

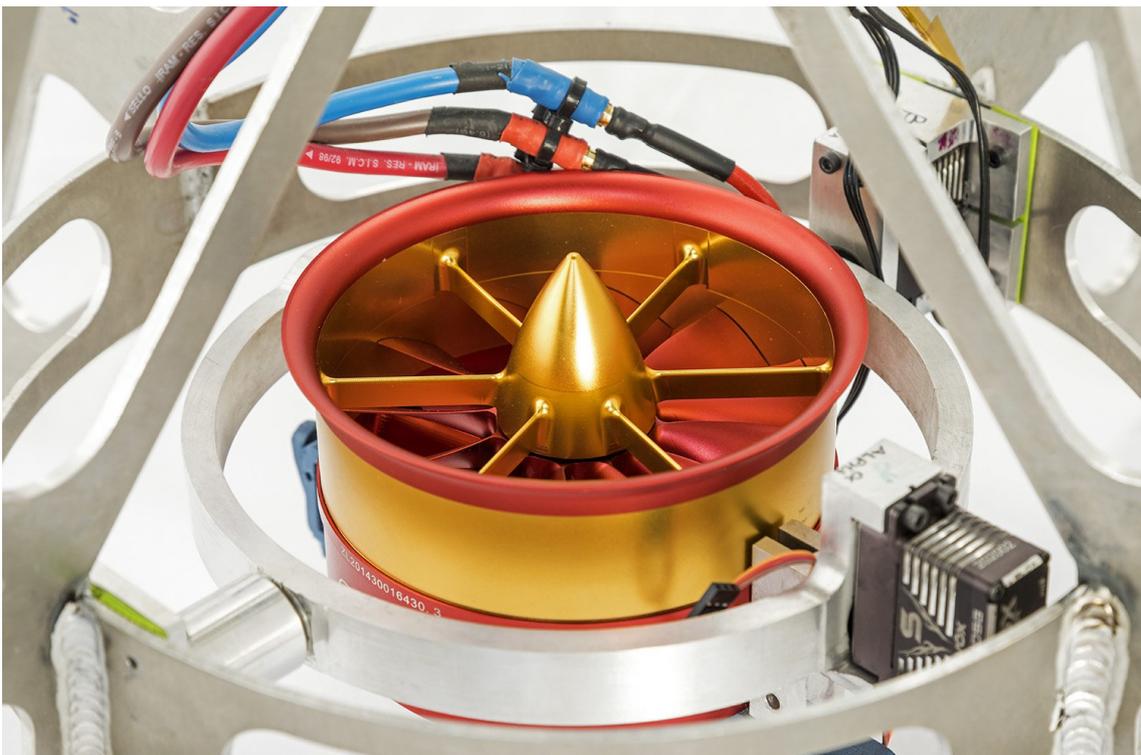


Diseño, ensamblaje, integración y testeo de un vehículo VTVL eléctrico

Patricio Whittingslow
Luis Cretton

Tutores:
Dan Etenberg
Alejandro Ghersin

15 de junio de 2023



Resumen

En este documento se encuentran descritas las secuencias del diseño, simulación, construcción, pruebas, y puesta en marcha de un UAV VTVL. Se evaluaron métodos de propulsión, diseño de fuselaje, software de vuelo, implementación de sistema de control para luego efectuar ensamblaje, y la integración final con testeo en campo. Se logro ensayar el sistema de control a baja escala con el propósito de incorporarlo a un sistema de mayor escala en desarrollo paralelo de uso sub-orbital o incluso orbital.

Se documentan todos los pasos seguidos para llegar al resultado final y se adjuntan los documentos relevantes del desarrollo para su posible replicación incluyendo los planos de cada parte del vehículo, fotos del ensamble, extractos de código, desarrollo de ecuaciones de dinámica de cuerpo rígido y modelos para el control del vehículo utilizando teoría de control óptimo lineal.

Índice

Glosario	3
Siglas	3
1. Introducción	4
2. Alcance de este proyecto	7
3. Estudios	8
3.1. Agua como propelente	8
3.2. Turbina a reacción	8
3.3. Propulsión eléctrica	9
4. Diseño	11
4.1. Selección de propulsor	11
4.2. Diseño de la mecánica	12
4.3. Posición de baterías	13
4.4. Selección de servos	13
4.5. Tren de aterrizaje	14
4.6. Selección de controlador y sensores	14
4.7. Sistema anti rolido	15
4.8. Diseño de placa electrónica	15
4.9. Imágenes del diseño PIAA y planos eléctricos	17
4.10. Contexto de pandemia	21
5. Análisis estructural	22
5.1. Modelo y simulación propuesta tipo jaula	24
5.2. Modelo y simulación del fuselaje tubo y placas vaciadas	26
5.3. Iteración del modelo y simulación en la que se definió la geometría final de las placas que componen las patas	29
6. BOM, despiece y figuras del diseño mecánico	33
6.1. Diseño final - BOM y despiece	33
6.2. Diseño final - Imágenes	35
6.3. Ensamblaje final - Fotos	39
7. Modelo 2D simplificado	42
7.1. Modelado matemático	42
7.2. Armado de sistema lineal	42
7.3. Representación en espacio de estados	43
8. Ecuaciones de movimiento de cuerpo rígido	44
8.1. Notación	45
8.2. Notación del álgebra a utilizar	46
8.3. Variables de estado	46
8.4. Ecuaciones diferenciales	47
8.5. Dinámica angular del vehículo	48
9. Simulación	51
9.1. Sistema no-lineal	51
9.2. Sistema de control	51
9.3. Estimación de estado	52
9.4. Resultados de simulación	52

10.Desarrollo de software	56
10.1. Introducción a Software Engineering	56
10.2. Tecnologías usadas	56
10.3. Flujo de control	57
10.4. Interfaz con hardware	57
10.5. Implementación	57
10.6. Debugging	58
11.Pruebas	59
11.1. Objetivo	59
11.2. Metodología	59
11.3. Resultados	59
12.Desafíos y soluciones	60
12.1. Rediseño de sistema de flaps	60
12.2. Fallo de programa de vuelo	60
12.3. Problemas electricos	61
12.4. Pruebas del software de estimación de actitud	61
13.Conclusión	62
14.Trabajo a futuro	63
15.Anexo	65
15.1. Diseños preliminares - imágenes	65
16.Planos de diseño y planos de piezas	69

Glosario

Corrutina Una unidad de procesamiento que puede ejecutarse asincrónicamente. Pueden o no ejecutarse múltiples corrutinas en paralelo.

Electronic Speed Control Controlador de velocidad para motores eléctricos sin escobillas. Suelen tener DC a la entrada y trifásica a la salida.

Computer Aided Design El uso de computadoras para la creación, modificación, análisis o optimización de un diseño. Es comúnmente usado para referirse a un documento digital que contiene información persistente de un diseño.

Electronic ducted fan Turbina impulsada por un motor eléctrico brushless trifásico.

Linear Quadratic Regulator Regulador basado en control óptimo que busca reducir error cuadrático de una función costo.

System on a chip Integración de módulos conectados a un controlador en un único circuito impreso.

Data race Situación en un programa concurrente donde un proceso puede acceder/escribir una ubicación de memoria al mismo tiempo que otro proceso escribe esa memoria.

LIA Aerospace Laboratorio de Investigaciones Aeroespaciales. Empresa para la cual se efectuó el desarrollo del vehículo.

Siglas

I²C Protocolo de comunicación de dos hilos que permite comunicar varios circuitos integrados en un bus.

GPIO Salida digital de uso genérico. Pueden estar en *high* (tensión de fuente) o *low* (puesto a tierra).

SPI Serial peripheral interface. Un protocolo de comunicación full-duplex de Motorola.

UART Protocolo de comunicación universal asincrónico.

UAV Vehículo aéreo no tripulado, del inglés *Unmanned aerial vehicle*.

VTVL Es un tipo de vehículo que tiene la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente, del inglés *Vertical take-off, vertical landing*.

TVC El “Thrust Vector Control” (TVC), en español “Control de Vector de Empuje”, es un sistema utilizado en vehículos propulsados por un vector de un eje (como cohetes o misiles) para controlar y dirigir la trayectoria del vehículo.

1. Introducción

El diseño, desarrollo, fabricación, armado, simulación y lanzamiento de cohetes, no es una tarea sencilla ni es repetida en intervalos de cortos de tiempo, al contrario, suelen llevar décadas y una fuerte inversión para que sean posibles estos logros. Cuando se completa el desarrollo de estos vehículos son lanzados y generalmente una vez completada la misión pasan a ser parte de la basura espacial o reingresan a la atmósfera terrestre sin posibilidad de reutilización. En los últimos años se ha buscado subsanar el costo incurrido por la incapacidad de volver a reutilizar el vehículo. Es allí donde nace el interés del desarrollo de vehículos reutilizables. Los beneficios de un vehículo reutilizable son los siguientes:

- El vehículo se puede reutilizar con mínimas intervenciones, minimizando el tiempo entre misiones.
- Reducción de costos: Los cohetes reutilizables permiten que se utilicen los mismos vehículos para múltiples misiones, lo que reduce significativamente los costos de producción y operación.
- Mayor confiabilidad: Los cohetes reutilizables tienen un historial de éxito probado en múltiples misiones, lo que aumenta la confiabilidad y la seguridad en los lanzamientos.
- Flexibilidad: Los cohetes reutilizables son más flexibles y pueden ser utilizados para una variedad de misiones, lo que los hace más versátiles que los cohetes desechables.
- Reducción del impacto ambiental: La reutilización de cohetes reduce la cantidad de residuos y desechos generados por los lanzamientos.
- Innovación tecnológica: El desarrollo de cohetes reutilizables ha impulsado la innovación tecnológica en el campo de los cohetes y ha llevado a mejoras en la tecnología de propulsión y sistemas de recuperación.

