velocidad es poco posible que se presenten fenómenos de naturaleza sónica, los cuales quedan fuera de los alcances de este trabajo. Por esta razón, el rango de velocidades en el que el sistema de frenado se consideró desplegar fue de $0.8 M \geq v > 0 M$.

A partir de los valores obtenidos por el simulador, mostrados en la Tabla 3.4, se realizaron los análisis por CFD, con el objetivo de conocer de forma más exacta los valores de la fuerza, así como del coeficiente de arrastre, en el rango de velocidades de trabajo del freno aerodinámico. De estos datos se obtuvo el trabajo necesario para disipar la energía en la distancia dada, la cual comprende desde los 6,500 $[m]$, hasta los 9,300 $[m]$. Los análisis CFD se realizaron con la paquetería comercial de ANSYS / FLUENT. Se partió por establecer el volumen de control, el cual basa sus dimensiones en referencia al las del cohete *Xitle*, resultando en un cilindro de 33.43 metros de longitud, con un diámetro de 11.91 metros, como se muestra en la Figura 3.15. Estas dimensiones se establecieron basándose en *Singh et al. (2017) [66]*, el cual emplea una longitud de $1.3L$ aguas arriba, así como de forma radial, y $5L$ aguas abajo. A su vez con el motivo de mejorar la resolución de la zona de la estela, se añadió un cilindro de 1.8 metros de diámetro, con el motivo de aplicar un refinamiento en esa sección. De igual forma, como se puede observar en la Figura 3.15, se definió una pequeña zona entre la parte final del cohete y la zona de refinamiento, de una longitud de 0.5 metros, la cual está destinada a permitir que los tratamientos locales de mallado puedan desarrollarse y conectar con el refinamiento posterior.

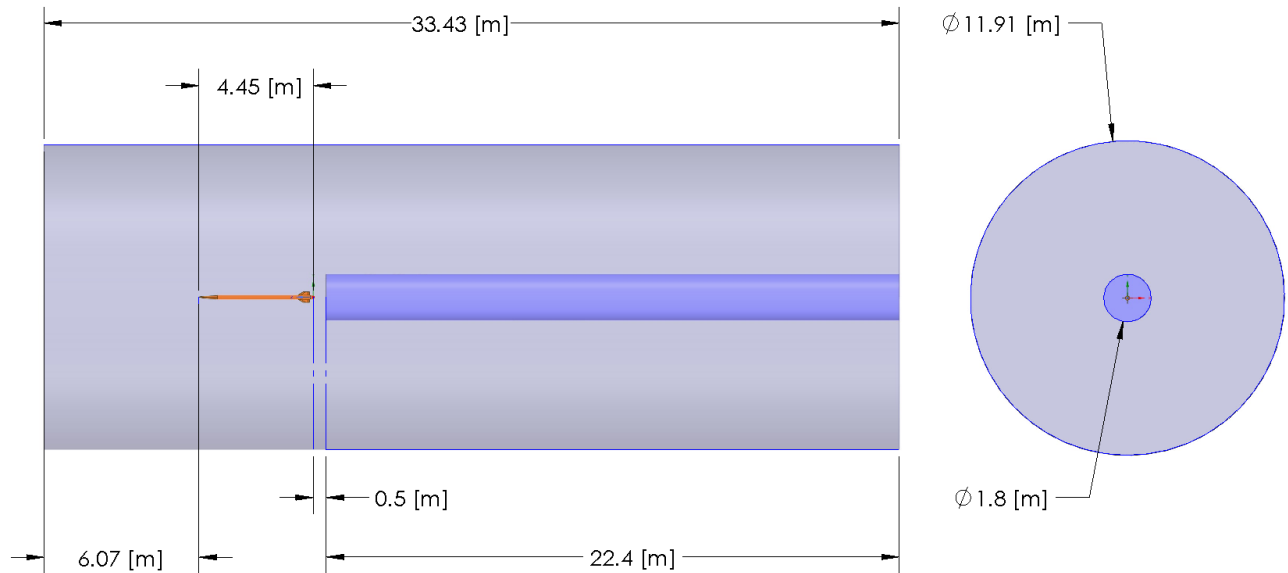


Figura 3.15: Dimensiones del volumen de control en el análisis CFD.

Posterior a definir las dimensiones del volumen de control, se realizó su discretización del volumen de control, empleando tratamientos locales con el fin de capturar zonas donde se esperaba que se presentarían comportamientos particulares. En la Figura 3.16 se muestra una vista general de la malla, a partir de un corte de sección, en la cual se puede apreciar que se procuró economizar elementos referentes a las zonas de flujo libre, refinando únicamente en las zonas cercas al cuerpo de estudio, así como aguas abajo, referido a la sección de la estela.

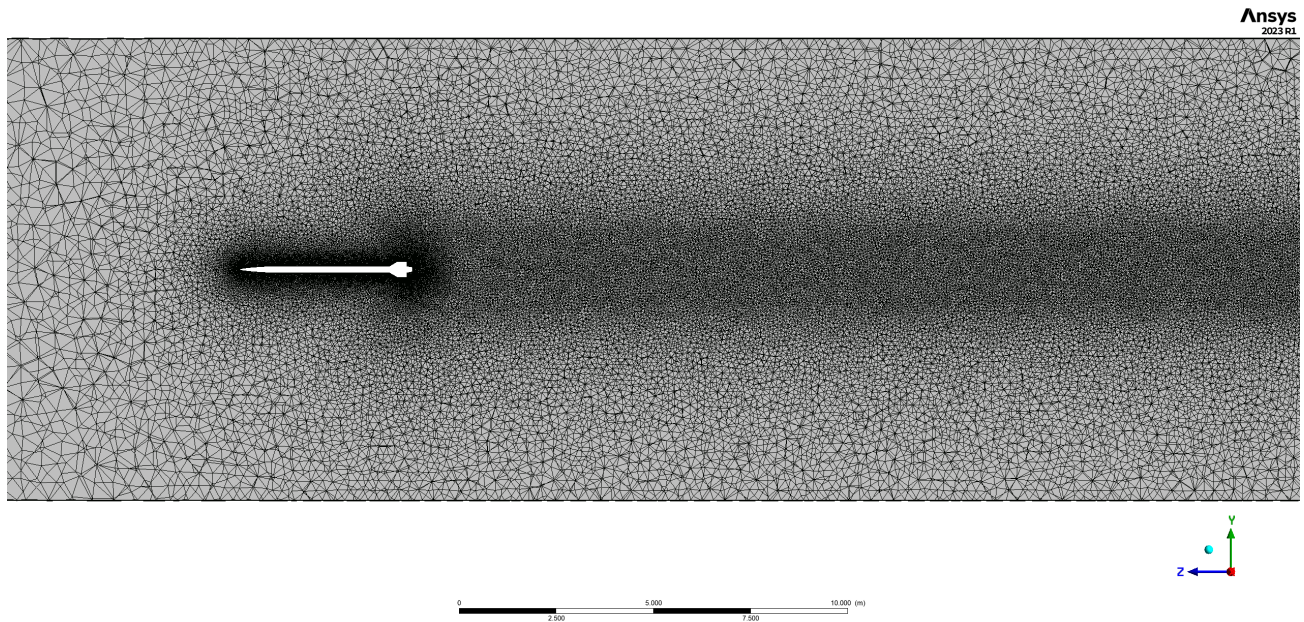


Figura 3.16: Vista general de la malla.

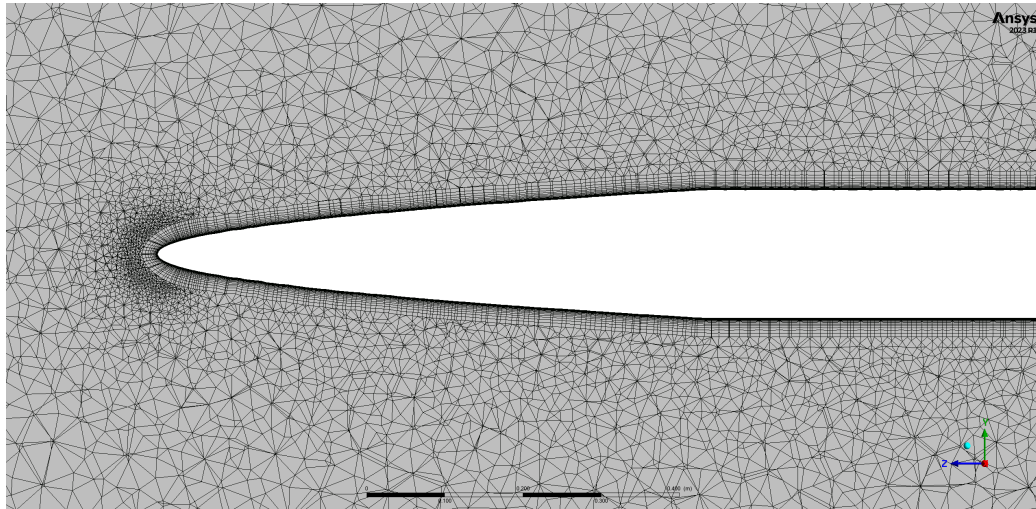


Figura 3.17: Vista de detalle mostrando la sección de la nariz.

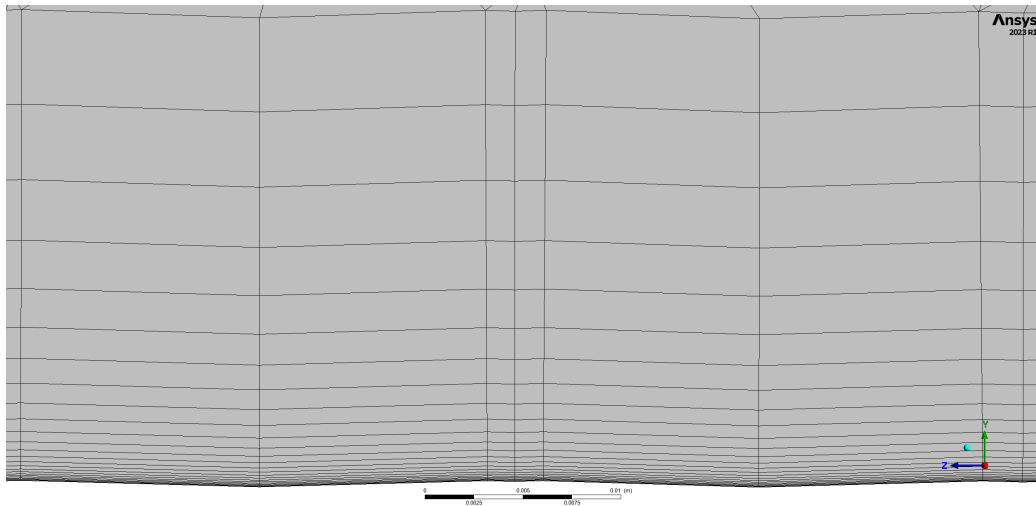


Figura 3.18: Vista de detalle mostrando la sección que captura la capa límite.

Por otro lado, en la Figura 3.18 se muestra a detalle la forma en que se discretizó la zona referente al desarrollo de la capa límite. Con el propósito de capturar el aporte de la viscosidad en el arrastre, así como emplear la menor cantidad de elementos, se consideró un valor de y^+ igual a 5, siendo este el límite para calcular la sub-capa viscosa [67] y evitar que el *solver* aplique correcciones de funciones de pared en esa sección. Por otro lado, se empleó dicho valor de y^+ con el fin de no disminuir demasiado el tamaño de los elementos posteriores a la capa límite, ya que la variación entre la distancia del centroide hacia sus paredes, tanto del elemento más alejado destinado a la capa límite, como de tetraedro que le sigue, debe ser lo más similar. Para este tratamiento local, únicamente se consideró la nariz, fuselaje y *boat tail*, ya que al considerar la zona de las aletas, la malla presentaba conflictos al buscar adaptarse a los cambios bruscos de sección transversal.

En la Tabla 3.5 se muestran las características generales de esta malla, de igual forma, en la Tabla 3.6 se muestran las características de los tratamientos locales, referentes a la zonas cercanas a las caras del cohete, la estela, así como a la punta de la nariz y la capa límite. Bajo estos tratamientos se logró capturar de forma adecuada el comportamiento del flujo, Figura 3.19, así como una correcta convergencia de los residuales y la fuerza de arrastre global, como se observa en la Figura 3.20.

Malla general		
Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.3
Nodos	-	1,829,170
Elementos	-	7,794,089
Método	-	Tetraédrico

Tabla 3.5: Parámetros globales de la malla.

Face sizing - Caras cohete			Edge sizing - Aletas		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.015	Tamaño de elemento	m	0.005
Razón de crecimiento	-	1.1	Razón de crecimiento	-	1.15
Captura de curvatura	-	Deshabilitada			
Captura de proximidad	-	Deshabilitada			
Inflation - Capa límite (sin aletas)			Body sizing - Punta de nariz		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Espesor de primera capa	m	1.19E-05	Radio de esfera	m	0.04
Núm. capas	-	20	Tamaño de elemento	m	0.004
Razón de crecimiento	m	1.3			
			Body sizing - Estela		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.08			

Tabla 3.6: Configuración de los tratamientos locales de la malla.

Posterior a definir la malla, así como definir las zonas del volumen de control, se definieron las características para el procesamiento del análisis CFD en el programa de *Fluent*. En la Tabla 3.7 se muestran los ocho casos que se simularon, mostrando los valores que definen las condiciones del flujo de aire. Para esto se emplearon modelos que permitieran considerar los fenómenos de compresibilidad del aire. En general, se empleó el modelo de turbulencia $k - \omega SST$, el cual permite una alta predicción respecto a los casos de separación del flujo [68].

Respecto a las condiciones del flujo de trabajo, a partir de los valores obtenidos en el simulador de vuelo, mostrados en la Tabla 3.7, se definió la velocidad del flujo libre, así como la presión y temperatura de trabajo. Para el caso de la densidad, se empleó la opción de gas ideal, para poder definirla a partir de la presión y temperatura, así como el modelo de *Sutherland*, referente al comportamiento variable de la viscosidad.

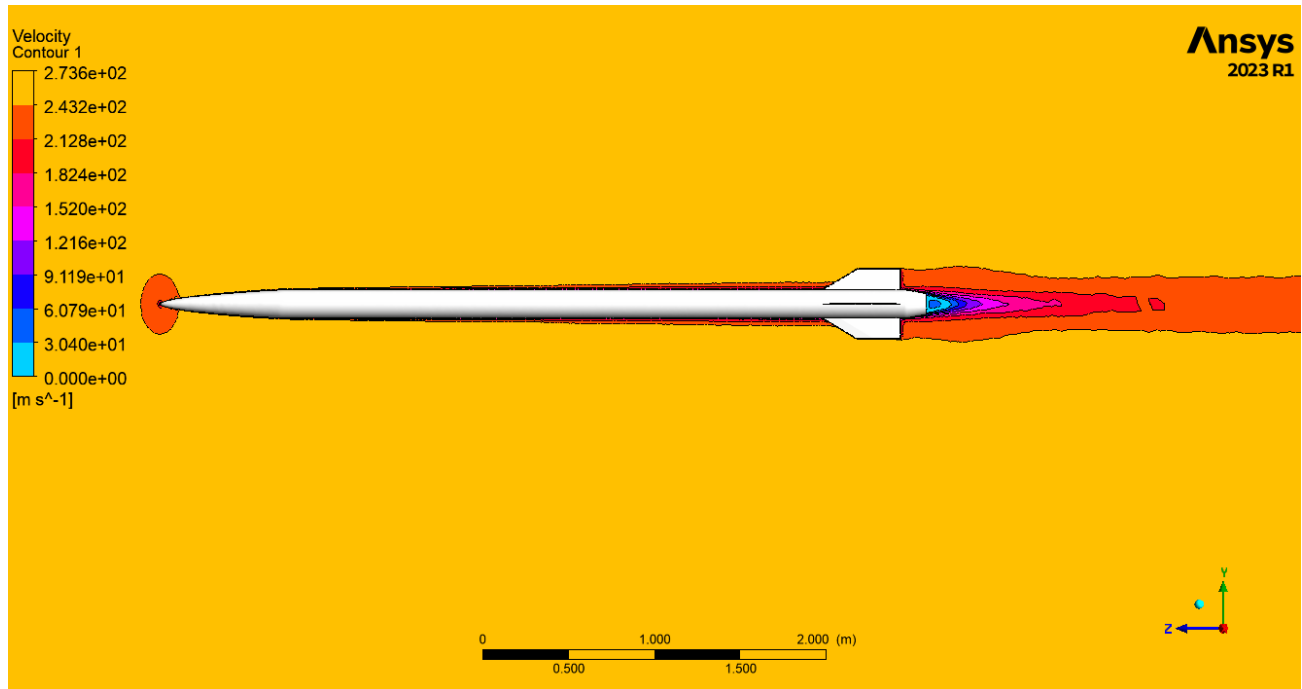
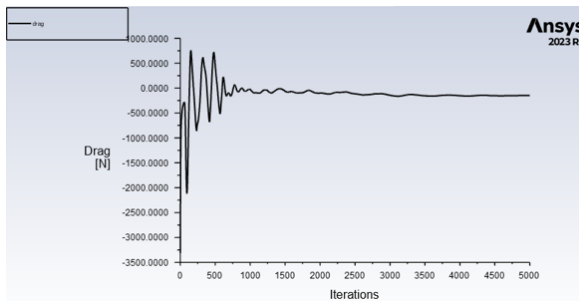
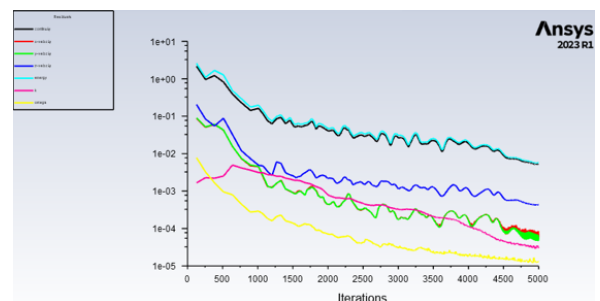


Figura 3.19: Vista de sección del campo escalar de velocidades, en el caso de 0.8 Mach.



(a) Fuerza de arrastre



(b) Residuales

Figura 3.20: Comportamiento de la convergencia de la simulación numérica, para el caso de 0.8 Mach.

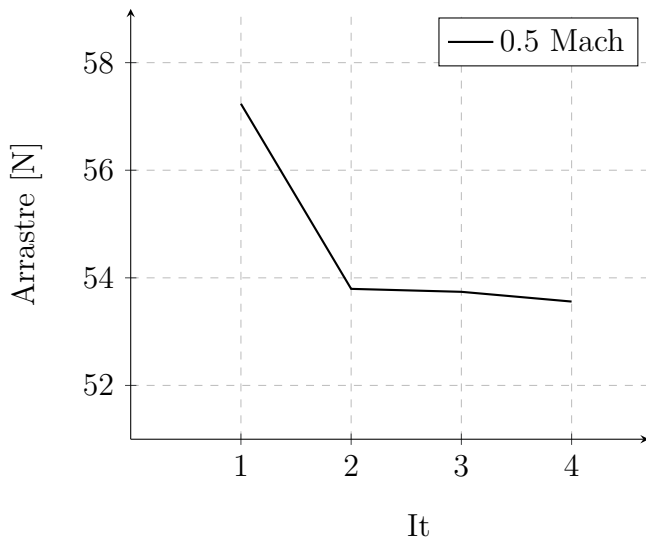
Mach [1]	Velocidad [m/s]	Densidad [kg/m ³]	Temp. aire [K]	Pres. aire [Pa]
0.8	248.4288	0.5203	241.7145	36092.3666
0.7	214.8026	0.4845	235.9182	32802.2512
0.6	182.1997	0.4547	230.8451	30126.0270
0.5	150.4810	0.4306	226.5321	27992.3947
0.4	119.4986	0.4115	222.9984	26336.9966
0.3	89.0986	0.3972	220.2514	25105.6883
0.2	59.1669	0.3872	218.2936	24256.9022
0.1	29.5157	0.3813	217.1194	23759.0684

Tabla 3.7: Condiciones del sistema a definir en los análisis CFD.

Respecto a cada caso de estudio se realizó un análisis de independencia de malla, en la Figura 3.21 se muestra como ejemplo el caso de 0.5 Mach. Se partió de un valor de tamaño de elemento de 1.0 [m], reduciendo su valor global a dos terceras partes del anterior. Como resultado de los casos analizados por CFD, se obtuvo el comportamiento de la fuerza de arrastre, y por ende, el coeficiente de arrastre, respecto a cada instante desde que el cohete desacelera hasta 0.8 Mach, hasta que llega a 0.1 Mach, como se observa en la Figura 3.22.

Mach [1]	Arrastre [N]	Cd [1]
0.8	149.7308	0.3870
0.7	109.7307	0.4001
0.6	78.0215	0.4173
0.5	53.5590	0.4399
0.4	34.6900	0.4696
0.3	20.9200	0.5251
0.2	10.2230	0.5946
0.1	3.0945	0.7328

Tabla 3.8: Valores de la fuerza de arrastre, así como de su coeficiente, respecto al Mach. Dentro del rango de trabajo.



(a)

Iteración	Arrastre [N]
1	57.235
2	53.795
3	53.740
4	53.559

(b)

Figura 3.21: Variación de la magnitud del arrastre respecto a cada iteración de refinamiento de la malla, para el caso de 0.5 Mach. (El resto se muestra en **anexos**).

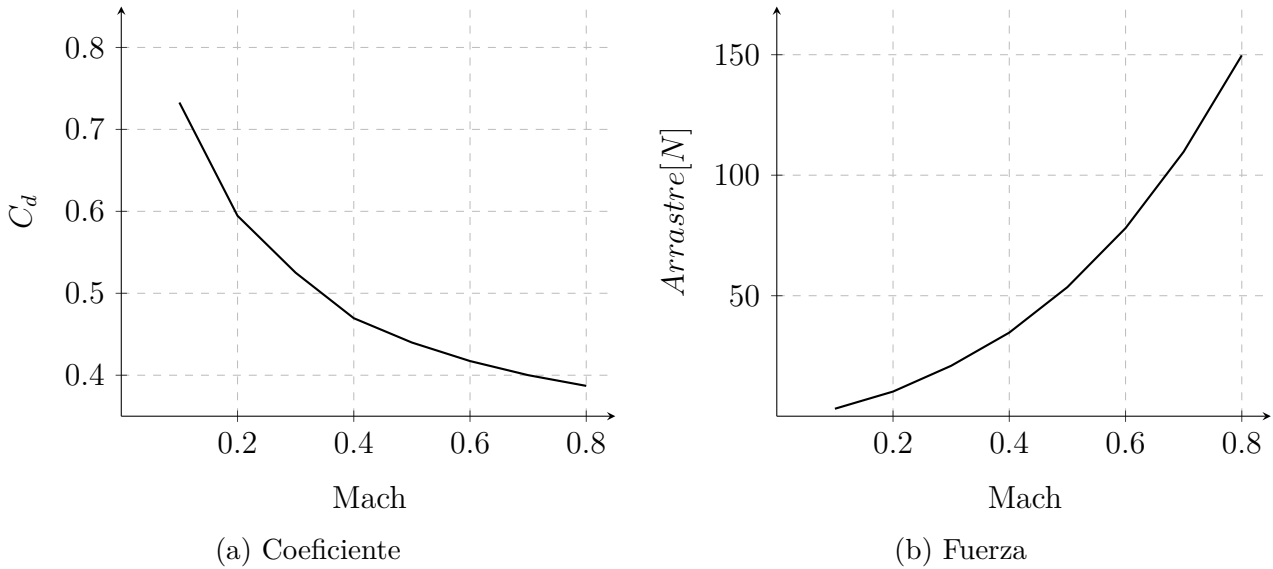


Figura 3.22: Comportamiento de la fuerza de arrastre respecto al Mach. Dentro del rango de trabajo.

3.3. Disipación de energía

Para tratar el tema de conocer la energía que se debe de disipar a través del uso del freno aerodinámico, se abordó desde el enfoque de la cantidad de trabajo realizado. Recordando la definición del trabajo, como la integral de la fuerza aplicada en una distancia, se concretó en conocer el trabajo negativo realizado por la fuerza de arrastre y el peso a lo largo de la trayectoria recorrida. Como se mostró en la dinámica de vuelo, la única fuerza que se oponía a que el cohete se frenara era la fuerza de empuje entregada por el motor, sin embargo, posterior al M.E.C.O., las fuerzas restantes aplicadas en el cohete son contrarias a su desplazamiento, responsables de frenarlo o dicho de otra forma, disipar su energía.

Conceptualizado el problema, la energía que se requirió disipar fue la que el cohete posee desde que desacelera a 0.8 Mach, hasta que llega al apogeo de 9,300 [m], con una velocidad nula. Para obtener el trabajo negativo realizado se requirió conocer la fuerza aplicada, en una determinada distancia, lo cual, gracias a los análisis CFD de la sección anterior, así como los datos obtenidos del simulador de vuelo, ya son conocidos, mostrados en la Figura 3.23.