El concepto de un vehículo VTVL es tan viejo como el primer alunizaje: despegar verticalmente (como la mayoría de los cohetes convencionales) y aterrizar verticalmente con el objetivo de completar una misión. Esto supone una gran variante de ventajas, como ser una de las más destacadas el reutilizamiento del vehículo, con todo lo que ello implica, logrando una optimización de los costos, disminución de huella ecológica, y disminución del tiempo entre lanzamientos. Con solo agregar unos actuadores y el control correspondiente al vehículo se puede pasar de ser un cohete convencional a ser un VTVL y así tener amplio dominio sobre donde aterrizará.

A baja escala, un vehículo que despegar y aterrizar por su cuenta tiene la capacidad de superar cualquier obstáculo terrestre que se presente. Esto puede ser de gran utilidad en ambientes hostiles para el ser humano, que esto se logre de manera rápida y efectiva podría ser la diferencia entre el éxito o no de la misión. Como ser el transporte de insumos médicos en tiempo real desde que un paciente lo requiere, en zonas de acceso limitado.

Una variante de estos vehículos se logra cuando se cierra el lazo de control obteniéndose un vehículo autónomo. La autonomía se refiere a la capacidad del vehículo para tomar decisiones y realizar tareas sin la necesidad de intervención humana durante la misión. La autonomía también incluye la capacidad del vehículo para realizar tareas adicionales, como la navegación y el mantenimiento de la trayectoria, la evitación de obstáculos y la toma de decisiones en tiempo real en función de los datos recopilados por los sensores del vehículo. En la última década hay un interés renovado en imágenes espaciales. Un vehículo VTVL, reutilizable autónomo, eléctrico podría adquirir imágenes para fines de sistemas de monitoreo y análisis geoespacial como hacen las empresas *Ceres Imaging* y *Martin UAV*

con su vehículo V-BAT. Estas empresas dependen de vehículos autónomos no tripulados para obtener sus imágenes aéreas.

Un vehículo de escala reducida provee la capacidad de testear sistemas de control. Si se pierde el vehículo ante una falla el costo total de pérdidas sería mucho menor con respecto a un vehículo más grande con sistemas caros y complejos. Al tener un sistema de control definido en términos de parámetros del vehículo, se podría escalar para luego ser probado en un vehículo más grande. Siendo un sistema más chico y manipulable que el vehículo de escala grande se tornarían más fáciles las tareas de resolver los problemas de software y hardware de vuelo que surgieran durante las pruebas.

Los sistemas de vehículos orbitales tienen sistemas complejos que deben ser testeados en una primera etapa mediante algún ensayo controlado. El vehículo que se desarrolla en el presente documento podría ser usado para tales fines como una plataforma para pruebas como ser el despliegue de una nariz o etapa, comprobación de sensores y actuadores a gran velocidad y con empuje variable.

La tecnología VTVL permite a los cohetes de SpaceX aterrizar verticalmente después de su lanzamiento, en lugar de caer en el océano o en tierra y luego ser recuperados. La primera vez que SpaceX logró aterrizar con éxito un cohete Falcon 9 fue en diciembre de 2015, y desde entonces ha logrado muchos otros aterrizajes exitosos, tanto en plataformas en tierra como en barcos en el mar. El aterrizaje vertical de los cohetes de SpaceX es una hazaña técnica impresionante, ya que los cohetes deben desacelerar y estabilizarse en el aire antes de aterrizar de manera segura en una plataforma pequeña.



Figura 1: Starship de SpaceX en rampa de lanzamiento.

Además de utilizar la tecnología VTVL en sus cohetes, SpaceX está trabajando en una nave espacial reutilizable llamada Starship, que utilizará esta tecnología para aterrizar en la Luna, Marte y otros destinos. La Starship también será capaz de realizar misiones terrestres y de corta duración, como vuelos turísticos suborbitales. La tecnología VTVL es una de las muchas innovaciones que SpaceX está utilizando para hacer que los viajes espaciales sean más asequibles y accesibles para más personas en el futuro.

Otra organización que está apostando a la tecnología de lanzadores reutilizables es la ESA. Esta tiene un proyecto destinado a acelerar el desarrollo de tecnología de lanzadores

reutilizables para las partes interesadas en el sector aeroespacial europeo. Se tiene pensado tener un lanzador reutilizable para 2030 llamado Ariane Next. Uno de los pasos a seguir antes de llegar a ese punto es el desarrollo del proyecto FROG. El proyecto FROG es un demostrador tecnológico para algoritmos de control y de métodos ágiles de proyectos [Rmili et al. \[2019\]](#).

La ESA también ha estado trabajando en un proyecto llamado "Space Rider", que es una nave espacial reutilizable que se lanzará al espacio en un cohete Vega-C. Una vez terminada la misión en órbita podrá volver a la tierra y aterrizar horizontalmente o verticalmente en modo VTVL. Space Rider se está diseñando como una plataforma multipropósito para la realización de experimentos científicos y tecnológicos en órbita terrestre baja LEO. Además, la ESA ha estado colaborando con empresas privadas europeas en el desarrollo de cohetes reutilizables que utilizan este tipo de tecnologías. Como la empresa alemana Isar Aerospace que está trabajando en el desarrollo de un cohete de lanzamiento de satélites reutilizable.

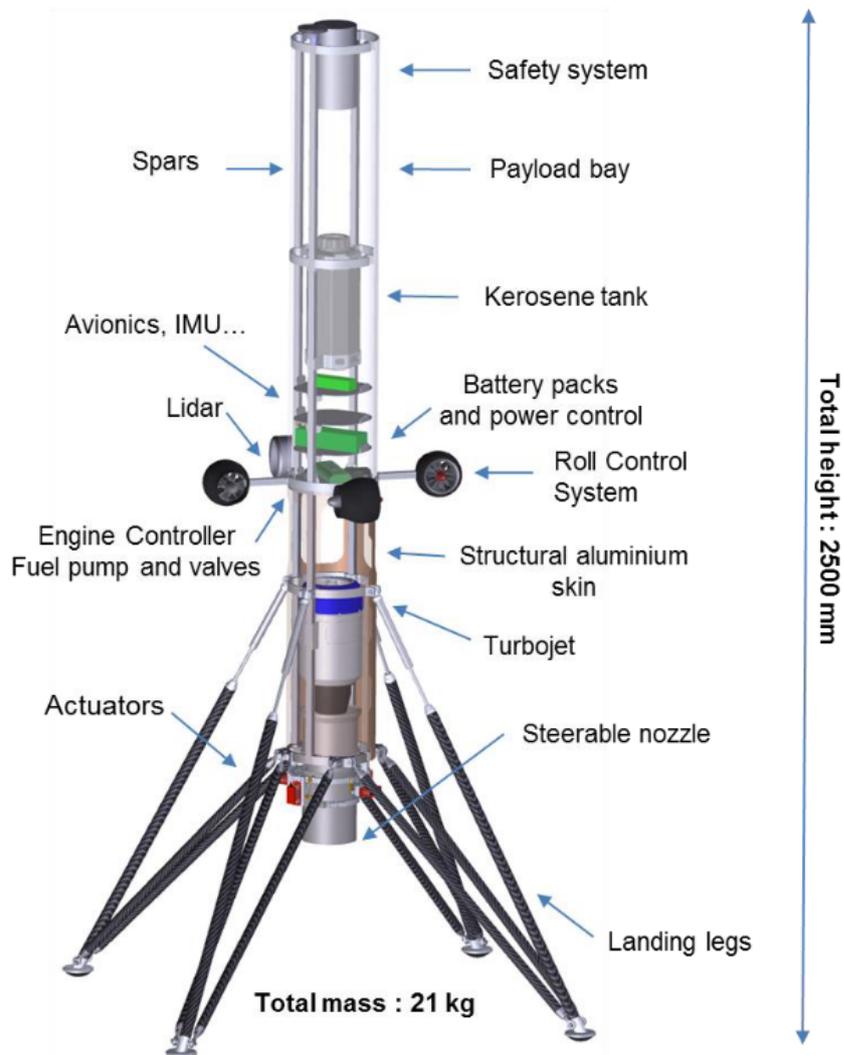


Figura 2: Arquitectura de FROG-T de la ESA [Rmili et al. \[2019\]](#).

2. Alcance de este proyecto

Este documento propone el diseño, simulación, control y fabricación de un vehículo con capacidades VTVL, reutilizable, autónomo— siendo un prototipo de baja escala. Este prototipo serviría como punta pie inicial para vehículos de escala mayor que puedan completar misiones espaciales.