Para calcular el trabajo se usó el programa *Matlab*, donde se realizó la integral numérica a partir de los puntos mostrados en la Figura 3.23, obteniendo un trabajo total de $-1.26\text{E}+06$ [J]. Conocida la energía a disipar, se planteó una nueva lista de valores de la fuerza total que generaran el mismo trabajo en una menor distancia, específicamente en 2,495.4 [m]. Esta distancia se obtuvo al restar los 300 [m] de exceso a la distancia recorrida entre el instante de 0.8 Mach, hasta que alcanza el apogeo, a los 9,334 [m], según la simulación.

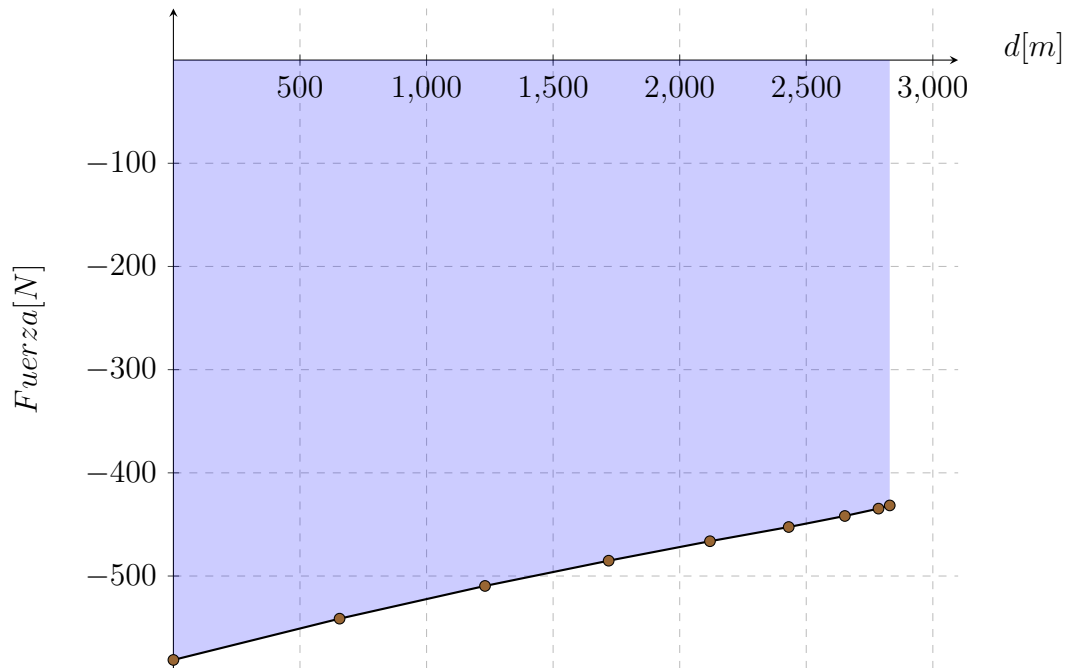
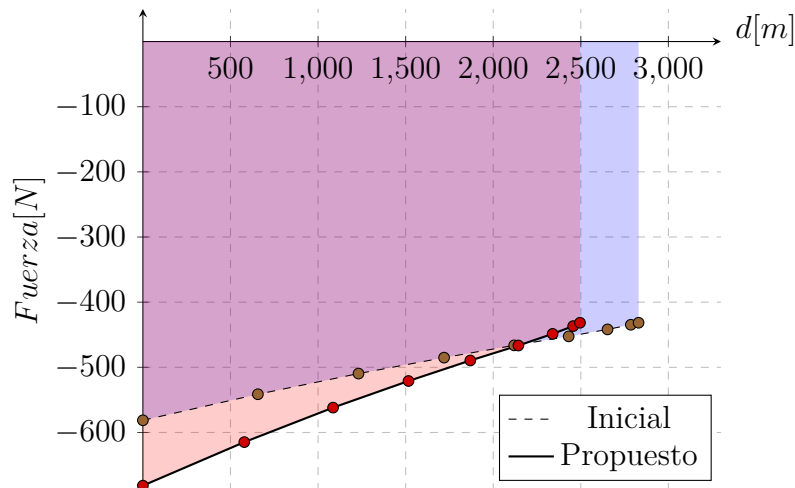


Figura 3.23: Comportamiento de la fuerza total teórica aplicada en el cohete *Xitle*, partiendo de la altura en la que se alcanza 0.8 Mach, hasta que se alcanza el apogeo. El trabajo negativo generado se muestra como la zona sombreada.

Para tener un objetivo claro del incremento en la fuerza de arrastre se analizó su aporte en el trabajo generado, la cual, a diferencia del peso, tiene un comportamiento variable. El primer paso fue conocer el incremento relativo de la fuerza de arrastre respecto a la velocidad anterior analizada, partiendo de 0.7 Mach. De igual manera se obtuvo el incremento porcentual de la distancia recorrida respecto a la distancia total recorrida. Conocidos estos comportamientos, se escalaron a la distancia de trabajo objetivo, así como a los valores de la fuerza de arrastre, lo suficiente grandes para generar el trabajo requerido. A partir de varias iteraciones se obtuvieron los nuevos valores, mostrados en la Figura 3.24, los cuales generan un trabajo de $-1.37\text{E}+06$ [J], siendo más grande que el objetivo por un 10 %, con un valor máximo de la fuerza de arrastre de -250 [N]. También se puede observar la forma en la que el arrastre aporta a la fuerza total, siendo el peso de -431 [N] un valor constante. Para facilitar su visualización, se puede imaginar un rectángulo con la base de $2,495.4$ [m] y una altura de -431 [N].

Debido a que en el simulador de vuelo la aceleración gravitacional se consideró constante, el peso en esta etapa del vuelo se mantiene constante. Como resultado se conoció que la fuerza de arrastre debe de tener un incremento aproximado del 70 % en su magnitud, respecto a los valores iniciales.



Propuesta		
Zona de trabajo [m]	Arrastre [N]	F. tot. [N]
0.00	-250.00	-681.59
578.88	-183.21	-614.80
1085.52	-130.27	-561.86
1516.26	-89.43	-521.01
1869.16	-57.92	-489.51
2143.50	-34.93	-466.52
2339.03	-17.07	-448.66
2456.30	-5.17	-436.76
2495.41	0.00	-431.59

(b) Lista de valores propuestos.

(a) Valores de fuerza iniciales comparados gráficamente con los valores propuestos.

Figura 3.24: Valores de fuerza propuesta (rojo) para alcanzar un apogeo de 9,000 metros, comparada con los valores originales (azul).

3.4. Necesidades y especificaciones

Partiendo de Ulrich & Eppinger (2013) [43]:

El proceso de desarrollo del concepto implica una distinción entre las necesidades del cliente y especificaciones del producto; esta distinción es sutil pero importante. Las necesidades son independientes de cualquier producto particular que pudiéramos desarrollar; no son específicas del concepto que en última instancia perseguimos. Por otra parte, las especificaciones dependen del concepto que seleccionemos. Las especificaciones para el producto que escogemos desarrollar dependerán de lo que sea técnica y económicamente factible y de lo que nuestros competidores ofrezcan en el mercado, así como las necesidades del cliente...

En este caso de estudio, la necesidad base es *reducir la altura que el cohete Xitle alcanzará en un vuelo, pensado para 9,300 metros teóricos, a 9,000 metros*. A partir de la idea general, se muestra en la Tabla 3.9 las necesidades que se consideraron pertinentes para el desarrollo de este dispositivo de frenado aerodinámico.

Num.		Necesidades	Importancia
1	El FA	tiene un diseño sencillo.	3
2	El FA	es compacto.	2
3	El FA	tiene pocas piezas.	2
4	El FA	es ligero.	1
5	El FA	tiene materiales resistentes.	3
6	El FA	resiste a las condiciones máximas del vuelo del cohete Xitle.	1
7	El FA	es robusto y confiable.	1
8	El FA	puede soportar mayores cargas a las de uso recomendado.	1
9	El FA	transmite adecuadamente las cargas estructurales.	1
10	El FA	puede trabajar en condiciones de polvo y altas temperaturas.	2
11	El FA	es fácil de reparar.	3
12	El FA	se integra fácilmente al fuselaje.	1
13	El FA	es fácil de ensamblar.	2
14	El FA	es fácil de limpiar.	3
15	El FA	se despliega con facilidad.	1
16	El FA	despliega sus superficies de forma simultánea.	1
17	El FA	es fácil de activar.	2
18	El FA	no afecta sustancialmente la longitud del cohete Xitle.	2
19	El FA	frena adecuadamente al cohete Xitle.	1
20	El FA	mantiene al cohete Xitle aerodinámicamente estable, una vez desplegado.	1
21	El FA	mantiene la sección transversal del cohete Xitle cuando no está desplegado.	1

Tabla 3.9: Lista de necesidades para el freno aerodinámico (FA) a diseñar.

Como resultado de identificar las necesidades a cumplir, se procedió a traducir dichos enunciados a métricas acotadas, con el fin de establecer las especificaciones a cubrir con el sistema propuesto, desde un punto de vista ingenieril. Algunos de estos parámetros son resultado del análisis previo a esta sección del trabajo, desde los resultados obtenidos del simulador de vuelo, hasta el análisis de trabajo realizado. A partir de estas métricas se generaron las propuestas conceptuales, así como el diseño final, posteriormente.

Num.	Num. de necesidad	Métrica	Importancia	Unidades	Valor marginal	Valor ideal
1	1, 2, 4, 15, 17 y 20	Masa total	1	kg	<1.5	<0.5
2	1, 3, 11, 13 y 14	Tiempo de desensamble/ensamble para mantenimiento	2	min	<30	<15
3	2, 4, 12, 18	Tiempo de integración al cohete Xitle	2	min	<30	<10
4	5, 6, 7, 8, 9, 19 y 21	Resistencia a la compresión	1	kN	<6.03	9.05
5	5, 6, 7 y 10	Temperatura máxima de trabajo	1	°C	<42	<50
6	5, 6, 7 y 10	Temperatura mínima de trabajo	1	°C	>- 56	>- 60
7	1, 3, 7, 11, 13, 14, 15, 16 y 17	Actuadores necesarios	3	Unidad	2	1
8	2, 21	Diámetro no desplegado	1	mm	164 - 165	164
9	4, 7, 15 y 19	Tiempo de despliegue	1	s	<3	<1
10	1, 3 y 11	Costo unitario de manufactura	3	\$ MXM	<15,000.00	<10,000.00
11	5, 6, 7, 8, 19	Arrastre máximo	1	N	<200	300
12	2, 4, 18 y 20	Calibre de estabilidad	1	[1]	<1.5	4.5
13	5, 6, 7, 8 y 19	Velocidad de <i>flutter</i>	1	m/s	>460	690

Tabla 3.10: Especificaciones objetivo finales.

CAPÍTULO 4

Etapa de diseño

Como primer punto, se emplearon las necesidades y especificaciones para enunciar los criterios de diseño, dichos que serán usados en la selección del concepto a desarrollar, a partir de una matriz de decisiones. Posterior a la selección un concepto de diseño, se inició la fase de diseño de detalle, donde se diseñó de forma ingenieril la estructura, así como el mecanismo que desplegará el dispositivo. Esta fase se apoyó de análisis tipo FEA y CFD. Al final de este capítulo se obtuvo el diseño final del concepto propuesto, capaz de trabajar en el rango de trabajo estructural/aerodinámico, de forma segura.

4.1. Sintetización

Como fase inicial, se establecieron los parámetros de diseño, inspirados en las necesidades y especificaciones mostradas anteriormente. Como menciona *Dieter & Schmidt (2021) [42]*, el diseño se puede percibir de diferentes formas, las cuales menciona como *Diseño original, Adaptación del diseño, Rediseño y Selección de diseño*. Respecto a este trabajo, lo realizado podría catalogarse como una adaptación del diseño, debido a que las propuestas que se mostraron, así como el concepto seleccionado se definieron a partir del contexto mostrado en la sección del **Estado del Arte**, procurando que los conceptos propuestos se apegaran a las necesidades a solventar.

Con motivo de obtener el peso relativo de los parámetros de diseño se realizó una matriz de comparación por pares, con el objetivo posterior de desarrollar una matriz de decisiones para identificar el mejor concepto. Como resultado del estudio del estado del arte, se realizaron tres propuestas de conceptos, mostrados en la Tabla 4.1.

Criterios de diseño	Peso	Costo	Tamaño	Número de piezas	Velocidad de actuación	Facilidad de manufactura	Facilidad de ensamble	Serviciabilidad	Independencia de fuselaje	Suma	Factor de peso	
Peso	1	0	1	1	1	1	1	1	1	7	0.19	
Costo	0	1	0	1	0	0	1	0	0	2	0.06	
Tamaño	1	1	1	0	0	0	0	1	1	4	0.11	
Número de piezas	0	0	1	1	1	0	0	1	0	3	0.08	
Velocidad de actuación	0	1	1	0	1	1	1	1	0	5	0.14	
Facilidad de manufactura	0	1	1	1	0	1	1	0	1	5	0.14	
Facilidad de ensamble	0	0	1	1	0	0	1	0	0	2	0.06	
Serviciabilidad	0	1	0	0	0	1	1	1	0	3	0.08	
Independencia de fuselaje	0	1	0	1	1	0	1	1	1	5	0.14	
										Total	36	1.00

Tabla 4.1: Matriz de comparación por pares, usando los parámetros de diseño.

4.1.1. Tres hojas

Este concepto consiste en una estructura compuesta de tres elementos que rotan, apoyadas de pivotes, hacia fuera del fuselaje. La distribución de estas estructuras es uniformemente angular. El movimiento es proporcionado por un motor, ubicado en el centro de la estructura, con un engrane en su eje. A partir de una sección de engranes en cada uno de las tres estructuras, se puede controlar su posición. La sección *mojada* de los elementos desplegados tiene un eje de simetría, la cual, en su punto de mayor recorrido, coincide con radios de la circunferencia del fuselaje a 120° .

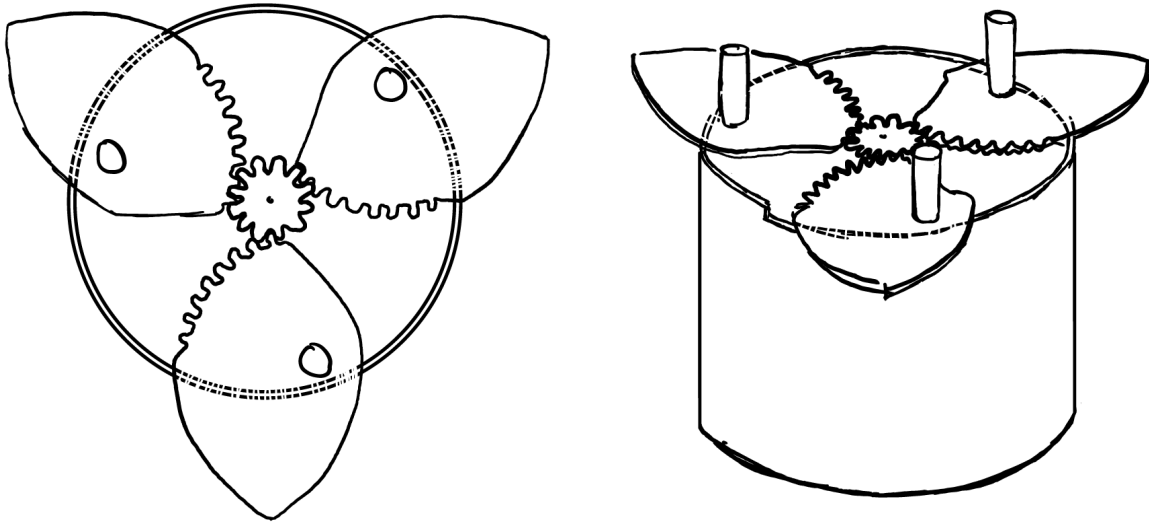


Figura 4.1: Concepto de tres hojas.

4.1.2. Bilateral

Este concepto consiste en dos elementos planos, los cuales se mueven de forma lineal, a partir de un mecanismo de *piñón - cremallera*. Para restringir su movimiento hacia los lados se añadieron dos rieles por cada elemento, donde uno se encuentra debajo de cada cremallera. Dichos rieles aportan tanto la restricción de un grado de libertad, así como un límite extra de desplazamiento.

El movimiento es proporcionado por un motor conectado al piñón de forma directa. Este concepto proporciona un incremento en el arrastre de forma homogénea, ya que el incremento del área de la sección transversal siempre es simétrico.

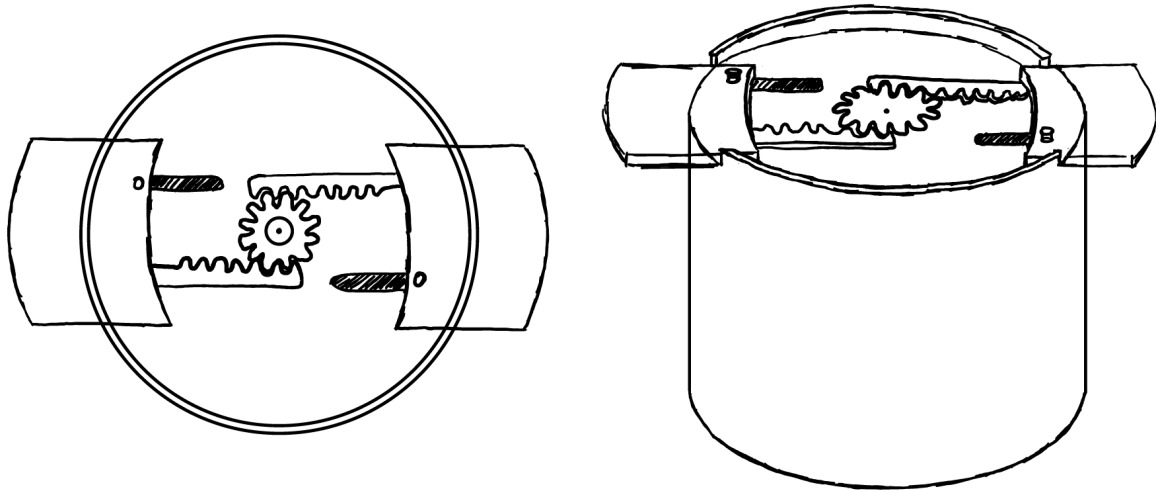


Figura 4.2: Concepto bilateral.

4.1.3. Sombrilla

Este concepto consiste en cuatro elementos de una geometría procedente del fuselaje, los cuales obtienen su movimiento por causa de un tornillo sin fin, dicho que al rotar genera el desplazamiento vertical de un elemento con rosca interna (tipo tuerca), del cual están sujetadas bielas, empleadas para transmitir el movimiento a los cuatro elementos, sujetos por una bisagra, la cual restringe su movimiento a un grado de libertad.

La rotación del tornillo sin fin proviene de un motor, el cual tiene su eje conectado directamente al tornillo sin fin. Este tornillo sin fin está contenido por dos discos, los cuales cumplen la función de sujetarlo al fuselaje, así como de mantener su posición centrada respecto al eje axial del fuselaje.

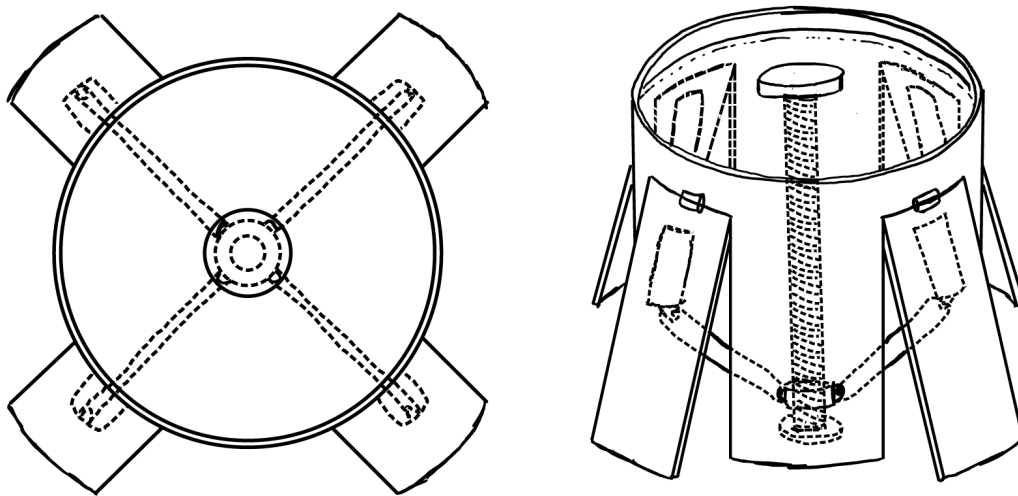


Figura 4.3: Concepto de sombrilla.

Una vez mostradas las propuestas conceptuales, se realizó la matriz de decisión mostrada en la Tabla 4.2, basada en los parámetros de diseño, así como en su factor de peso. Para este caso se usó una escala del 0 al 5, mostrada en la Tabla 4.3.

Criterios de diseño		Fac. de peso	3 HOJAS		BILATERAL		SOMBRILLA	
			Calificación	Puntos	Calificación	Puntos	Calificación	Puntos
1	Peso	0.19	4	0.78	4	0.78	3	0.58
2	Costo	0.06	3	0.17	3	0.17	3	0.17
3	Tamaño	0.11	5	0.56	5	0.56	2	0.22
4	Número de piezas	0.08	4	0.33	5	0.42	3	0.25
5	Velocidad de actuación	0.14	5	0.69	5	0.69	4	0.56
6	Facilidad de manufactura	0.14	4	0.56	4	0.56	3	0.42
7	Facilidad de ensamble	0.06	4	0.22	4	0.22	3	0.17
8	Serviciabilidad	0.08	3	0.25	3	0.25	4	0.33
9	Independencia de fuselaje	0.14	3	0.42	4	0.56	2	0.28
				3.97		4.19		2.97

Tabla 4.2: Matriz de decisión entre las tres propuestas conceptuales.

Calificación	Descripción
0	Solución totalmente inservible
1	Solución bastante inadecuada
2	Solución mediocre
3	Solución satisfactoria
4	Solución buena
5	Solución excelente

Tabla 4.3: Ponderación de métrica seleccionada.

Como resultado del uso de estas herramientas de diseño se definió que la propuesta conceptual a desarrollar es la de configuración **Bilateral**.

4.1.4. Propuesta final

A partir del concepto seleccionado se desarrolló una propuesta de ensamble general, sin embargo la etapa de diseño de detalle únicamente se realizó para las superficies desplegadas. El punto de partida fue conocer si este arreglo podría generar el arrastre esperado, realizándose una propuesta realista del área desplegada, que posteriormente se analizó por CFD para conocer su fuerza de arrastre. Este modulo se ubicó debajo de la bahía de aviónica, como se muestra en la Figura 4.4, ya que la actuación del dispositivo de frenado aerodinámico requiere ser dirigido a partir de las señales de una computadora de vuelo.

Longitud desplegada

Esta propuesta consideró una región encargada de mantener el fuselaje unido del 8.5 % del área total. El espesor de las superficies que se despliegan son de un grosor de 15 [mm]. Debido a que no se conocía el comportamiento del arrastre en función del área desplegada, se propusieron tres configuraciones de longitud de recorrido: 30 [mm], 35 [mm] y 40 [mm]. Estas configuraciones

lograron incrementar el área un 27 %, 32 % y 37 %, respectivamente, respecto al área original, contenida por la circunferencia del fuselaje y las aletas.

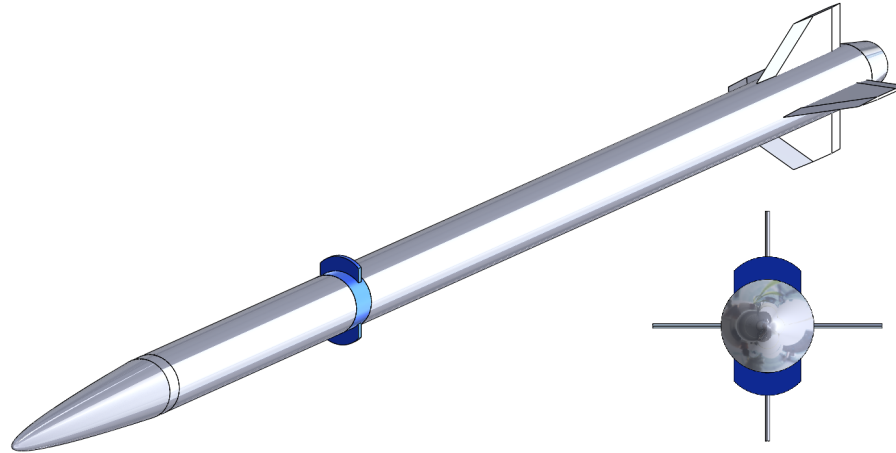


Figura 4.4: Propuesta inicial con 4 [cm] de despliegue de concepto *Bilateral* integrado en el cohete *Xitle*.