Se establecieron las siguientes etapas para el desarrollo del proyecto en el formulario de alta del proyecto 201–129 el 2 de mayo de 2020:

1. Preparación inicial (3meses) [3]
 - Teoría de sistema de control. Variables de estado.
 - Proponer solución full state feedback con LQR + filtro Kalman.
 - Práctica usando Simulink.
2. Diseño de sistema 3D (4 meses) [7]
 - Selección del propulsor ducted fan.
 - Diseño de estructura de cohete.
 - Teoría de control automático.
 - Diseño de control 3D.
3. Validación experimental del sistema de control (3 meses) [10]
 - Seleccionar computadora de vuelo y componentes para el funcionamiento en la práctica.
 - Manufactura de componentes del cohete.
 - Puesta a prueba del sistema de control en cohete.
 - Efectuar correcciones/ajustes al sistema de control.
4. Elaboración de informes
 - Informe 1: Agosto 2020 – Etapa 2.
 - Informe 2: Diciembre 2020 – Informe experimental.
 - Informe 3: Enero 2021 – Informe de diseño.
 - Informe preliminar: Febrero 2021.
 - Informe final: Marzo 2021 (considerando las correcciones previas realizadas por el tutor)

Basándose en los requisitos implícitos discutidos entre dos individuos con recursos limitados, se llevó a cabo un proyecto que desafió las convenciones establecidas en la industria. A diferencia de los proyectos realizados en entornos empresariales, que se basan en reglas establecidas y en la experiencia previa acumulada, este proyecto fue emprendido por personas sin experiencia en el control de un cohete VTVL y en su fabricación. Si bien al principio se establecieron ciertos requisitos para el proyecto, la falta de experiencia llevó a la imposibilidad de anticipar todos los desafíos que surgirían a lo largo del desarrollo del proyecto. Además, el equipo no estaba familiarizado con el ámbito del proyecto y por lo tanto se esperaban cambios significativos en el proceso de desarrollo.

La perseverancia y la determinación resultaron fundamentales para superar los constantes desafíos a lo largo del proyecto. La capacidad de adaptarse a los cambios fue fundamental para superar los obstáculos y alcanzar el éxito. La falta de experiencia técnica inicial parecía ser una barrera insuperable, pero el equipo demostró que el éxito puede ser alcanzado a través de la determinación y la perseverancia.

Requerimientos del proyecto

Para poder llevar a cabo el proyecto del vehículo VTVL, reutilizable, autónomo a baja escala; fabricado por un equipo de dos personas con el presupuesto de un proyecto final de facultad se requiere lo siguiente:

- Cumplir con el presupuesto establecido
- Que el tiempo de vuelo sea capaz de superar 60 segundos
- Que soporte los aterrizajes necesarios para poder probar el sistema de control
- Capacidad de 1kg de payload
- Sistema de control que recupere de una perturbación delta-dirac de 15 grados de actitud en un eje a una altura de 1.5 metros durante funcionamiento
- Sistema de control completamente bajo el mando del equipo
- Capacidad de despegar y aterrizar en atmósfera terrestre
- Componentes utilizados en este proyecto sean disponibles comercialmente

Cabe destacar que antes del FROG, en la ESA se pasó por una etapa preliminar de desarrollo con un vehículo con prestaciones casi idénticas al vehículo que se va a detallar en este documento.

3. Estudios

3.1. Agua como propelente

El primer prototipo muy distante del diseño final perteneciente a este trabajo, consistía en un recipiente a presión con agua, abulonado a un chasis, con un cardán y actuadores para poder redirigir el empuje.

La figura 3 muestra los resultados de una simulación de un vehículo pequeño de aluminio con un recipiente a presión lleno en parte de agua y aire a 200 bar. La simulación considera masa variable y una transición isoentrópica del gas en el recipiente. En el mejor de los casos se llegaba a un tiempo de vuelo cercano a los 4 segundos, que no era adecuado para comprobar el sistema de control en nuestras condiciones.

Para optimizar este problema se modificaba

- Diámetro de la tobera – más empuje vs. menos tiempo de vuelo controlado
- Volumen de agua – más tiempo de vuelo vs. mayor peso de vehículo

Esto representa un vuelo de gran aceleración inicial, de mucha violencia, que dificulta la comprobación de sistemas en el que se tienen que modificar los parámetros de control y resolver los problemas de hardware que se vayan presentando.

3.2. Turbina a reacción

Se estudió la construcción de una turbina de combustible líquido como método de propulsión del vehículo para poder comprobar el sistema de control, debido al excelente cociente de peso-empuje.

Esta idea se vio descartada por la complejidad asociada a la construcción de un elemento mecánico con constraints geométricos para alabes en múltiples dimensiones y balanceo a altas vueltas por minutos. Sumandose a esto, no se tenía acceso al taller de la institución para poder realizar en tiempo y forma el dispositivo mecánico, que era la primer tarea

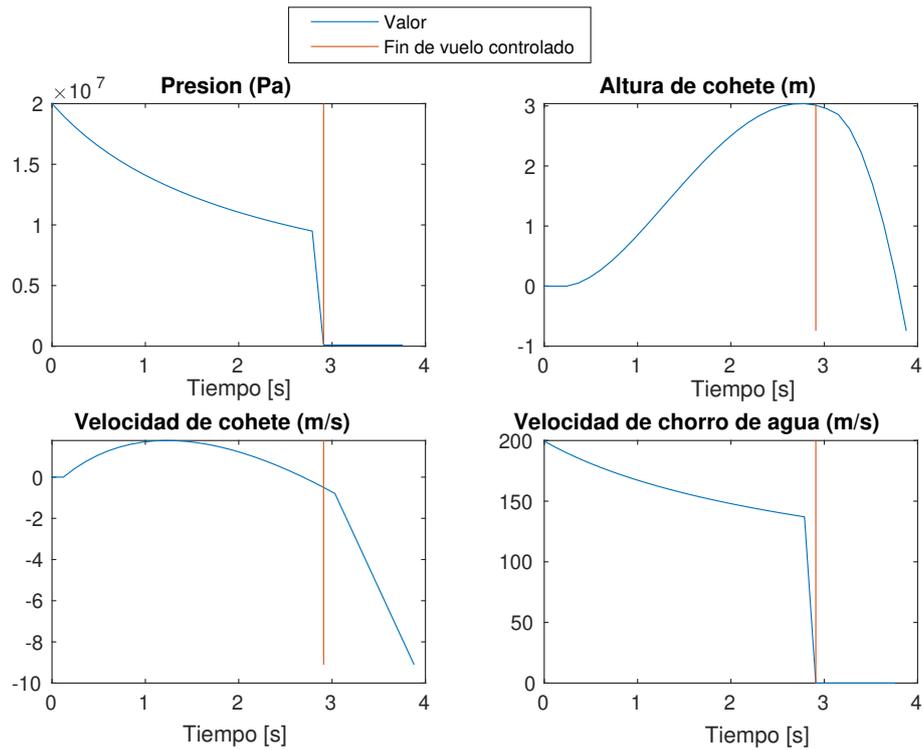


Figura 3: Análisis preliminar para un vehículo propulsado por agua a presión. La presión es la del tanque (absoluta). El peso estructural que se utilizó fue de 10kg.

inmediata a tener en banco de pruebas asegurando su funcionamiento en óptimas condiciones, para luego proseguir con el desarrollo del vehículo y el sistema de control. Tampoco se contaba con las herramientas adecuadas para asegurar el éxito de la construcción dejando como opción acudir a prácticas no-convencionales con las herramientas existentes para generar el dispositivo.

3.3. Propulsión eléctrica



Figura 4: Dos vehículos VTOL eléctricos modernos. “VBat” (Izq.) e “Ikarus” (Der.).

Dadas las limitaciones de tiempo y alcance de un proyecto de la universidad se decidió por un diseño compuesto por elementos comercialmente disponibles.¹

Los vehículos VTOL eléctricos son propulsados por hélices en su mayoría y constan casi siempre de 4 o más propulsores en un arreglo simétrico y plano. Recientemente hay un

¹ Commercial off the shelf (COTS)

interés por la construcción de vehículos de una sola hélice por la buena relación empuje–peso que tienen. Sin embargo, estos vehículos tienen sus complicaciones:

- La rotación dada al aire por la hélice causa un momento en el eje de propulsión que puede ser contrarrestado en vehículos multirrotores pero no así en el caso de tener una sola hélice.
- Inclinar al rotor durante su funcionamiento causa una fuerza perpendicular a la dirección de inclinación conocido como el efecto giroscópico.

El primer punto puede ser mitigado agregando álabes a la salida del flujo de aire por debajo del EDF (fan electrico con ducto) para modificar el flujo y contrarrestar la rotación. El segundo punto se resuelve conociendo las ecuaciones de momento angular y controlando actuadores con un sistema de control a lazo cerrado. Los sistemas vistos en la figura 4 suelen tener la particularidad de poder ser representados con relativa facilidad usando un solo marco de referencia sobre el vehículo para calcular las ecuaciones de momento angular.

Existen placas pre-programadas para vehículos multirrotores, pero en el caso de vehículos monorrotores de hélice fija se precisa re-programar la placa para compensar el efecto giroscópico y agregar dinámica de álabes ya que no hay software disponible aún para esta configuración. En el caso de tener una hélice móvil se suma un nivel de complejidad agregada debido al despeje de las ecuaciones de momento angular (ver sección 8). Al momento de escribir este documento aún no hay desarrollo disponible de carácter público para esta configuración.