Ya que estos análisis por CFD se realizaron para conocer cuál sería la longitud adecuada para generar el arrastre objetivo, se realizaron únicamente los análisis respectivos para el caso de máxima carga aerodinámica, siendo en las condiciones de 0.8 Mach, las cuales se muestran en la Tabla 3.7. A pesar de que esos valores son referentes al análisis dinámico sin el dispositivo aerodinámico implementado, es el instante en el cuál comenzaría su uso. Para estos análisis se empleó el mismo volumen de control, así como la configuración del *solver*, modificando únicamente la malla a partir de tratamientos locales, como se muestra en la Tabla 4.4, dirigidos a capturar la perturbación del flujo a causa de las superficies desplegadas.

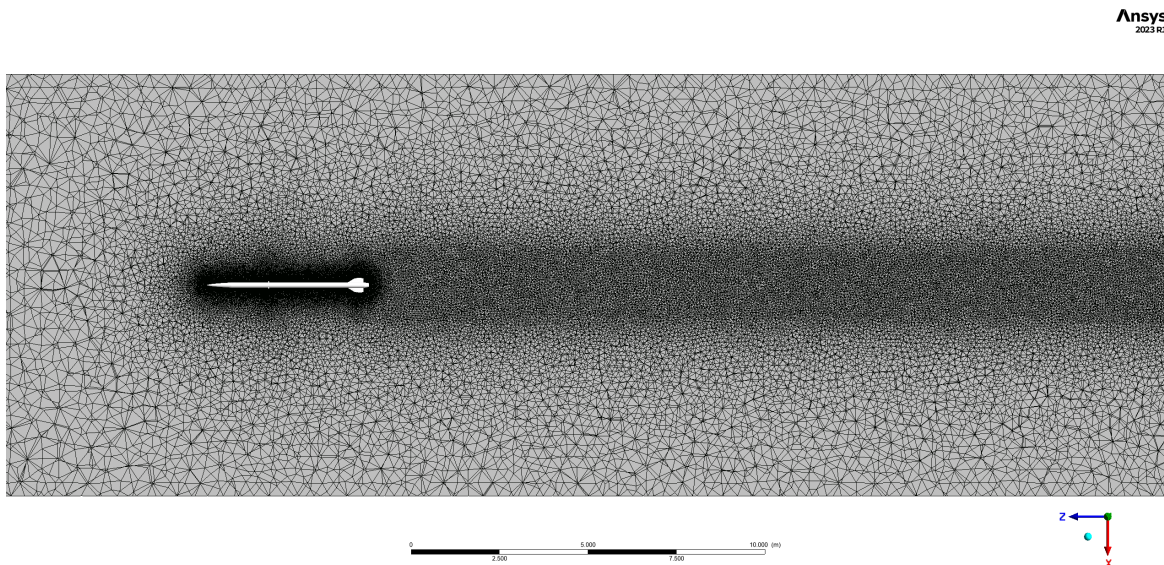


Figura 4.5: Malla para análisis CFD preliminar, aplicado al caso de carga aerodinámica máxima. Caso de 35 [mm].

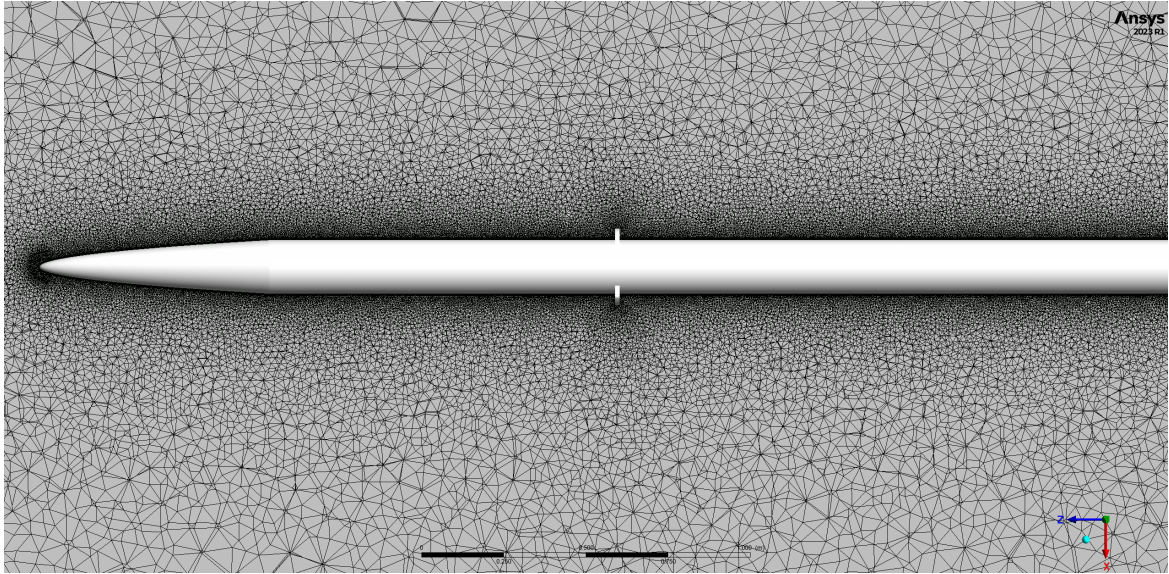


Figura 4.6: Resultado de tratamientos locales para refinamiento en la nariz y las superficies desplegadas. Caso de 35 [mm].

Malla general			Face sizing - caras de la sup. desplegadas		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.3	Tamaño de elemento	m	0.005
Nodos	-	4,294,751	Razón de crecimiento	-	1.08
Elementos	-	15,186,341	Captura de curvatura	-	Deshabilitada
Método	-	Tetraédrico	Captura de proximidad	-	Deshabilitada

Tabla 4.4: Configuración de la malla global y el tratamiento local para el caso de 35 [mm].

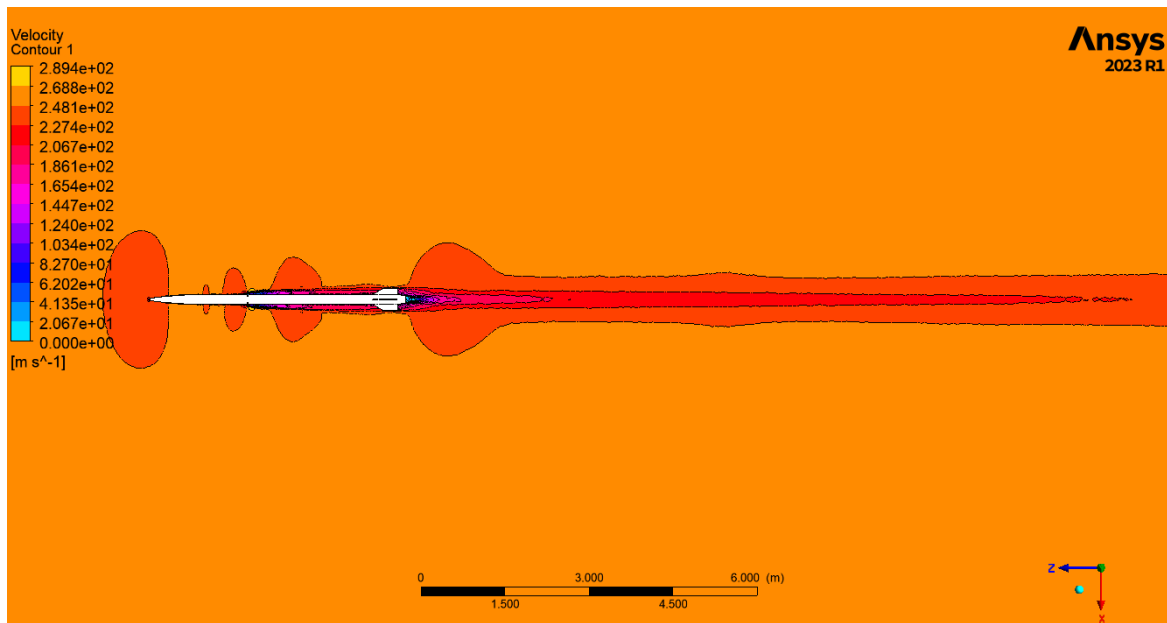


Figura 4.7: Campo escalar de velocidades sobre el plano XZ, abarcando todo el dominio.

A partir de los resultados de las simulaciones se decidió emplear la configuración de 35 [mm], ya que presentó un valor de arrastre global de -239 [N], cercano al valor buscado de -250 [N]. En las Figuras 4.7, 4.8 y 4.9 se muestra el efecto que tiene la implementación del dispositivo propuesto respecto al campo de velocidades, así como los vectores de velocidad al rededor de la superficie desplegada, Figura 4.10.

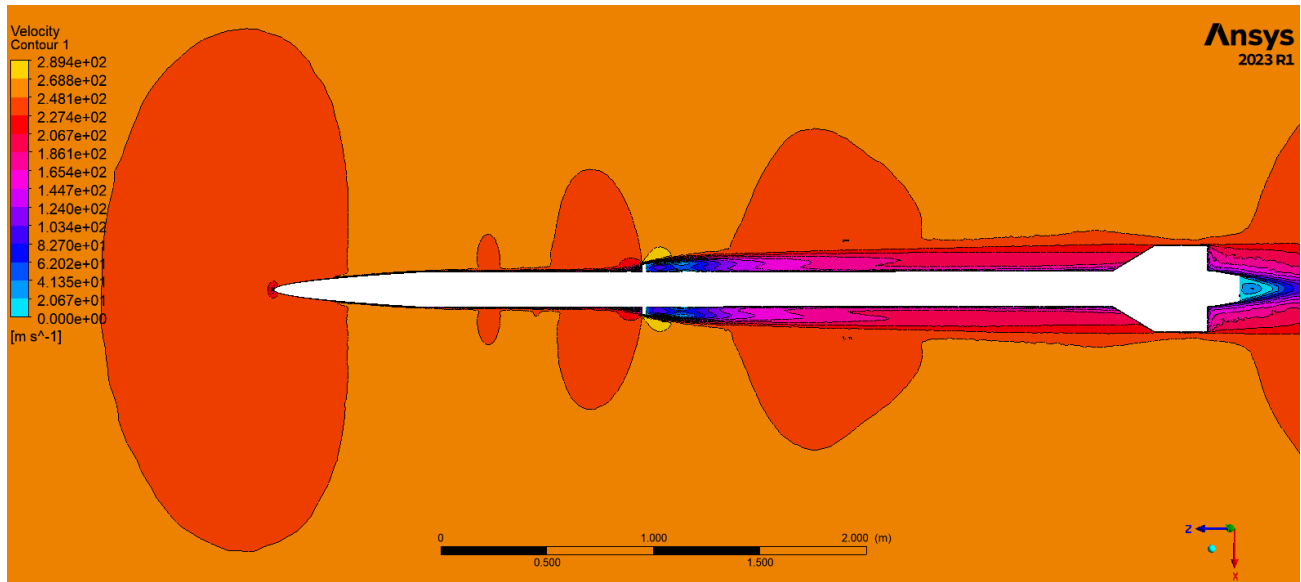


Figura 4.8: Campo escalar de velocidades sobre el plano XZ, alrededor del cohete Xitle.

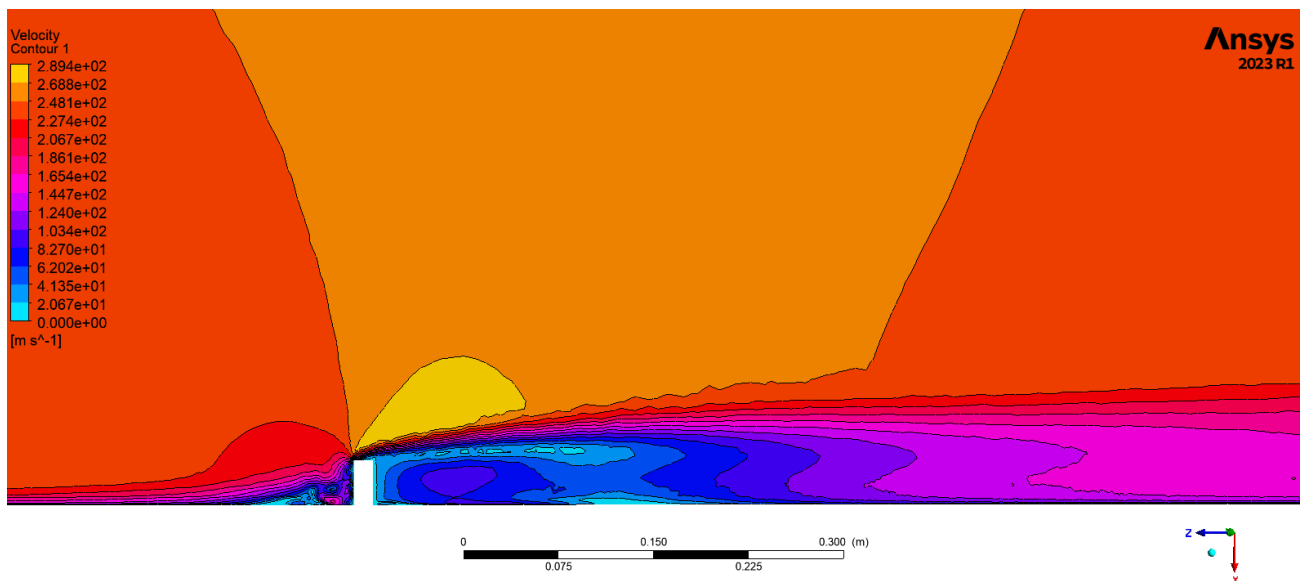


Figura 4.9: Campo escalar de velocidades sobre el plano XZ, al rededor de la superficie de 35 [mm].

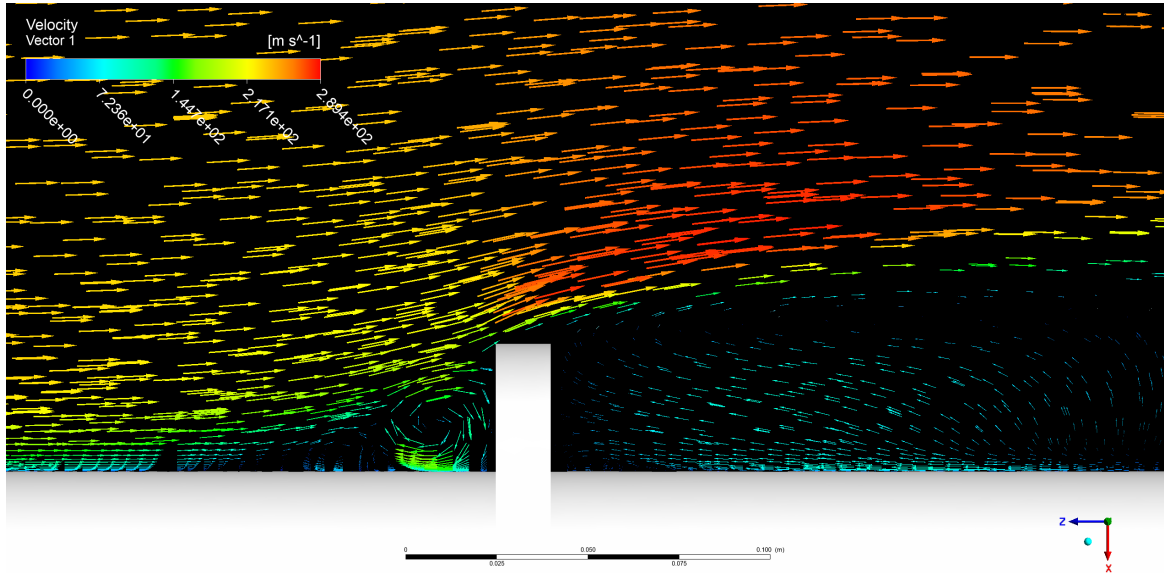


Figura 4.10: Campo de vectores de velocidad sobre el plano XZ, al rededor de la superficie de 35 [mm].

Longitud desplegada

Con la finalidad de cerciorarse de que esta geometría podría generar el trabajo total requerido, mencionado en la tercera sección del capítulo de **Desafíos y objetivos ingenieriles**, se realizaron las simulaciones de los casos restantes, comenzando desde 0.7 Mach, hasta 0.1 Mach.

Para conocer las condiciones de trabajo del sistema se realizó un ajuste en los valores obtenidos del simulador de vuelo. A partir de los valores de distancia recorrida, respecto a velocidad, mostrados en la Figura 3.23, se escaló el comportamiento a la distancia que se debería de recorrer con el sistema de frenado activado, similar a lo realizado también en la sección de **Disipación de energía**. Como resultado de esto se obtuvieron las nuevas alturas a las cuales se esperarían las velocidades de trabajo a analizar. Una vez conocida la nueva altura para cada velocidad, se calcularon las presiones y temperaturas correspondientes a cada caso. En la Tabla 4.5 se pueden observar las nuevas distancias recorridas, así como su velocidad y condiciones atmosféricas.

Mach [1]	Vel. [m/s]	Zona de trabajo [m]	Altura [m]	Den. [kg/m ³]	Pres. aire [Pa]	Temp. aire [°C]
0.8	249.3	0.0	6504.6	0.5203	36092.4	-31.4
0.7	215.8	578.9	7083.5	0.4886	33177.8	-36.5
0.6	183.2	1085.5	7590.1	0.4621	30786.2	-41.0
0.5	151.5	1516.2	8020.8	0.4405	28864.5	-44.8
0.4	120.3	1869.2	8373.7	0.4234	27363.4	-47.9
0.3	89.8	2143.5	8648.1	0.4104	26240.8	-50.4
0.2	59.6	2339.0	8843.6	0.4014	25463.6	-52.1
0.1	29.7	2456.3	8960.9	0.3960	25006.5	-53.1
0.0	0.0	2495.4	9000.0	0.3942	24855.6	-53.5

Tabla 4.5: Valores ajustados de la dinámica de vuelo con el sistema de frenado aerodinámico desplegado.

Conociendo las nuevas condiciones del sistema, se realizaron los análisis restantes, para el caso del desplazamiento de las superficies de 35 [mm], obteniendo los valores de la Tabla 4.6.

Mach	Cd nuevo [1]	Arrastre nuevo [N]	Arrastre orig. [N]	Incremento [%]
0.8	0.4651	-239.28	-149.73	59.81 %
0.7	0.4806	-173.97	-109.73	58.54 %
0.6	0.4786	-118.11	-78.02	51.38 %
0.5	0.5706	-91.69	-53.56	71.19 %
0.4	0.5238	-51.07	-34.69	47.22 %
0.3	0.5387	-28.33	-20.92	35.42 %
0.2	0.5958	-13.52	-10.22	32.25 %
0.1	0.6226	-3.47	-3.09	12.13 %

Tabla 4.6: Valores de la fuerza de arrastre obtenidos con la configuración de 35 [mm], comparados con los valores originales.

Una vez obtenida la variación de la fuerza de arrastre, se calculó el trabajo realizado para el caso del FA¹ de 35 [mm], de igual manera como en los casos anteriores, resultando en un valor de $-1.3570E+06$ [J], 8.12 % mayor que el objetivo, como se muestra en la Figura 4.12.

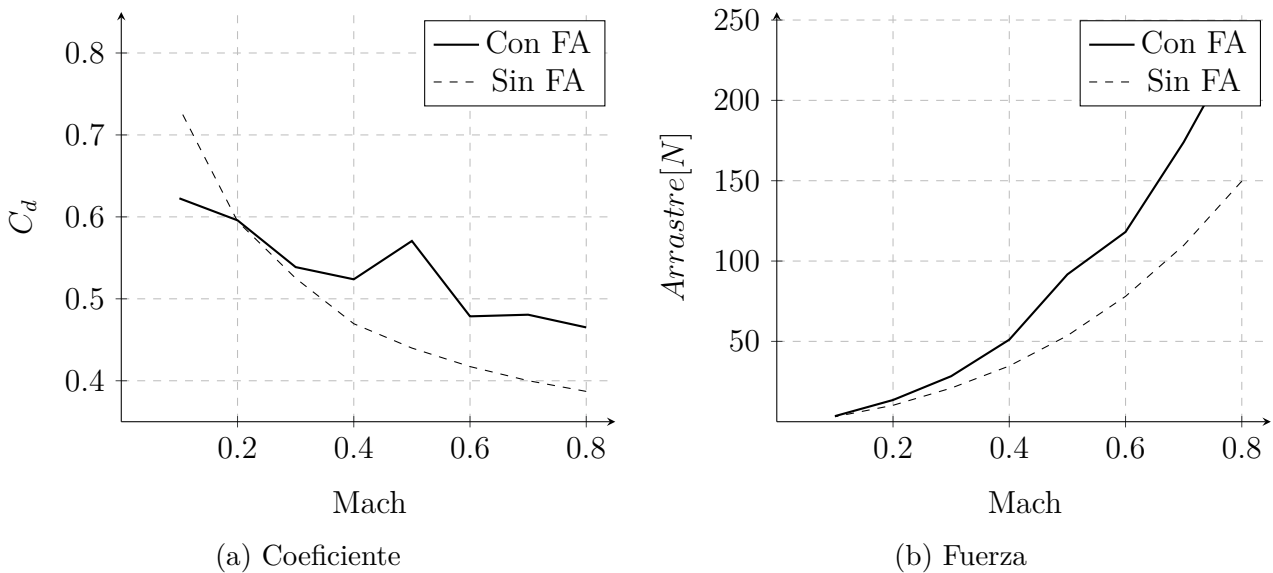


Figura 4.11: Comportamiento de la fuerza de arrastre antes y después de la implementación del freno aerodinámico (FA), respecto al Mach. Dentro del rango de trabajo.

¹Freno Aerodinámico

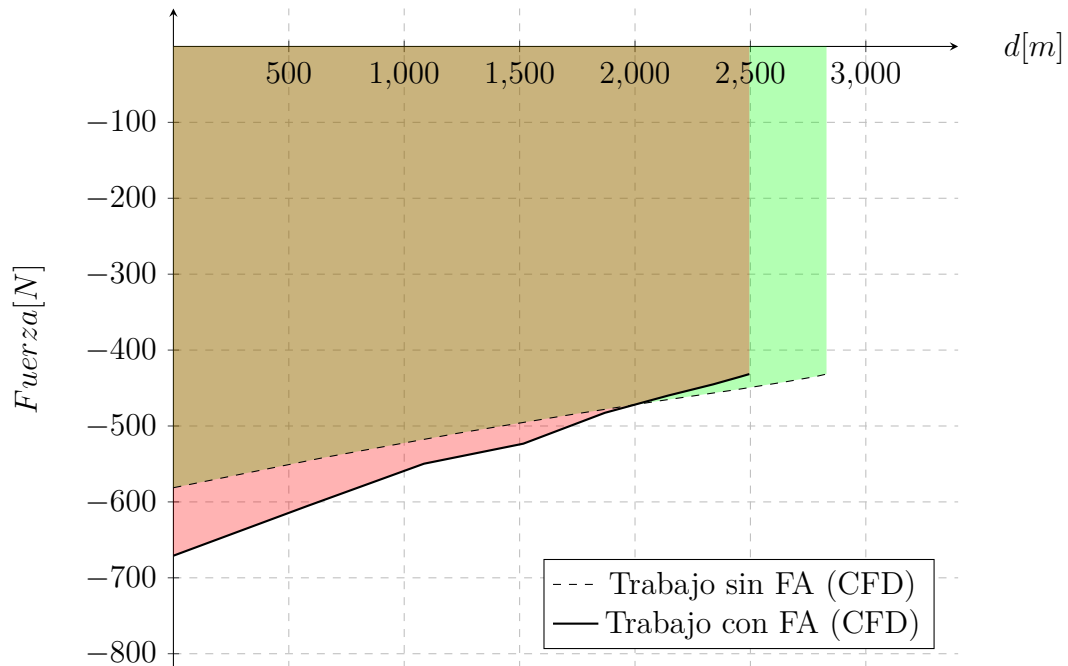


Figura 4.12: Comparativa del trabajo generado por las fuerzas obtenidas por análisis CFD cuando no se tiene FA (rojo) y los valores obtenidos por los análisis CFD usando el FA (verde).

4.2. Propuesta de ensamble

Una vez determinada la longitud del área desplegada, se definió la arquitectura del sistema a diseñar. Esta sección se dividió en dos partes, la primera hace referencia a la selección de los componentes comerciales necesarios para la actuación del sistema, por otro lado, la segunda parte hace referencia al diseño de la pieza base del ensamble de las superficies desplegadas, así como a las cremalleras y soportes de las guías lineales y las mismas superficies desplegadas.

4.2.1. Componentes comerciales

Como primer paso se definió el tipo de mecanismo que sería el responsable de desplegar las superficies de la forma deseable, resultando en la elección de un mecanismo dual tipo *piñón-cremallera*, como se puede observar en la Figura 4.13. A partir de esta decisión se identificaron las partes necesarias para el correcto funcionamiento de este mecanismo, referentes a los conceptos de la restricción de grados de libertad, así como de los actuadores necesarios.

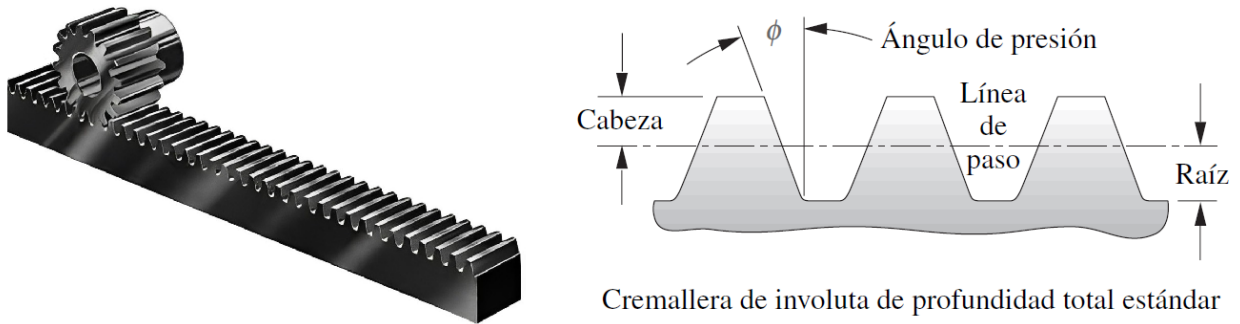


Figura 4.13: Ejemplo de mecanismo tipo *piñón - cremallera*. (Norton, 2009) [69].

El actuador que se seleccionó para este mecanismo fue un servomotor, el cual tiene la capacidad de controlar de forma angular su recorrido, facilitando su integración con la computadora de vuelo. Entre las opciones comerciales se seleccionó el modelo DS3235 de la marca *DSSERVO*, mostrado en la Figura 4.14. Su selección se basó principalmente de los materiales con los que está fabricado, así como la robustez de trabajo que garantiza.



Figura 4.14: Servomotor modelo DS3235, marca *DSSERVO* [70].

Con el propósito de transmitir la rotación del servo al piñón, se seleccionó el cople metálico de servo a eje modelo 4010, de la marca *Servocity*, el cual permite transmitir de forma directamente coaxial el movimiento de un servo de 25 dientes a un eje de 1/4 [in], mostrado en la Figura 4.15.



Figura 4.15: Cople de servmotor 25T a eje de 1/4", marca *Servocity* [71].

En caso del piñón, se buscaron opciones que fueran de materiales resistentes, resultando en la selección del engrane modelo 4001, de la marca *GLOBACT*, mostrado en la Figura 4.16, el cual es elaborado en acero. Este componente cuenta con 54 dientes, diámetro externo de 1.77 [in] y módulo de 0.8, siendo los parámetros base para el diseño de las respectivas cremalleras.



Figura 4.16: Engrane 54T, marca *GLOBACT*. [72]

Respecto a la restricción de los grados de libertad se requirieron un tipo de guías lineales que únicamente permitirán un grado de libertad. Consultando componentes comerciales se encontraron las guías lineales tipo MG, de las cuales se seleccionó el modelo MGW12H, de la marca *HIWIN*, principalmente por sus dimensiones, orientadas al empaquetamiento y el soporte de las superficies desplegadas. Estas guías están pensadas para ubicarse debajo de las superficies desplegadas, siendo el carro de la guía la pieza sobre la cual se apoye cada superficie .

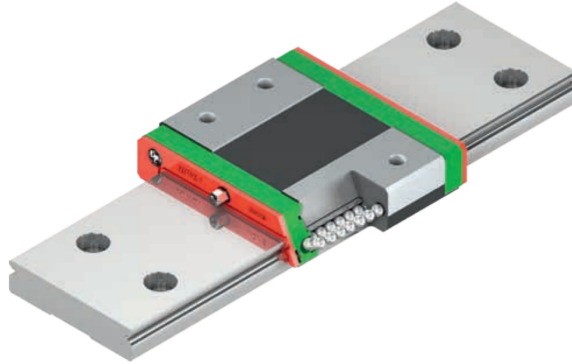


Figura 4.17: Ejemplo de guía lineal tipo MGW. De la marca *HIWIN*. [73]

4.2.2. Diseño de componentes

Selección de materiales

Como paso previo al diseño de los componentes, se seleccionaron los materiales a emplear para su manufactura. Esta selección se basó en la metodología de selección de materiales de *Ashby* (2011) [74]. Las herramientas usadas fueron las gráficas de propiedades de materiales. Para el caso de las superficies desplegadas, es posible hacer una similitud con un caso de viga, en una configuración de *cantiléver*. Dentro de los casos mostrados en la bibliografía, se encuentra el modelo de viga, con peso mínimo y rigidez prescrita, resultando en el índice de material mostrado en la Ecuación 4.1.

$$\frac{E^{1/2}}{\rho} \quad (4.1)$$

Este índice muestra principalmente las propiedades de interés a considerar para la selección del material, siendo el *módulo de elasticidad* E y la *densidad* ρ . En la Figura 4.18 se muestra la gráfica empleada, a su vez apoyándose de la Figura 4.19, la cual muestra los niveles de rigidez de los materiales, se identificó que los metales, cerámicos e híbridos presentan los mayores valores del Módulo de Elasticidad. Retomando la Figura 4.18, se observó que dichas familias están bastante juntas, a comparación de las demás. Con el fin de acotar a mayor nivel, se descartaron los materiales frágiles, siendo los cerámicos. Esto permitió disminuir las opciones a la familia de los materiales metálicos e híbridos. Posteriormente se consideró el proceso de manufactura, donde los materiales metálicos requieren procesos más sencillos que los híbridos, como por ejemplo la fibra de carbono (*CFRP*), así como la fibra de vidrio (*GFRP*). La opción final resultó ser la familia de materiales metálicos, de los cuales, como se puede observar en la Figura 4.18, los que presentan menor densidad y por consiguiente, un menor peso en la pieza final, son las aleaciones de Magnesio y las de Aluminio, siendo éstas últimas las que presentan un menor costo. Es por estas razones que se finalizó en la selección de un material perteneciente a las aleaciones de Aluminio.

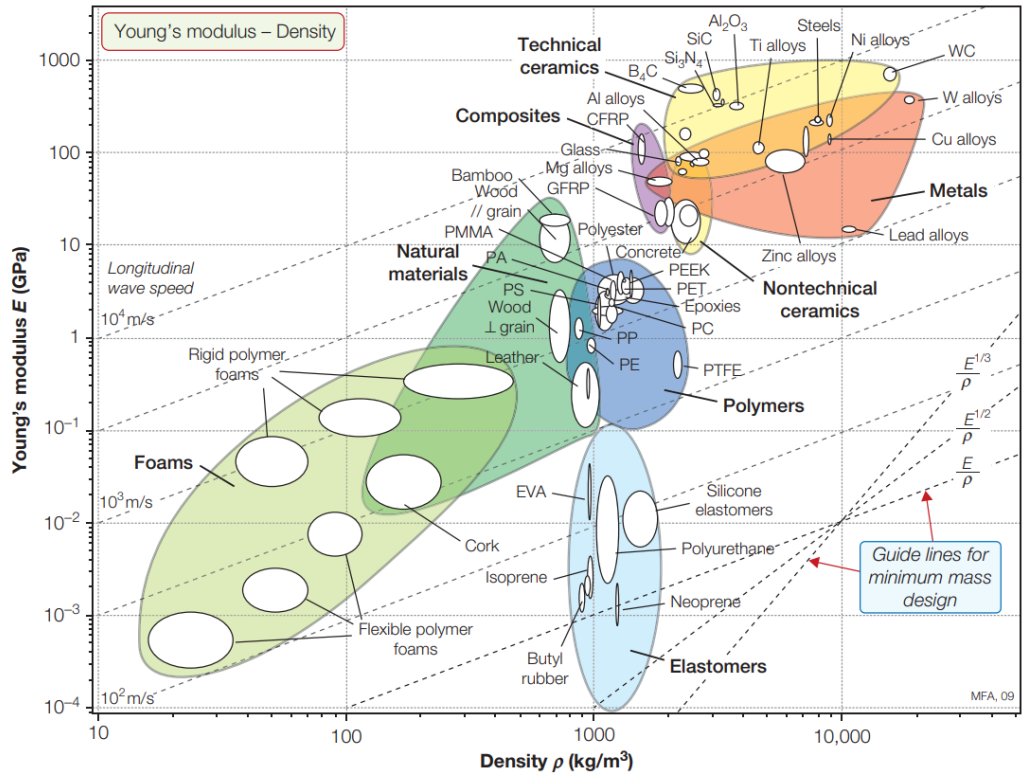


Figura 4.18: Gráfica de módulo de elasticidad E contra densidad ρ . Encapsulando los valores por clases de materiales. (Ashby, 2011)[74].

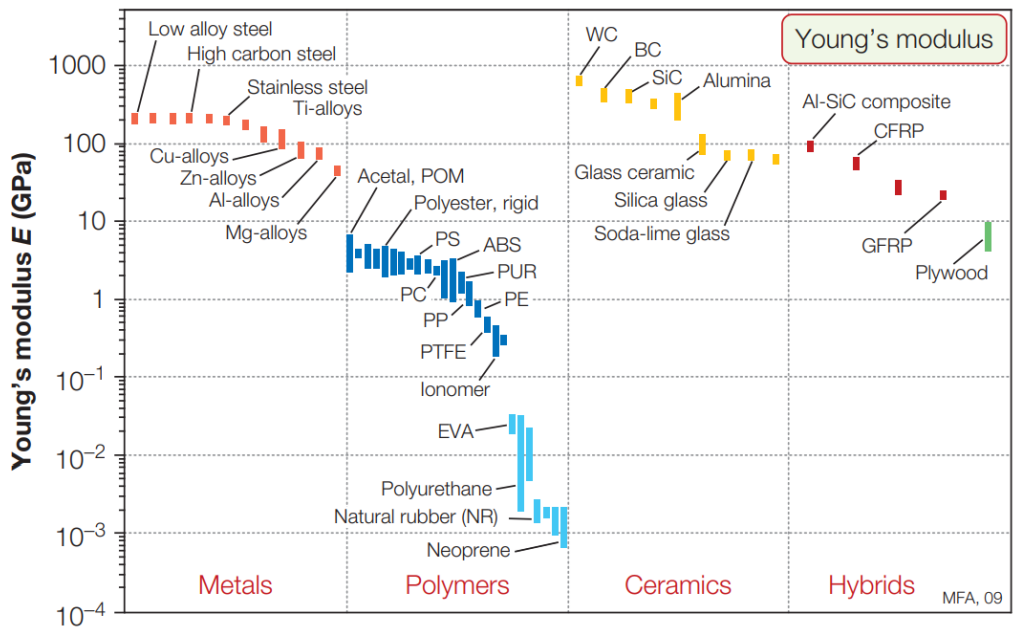


Figura 4.19: Rangos de módulo de elasticidad de las distintas familias de materiales. (Ashby, 2011)[74].

Al consultar a los distribuidores de material cercanos se identificaron las aleaciones 6061-T6, la cual se empleó en las superficies desplegadas, eje de engrane y *housing*, de igual forma se encontró disponible la aleación 3003, empleada para el caso de las cremalleras, así como de la base de las guías lineales. En la Tabla 4.7 se muestran las propiedades mecánicas de estos materiales.

Propiedad	Unidades	6061-T6	3003
σ_Y	Mpa	276	220
E	Gpa	68.9	69
τ_Y	MPa	207	150
<i>G</i>	GPa	26	25
ν	[1]	0.33	0.33

Tabla 4.7: Propiedades de las aleaciones de aluminio seleccionadas. [75]

Superficies desplegadas

Para su diseño se partió por identificar el volumen permitido para distribuir los componentes, principalmente los carros de las guías MGW12H, de las cuales se consideró emplear una para cada superficie desplegada. En esta etapa se emplearon bocetos para identificar las posibilidades óptimas de empaquetamiento de dichas superficies. Como se muestra en la Figura 4.20 se inició con una configuración base, destinada a ubicar la posición de las guías donde se montarían los carros de cada superficie, siendo la circunferencia externa la referente al fuselaje del cohete *Xitle*. Como desarrollo de este concepto se identificó la posibilidad de incrementar la longitud desplegada de cada superficie, al modificar las fronteras de cada superficie con su homóloga, mostrado en la Figura 4.21. Como resultado se obtuvieron las formas básicas de las superficies a desplegar, Figura 4.22, así como la base de las guías lineales, Figura 4.23.

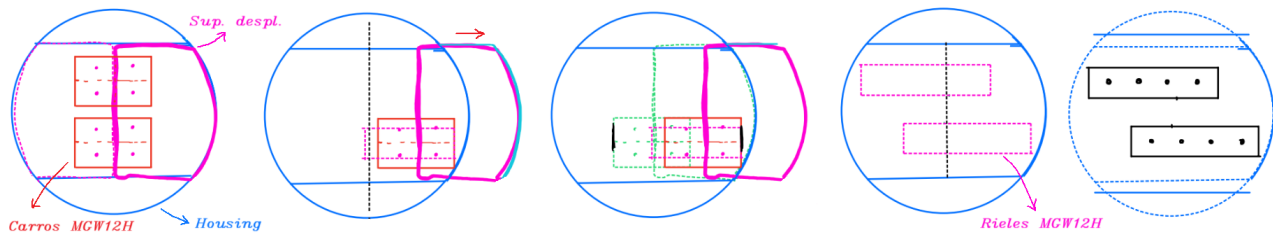


Figura 4.20: Concepto de empaquetamiento inicial.

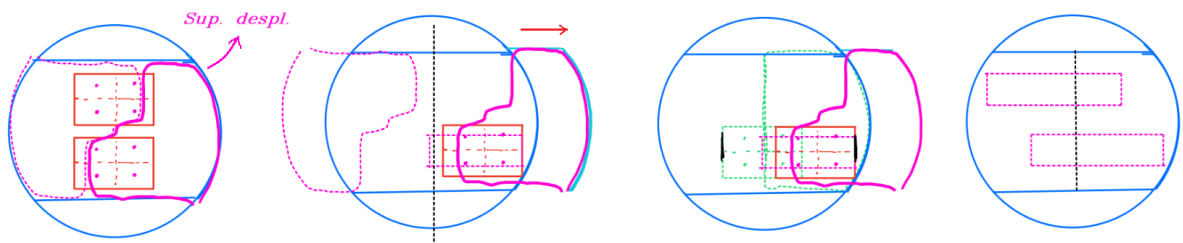


Figura 4.21: Concepto de empaquetamiento final.

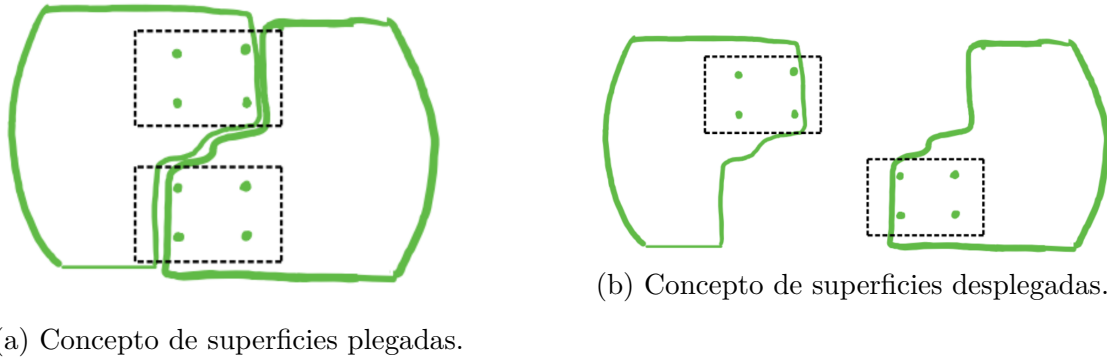


Figura 4.22: Configuraciones del diseño conceptual de las superficies desplegadas.

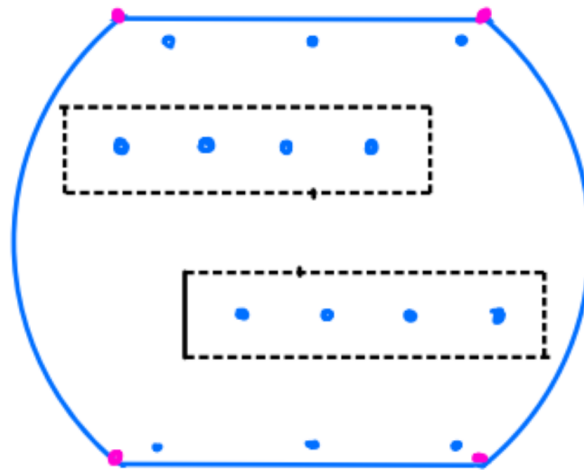


Figura 4.23: Concepto de base sobre la cual se montarán los rieles de las guías MGW12H.

A partir de definir el concepto se procedió a modelar en CAD las superficies desplegadas, empleando las medidas referentes al fuselaje del cohete *Xitle*. De igual manera, para su diseño se consideraron los barrenos de sujeción de los carros de las guías MGW12H, usando una distancia desde el centro de dichos barrenos hasta el borde externo de la pieza de 1.5 veces el diámetro del barreno, el cual es de 2.5 [mm]. Este proceso finalizó en el diseño preliminar de las superficies a desplegar, mostrado en la Figura 4.24, las cuales mantienen una distancia constante entre ellas de 6.7 [mm].

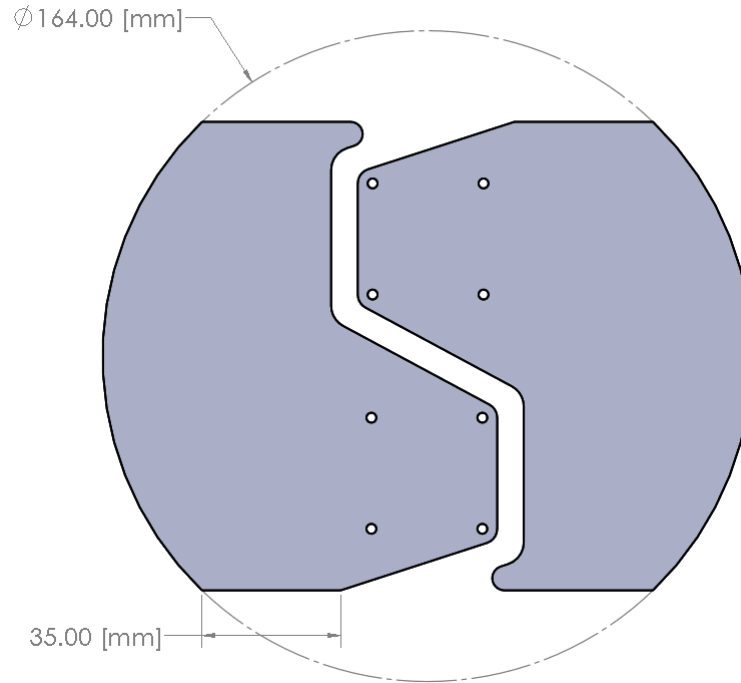


Figura 4.24: Superficies modeladas en CAD, contenidas en el área de la sección transversal del fuselaje del cohete *Xitle*.

Cremalleras

Respecto al diseño de las cremalleras que se contemplaron para despliegue de las superficies, sus dimensiones se basaron en las referentes al piñón comercial de la marca *GLOBACT*, como se muestra en la Tabla 4.8. La longitud seleccionada se basó en la distancia de 35 [mm] que se requiere desplegar. Referente a su ensamble, se emplearon dos tonillos M4, los cuales se atornillan a su respectiva superficie desplegada, ubicados entre los barrenos referentes a los carros de las guías MGW12H, como se observa en la Figura 4.25. Finalmente, para su manufactura se empleó una placa de 0.25 [in].

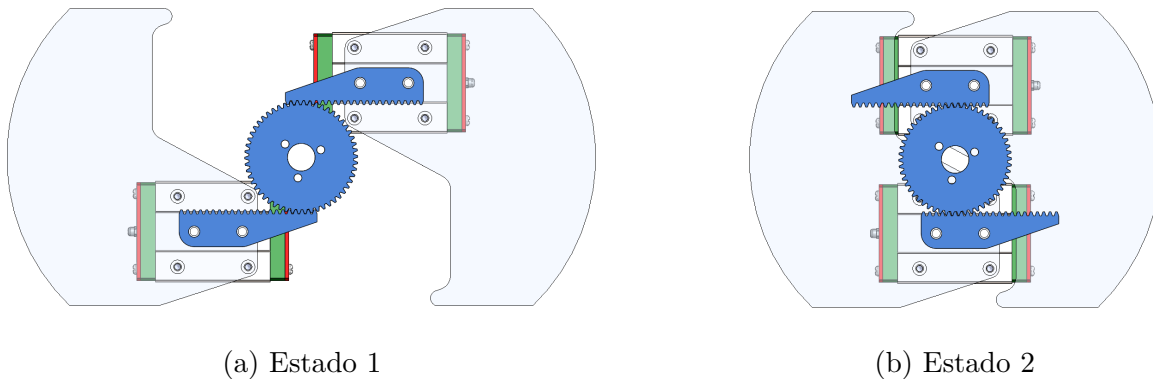


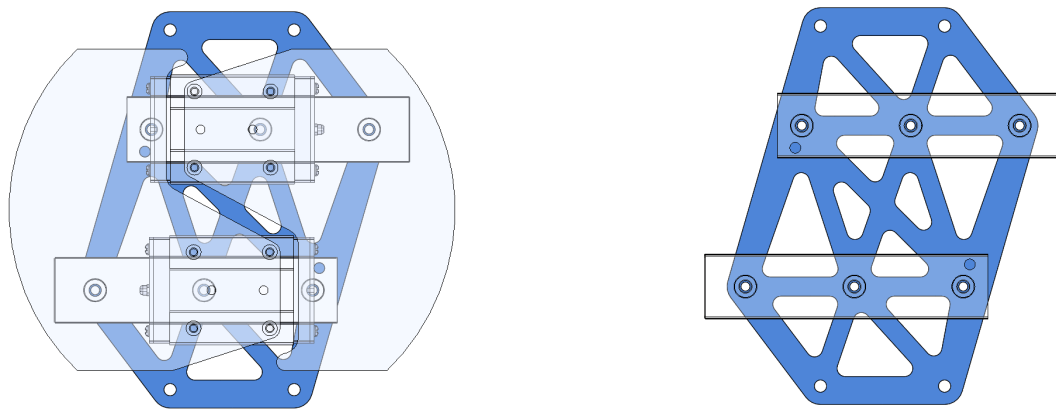
Figura 4.25: Configuraciones del mecanismo engrane - cremallera.

Engrane			Cremallera		
Parámetro	Unidades	Valor	Parámetro	Unidades	Valor
N. dientes	[1]	54	N. dientes	[1]	22
Módulo	[1]	0.8	Módulo	[1]	0.8
ϕ	$^{\circ}$	20	ϕ	$^{\circ}$	20
D. ext	[mm]	44.95			

Tabla 4.8: Parámetros del mecanismo engrane - cremallera.

Soporte de rieles lineales

Se diseñó una estructura sobre la cuál se montaran los rieles de las guías MGW12H, que a su vez fuera una superficie fija, respecto al fuselaje. Basándose en el desplazamiento deseado, se ubicaron los barrenos de dichos rieles, los cuales son para roscas de M4, así como los barrenos necesarios para sujetar este soporte a la *housing* del sistema. Como se muestra en la Figura 4.26, se emplearon tres barrenos para fijar cada riel a la base, así como cuatro barrenos para fijar la base de estos rieles. Con el fin de reducir masa, se generaron aberturas en forma de triángulos, ubicadas entre las líneas de trayectoria de los barrenos, como se muestra en la Figura 4.27. De igual manera se emplearon redondeos para evitar la concentración de esfuerzos en las esquinas de esta estructura. Al igual que el caso de las cremalleras, se empleó una placa de 0.25 [in] de espesor para su manufactura.



(a) Empaquetamiento de las superficies diseñadas, (b) Barrenos para sujetar los rieles de las guías a guías lineales MGW12H y soporte de rieles.

Figura 4.26: Vista superior del ensamble mostrando el empaquetamiento respecto a la placa de soporte de los rieles.

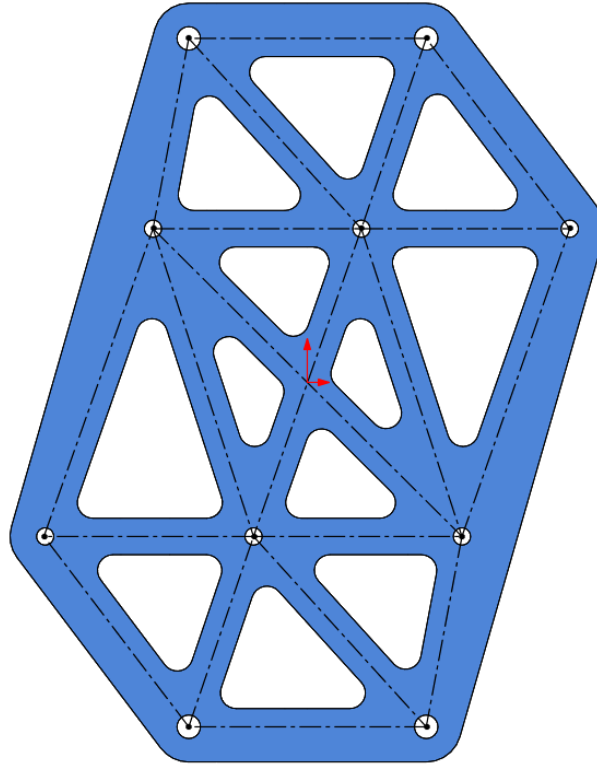


Figura 4.27: Conexiones entre los barrenos de sujeción de la placa de soporte de los rieles.