4. Diseño

En el marco de este proyecto, es de interés el diseño mecánico del mecanismo de control semejante un vehículo propulsado por El “Thrust Vector Control” (TVC), en español “Control de Vector de Empuje”, es un sistema utilizado en vehículos propulsados por un vector de un eje (como cohetes o misiles) para controlar y dirigir la trayectoria del vehículo. (TVC), como es el caso de cohetes reutilizables. Estos últimos suelen ser dirigidos por toberas montadas sobre un cardán. En el caso de un vehículo eléctrico de una hélice se tendría que montar el sistema de propulsión centrado en un gimbal para optimizar el paso del flujo. Se decidió montar el EDF sobre un gimbal para simular el control que tienen los vehículos VTVL a reacción de la industria aeroespacial.

4.1. Selección de propulsor

Los requerimientos para el propulsor son los siguientes

- Empuje positivo que mantenga altura del vehículo para la máxima actuación del gimbal con empuje restante para poder aumentar la altura solo y recuperar de maniobras inclinadas.
- Posibilidad de llevar un payload, para ensayar *fuel-sloshing* a escala o llevar una cámara, por ejemplo.
- Disponible comercialmente.
- Precio de propulsor y accesorios relevantes costeables por LIA Aerospace.
- Durabilidad ante pruebas físicas en cuanto a la duración del proyecto.

Estos requerimientos fueron los primeros especificados para el diseño del vehículo. El diseño estructural y la selección de componentes electrónicos parten del propulsor seleccionado ya que este es la pieza principal para lograr los objetivos propuestos y la que más puede variar en especificaciones técnicas.

Existen diversas maneras de impulsar un vehículo de forma eléctrica. Luego de un cuidadoso estudio y discusión de ingeniería se decidió optar por un EDF, quien juega un rol central en el diseño pues es lo que se intenta controlar para llevar a cabo la navegación y guiado.

Se generó una lista de EDF’s de diferentes diámetros disponibles comercialmente y para cada EDF se armó un BOM con los materiales requeridos para fabricar el vehículo para obtener el costo total del vehículo entero. Los precios fueron calculados en marzo 2020.

Diámetro de EDF	70mm	90mm	120mm
Masa estructural [kg]	0,4	1	2
Masa batería [kg]	0,9	1,9	2
Mas electrónica [kg]	0,5	1	1
Empuje restante [kgf]	0,01	0,478	3,116
Tiempo vuelo [s]	253	184	132
Precio baterías + propulsor [USD]	165	365	693
Costo total del vehículo [USD]	210	465	880

Tabla 1: Estudio de diferentes EDF’s disponibles en el mercado. El requerimiento excluyente para la selección de batería fue que permita vuelo sostenido por 2 minutos.

El *empuje restante* de la tabla 1 es el empuje que sobra luego de restar el peso del vehículo al empuje nominal del EDF. Este empuje dará margen para maniobrar y recuperar la orientación luego de una perturbación externa.

Los EDF de aluminio solo se consiguen en el exterior y su precio es en dolares². Esto trae varios inconvenientes en lo referente al presupuesto acotado, logística, compra y obtención. Los EDF disponibles de plástico tienen una relación de empuje-diámetro mucho menor con respecto a los de aluminio. Cabe destacar que el costo de un EDF de plástico y un EDF de aluminio son cercanos para diámetros similares.

Se decidió por el EDF de 120mm, motor brushless alimentado por una batería Li-Po 12s (48V) 5000mAh 50c/100c para la construcción del prototipo. Este EDF mantiene un empuje resultante positivo para un ángulo de actuación de aproximadamente 45°, el cual supera el ángulo actuado máximo de las simulaciones.

4.2. Diseño de la mecánica

Para el diseño del gimbal se propuso una distribución de los mecanismos de actuación con servos concéntricos a los ejes de rotación. Para evitar de esta manera complejidad de mecanismos, cantidad de piezas de conexión entre servo y ejes, manufactura de mecanismos, uniones rotoides, y obtener así un mapeo lineal del ángulo de actuación. El único intermediario es el rodamiento que como se dispuso en la configuración ocupa el mínimo lugar posible justo por encima de la estría del servo y se lleva las cargas.

Se consideró también la implementación de un mecanismo biela-manivela conectando el servo con el gimbal. Este mecanismo fue descartado por la mayor cantidad de piezas lo cual conlleva un aumento de complejidad, fragilidad y peso.

El material seleccionado para la fabricación del gimbal fue aluminio 7075 tratado térmicamente debido a su alta resistencia mecánica. Esta construido de una sola pieza, siendo el elemento que se lleva las tensiones en todo momento en variabilidad de ángulos hacia el fuselaje, por ello la decisión de ser de la serie de mayor resistencia mecánica de los aluminios comerciales.

Los rodamientos seleccionados son de dimensiones 18mm exterior, 10mm interior y 7mm de espesor, elegidos de esta manera por una cuestión de espacio para poder pasar la estría de los servomotores por dentro, dejando un espesor de la pared del estriado de 2.5mm, para evitar fisuras y hacer posible la manufactura de la pieza. La forma de generar el estriado interno, es la de indentar con un patrón sobre un agujero previo de diámetro medio a los valores máximos y mínimos de las crestas y valles de la estría. Esta operación debe hacerse con el material en bruto para no arruinar las tolerancias que necesitan los rodamientos. Los rodamientos se montarían clavados, minimizando el peso al no agregar anillos seguers ni tapas con bulones.

Los ejes del gimbal estarían en disposición simplemente apoyada y de forma axisimétrica para prevenir perturbaciones dinámicas por desbalanceo.

Con respecto al fuselaje, al inicio se pensó una envolvente cilíndrica para el anillo externo del gimbal. Luego se diseñó un desarrollo reticulado optimizado, se pasó por diferentes modelos e ideas, hasta que se combinaron varios puntos fuertes de cada idea. La envolvente del gimbal se fabrica de forma rolada y optimizada en peso a raíz de una planchuela de aluminio vaciada y luego generando su forma cilíndrica.³ Esto distribuye las masas de manera más favorable con menos espacio ocupado (dinámica-peso). Aguas arriba del gimbal se optó por un chasis tubular, con diversos vaciados, que mediante flejes e impresiones 3D puede soportar cada elemento que se acopla al cohete por medio de uniones abulonadas. Permitiendo mediante sus aberturas el acceso a cada componente del vehículo, proporcionando, además, una renovación del aire para una evacuación del calor generado, y un flujo abundante hacia la admisión del EDF. Estas piezas fueron construidas en aluminio 6061 T6 debido a la soldabilidad, ductilidad, resistencia mecánica y disponibilidad comercial.

²El cambio de divisas es desfavorable para el lugar donde se desarrolla este proyecto.

³Contiene al anillo del gimbal.

De la manera que se construye el gimbal puede entregar una rotación entera sin hacer contacto con la estructura.⁴ Se elige esta configuración por posibles desviaciones del proyecto en el futuro. Las simulaciones indican que con 12° de rotación de cada eje de gimbal, ($\pm 6^\circ$, ver figura 38) se cubren y sobrepasan los requerimientos para el control del vehículo.

4.3. Posición de baterías

La posición de las baterías está determinada en gran parte por donde se quiere tener el centro de masa. Cuanto más abajo esté más dinámico será el comportamiento del vehículo. Esto en cambio lo puede hacer más maniobrable al costo de requerir de mayores prestaciones en los actuadores en cuanto a velocidad de actuación para mantener el control. Si se quiere un vehículo más estable y lento para maniobrar se posiciona el centro de masa más alto.

Otro factor importante en el posicionamiento de las baterías son las características de la instalación eléctrica a bordo. Luego de una conversación con Pablo Cossutta, un ingeniero electrónico especialista en sistemas de potencia, se optó por la configuración encontrada en el documento. Las baterías se encuentran cerca del EDF para alejar las líneas de potencia trifásica correspondientes al motor brushless de lo que es la electrónica digital. Al inestabilizar el punto de operación se obtiene una mejora en la respuesta ante actuaciones permitiendo una corrección de trayectoria más rápida.⁵ Esto fue validado con las simulaciones correspondientes en la sección 9.

4.4. Selección de servos

Para obtener una buena respuesta del vehículo ante actuaciones se debe acotar la resolución necesaria. Según [Castillo-Martínez et al. \[2018\]](#), la resolución angular de un servo analógico está dada por

$$R_p = \frac{\theta \cdot T_D}{PW}$$

donde θ es el ángulo de barrido del servo (especificado por el fabricante), T_D es el tiempo muerto y PW es el ancho de pulso operativo.

El servo seleccionado es el Savox SC1258TG. Tiene las siguientes especificaciones

- Tiempo muerto (*deadband*) $3\mu s$
- Rango de ancho de pulso mínimo y máximo $800-2100\mu s$
- Posición neutra $1500\mu s$
- Ángulo de barrido operativo 100° (para $1000-2000\mu s$)
- Velocidad $1,05 \text{ rad/s}$
- Controlador digital

Se tuvo entonces una resolución mínima de $0,3^\circ$ con un ancho de pulso de $2000\mu s$. Esta cuenta cede la resolución para un servo analógico, en el caso de tener un servo digital se toma el límite superior entre este valor y la resolución del controlador digital. Como el fabricante no especifica el controlador utilizado, se supone el peor de los casos: un controlador de 8 bits. Este caso tiene una resolución de $0,4^\circ$.

Esta resolución fue alimentada como parámetro de actuación en las simulaciones. En base a los resultados de estas simulaciones se llegó a que el servo cumplía con los requerimientos para el control del vehículo.

⁴Sin conectar los cables de potencia del EDF.

⁵Este resultado es deseado cuando se desea tener mejor rendimiento por ángulo de actuación, como sucede con los *aviones caza* que utilizan este fenómeno a conveniencia.

4.5. Tren de aterrizaje

A continuación se definen requerimientos para el tren de aterrizaje:

- Las patas se dimensionaron para soportar 10 veces el peso del vehículo. Este factor de seguridad toma en cuenta la posibilidad de aterrizaje desperejo y el factor dinámico de un impacto.
- Facilidad de fabricación y armado.
- Permitir funcionamiento del vehículo sin interferir con partes móviles.
- Permitir flujo libre al EDF.
- Buena relación peso-rigidez.
- Posibilidad de acople de mecanismo de suspensión.
- Mantenga una distancia prudente entre el EDF y la superficie de apoyo para mitigar el efecto suelo.

El primer diseño consistía en una estructura reticulada, la cual se decidió abandonar por la dificultad de armado, sucesivas soldaduras, consecuentes alineaciones por las dilataciones térmicas.

El diseño seleccionado consiste en unas patas compuestas de una placa de aluminio vaciada. Estas son soldadas a un tubo con vaciados, convirtiéndose en la estructura principal del fuselaje. Otorga rigidez, bajo peso y facilidad de construcción (ver sección de análisis estructural 5).

4.6. Selección de controlador y sensores

Se pasó por dos etapas hasta llegar a la decisión final del controlador. Se empezó planteando la utilización de una Raspberry Pi 4B+ para controlar los actuadores con PWM. Esta configuración requeriría el diseño de una placa ad-hoc para desacoplar galvánicamente a la Raspberry del ESC. Se descartó esta idea a favor de usar una combinación de Raspberry Pi y una placa propia de LIA Aerospace.

El **controlador** que se usó es el ARM Cortex-A72 que fue comprado en el paquete comercial (SoC) conocido como *Raspberry Pi 4B+*. El producto proveyó salidas para los siguientes usos

- UART
- SPI
- I²C
- GPIO

Se montó sobre una placa cuyo desarrollo pertenece a LIA Aerospace denominada **LIA-Board**. Esta placa hace interfaz con el controlador mediante el GPIO header del SoC. Esto le permitió al controlador acceder a los periféricos y salidas disponibles del LIA-Board que controlarían los actuadores y leerían los sensores.

A raíz de los resultados de las pruebas se optó por el diseño de una placa que soportara un entorno de alta interferencia electromagnética.

4.7. Sistema anti rolido

Para contrarrestar el torque generado por la energía rotacional otorgado al flujo de salida se tuvo que implementar un sistema *anti-roll*, o anti rolido.

Se diseñó un sistema anti rolido, controlando la rotación en el eje z del cohete. El mismo está compuesto de dos servomotores de actuación espejada. Estos están ubicados por debajo del EDF para utilizar la energía del flujo saliente mitigando este efecto. Los álabes son actuados de forma directa por dos servos. Un rediseño de los flaps permitió que encastran de forma que se posean dos apoyos, uno en la estructura y el otro en los rodamientos de la estria del motor para poder generar una configuración resistente y confinable, escapando de la configuración en voladizo de los flaps. La extensión de las dos piezas de aluminio que son los soportes del EDF hacen posible la fijación de los micro servos para el comando de los flaps como se ven en la figura 30.

En una primera instancia se había ensamblado al EDF un anillo desarmable que proveía una configuración simplemente apoyada, el problema residía en que ese anillo estaba abulonado a una parte del rotor que era giratoria, y al momento del diseño esa información no se tenía.

4.8. Diseño de placa electrónica

Luego de las primeras pruebas se decidió que se necesitaba una placa que cumpla con los siguientes requerimientos:

- Soportar el arc flash producido al enchufar la batería de 48V sin apagarse o brownout.
- Contar con protecciones para alta tensión en todas las salidas digitales de control, y que 5 de estas sean capaces de PWM.
- Ser resistente a interferencia electromagnética de media tensión en todas las salidas y entradas.
- Tener interfaz para recolectar datos de una IMU.
- Poder ser alimentada por una fuente no regulada.
- Liviana.
- Ser capaz de procesar algoritmos de control y estimación de actitud.
- Poder ser controlada remotamente

Se tomó inspiración de la placa industrial conocido como la CIAA NXP cuyos planos son de libre acceso. La CIAA NXP ha sido validada para uso en entornos con interferencia electromagnética causada por motores y dispositivos industriales.

Para el controlador se eligió el RP2040 en el paquete comercial Raspberry Pi Pico W". Este controlador cumple y excede los requerimientos:

- Paquete pequeño.
- Capacidades PWM en todas sus salidas digitales.
- Clock de 125MHz es suficiente para un control de actitud fino
- Disponibilidad comercial alta y barata.
- Documentación excelente acerca de periféricos a bordo y su uso.
- Posibilidad de programarla en Go para evitar portear código.

- Muy usada por comunidad hobbista.
- Arquitectura ARM extremadamente simple.
- Dos nucleos ARM M0+

La placa fue nombrada PIAA para honrar el desarrollo ingenieríl original hecho por CIAA.

Esta placa no fue fabricada. Se probó una versión prototipo denominada “VTVLEPoverboard” cuyo esquemático se puede encontrar en la siguiente sección.

4.9. Imágenes del diseño PIAA y planos eléctricos

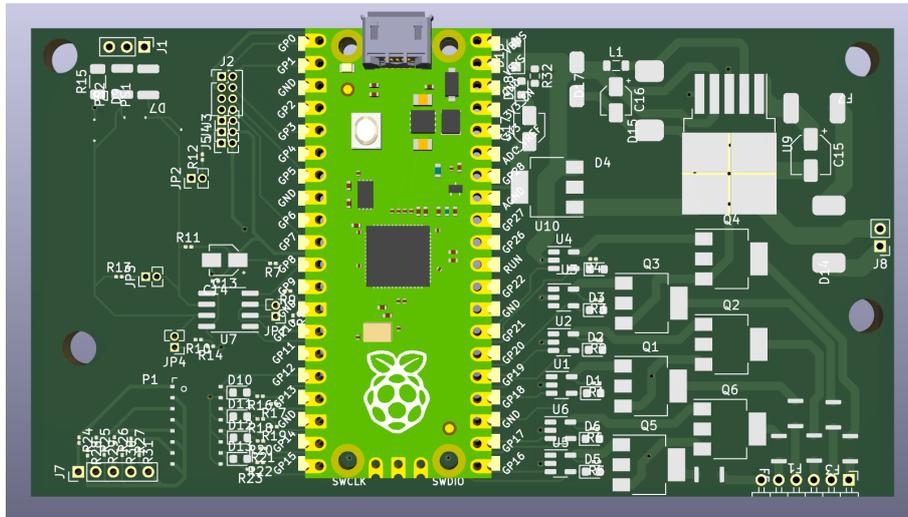


Figura 5: Vista 3D de PIAA.