Eje de engrane

Para transmitir el giro del servomotor, a partir del cople 4010, al engrane de la marca *GLOBACT*, se diseñó un eje el cual se ensambla al engrane a partir de adhesivo, como se muestra en la Figura 4.28. El diámetro del eje que se sujeta por el cople es de 0.25 [in].

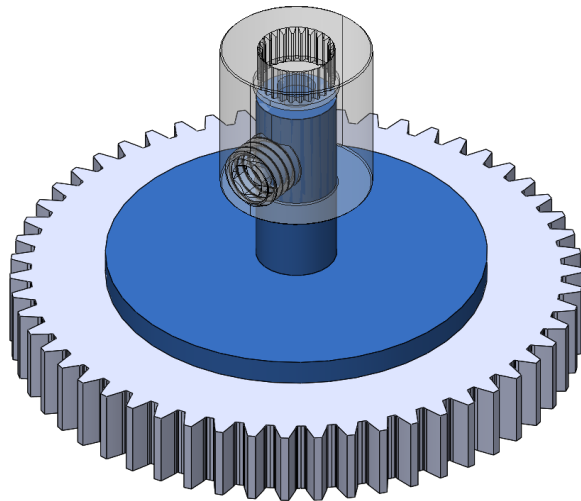


Figura 4.28: Eje para girar el engrane a partir del giro del servomotor.

Housing

Esta pieza se diseñó con el objetivo de alojar el sistema diseñado, contemplando las dimensiones del fuselaje del cohete *Xitle*. Es en esta pieza donde se ensambla la placa del soporte de los rieles con tornillos M4, así como el servomotor de la marca *DSSERVO*, en la parte superior. Sus aberturas se contemplaron para lograr ensamblar el sistema. Respecto a su integración con el fuselaje del cohete *Xitle* se usaron 12 tornillos de 3/16 [in], por la parte superior e inferior.

Como se puede observar en la Figura 4.31a se agregaron unas ranuras con la finalidad de lograr ensamblar las cremalleras sobre sus respectivas superficies. Por otro lado, en la parte superior cuenta con un orificio por el que pasa el eje del servomotor. Respecto a la sujeción del servomotor se agregaron 4 barrenos para cuerda tipo M4, los cuales, se apoyan de espaciadores para darle la altura necesaria al servomotor. Debajo de la parte superior se encuentra una ranura dirigida a contener el movimiento de las cremalleras, así como el engrane de la marca *GLOBACT*, como se observa en la Figura 4.29. En su perímetro cuenta con dos ranuras, por las cuales se introducen las superficies desplegadas ensambladas con los carros de cada guía *MGW12H*, para posteriormente encarrilarse en su respectivo riel. En la parte inferior se encuentran los barrenos referentes a la sujeción de la placa de soporte de los rieles, diseñados también con cuerda tipo M4.

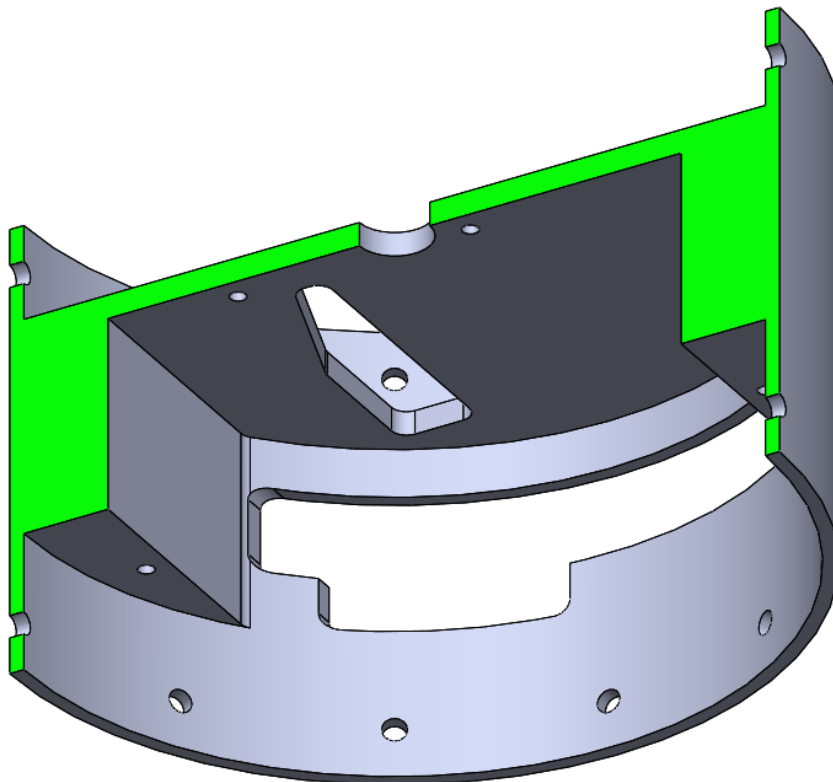


Figura 4.29: Vista de sección en perspectiva inferior del *housing*.

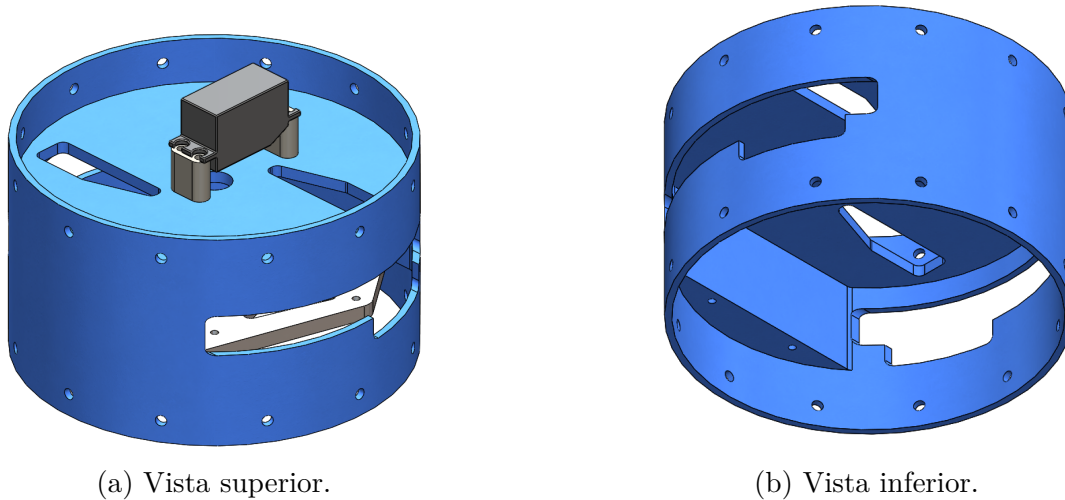


Figura 4.30: Vistas en perspectiva del ensamblaje del *housing* con el servomotor, así como con la placa de soporte de los rieles.

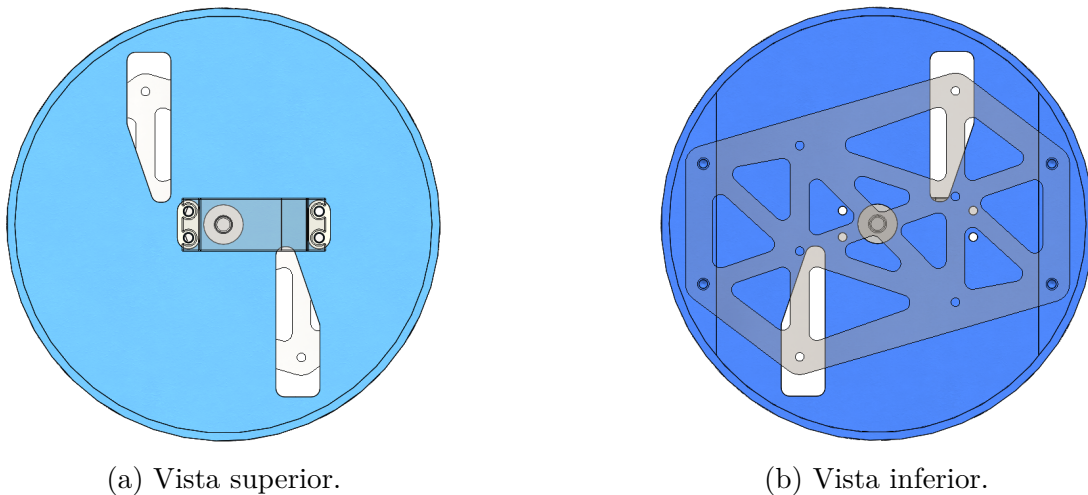


Figura 4.31: Vistas normales del ensamblaje del *housing* con el servomotor, así como con la placa de soporte de los rieles.

4.3. Cargas aerodinámicas y análisis estructural

Una vez propuesta la configuración de ensamblaje del sistema, se realizaron los análisis estructurales por FEM, con el propósito de conocer la capacidad de las estructuras propuestas bajo las cargas aerodinámicas máximas de trabajo. Los valores de tales cargas se obtuvieron en la sección **Propuesta final** de este capítulo, resultando en un valor de 45 [N] para cada superficie desplegada, aportando un total de 90 [N] para el caso de 0.8 Mach.

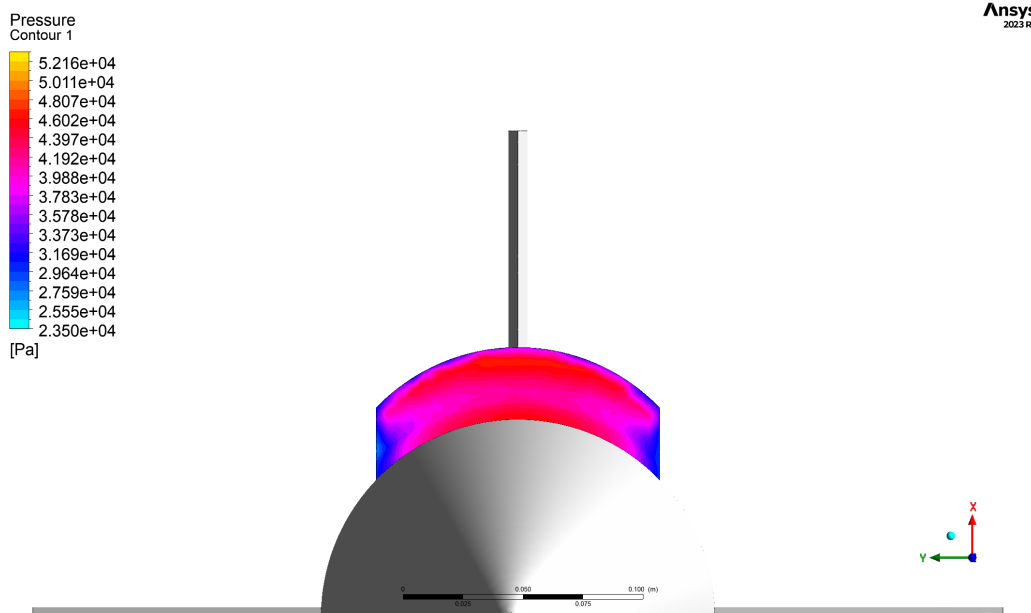
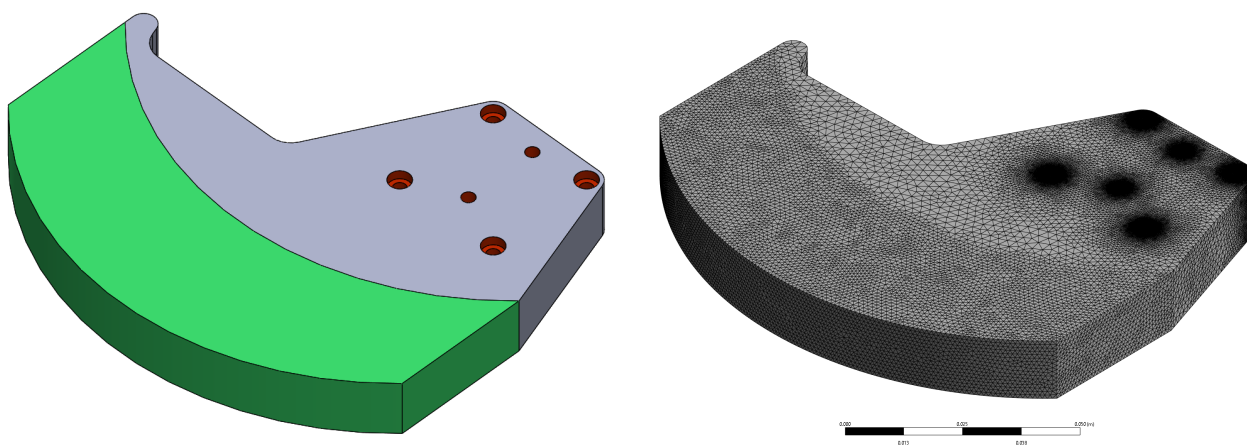


Figura 4.32: Distribución de presiones en la cara perpendicular al flujo, de la superficie desplegada de 35 [mm].

Para este análisis fluido - estructural se comenzó por transferir las cargas aerodinámicas a un análisis estático estructural por FEM, empleando únicamente una superficie desplegada, debido a la simetría del flujo. Una vez definida la geometría de la superficie desplegada, Figura 4.33a, así como el material seleccionado, se realizó la discretización del dominio, considerando refinamientos de la malla locales, así como un análisis de independencia de malla.



(a) Modelo de superficie desplegada, resaltando en verde el área mojada, y en rojo los barrenos para su ensamble.

(b) Malla del modelo.

Figura 4.33: Modelo de superficie desplegada.

Malla general		
Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.002
Nodos	-	12,447,652
Elementos	-	8,989,905
Método	-	Tetraédrico

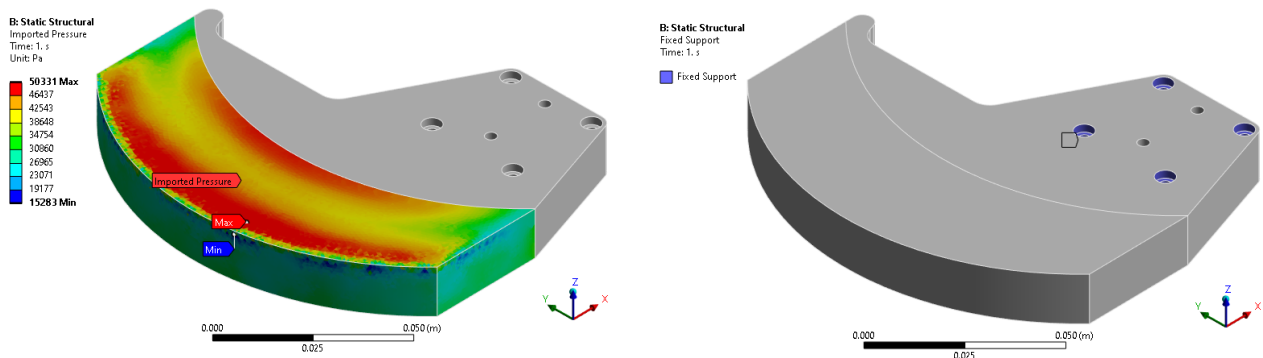
Tabla 4.9: Parámetros globales de la malla empleada para el análisis estructural.

Face sizing - caras barrenos			Face sizing - superficie mojada		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.0001	Tamaño de elemento	m	0.001
Captura de curvatura	-	Habilitada	Captura de curvatura	-	Deshabilitada
Captura de proximidad	-	Habilitada	Captura de proximidad	-	Deshabilitada

Face sizing - caras de empotramientos		
Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.00008
Razón de crecimiento	-	1.1
Captura de curvatura	-	Habilitada
Captura de proximidad	-	Habilitada

Tabla 4.10: Tratamientos locales de la malla empleada para el análisis estructural.

Como se observa en la Figura 4.34a, se transfirió la distribución de presiones sobre las caras mojadas de la superficie desplegada. Para que esta asignación fuera satisfactoria el modelo de la placa desplegada tuvo que mantener el sistema de referencia del análisis por CFD. Dicha distribución de presiones se asignó sobre las caras de los elementos superficiales de la malla.



(a) Cargas aerodinámicas sobre superficie mojada. (b) Barrenos de los tornillos M3 definidos como empotramientos (mostrados en azul).

Figura 4.34: Cargas de trabajo y restricciones de desplazamientos.

La forma en la que se transfirieron las cargas aerodinámicas fue asignando la distribución de presiones sobre las superficies. Respecto a las condiciones de frontera, se definieron como empotramientos las caras internas de los cuatro tornillos que unen la superficie desplegada al carro de la guía MGW12H.

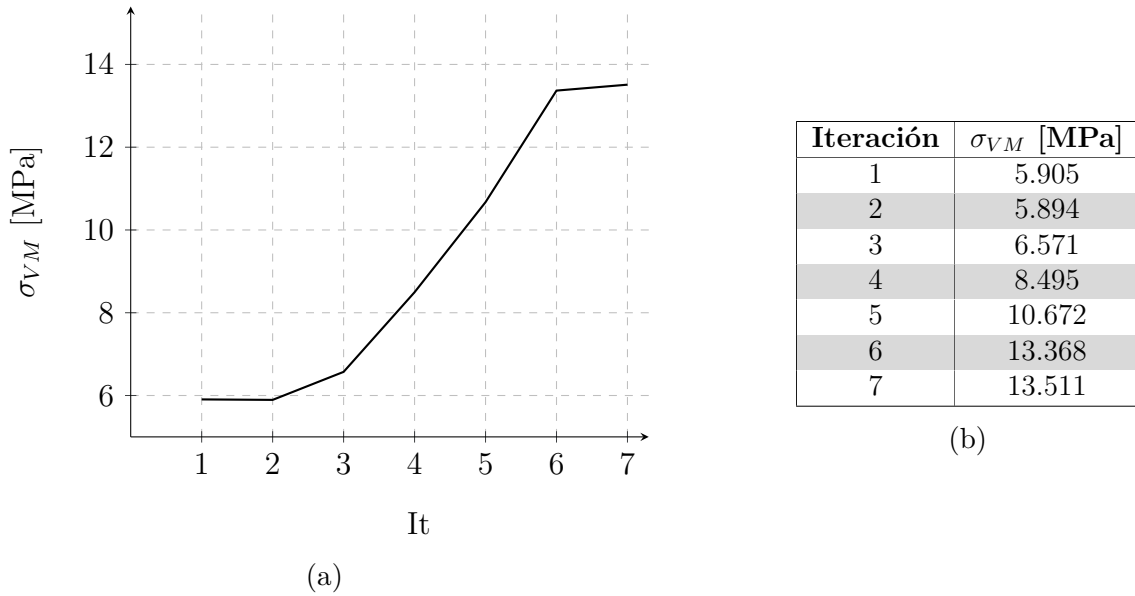


Figura 4.35: Variación del esfuerzo de *von Mises* respecto a cada iteración de refinamiento de la malla.

Posterior a esto se resolvió el análisis estructural, considerando un análisis de independencia de malla mostrado en la Figura 4.35, registrando una deformación máxima de $1.52 \text{ } [\mu\text{m}]$, Figura 4.36, así como un esfuerzo máximo de *von Mises* de 13.51 [MPa] , como se observa en la Figura 4.37, ubicado en en barreno más cercano al centro de la pieza, en la cara inferior de la pieza, similar a lo presentado en la cara superior del mismo barreno, presentando un factor de seguridad mayor a 10.

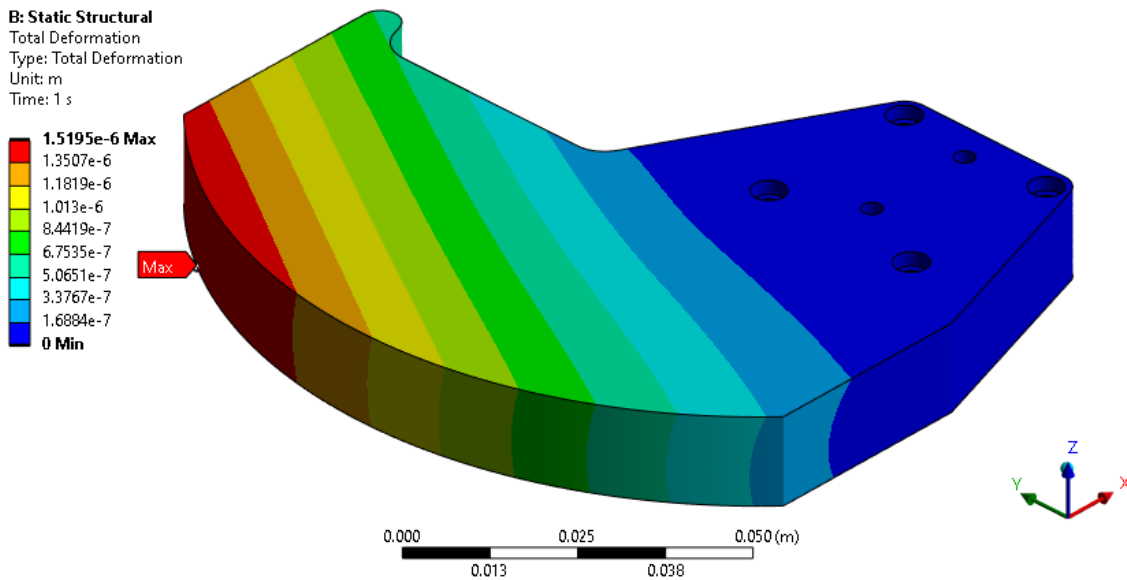


Figura 4.36: Deformación total.

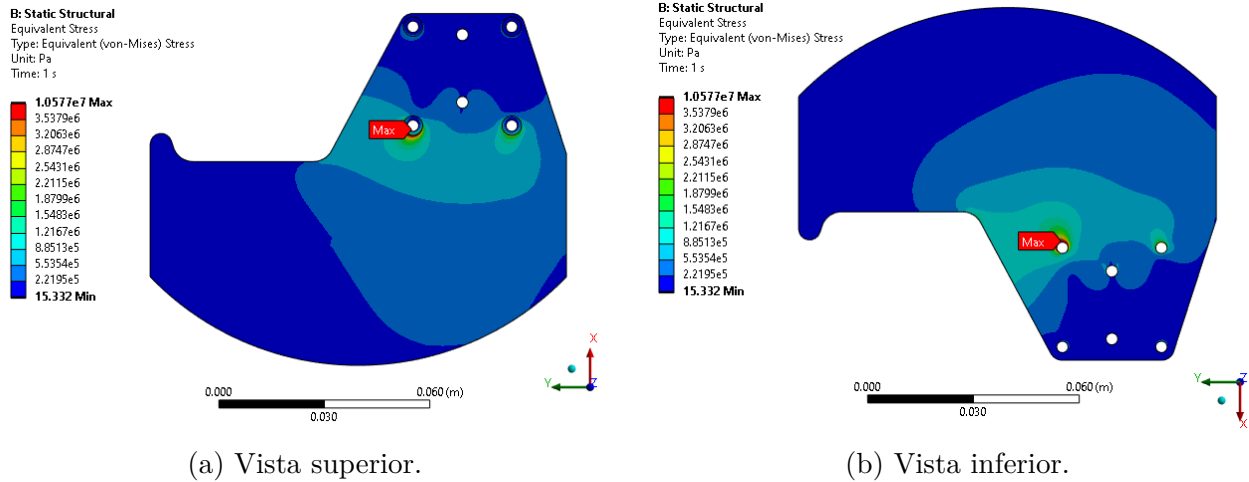


Figura 4.37: Esfuerzo de *von Mises*.

4.4. Optimización estructural

Empleando los resultados obtenidos en el análisis estructural de la superficie desplegada, se introdujo un proceso de optimización estructural, usando el módulo de *Structural Optimization*, de *ANSYS*. El objetivo de este proceso fue obtener una estructura que tuviera una reducción de masa, a la par de maximizar su rigidez, dicho de otra forma, minimizar el *compliance*.

Parámetro	Valor
Max. número de It.	500
Densidad normalizada mín.	0.001
Exactitud de convergencia	0.10 %
Factor de penalización	3
Tipo de optimización	T. O. - Density based
Objetivo	Minimizar <i>compliance</i>
Restricción de respuesta	Masa
Porcentaje de retención	40 %

Tabla 4.11: Parámetros de optimización estructural.