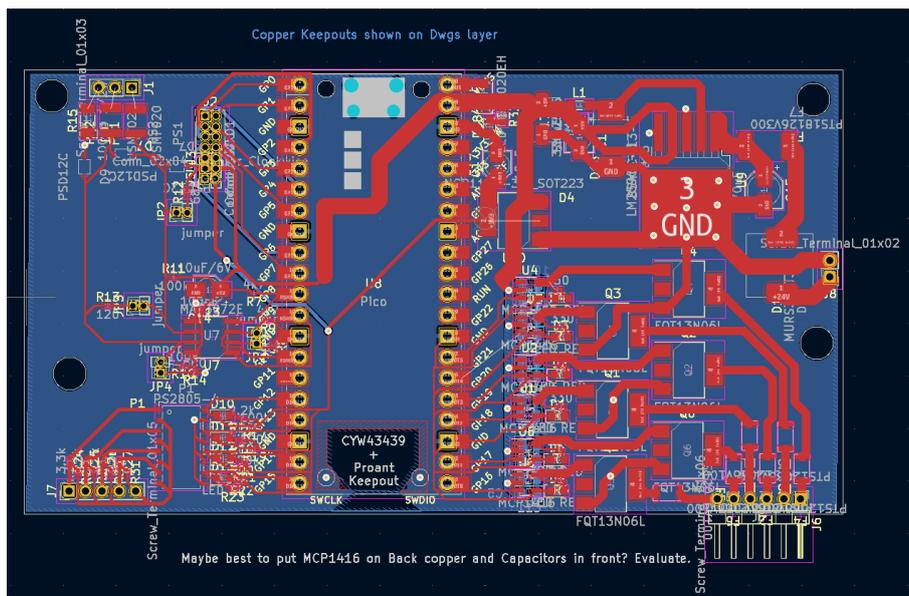
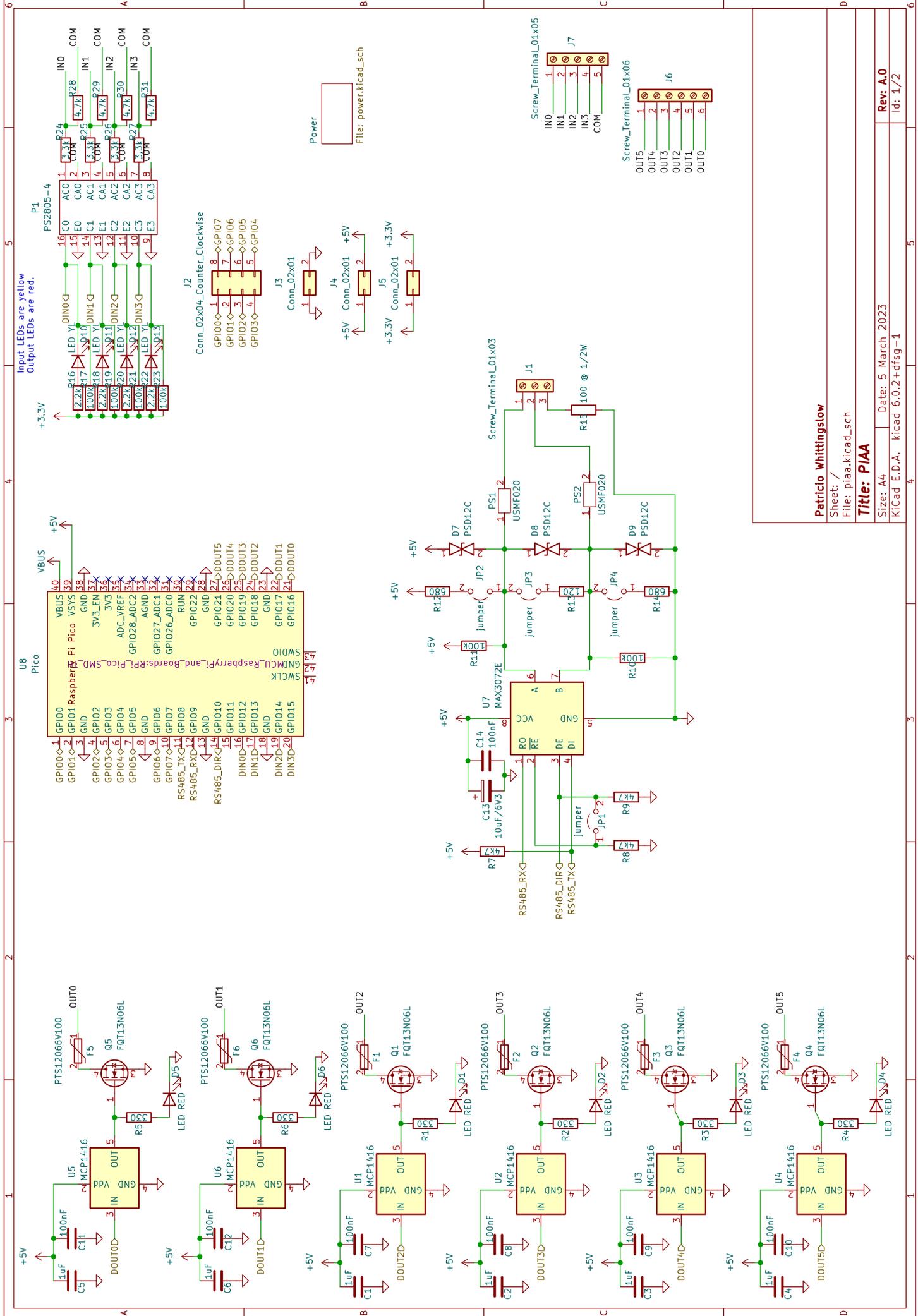
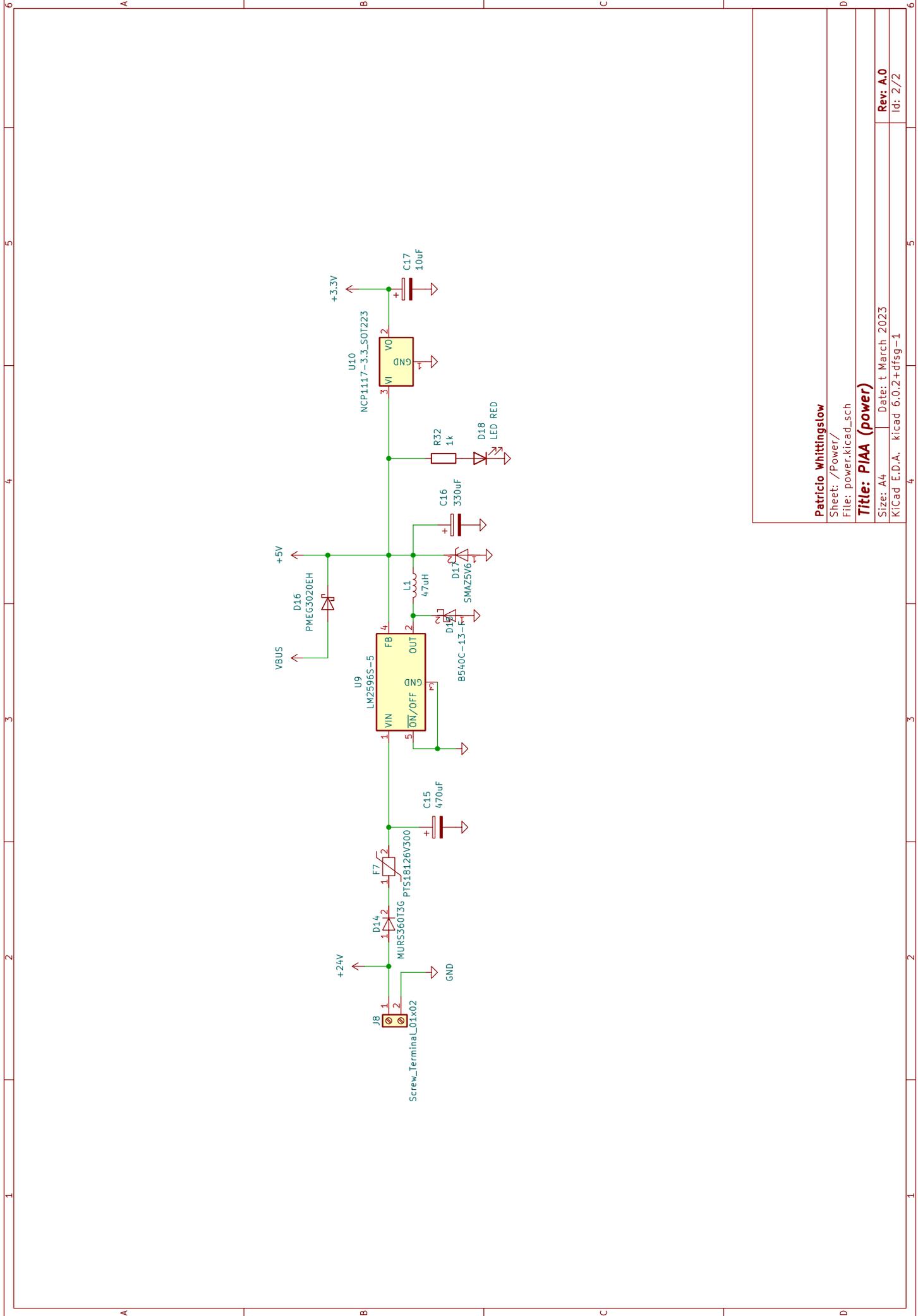


Figura 6: Layout de pistas de la PIAA.



Patricio Whittingslow
 Sheet: /
 File: piaa.kicad_sch
Title: PIAA
 Size: A4 | Date: 5 March 2023
 KiCad E.D.A. kicad 6.0.2+dfsg-1