Se emplearon los valores por defecto para definir el proceso de convergencia, mostrados en la Tabla 4.11. Respecto a las fronteras donde se omitiría la remoción de material se seleccionaron tanto los barrenos, como las caras superior y laterales de la pieza, como se muestra en la Figura 4.38. Posterior a la convergencia del proceso de optimización en la iteración 39 se identificaron las zonas donde era conveniente remover masa, así como aquellas donde era preferible mantenerla, como se muestra en las Figuras 4.39 y 4.40.

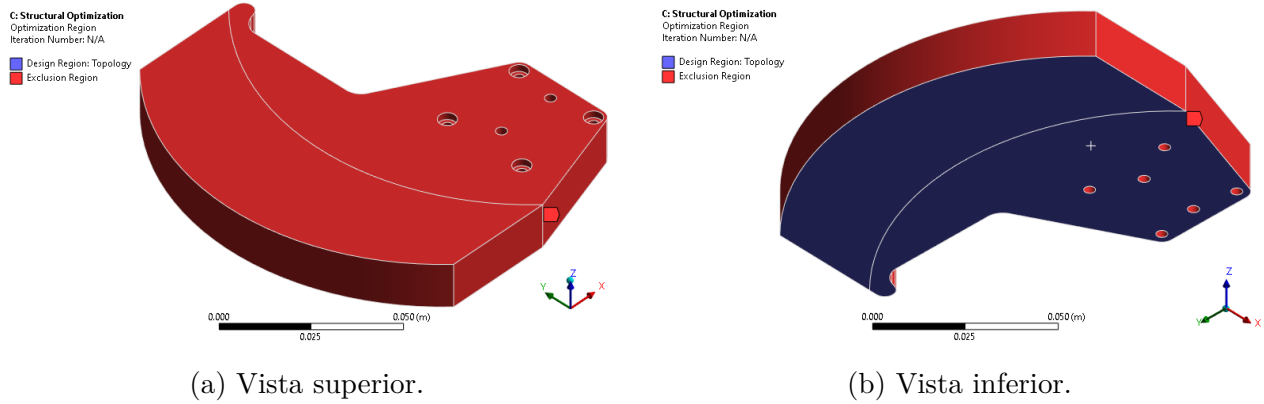


Figura 4.38: Caras que se omitieron para la remoción de material (mostradas en rojo), así como aquellas donde se habilitó la remoción de material (mostradas en azul).

Seguido a esto, se realizaron modificaciones en el diseño, dirigidas a disminuir la masa, considerando su capacidad de ser manufacturadas. Se partió por identificar las trayectorias que presentaban los refuerzos internos, en forma de inervaciones, como se muestra en la Figura 4.41b. Una vez trazadas las trayectorias de los refuerzos principales, se realizó la simplificación del volumen retenido en forma de cuatro refuerzos de 3 [mm] de espesor, conectando sus trayectorias con arcos de circunferencia de 1/4 [in] de diámetro mínimo. De igual manera, se contempló cierta porción del área contenida entre los cuatro barrenos de sujeción de la superficie desplegada al carro de la guía MGW12H, como se observa en la Figura 4.40b. Se definió un espesor de 3 [mm] respecto a las paredes del contorno, así como el espesor de la superficie superior. Respecto a las paredes cercanas a los barrenos, se usó un espesor mínimo de 2.15 [mm].

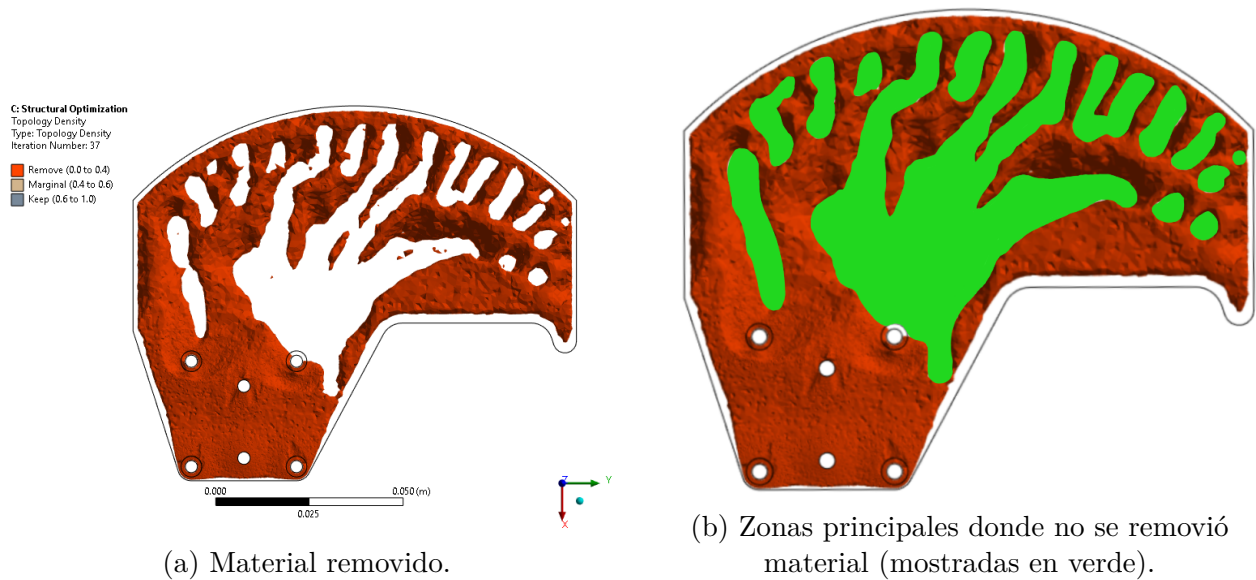
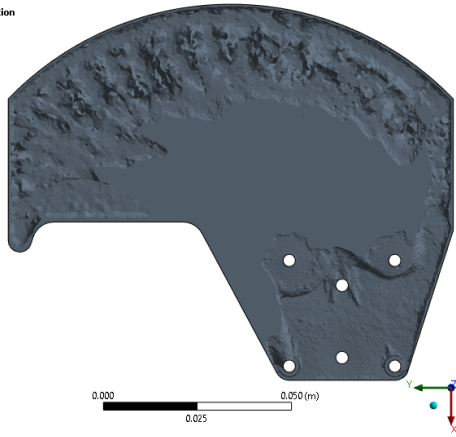


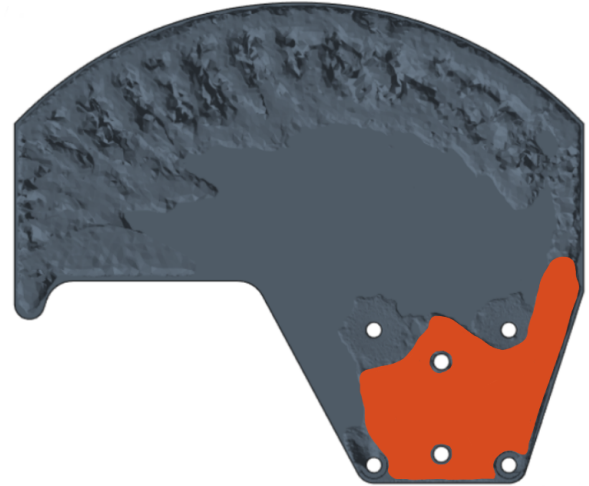
Figura 4.39: Vista superior del modelo, mostrando el material que se removió el 40% de la masa.

C: Structural Optimization
Topology Density
Type: Topology Density
Iteration Number: 37

- Remove (0.0 to 0.4)
- Marginal (0.4 to 0.6)
- Keep (0.6 to 1.0)

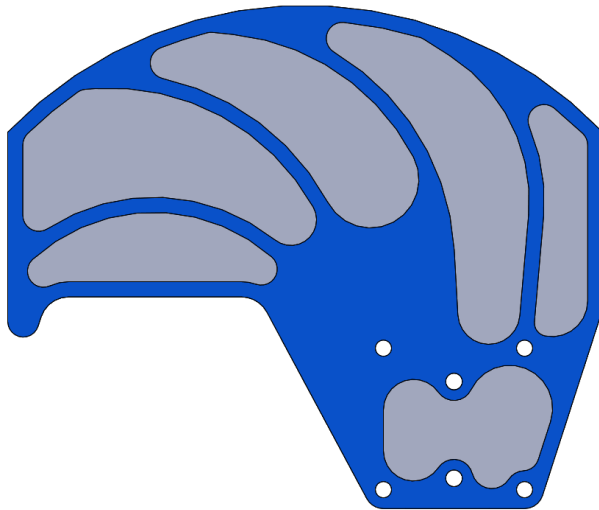


(a) Material conservado.

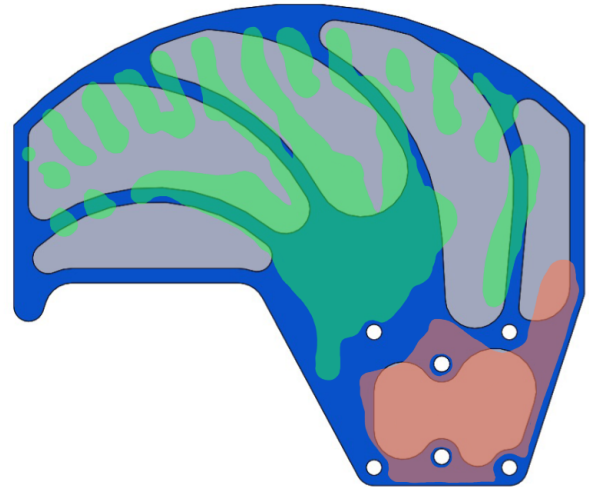


(b) Zonas principales donde se removió material (mostradas en rojo).

Figura 4.40: Vista superior del modelo, mostrando el material que conservó el 60 % de la masa.



(a)



(b)

Figura 4.41: Inervaciones definidas a partir de las rutas de máxima rigidez (sombreadas en verde), así como aquella donde se retiró material (sombreada en rojo).

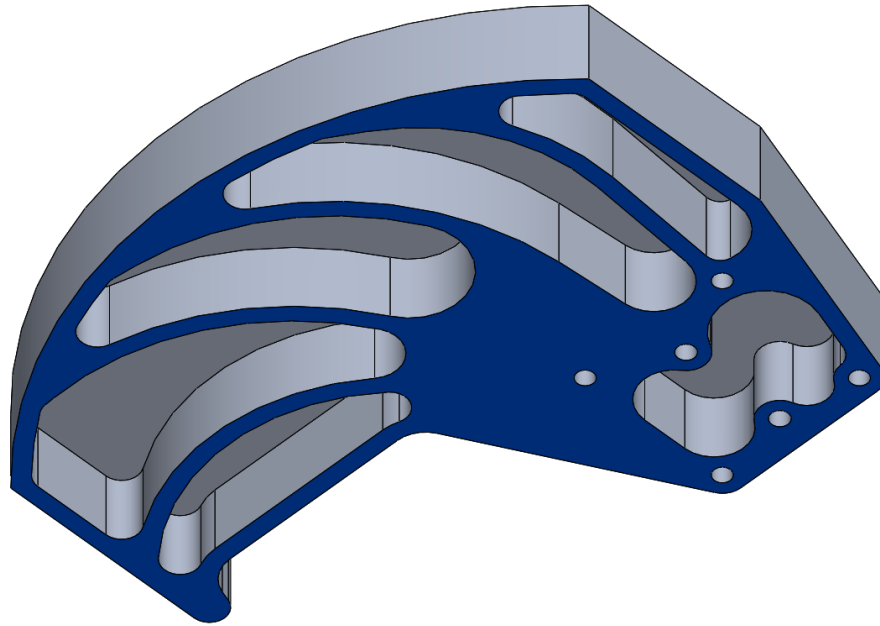


Figura 4.42: Vista en perspectiva inferior de la pieza, posterior al proceso de optimización.

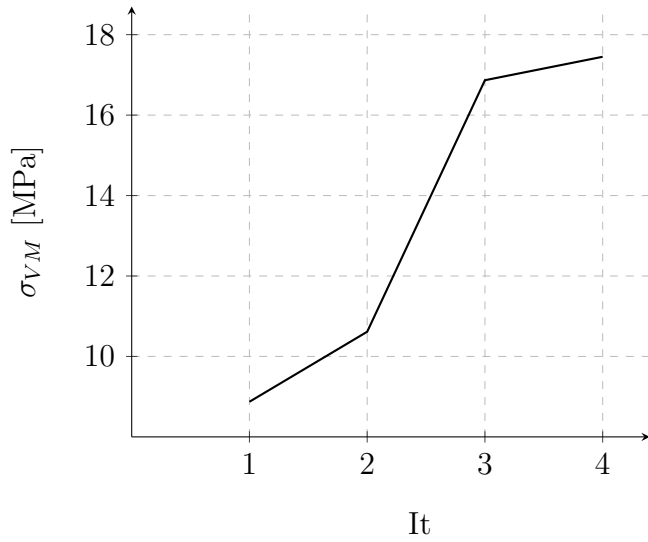
Finalmente se realizó un último análisis estructural de la pieza final, posterior al proceso de optimización, aplicando las mismas cargas aerodinámicas, así como los empotramientos definidos en los barrenos. En las Tablas 4.12 y 4.13 se muestran los parámetros de la malla que presentó un estado de independencia respecto de los resultados, mostrando este análisis en la Figura 4.43.

Malla general		
Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.002
Nodos	-	8,993,058
Elementos	-	6,450,586
Método	-	Tetraédrico

Tabla 4.12: Parámetros globales de la malla para el análisis estructural optimizado.

Face sizing - caras barrenos			Face sizing - caras empotramientos laterales		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.0001	Tamaño de elemento	m	0.0008
Captura de curvatura	-	Habilitada	Razón de crecimiento	-	1.1
Captura de proximidad	-	Habilitada	Captura de curvatura	-	Habilitada
			Captura de proximidad	-	Habilitada
Face sizing - caras empotramientos centrales			Face sizing - superficie mojada y zonas de optimización		
Parámetro	Unidades	Magnitud	Parámetro	Unidades	Magnitud
Tamaño de elemento	m	0.00007	Tamaño de elemento	m	0.001
Razón de crecimiento	-	1.1	Captura de curvatura	-	Deshabilitada
Captura de curvatura	-	Habilitada	Captura de proximidad	-	Deshabilitada
Captura de proximidad	-	Habilitada			

Tabla 4.13: Tratamientos locales de la malla empleada para el análisis estructural optimizado.

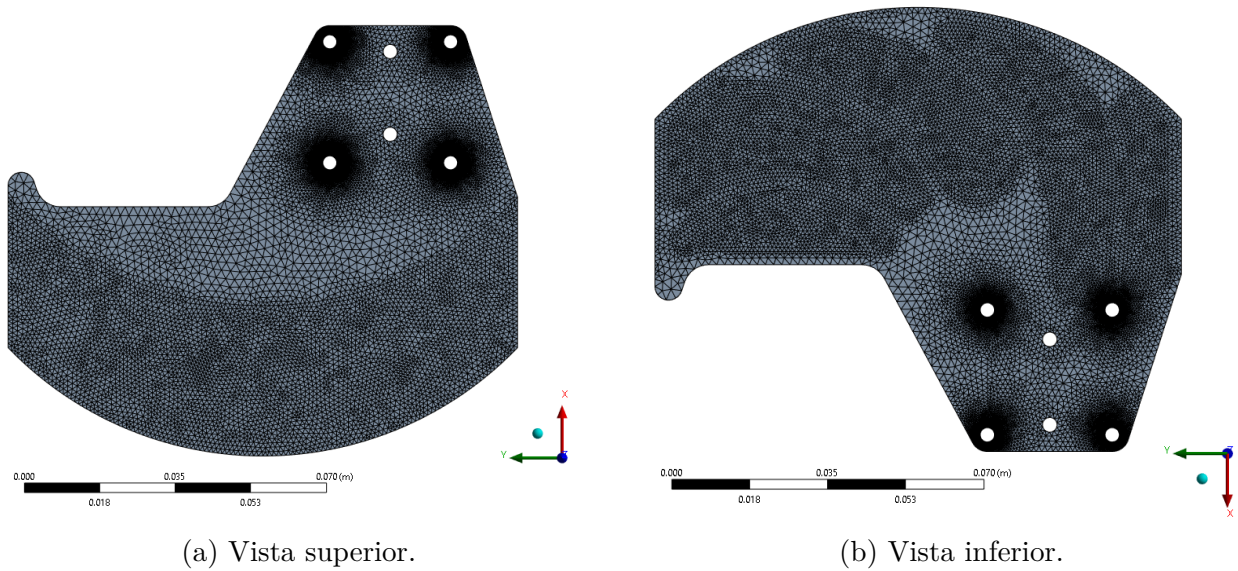


Iteración	σ_{VM} [MPa]
1	8.873
2	10.614
3	16.867
4	17.450

(b)

(a)

Figura 4.43: Variación del esfuerzo de *von Mises* respecto a cada iteración de refinamiento de la malla.

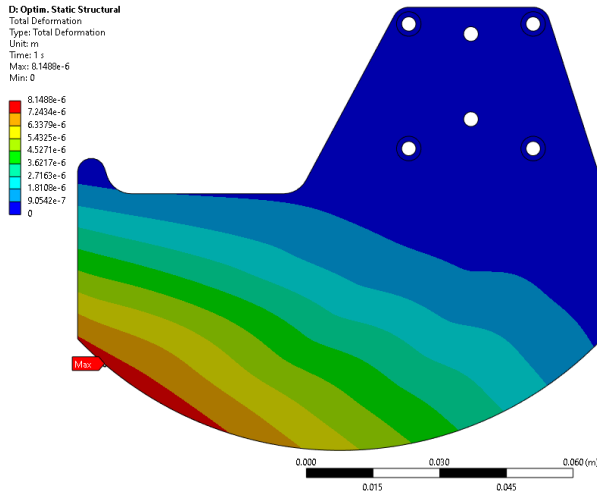


(a) Vista superior.

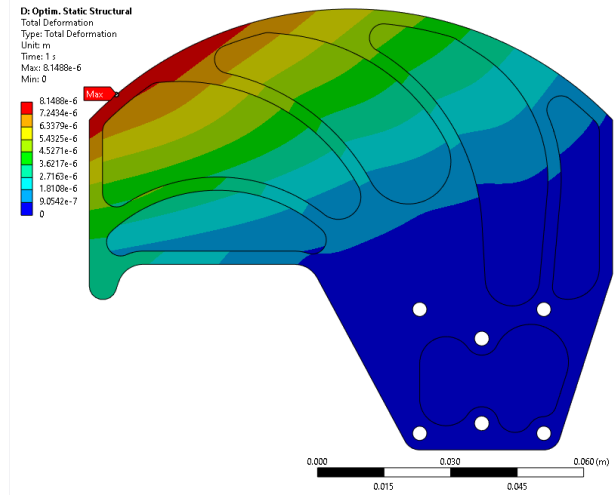
(b) Vista inferior.

Figura 4.44: Malla empleada en la iteración que mostró independencia con los resultados.

Como resultado del análisis se obtuvo una deformación máxima de $8.148 \text{ } [\mu\text{m}]$, como se muestra en la Figura 4.45, así como un esfuerzo máximo de *von Mises* de $17.450 \text{ } [\text{MPa}]$, Figura 4.46.

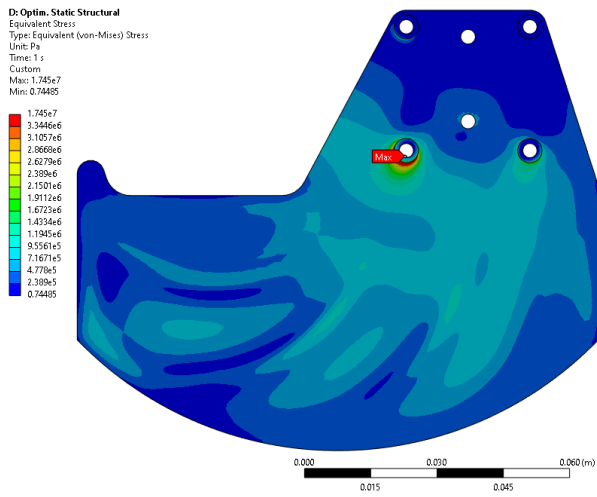


(a) Vista superior.

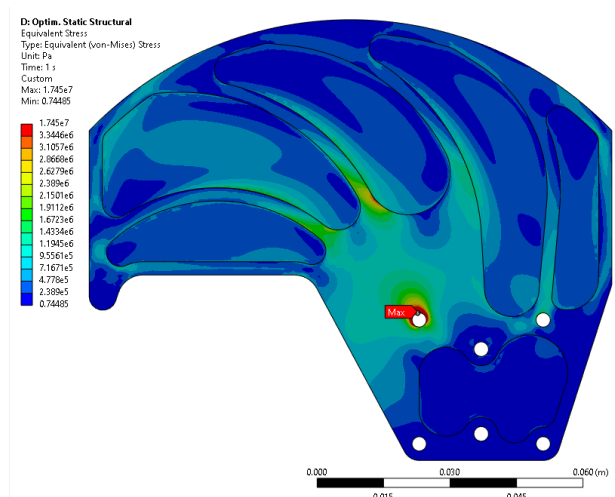


(b) Vista inferior.

Figura 4.45: Deformación total de la placa optimizada.



(a) Vista superior.



(b) Vista inferior.

Figura 4.46: Distribución del esfuerzo de *von Mises* en la placa optimizada.

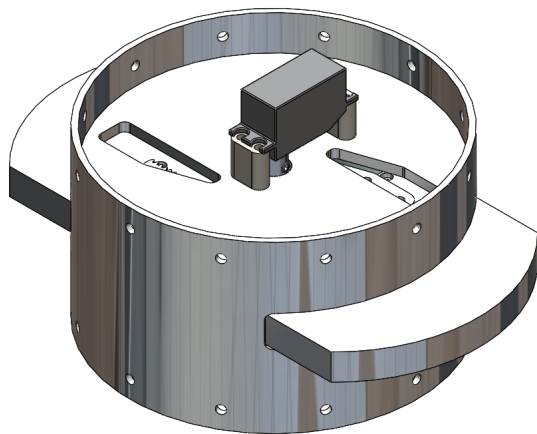
4.5. Ensamble final

Posterior al proceso de optimización, se realizó el diseño del proceso del ensamble del sistema, el cual requiere tornillos tipo M3 y M4 para su ensamble. El proceso de ensamble se describió de la siguiente manera:

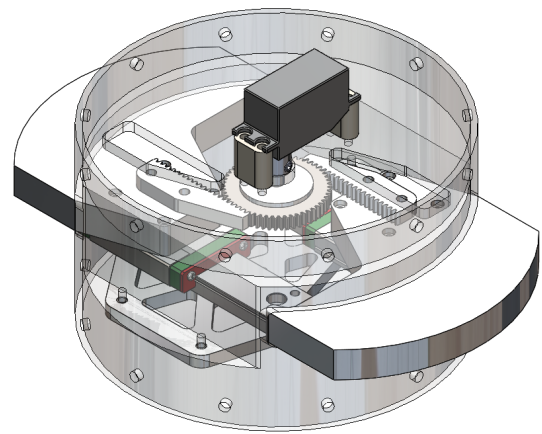
1. Fijar con tornillos M4 los rieles de las guías lineales MGW12H a la placa de soporte.
2. Insertar tornillo M4 en el barreno al extremo de cada riel, el cual tendrá la función de

límite mecánico de desplazamiento.

3. Orientando el *housing* para que la zona donde se ensambla el servomotor esté en contacto con la superficie plana (boca abajo) se insertará el engrane y el eje ya ensamblados.
4. Fijar la placa de soporte de los rieles al *housing*, empleando tornillos M4.
5. Fijar los carros de las guías lineales MGW12H a su respectiva superficie desplegada, empleando tornillos M3.
6. Introducir las superficies desplegadas con sus respectivos carros por las ranuras laterales del *housing*, encarrilando los carros a sus respectivos rieles.
7. Orientando el *housing* de forma en que la zona donde se encuentra la placa de soporte de los rieles se encuentre en la zona inferior, insertar las cremalleras por sus respectivas ranuras, fijando cada una a sus respectiva superficie desplegada, empleando tonillos M4.
8. Ensamblar el cople del servomotor al eje de 1/4 [in], apretando el prisionero ubicado a un costado del cople.
9. Ensamblar el eje de salida del servomotor DS3235 con el cople del eje, sujetando la carcaza de dicho servomotor al *housing* a partir de los espaciadores y cuatro tornillos M4.



(a)



(b) *Housing* transparente.

Figura 4.47: Vista isométrica superior del ensamblaje desplegado.

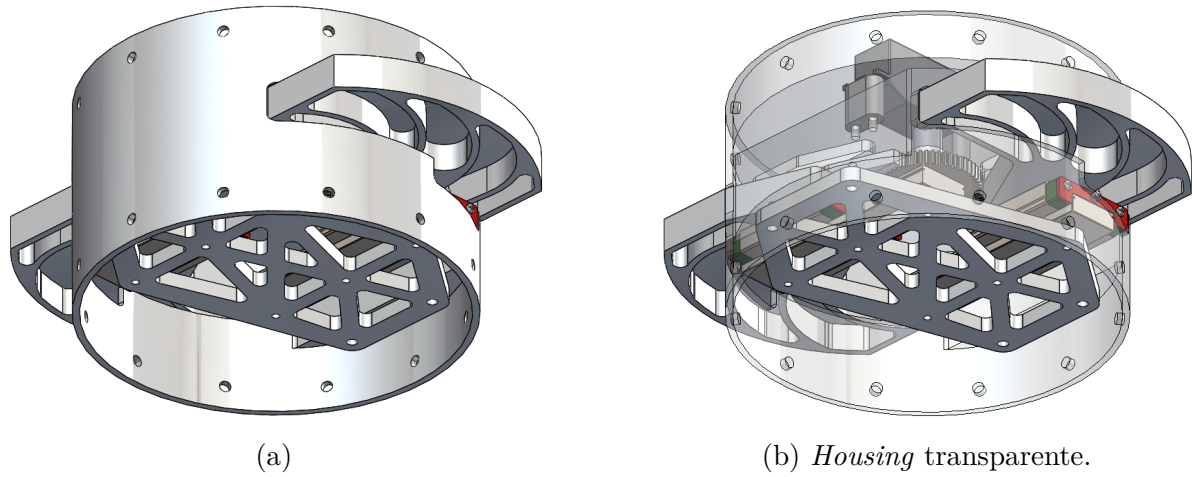


Figura 4.48: Vista isométrica inferior del ensamble desplegado.

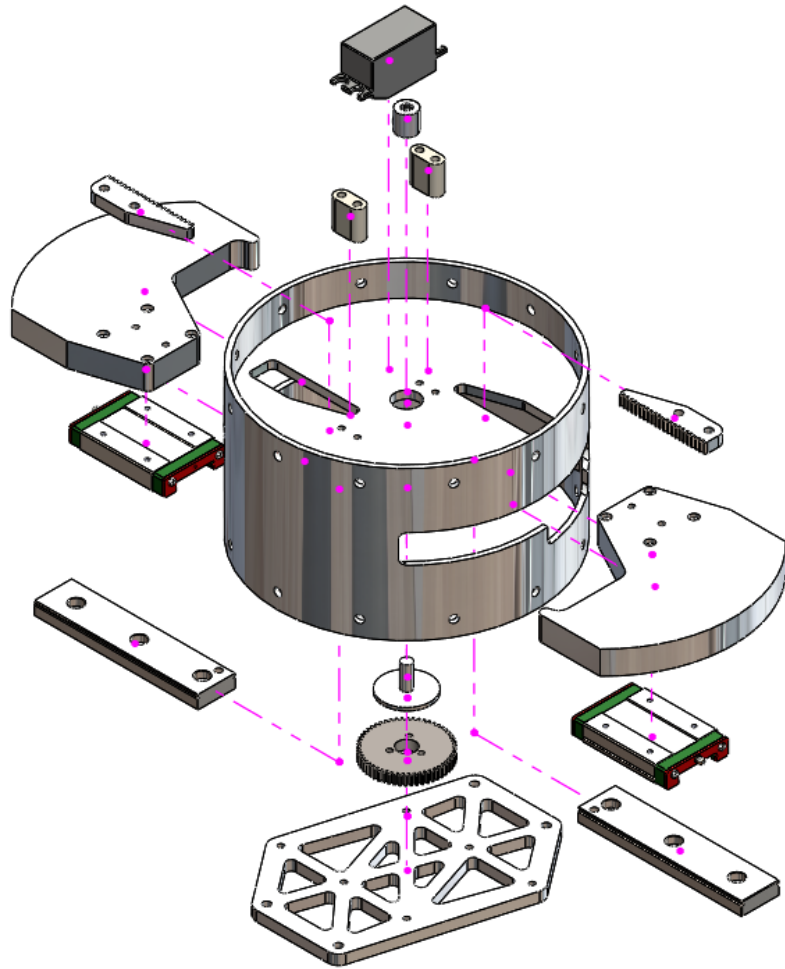


Figura 4.49: Explosivo del ensamble final del sistema de frenado aerodinámico. Se muestran en rosa las trayectorias para su ensamble.

CAPÍTULO 5

Resultados y conclusiones

El motivo de este trabajo se centro en la búsqueda y aprendizaje de nuevas tecnologías, referentes al sector aeroespacial, plasmado en la integración de un sistema funcional de frenado aerodinámico en un cohete experimental de alta potencia. Como se mencionó en el capítulo de **Introducción y objetivos**, la implementación de este tipo de sistemas compete a varias áreas de trabajo, como lo son la dinámica, mecánica, aerodinámica, control y electrónica. Si bien, gran parte del trabajo necesario para concebir el sistema a implementar ha sido realizado en este trabajo, es requerido que se complemente con su debida integración a una computadora de vuelo, así como a una amplia cantidad de pruebas y posibles rediseños con el objetivo de reducir la mayor cantidad de masa posible.

De forma alterna, este trabajo también fue motivado por la idea de brindar una detallada documentación del proceso de diseño de este tipo de sistemas aeroespaciales, enfocándose en mostrar un camino con pasos claros, así como el uso de diversas herramientas ingenieriles, finalizando con un ensamble listo para ser manufacturado y sometido a pruebas de rendimiento.

5.1. Discusión de resultados

Respecto al simulador de vuelo realizado, se obtuvo una dinámica de vuelo coherente, dicho desde la experiencia del equipo *Propulsión UNAM*. En el cual se capturo de forma efectiva la variación de la condiciones atmosféricas, así como el fenómeno de variación del coeficiente de arrastre respecto al Mach del sistema.

Referente a la disipación de energía requerida, se obtuvo un desempeño final de $-1.3570\text{E}+06$ [J], el cual fue mayor que la cantidad inicial requerida de $-1.26\text{E}+06$ [J], con un excedente del 8.12 %.

Dirigido al tema de los análisis CFD, enfocados en conocer el comportamiento de la fuerza de arrastre del cohete *Xittle*, en su configuración inicial, así como con el sistema de frenado aerodinámico implementado, se presentaron valores que mostraron un comportamiento homogéneo. Si

bien en algunas iteraciones la convergencia del análisis tuvo dificultades debido a la resolución de la malla, especialmente en los casos de mayor velocidad, fue la forma en la cual se encontró un balance de costo computacional y exactitud de los resultados. Cabe resaltar la importancia de los análisis de independencia de malla en cada iteración, los cuales evitaron tener una errónea idea del comportamiento de la fuerza de arrastre, así como de los esfuerzos máximos.

Referente al tema del proceso de optimización estructural, se observó que los resultados provenientes del método de optimización *Density based* presentaron geometrías algo abruptas. Gracias al rediseño posterior a este análisis se logró una reducción del 46 % de la masa inicial de cada superficie desplegada, finalizando en 175.19 [gr].

Finalmente, se observó que el desempeño estructural de las superficies desplegadas del sistema diseñado cuenta con una capacidad excesiva para soportar las cargas de trabajo, presentando factores de seguridad mayores a 10.

5.2. Conclusiones

Este trabajo concluyó en dos elementos principales, por un lado, se generó un simulador de vuelo capaz de contemplar variaciones atmosféricas y dinámicas propias del vuelo de un cohete experimental; el otro caso fue la propuesta del prototipo funcional de un sistema de frenado aerodinámico efectivo, manufacturable, servicial, compacto y robusto.

Respecto al uso de las herramientas computacionales se emplearon buenas prácticas ingenieriles, las cuales brindaron una confiabilidad en los resultados obtenidos, sin embargo, en preciso mencionar la importancia de complementar dichos datos con una validación experimental, principalmente en el caso de los análisis CFD. Esta inquietud radica en la variación existente entre los valores del coeficiente de arrastre calculados por los análisis CFD, así como los calculados por el simulador de vuelo.

Num.	Métrica	Importancia	Unidades	Valor marginal	Valor ideal	Valor final	Estado
1	Masa total	1	kg	<1.5	<0.5	2.014	●●
2	Tiempo de desensamble/ensamble para mantenimiento	2	min	<30	<15	/	●●●●
3	Tiempo de integración al cohete Xitle	2	min	<30	<10	/	●●●●
4	Resistencia a la compresión	1	kN	<6.03	9.05	/	●●●●
5	Temperatura máxima de trabajo	1	°C	<42	<50	/	●●●●
6	Temperatura mínima de trabajo	1	°C	>- 56	>- 60	/	●●●●
7	Actuadores necesarios	3	Unidad	2	1	1	●
8	Diámetro no desplegado	1	mm	164 - 165	164	164	●
9	Tiempo de despliegue	1	s	<3	<1	/	●●●●
10	Costo unitario de manufactura	3	\$ MXM	<15,000.00	<10,000.00	/	●●●●
11	Arrastre máximo	1	N	<200	300	239	●
12	Calibre de estabilidad	1	[1]	<1.5	4.5	/	●●●●
13	Velocidad de flutter	1	m/s	>460	690	/	●●●●

Tabla 5.1: Especificaciones objetivo finales y resultados obtenidos. Las marcas de la columna **Estado** hacen referencia al valor obtenido respecto a la métrica, representando que el valor ideal se obtuvo (●); el valor ideal no se obtuvo (●●); faltan procesos que desarrollar para conocer el desempeño del sistema respecto a esa métrica (●●●●).

En relación con el proceso de diseño, particularmente en el tema de las especificaciones objetivo

finales, como se muestra en la Tabla 5.1, se completaron 4, de las cuales 1 no logró alcanzar el valor marginal.

Peso de componentes		
Componente	Cantidad	Peso total [gr]
Carros guías MGW12H	2	200.00
Rieles guías MGW12H	2	290.00
Soporte de rieles	1	136.62
Engrane Globact 54T	1	31.00
<i>Housing</i>	1	847.00
Eje	1	5.10
Servomotor DS3225	1	60.00
Cremallera	2	20.00
Espaciador	2	10.00
Superficie desplegada	2	350.38
Cople	1	9.10
Tornillería	26 (8-M3, 18-M4)	54.80
	Total	2,014.00

Tabla 5.2: Peso de componentes.

En cuanto a la métrica que se presentó fuera del valor marginal se pueden extraer ciertas reflexiones. Respecto al peso del sistema ensamblado, si bien no fue lo esperado, se encuentra dentro de un rango de orden de magnitud. Al observar la Tabla 5.2, la cual muestra el valor del peso de los componentes del ensamble, se puede observar que el componente de mayor porcentaje de masa es el *Housing*, revelando una área de oportunidad respecto a un rediseño u optimización estructural.

El resultado global del grado de cumplimiento de las especificaciones objetivo muestra la necesidad de manufacturar una serie de prototipos, desarrollo de pruebas e integración del sistema, así como áreas de oportunidad del diseño, con la finalidad de conocer el desempeño final del sistema de frenado aerodinámico respecto a las métricas establecidas.

Finalmente, dirigido al desempeño mecánico de las superficies desplegadas bajo las cargas definidas, se observó que son capaces de soportar cargas mucho mayores, por lo que sugiere la consideración de una reducción de masa, o por otro lado, un cambio en el material asignado.

5.3. Trabajo a futuro

Como resultado del desarrollo de este trabajo se identificaron áreas de oportunidad para el desarrollo de este sistema, así como de su correcta implementación en un cohete experimental.

- Simulador de vuelo: Si bien, el programa generado entrega datos coherentes, presenta una amplia zona de oportunidad para incrementar su complejidad, referido a los grados de libertad que este pueda contemplar.
- Reducción de masa: Se observó que el componente con mayor aporte de masa es el *Housing*, por lo que presenta una zona de interés para realizar un proceso de optimización

estructural, dirigido a la reducción de masa.

- **Análisis estructural:** Se requiere conocer el comportamiento del sistema ensamblado respecto a su integración con el cohete *Xitle*, requiriendo un análisis estructural con las posibles cargas críticas de un vuelo de esas características, contemplando los efectos referentes a los momentos flectores y cargas de compresión en el sistema.
- **Pruebas térmicas:** Debido a que en un vuelo de las características del cohete *Xitle* existe un amplio rango de temperaturas, se sugiere realizar pruebas de desempeño del sistema siendo expuesto a los valores críticos de temperaturas, con el fin de asegurar su correcto desempeño en un vuelo real.
- **Estabilidad aerodinámica:** Ya que el despliegue del dispositivo de frenado aerodinámico modifica la distribución de presiones al rededor del cohete *Xitle*, es necesario realizar un análisis de estabilidad aerodinámica, con la finalidad de conocer si el cohete *Xitle* mantiene una configuración de estabilidad segura a lo largo de su vuelo, con y sin el dispositivo de frenado aerodinámico desplegado.
- ***Flutter* aerodinámico:** Puesto que las superficies desplegadas presentan una deformación cuando se exponen a las cargas aerodinámicas, es necesario realizar un análisis de *flutter*, con la finalidad de asegurar que dichas estructuras no fallaran por fenómenos de aeroelasticidad, referidos a condiciones de resonancia con los vórtices generados debajo de dichas superficies.

Referencias

- [1] National Fire Protection Association, “Quiénes somos.” Disponible en <https://www.nfpa.org/es/About-NFPA>. Recuperado el 05 de mayo del 2023.
- [2] National Fire Protection Association, “NFPA 1127: Code for high power rocketry.” Disponible en <https://www.nfpa.org/es/product/nfpa-1127-code/p1127code>, 2018.
- [3] D. E. Pazarán, *La Comisión Nacional Del Espacio Exterior, México, 1962-1977*. PhD thesis, Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Filosofía y Letras, Colegio de Historia, 2021.
- [4] F. Romero, “De la cohetería experimental hacia un puerto espacial en méxico.” Disponible en <https://a21.com.mx/index.php/cafe-espacial/2023/07/06/de-la-coheteria-experimental-hacia-un-puerto-espacial-en-mexico>, 2023. Recuperado el 28 de julio del 2023.
- [5] A. Nájjar, “Después de 36 años, méxico busca volver a la carrera espacial.” Disponible en https://www.bbc.com/mundo/noticias/2011/07/110720_ciencia_mexico_agencia_espacial_an, 2011. Recuperado el 28 de julio del 2023.
- [6] Hacia el Espacio, “¿Sabías que? - Cohetes y Sputnik.” Disponible en <https://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=592>, 2017. Recuperado el 28 de julio del 2023.
- [7] Intercollegiate Rocket Engineering Competition, “Rules & requirements document.” Disponible en https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/sa_cup_irec_rules_and_requirements_document-2023_v1.3_20231001.pdf, 2023. Recuperado el 7 de mayo del 2023.
- [8] ENCUESTRO MEXICANO DE INGENIERÍA EN COHETERÍA EXPERIMENTAL (ENMICE), “ENMICE 2023 Convocatoria.” Disponible en <https://drive.google.com/file/d/1V93qAzHGXT3sq2lgybS9Z4gH46vNHt7O/view>, 2023. Recuperado el 7 de mayo del 2023.
- [9] Poder legislativo federal. Cámara de diputados, “Gaceta del senado miércoles 12 de abril de 2023 / lxxv/2spo-125-3207/133700.” Disponible en https://www.senado.gob.mx/65/gaceta_

- [del_senado/documento/133700](#), 2023.
- [10] Secretaría de Gobernación. Diario Oficial de la Federación, “Programa nacional de actividades espaciales 2020-2024, agencia espacial mexicana.” Disponible en https://www.dof.gob.mx/nota_detalle.php?codigo=5608451&fecha=22/12/2020#gsc.tab=0, 2020. Recuperado el 28 de mayo del 2023.
- [11] National Aeronautics and Space Administration, “What made apollo a success?,” *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1971.
- [12] Intercollegiate Rocket Engineering Competition, “Design, test, & evaluation guide.” Disponible en https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/2023-sa_cup_dteg_v2.2.9_10-24-23.pdf, 2023. Recuperado el 7 de mayo del 2023.
- [13] H. Lee and P. Alam, “The design of carbon fibre composite origami airbrakes for endeavour’s darwin i rocket,” *Journal of Composites Science*, vol. 5, no. 6, p. 147, 2021.
- [14] K. HACKMAN, “An f-15 landing with its large dorsal air brake panel deployed,” 1980. Dominio público.
- [15] A. Green, “How to stop a 1,000mph car.” Disponible en <http://bloodhound1.efar.co.uk/project/car/braking-systems/how-stop-1000mph-car>, 2012. Recuperado el 15 de mayo del 2023.
- [16] Case Rocket Team, “Projects.” Disponible en <https://caserocketteam.org/projects-main>, 2023. Recuperado el 9 de mayo del 2023.
- [17] BYU Rocketry, “Icarus a.s.” Facebook. Disponible en <https://www.facebook.com/byurocketry/photos/pb.100064448271381.-2207520000/1576629992767349/?type=3>, 2022. Recuperado el 9 de mayo del 2023.
- [18] The Countdown Company, “Airbrakes module: Flaps.” Disponible en <https://thecountdowncompany.ch/2023/01/flappy/>, 2023. Recuperado el 10 de mayo del 2023.
- [19] Terrapin Rocket Team, “Terrapin rocket team project karkinos. team 127 project technical report to the 2023 spaceport america cup,” tech. rep., Experimental Sounding Rocket Association, 2023. Disponible en <https://drive.google.com/file/d/18ZheeMO8H3UuRlllgGhdWLznT8SM7l4D/view>.
- [20] River City Rocketry, “River city rocketry 2016-2017,” tech. rep., NASA Student Launch, 2017. Disponible en https://www.rivercityrocketry.com/_files/ugd/9e070e_f09326587f834f968362f97792aaef62.pdf.
- [21] University of Ottawa Student Team of Aeronautics and Rocketry, “It’s not rocket science; it’s simple latte. team 55 project technical report for the 2018 spaceport america cup,” tech. rep., Experimental Sounding Rocket Association, 2018. Disponible en <https://www>.

- [soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/55_project_report.pdf](https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/55_project_report.pdf).
- [22] Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, “EPFL Rocket Team – MATTERHORN Project. Team 35 Project Technical Report to the 2018 Spaceport America Cup,” tech. rep., Experimental Sounding Rocket Association, 2018. Disponible en https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/35_project_report.pdf.
- [23] Space Team Aachen, “CARL 2 Launch at EUROOC.” Disponible en <https://www.spaceteamaachen.de/post/carl-2-launch>, 2021. Recuperado el 10 de mayo del 2023.
- [24] The University of Akron - Akronauts Rocket Design Team, “Project lazarus. critical design review,” tech. rep., Akronauts, 2018. Disponible en <https://akronauts.files.wordpress.com/2018/01/cdr-final.pdf>.
- [25] Akademische Raumfahrt Initiative Schweiz, “Project tell. team 100 project technical report to the 2018 spaceport america cup,” tech. rep., Experimental Sounding Rocket Association, 2018. Disponible en https://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/100_project_report.pdf.
- [26] Austrania in Space, “Aerospace Team Graz. The Aerospace Team Graz is an interdisciplinary student team from multiple universities in Graz..” Disponible en <https://austria-in-space.at/en/portraits/aerospace-team-graz.php>, 2023. Recuperado el 12 de mayo del 2023.
- [27] S. Bone, “Project euler: supersonic sounding rocket.” Disponible en <https://seanbone.ch/project-euler/>, 2020. Recuperado el 7 de mayo del 2023.
- [28] A. N. e. a. Jake Ellenberger, Jacob Napp, “Pioneer rocketry. 2016 midwest high-power rocket competition,” tech. rep., Pioneer Rocketry, 2016. Disponible en <https://dione.carthage.edu/ojs/index.php/wsc/article/download/174/226>.
- [29] Terrapin Rocket Team, “Terrapin rocket team project terpulence ll. team 9 project technical report to the 2022 spaceport america cup,” tech. rep., Experimental Sounding Rocket Association, 2022. Disponible en <https://drive.google.com/file/d/16Y1xoE8VVjbfNQ2WAI599aA3BuFhhJnX/view>.
- [30] UC Aerospace. Conversación personal, Agosto 2023.
- [31] D. Raymer, *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018.
- [32] R. Panko, “Douglas SBD Dauntless Scout / Dive Bomber.” Disponible en <https://www.pearlharboraviationmuseum.org/blog/douglas-sbd-dauntless-scout-dive-bomber/>, 2015. Recuperado el 20 de mayo del 2023.
- [33] P. C. Smith, *Douglas SBD Dauntless, Aviation Series*. Ramsbury Marlborough: The Cro-

- wood Press LTD, 1 ed., 1995.
- [34] Richardgm, “Air Jamaica A321 landing spoilers opened,” 2006. Dominio público.
- [35] N. Barber, “View of dive brakes on dauntless.” Pinterest. Disponible en <https://pin.it/3pHPQob>. Recuperado el 18 de mayo del 2023.
- [36] A. Pingstone, “Eurowings British Aerospace 146-300 (D-AEWB) lands at Birmingham International Airport, England.,” 2008. Dominio público.
- [37] U. SRA JAMES HARPER, “F-15e with the speed brake up,” 2002. Dominio público.
- [38] QualityWings Simulations, “The Ultimate 146 Collection. User’s Manual,” in *Documentation. Ultimate Collection User Manuals. Ultimate 146* (Desconocido, ed.), USA: QUALITYWINGS SIMULATIONS, 2013.
- [39] T. Harris, “How the f15 works.” Disponible en <https://science.howstuffworks.com/f-15.htm#:~:text=The%20F%2D15%20doesn't,its%20air%20brake%20before%20landing>, 2023. Recuperado el 20 de mayo del 2023.
- [40] BLOODHOUND Education, “Airbrakes.” Disponible en <http://bloodhound1.efar.co.uk/project/car/braking-systems/airbrakes>, 2012. Recuperado el 15 de mayo del 2023.
- [41] BLOODHOUND Education, “Airbrake motion.” Disponible en <http://bloodhound1.efar.co.uk/news/airbrake-motion>, 2012. Recuperado el 15 de mayo del 2023.
- [42] E. D. George and C. S. Linda, *Engineering design*. McGraw-Hill LLC, 2021.
- [43] K. T. Ulrich *et al.*, *Diseño y desarrollo de productos*. McGraw-Hill/Interamericana Editores, 2013.
- [44] P. Fortescue, G. Swinerd, and J. Stark, *Spacecraft systems engineering*. John Wiley & Sons, 2011.
- [45] Propulsión UNAM, “Xitle – mexican supersonic hybrid rocket. team 63 project technical report for the 2023 irec,” tech. rep., Experimental Sounding Rocket Association, 2023.
- [46] W. J. Boord and J. B. Hoffman, *Air and Missile Defense Systems Engineering*. CRC Press, 2016.
- [47] Cambridge University Press and Assessmen, “Meaning of aerodynamics in english.” Disponible en <https://dictionary.cambridge.org/dictionary/english/aerodynamics>. Recuperado el 15 de noviembre del 2023.
- [48] J. D. Anderson and Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill LLC, 2017.
- [49] US Army Missile Command, “Military handbook. design of aerodynamically stabilized free

- rockets,” tech. rep., Department of Defense, 1990. Disponible en http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_5900_Web/5900/USLI_2010/PDF_files/rocket_handbook.pdf.
- [50] S. S. Chin, *Missile configuration design*. McGraw-Hill Book Company, Inc, 1961.
- [51] J. Barrowman, “Technical information report 30. Stability of a model rocket in flight,” tech. rep., Centuri engineering company, 1988. Disponible en <https://www.rockets4schools.org/uploads/b/6e6aa720-1a77-11ed-acc8-273e832d52b8/Rocket.Stability.Flight.pdf>.
- [52] D. R. Askeland, *Ciencia e Ingeniería de los Materiales*. International Thomson Editores México, 1998.
- [53] G. Richard, J. Budynas, and N. Keith, *Shigley’s Mechanical Engineering Design*. McGraw-Hill Book Company, Inc, 2013.
- [54] R. Hibbeler, *Mecánica de materiales*. Editorial Pearson, México, 2006.
- [55] F. Velázquez, “Apuntes de *Análisis por Elementos Finitos*.” Facultad de Ingeniería, UNAM, 2022.
- [56] D. L. Logan, *A first course in the finite element method*. Cengage Learning, 2012.
- [57] Y. M. Xie and G. P. Steven, *Evolutionary structural optimization*. Springer, 1997.
- [58] Y. Xie and G. Steven, “A simple evolutionary procedure for structural optimization,” *Computers & Structures*, vol. 49, no. 5, pp. 885–896, 1993.
- [59] D. Chu, Y. Xie, A. Hira, and G. Steven, “Evolutionary structural optimization for problems with stiffness constraints,” *Finite Elements in Analysis and Design*, vol. 21, no. 4, pp. 239–251, 1996.
- [60] H. Versteeg and W. Malalasekera, “An introduction to computational fluid dynamics,” *The finite volume method*, 2007.
- [61] P. Majumdar, *Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer*. CRC Press, 2022.
- [62] I. ANSYS, *ANSYS FLUENT 12.0 User’s Guide*. Disponible en <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node2.htm>.
- [63] Massachusetts Institute of Technology, Systems and Labs, “Trajectory calculation, lab 2 lecture notes,” 2008. Disponible en https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/systems/Lab_Notes/traj.pdf, Recuperado el 20 de junio del 2023.
- [64] O. Córdoba, O. Hernández, M. Ocampo, and G. Flores, “Desarrollo de un software de asistencia para el diseño de motores cohete líquidos e híbridos,” *CONACES*, 2023.
- [65] S. Franchini and O. García, *Introducción a la Ingeniería Aeroespacial*. Alfaomega Grupo

Editor, 2013.