Rev: A.0
 Id: 1/2



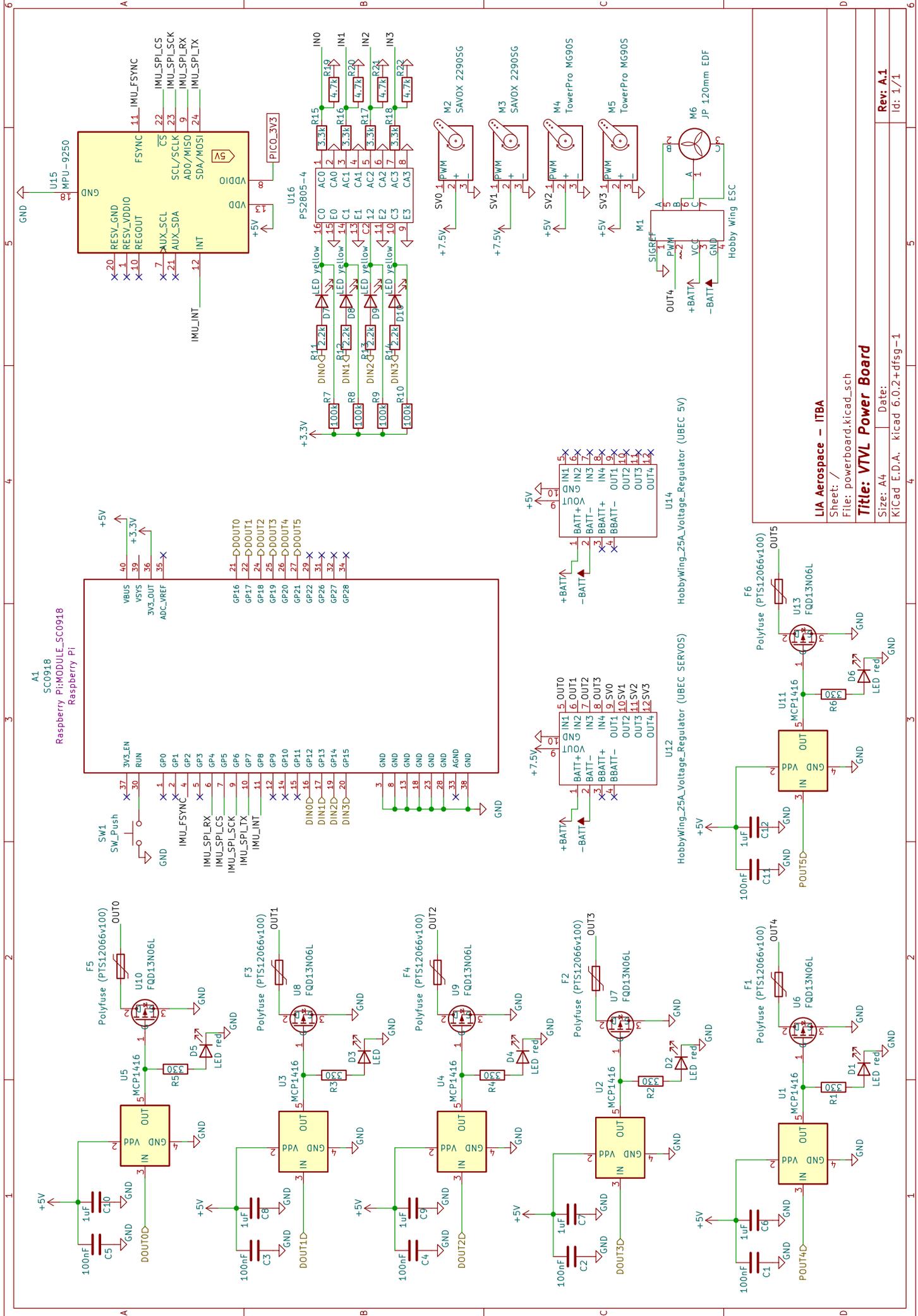
Patricio Whittingslow

Sheet: /Power/
File: power.kicad_sch

Title: PIAA (power)

Size: A4 | Date: t March 2023
KICad: E.D.A. kicad 6.0.2+dfsg-1

Rev: A.0
Id: 2/2



LIA Aerospace - ITBA
 Sheet: /
 File: powerboard.kicad_sch
Title: VTVL Power Board
 Size: A4 Date:
 KiCad E.D.A. kicad 6.0.2+dfsg-1

Rev: A.1
 Id: 1/1

4.10. Contexto de pandemia

Las medidas tomadas durante la pandemia por el gobierno fueron estrictas e influenció a todo tipo de acción que se quiso tomar. Durante el primer año de pandemia no nos pudimos reunir físicamente para discutir ideas de diseño, lo cual dificultó el avance físico del proyecto como así también la toma de decisiones y la comunicación entre partes, crucial en el inicio de todos proyectos de ingeniería. El presente trabajo fue realizado por dos integrantes separados a 2000km de distancia, excluyendo el ensamblaje que fue realizado en el 2021 en las instalaciones de [LIA Aerospace](#) una vez que se pudo coordinar una reunión presencial entre los participantes del proyecto.

Una de las mayores complicaciones que se tuvo fue la compra de componentes, además de la fabricación, que se vio afectada, por las políticas cambiantes de nuestro país con respecto a la compra y la entrada de productos importados a suelo argentino. Incluso la compra y llegada de los productos fue un motivo de festejo luego de un largo y complicado trayecto.

5. Análisis estructural

El diseño de este prototipo fue ampliamente debatido. Para llegar a buen puerto con las decisiones de ingeniería, lo que se utilizó fue la herramienta de elementos finitos. Más allá del buen planteo del diseño inicial, necesario para poder optimizar luego el prototipo. Si se plantea de manera errónea el problema, no se justifica una optimización estructural, es por ello que desde el comienzo con el diseño preliminar se itero para poder obtener un diseño acorde, para luego ser optimizado. Un diseño erróneo inicial, no hay elemento finito que lo arregle. Por esto fue crucial en base a la experiencia adquirida en estos años de estudios, proyectos personales poder plantear un diseño inicial bien encaminado hacia los requerimientos para poder soportarlas necesidades en las condiciones de prueba. Se necesita obtener un coeficiente de peso y resistencia que sea apropiado para poder probar el sistema de control en el vehículo, logrando que vuele y que aterrice, pudiendo volver a realizar la maniobra en condiciones nominales. Estos procedimientos consisten en realizar con el vehículo parado por sus propios medios, un despegue y un aterrizaje de manera autónoma, controlando mediante software. De esta manera poder llegar a la finalización del proyecto en condiciones mecánicas funcionales, es decir, poder modificar de manera correcta el sistema de control sin destrozarse el prototipo en el camino.

Para poder lograr el objetivo de probar un sistema de control en un vehículo autónomo de características VTVL, se necesita que el fuselaje tenga los siguientes requerimientos:

- Que no se desarme ninguna parte en un aterrizaje en condiciones nominales.
- Que ante una caída luego del aterrizaje, de lado, no se pierda funcionalidad del vehículo.
- Que sea capaz de llevar 1kg de payload, además del peso propio.
- Que la electrónica se pueda anclar mecánicamente y ser integrada dentro de él.
- Que los cables pasen por el interior del vehículo.
- Que se le puedan realizar reformas de ubicación de componentes, por posibles complicaciones en el futuro con los componentes.
- Que se pueda armar en las instalaciones de LIA Aerospace.
- Debe ser replicable ante un hecho que destruya el vehículo y deba ser rearmado desde el comienzo.
- Que las cargas del EDF y del aterrizaje puedan ser soportadas, con un factor de seguridad mayor a 1,4 ante la plastificación. (REFERENCIA)
- Que no tenga daños por corrosión en la duración del proyecto.
- Que permita ser construido con materiales disponibles en la región.
- Que no interrumpa el paso del flujo de aire al EDF.
- Que se pueda armar con herramientas disponibles en un taller con herramientas manuales, torno y fresa.
- Que no se involucre una máquina CNC por los costos asociados al proyecto, los tiempos y el contexto pandemia por tercerización.
- Disposición de masas semejante a un cohete esbelto.
- Que su geometría permita puntos de anclajes para poder realizar las pruebas.

- Que permita modificaciones por secciones, para poder acceder a la electrónica.
- Que permita que el flujo saliente del EDF pueda ser controlado y tenga una vía de escape que no interfiera con otros componentes.
- Capacidad de anexar flaps inferiores para control de rolido.
- Alojamiento de servos para giros de gimball.
- Capacidad de alojar un elemento de suspensión.
- Que el vehículo se quede parado.
- Que quede balanceado en un plano paralelo al rotor del EDF.

El fuselaje fue la parte mecánica con mayor cantidad de iteraciones, se pasó por distintos prototipos. Cada uno de ellos fue pensado en el diseño intentando llevar a su geometría a la forma más eficiente teniendo en consideración los flujos de aire, las cargas y el peso, intentando desde el diseño preliminar en lápiz y papel favorecer a un bajo peso para una resistencia adecuada del componente. Para la condición de vuelo, las cargas eran el empuje del EDF y el peso principalmente, al estar en un caso de baja aceleración en los objetivos del proyecto, para este caso se encontró que las limitaciones eran las geométricas.

Se continuó con el modelado de la estructura imponiéndole una fuerza en la parte superior y como parámetro de decisión se utilizó el criterio que suele utilizarse en el ámbito aeroespacial que es ponerle a distintas estructuras 1 N de fuerza y ver entre ellas cuál es la más eficiente para este caso de carga. Para luego decidir entre estos prototipos analizando los casos de tensiones máximas entregadas por el modelado del elemento finito. La razón por la cual se usa un caso de carga de 1N es para además rápidamente estimar la fuerza a la cual entra en fluencia para el caso de un modelo lineal. La cuenta para lograr esto es dividiendo la tensión de fluencia del material por la tensión máxima en el modelo se obtiene la fuerza necesaria para que el punto entre en fluencia.

Se detectó que el aterrizaje era la peor condición, así que se diseñó y modeló para este caso. No se estudiara el impacto al desconocer los factores dinámicos. Siendo el peor escenario posible caer con solo una pata a impacto y de costado, pero en el segundo rebote, es decir tocar el piso a impacto y luego al girar que soporte todo el peso del vehículo sin plastificar de costado, multiplicado por 1,4 que fue el factor de seguridad elegido. Se decidió corroborar a fluencia la carga lateral mencionada en la pata y en el extremo superior con una carga de 100 N que resulta de multiplicar 7 kilogramos con el factor de seguridad elegido 1,4 en base a [Zipay et al. \[2016\]](#):

$$F = 7kg * 9,81m/s^2 * 1,4 = 96.138N \approx 100N \quad (1)$$

En la finalización del proyecto se encontró que esta predicción fue correcta para el peso del vehículo.

Se hicieron varios modelos de distintos prototipos de fuselajes con elementos finitos, varios de estos modelos quedaron a disposición de la empresa LIA Aerospace y no pueden ser mostrados por cuestiones de tratados confidenciales. A continuación se mostraran aquellos que agregan información de cómo se llegó al prototipo final de este modelo en particular.

En total se han planteado 11 conjuntos de CAD distintos con fuselajes distintos para luego ser modelados.