- [66] Y. Singh, S. Bhattacharyya, and V. Idichandy, “Cfd approach to modelling, hydrodynamic analysis and motion characteristics of a laboratory underwater glider with experimental results,” *Journal of Ocean Engineering and Science*, vol. 2, no. 2, pp. 90–119, 2017.
- [67] J. Bredberg, “On the wall boundary condition for turbulence models,” tech. rep., Department of Thermo and Fluid Dynamics, Chalmers University of Technology, 2000. Disponible en https://www.tfd.chalmers.se/~lada/postscript_files/jonas_report_WF.pdf.
- [68] F. R. Menter, R. Sechner, and A. Matyushenko, *Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD*. Disponible en <https://www.ansys.com/content/dam/amp/2022/february/asset-creation/best-practices-campaign/Best%20Practice-Rans%20turbulence%20modeling%20in%20Ansys%20CFD.pdf>.
- [69] R. L. Norton and M. Á. Sánchez, *Diseño de maquinaria*. McGRAW-HILL/INTERAMERICANA EDITORES, 2009.
- [70] Amazon, “Zoskay 35 kg.” Disponible en https://www.amazon.com.mx/gp/product/B07SBYZ4G5/ref=ewc_pr_img_1?smid=A1G99GVHAT2WD8. Recuperado el 8 de agosto del 2023.
- [71] Servocity, “Servo to shaft coupler.” Disponible en <https://www.servocity.com/servo-to-shaft-coupler-h25t-spline-1-4-bore/>. Recuperado el 8 de agosto del 2023.
- [72] Globact, “Globact metal steel 32p 54t spur gear.” Disponible en <https://globactrc.com/products>. Recuperado el 8 de agosto del 2023.
- [73] HIWIN, Motion Control & Systems, “Linear guideways, accessories,” in *MG series*, HIWIN GmbH, 2023. Recuperado el 8 de agosto del 2023.
- [74] M. F. Ashby, “Chapter 4 - material property charts,” in *Materials Selection in Mechanical Design (Fourth Edition)* (M. F. Ashby, ed.), pp. 57–96, Oxford: Butterworth-Heinemann, fourth edition ed., 2011.
- [75] MatWeb, “Material property data.” Disponible en <https://www.matweb.com/>.

Anexos

Tablas

t [s]	T [N]	Gasto [kg/s]	Masa [kg]	Densidad [kg/m ³]	Cd [1]	Velocidad [m/s]	C [m/s]	Mach [1]	Altitud [msnm]	Altura [m]	Aceleración [G·s]
0.0000	0.0000	0.0001	59.6407	0.9970	0.5173	0.0000	346.6965	0.0000	1400.0000	0.0000	0.0000
0.4820	5220.5000	2.3027	58.4707	0.9962	0.4132	34.7247	346.6496	0.1002	1408.4387	8.4387	7.0224
1.0080	4638.6859	2.0969	57.3168	0.9937	0.3810	69.3351	346.4968	0.2001	1435.9062	35.9062	6.4264
1.5780	4182.6701	1.9354	56.1701	0.9891	0.3626	103.8731	346.2216	0.3000	1485.3617	85.3617	5.9518
2.1900	3821.3634	1.8066	55.0271	0.9823	0.3496	138.3928	345.8088	0.4002	1559.5785	159.5785	5.5657
2.8380	3532.3733	1.7029	53.8916	0.9731	0.3392	172.7156	345.2476	0.5003	1660.4527	260.4527	5.2464
3.5180	3299.6146	1.6190	52.7635	0.9614	0.3304	206.7861	344.5294	0.6002	1789.5501	389.5501	4.9791
4.2260	3112.6747	1.5511	51.6423	0.9473	0.3209	240.5662	343.6481	0.7000	1947.9698	547.9698	4.7574
4.9600	2964.1562	1.4969	50.5246	0.9306	0.3122	274.1397	342.5970	0.8002	2136.9134	736.9134	4.5753
5.7100	2850.4082	1.4551	49.4185	0.9116	0.3045	307.2460	341.3840	0.9000	2354.9658	954.9658	4.4324
6.4760	2767.1808	1.4242	48.3164	0.8903	0.3473	340.0469	340.0046	1.0001	2602.9266	1202.9266	4.2145
7.3120	2708.7709	1.4022	47.1358	0.8653	0.4571	372.1919	338.3472	1.1000	2900.8561	1500.8561	3.8131
8.1600	2679.8845	1.3908	45.9523	0.8383	0.4285	403.8681	336.5168	1.2001	3229.8836	1829.8836	3.7978
8.9980	2678.5706	1.3895	44.7881	0.8102	0.4226	434.9353	334.5617	1.3000	3581.3328	2181.3328	3.7679
9.5680	2694.7635	1.3948	43.9948	0.7904	0.4130	456.0817	333.1492	1.3690	3835.2426	2435.2426	3.8016
10.6280	0.0000	0.0000	43.9948	0.7546	0.4226	429.7050	330.5381	1.3000	4304.5998	2904.5998	-2.4413
12.3100	0.0000	0.0000	43.9948	0.7044	0.4285	392.0718	326.6972	1.2001	4995.0308	3595.0308	-2.1357
14.1740	0.0000	0.0000	43.9948	0.6564	0.4570	355.1119	322.8264	1.1000	5690.8471	4290.8471	-1.9259
16.2540	0.0000	0.0000	43.9948	0.6107	0.3478	318.9460	318.9350	1.0000	6390.3602	4990.3602	-1.5293
18.8660	0.0000	0.0000	43.9948	0.5624	0.3044	283.1202	314.5654	0.9000	7175.8251	5775.8251	-1.3359
21.6100	0.0000	0.0000	43.9948	0.5203	0.3122	248.4288	310.5113	0.8001	7904.5872	6504.5872	-1.2454
24.4460	0.0000	0.0000	43.9948	0.4845	0.3208	214.8026	306.8595	0.7000	8561.0248	7161.0248	-1.1756
27.3420	0.0000	0.0000	43.9948	0.4547	0.3304	182.1997	303.6634	0.6000	9135.5506	7735.5506	-1.1221
30.2800	0.0000	0.0000	43.9948	0.4305	0.3392	150.4810	300.9461	0.5000	9624.0003	8224.0003	-1.0810
33.2460	0.0000	0.0000	43.9948	0.4115	0.3496	119.4986	298.7199	0.4000	10024.1907	8624.1907	-1.0503
36.2300	0.0000	0.0000	43.9948	0.3971	0.3625	89.0986	296.9892	0.3000	10335.2859	8935.2859	-1.0280
39.2220	0.0000	0.0000	43.9948	0.3872	0.3809	59.1669	295.7558	0.2001	10557.0088	9157.0088	-1.0126
42.2220	0.0000	0.0000	43.9948	0.3813	0.4130	29.5157	295.0160	0.1000	10689.9941	9289.9941	-1.0034
45.2260	0.0000	0.0000	43.9948	0.3793	0.5197	0.0123	294.7692	0.0000	10734.3498	9334.3498	-1.0000

Tabla 3: Valores representativos de la dinámica de vuelo.

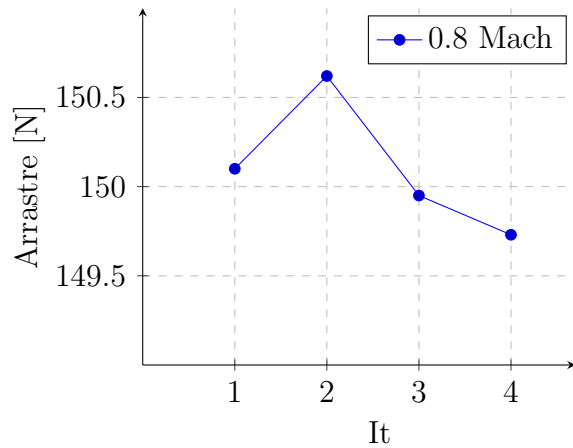
Num.	Num. de necesidad	Métrica	Importancia	Unidades	Valor marginal	Valor ideal
1	1, 2, 4, 15, 17 y 20	Masa total	1	kg	<1.5	<0.5
2	1, 3, 11, 13 y 14	Tiempo de desensamble/ensamble para mantenimiento	2	min	<30	<15
3	2, 4, 12, 18	Tiempo de integración al cohete Xitle	2	min	<30	<10
4	5, 6, 7, 8, 9, 19 y 21	Resistencia a la compresión	1	kN	<6.03	9.05
5	5, 6, 7 y 10	Temperatura máxima de trabajo	1	°C	<42	<50
6	5, 6, 7 y 10	Temperatura mínima de trabajo	1	°C	>- 56	>- 60
7	1, 3, 7, 11, 13, 14, 15, 16 y 17	Actuadores necesarios	3	Unidad	2	1
8	2, 21	Diámetro no desplegado	1	mm	164 - 165	164
9	4, 7, 15 y 19	Tiempo de despliegue	1	s	<3	<1
10	1, 3 y 11	Costo unitario de manufactura	3	\$ MXM	<15,000.00	<10,000.00
11	5, 6, 7, 8, 19	Incremento de arrastre máximo	1	N	<200	300
12	2, 4, 18 y 20	Calibre de estabilidad	1	[1]	<1.5	4.5
13	5, 6, 7, 8 y 19	Velocidad de flutter	1	m/s	>460	690

Tabla 4: Especificaciones objetivo finales.

Criterios de diseño	Peso	Costo	Tamaño	Número de piezas	Velocidad de actuación	Facilidad de manufactura	Facilidad de ensamble	Serviciabilidad	Independencia de fuselaje	Suma	Factor de peso
Peso	1	0	0	1	1	1	1	1	1	7	0.19
Costo	0	1	0	1	0	0	1	0	0	2	0.06
Tamaño	1	1	1	0	0	0	0	1	1	4	0.11
Número de piezas	0	0	1	1	1	0	0	1	0	3	0.08
Velocidad de actuación	0	1	1	0	1	1	1	1	0	5	0.14
Facilidad de manufactura	0	1	1	1	0	1	1	0	1	5	0.14
Facilidad de ensamble	0	0	1	1	0	0	1	0	0	2	0.06
Serviciabilidad	0	1	0	0	0	1	1	1	0	3	0.08
Independencia de fuselaje	0	1	0	1	1	0	1	1	5	5	0.14
Total										36	1.00

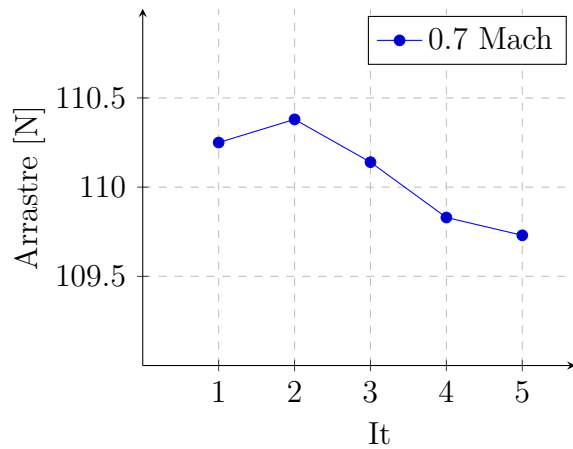
Tabla 5: Matriz de comparación por pares, usando los parámetros de diseño.

INDEPENDENCIA DE MALLA



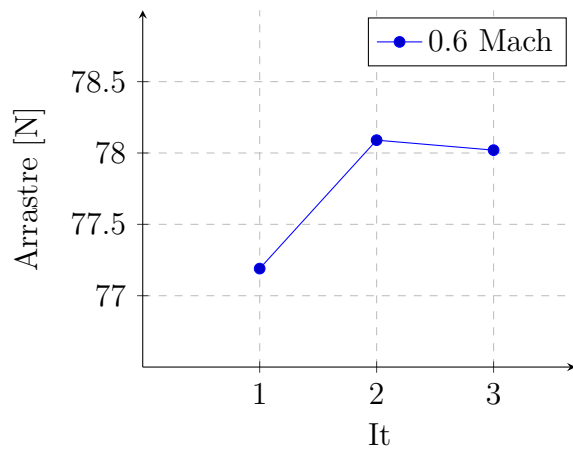
It.	T. de elemento [m]	Num. elem.	Arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	150.10	0.387
2	0.4	928,423	150.62	0.389
3	0.3	929,006	149.95	0.387
4	0.2	948,353	149.73	0.386

Figura 1: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.8 Mach.



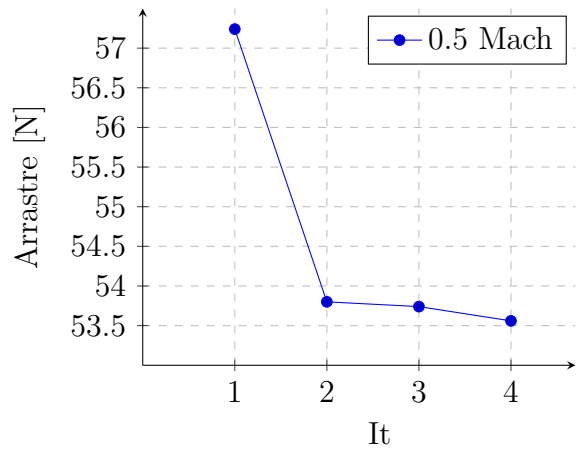
It.	T. de elemento [m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	110.25	0.402
2	0.675	927,931	110.38	0.402
3	0.4	928,423	110.14	0.401
4	0.3	929,006	109.83	0.400
5	0.2	948,353	109.73	0.400

Figura 2: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.7 Mach.



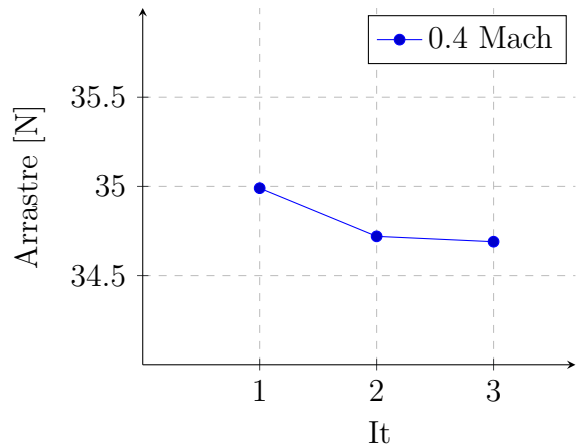
It.	T. de elemento [m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	77.19	0.413
2	0.675	927,931	78.09	0.418
3	0.45	928,423	78.02	0.417

Figura 3: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.6 Mach.



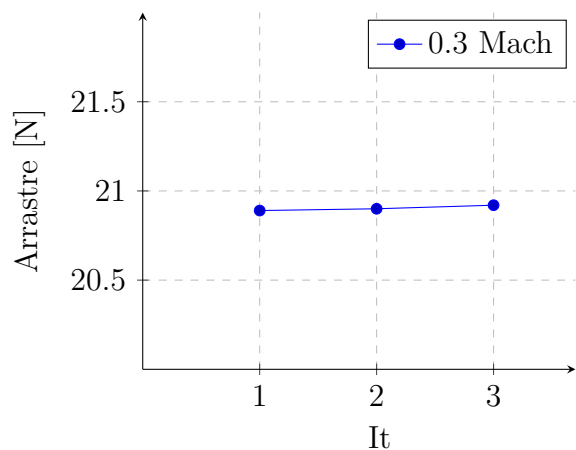
It.	T. de elemento[m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	57.24	0.470
2	0.675	927,931	53.80	0.442
3	0.45	928,423	53.74	0.441
4	0.3	929,006	53.56	0.440

Figura 4: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.5 Mach.



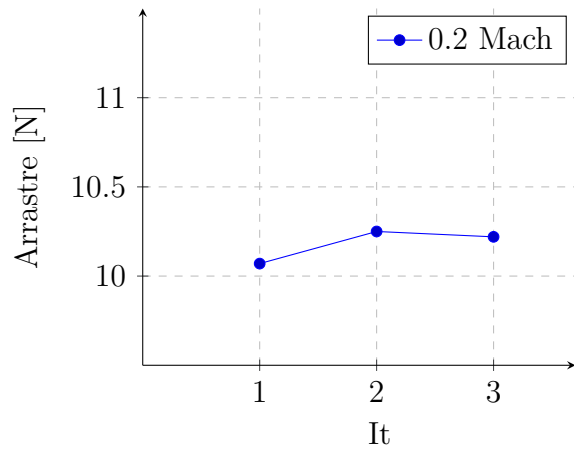
It.	T. de elemento[m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	34.99	0.474
2	0.675	927,931	34.72	0.470
3	0.45	928,423	34.69	0.470

Figura 5: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.4 Mach.



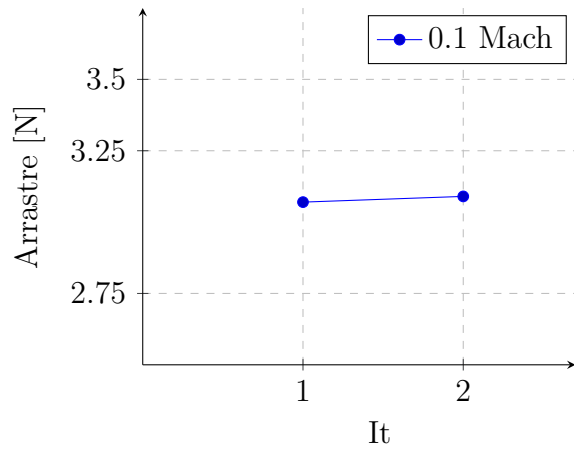
It.	T. de elemento[m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	20.89	0.524
2	0.675	927,931	20.90	0.525
3	0.45	928,423	20.92	0.525

Figura 6: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.3 Mach.



It.	T. de elemento[m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	10.07	0.586
2	0.675	927,931	10.25	0.596
3	0.45	928,423	10.22	0.595

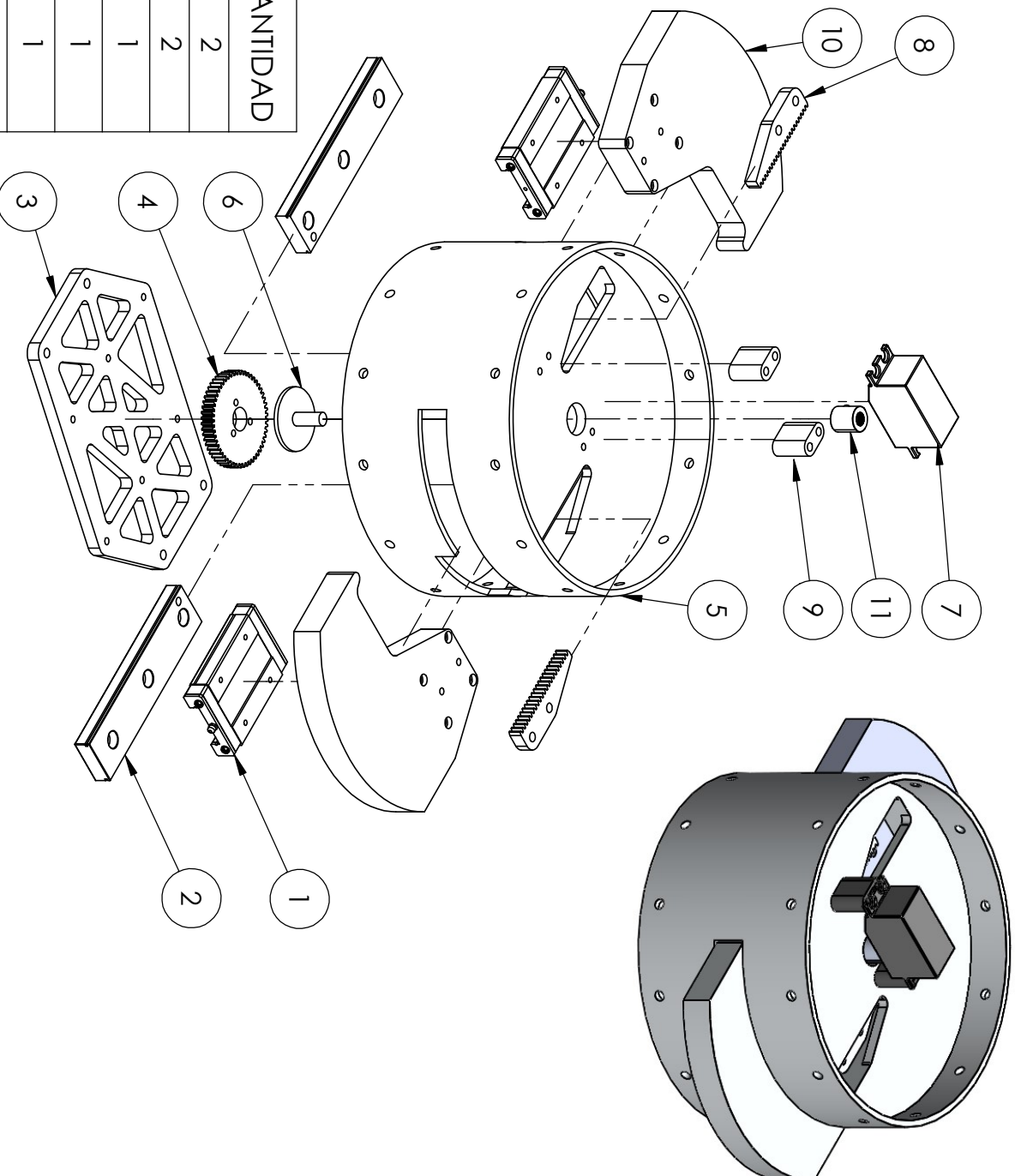
Figura 7: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.2 Mach.



It.	T. de elemento[m]	Num. elem.	F. arrastre [N]	Cd [1]
1	1	927,045	3.07	0.726
2	0.675	927,931	3.09	0.733

Figura 8: Análisis CFD del cohete *Xitle* sin el uso del FA, para el caso de 0.1 Mach.

Planos



N.º DE ELEMENTO	N.º DE PIEZA	CANTIDAD
1	Carro guía MGW12H	2
2	Riel guía MGW12H	2
3	SopORTE de rieles	1
4	Engrane Globact 54T	1
5	Housing	1
6	Eje	1
7	Servomotor DS3235	1
8	Cremallera	2
9	Espaciador	2
10	Superficie desplegada	2
11	Cople	1



SISTEMA DE FRENO AERODINÁMICO

ENSAMBLE

DISEÑADO POR:
 Isaac Azatzi Rubio
 REVISADO POR:
 Dr. Fernando Veldzquez Villegas

NOTAS: Para su ensamble se requieren 20 tornillos M4
 y 8 tornillos M3.

FECHA: 21/02/2024

TAMAÑO: Carta UNIDADES: mm ESCALA: 1 : 3 HOJA: 1 DE 1

Programa Matlab

```
clc  
clear all
```

```
DInicial=[0  
578.8734041  
1085.513698  
1516.248528  
1869.152751  
2143.489188  
2339.013509  
2456.285357  
2495.4  
];
```

```
FInicial=[-581.3200268  
-541.3200068  
-509.6107521  
-485.1482678  
-466.2792678  
-452.5092678  
-441.8122678  
-434.6837678  
-431.5892678  
];
```

```
DNueva=[0  
578.8763676  
1085.519255  
1516.25629  
1869.16232  
2143.500161  
2339.025483  
2456.297931  
2495.412775  
];
```

```
FProp1=[-731.5892678  
-651.4453743  
-587.9128278  
-538.8998839  
-501.0940247  
-473.5045031  
-452.0720331  
-437.7893967  
-431.5892678  
];
```

```
FProp2=[-706.5892678
```

```
-633.1240321  
-574.8858645  
-529.9573326  
-495.3019616  
-470.0115669  
-450.365136  
-437.2727193  
-431.5892678  
];
```

```
FProp3=[-681.5892678  
-614.8026899  
-561.8589011  
-521.0147812  
-489.5098985  
-466.5186306  
-448.6582389  
-436.7560418  
-431.5892678  
];
```

```
FProp4=[-670.9232078  
-606.9860285  
-556.3010462  
-517.1995097  
-487.0387588  
-465.0283959  
-447.9300042  
-436.5356054  
-431.5892678  
];
```

```
FFinal=[-670.8692678  
-605.5592678  
-549.6992678  
-523.2792678  
-482.6592678  
-459.9192678  
-445.1092678  
-435.0592678  
-431.5892678];
```

```
TrabajoTotInicial=trapz(DInicial,FInicial)  
TrabajoTotProp1=trapz(DNueva,FProp1)  
TrabajoTotProp2=trapz(DNueva,FProp2)  
TrabajoTotProp3=trapz(DNueva,FProp3)  
TrabajoTotProp4=trapz(DNueva,FProp4)  
TrabajoTotFin=trapz(DNueva,FFinal)
```