5.1. Modelo y simulación propuesta tipo jaula

En una primera instancia se propuso un diseño tipo jaula. Este diseño tenía varias ventajas con respecto al de acceso a componentes electrónicos, pero tenía una dificultad de armado con respecto a otros prototipos que se estaban planteando, también muchas más horas de soldadura, se agrandaba axisimétricamente, generando una figura circular a base de caños rectos, haciendo que sea difícil de replicar, balancear y construir.

Se analizó previamente mediante un modelado de elementos finitos para poder contrastar con otros modelos.

Se aplicó una carga de 1 N en dirección del plano del rotor del EDF y colineal a una de las patas, con dirección entrante al eje de axisimetría, aplicado en la parte superior del fuselaje, con las patas empotradas en donde hacen contacto al suelo.

Se puede ver en la siguiente imagen el resultado de la simulación de elementos finitos, para el caso de desplazamientos nodales.

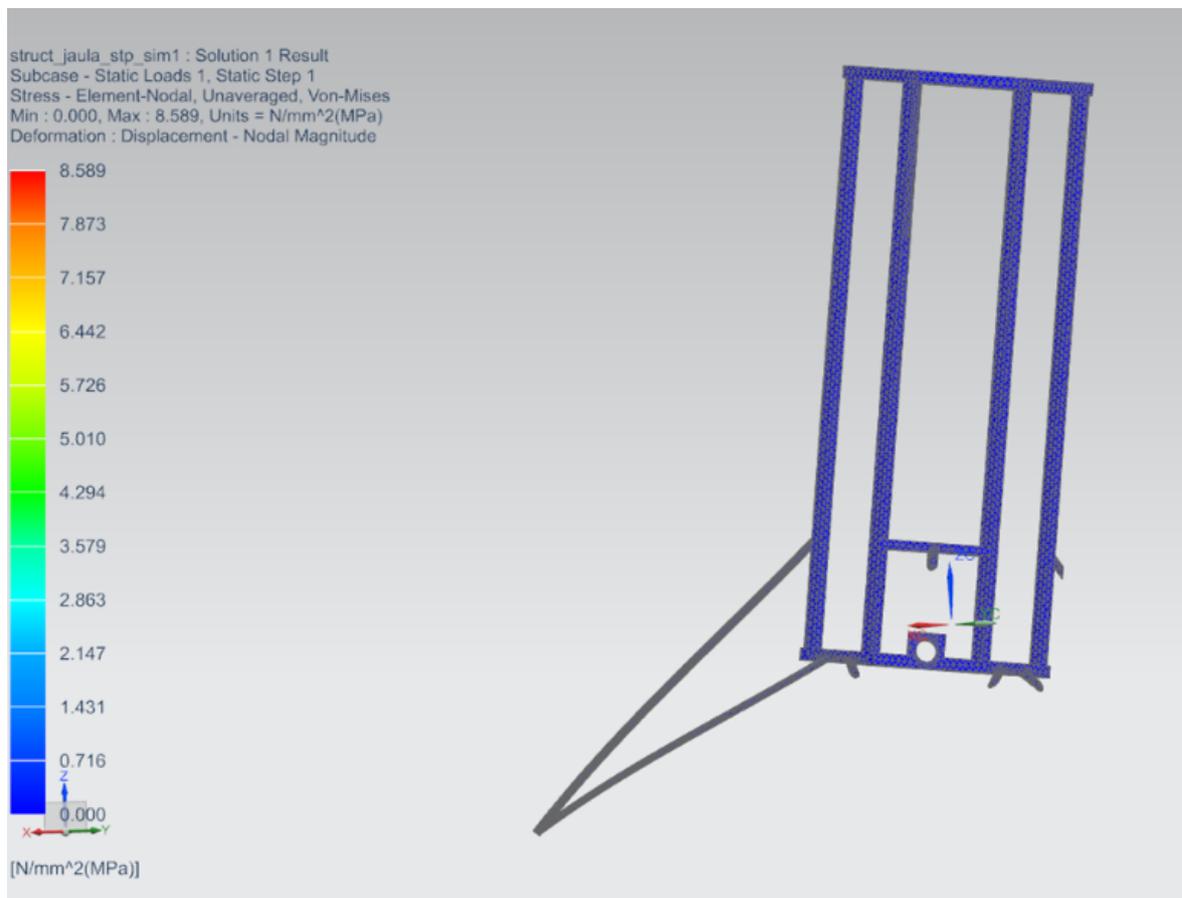


Figura 7: Modelado inicial estructura esfuerzos para carga de 1N estático en las patas dirección normal al suelo modelo de fuselaje tipo jaula.

A continuación se muestra el detalle del corte para el mismo caso, análisis de tensiones.

Se puede apreciar que se estaba en una coloración verde, medianamente solicitado, en la parte de las patas más comprometida, y el resto de la estructura se encontraba en baja carga, coloración azul.

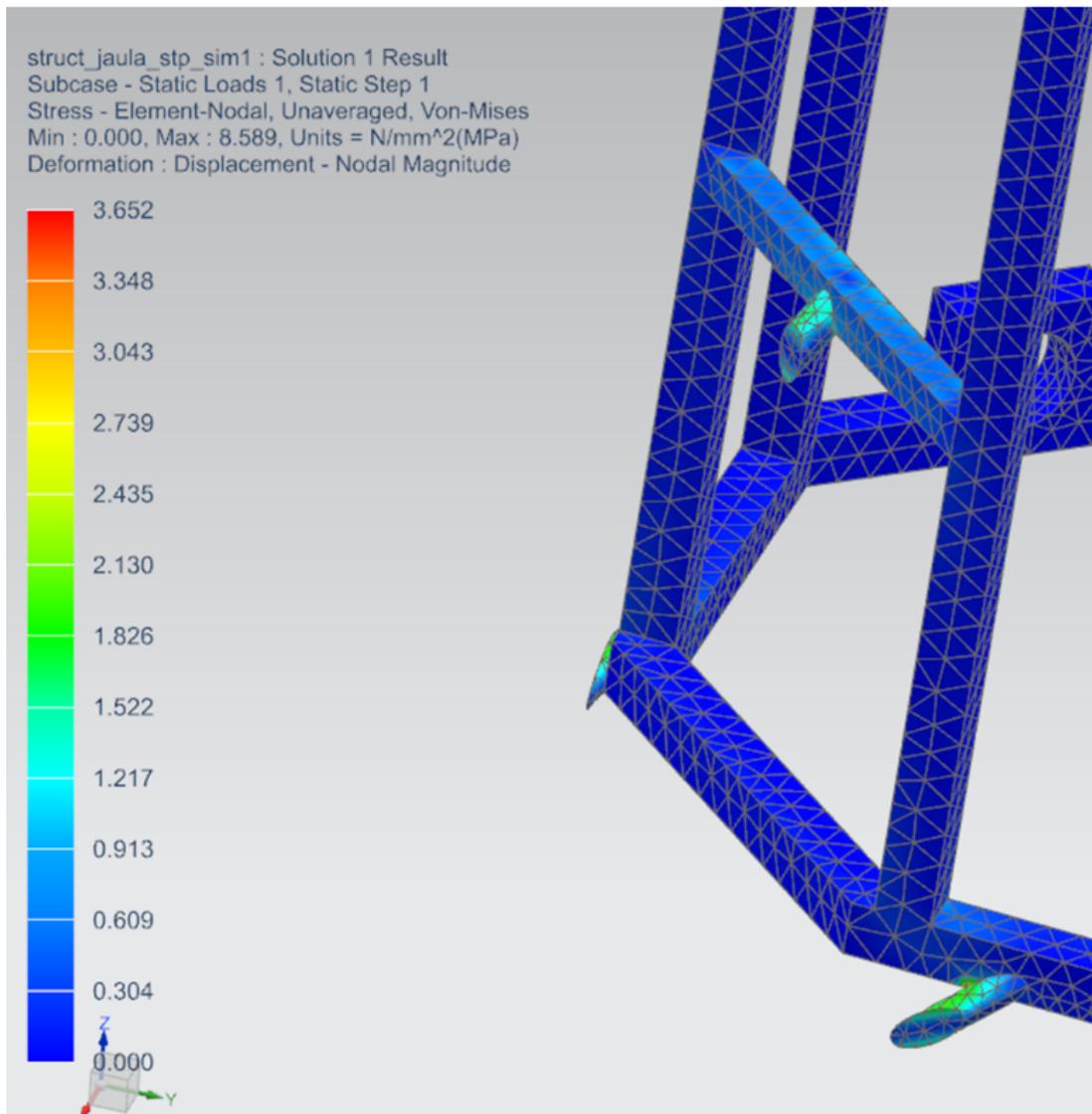


Figura 8: Esfuerzos para carga de 1N estático para misma condición de la figura anterior, solo vista de esfuerzos de la parte superior quitando las patas.

5.2. Modelo y simulación del fuselaje tubo y placas vaciadas

Se propuso un prototipo diferente, que se comenzó a iterar. Consiste en un tubo y un aro, soldado a 4 placas que conforman las patas. Se comenzó quitando material al centro de las placas vaciadas que son las patas y se procedió a simular para 1 N en dirección del plano del rotor del EDF y colineal a una de las patas, con dirección entrante al eje de axisimetría, aplicado en la parte superior del fuselaje, con las patas empotradas por donde hacen contacto al suelo. Para poder comparar su comportamiento frente a otros prototipos.

A continuación se muestra una vista de las tensiones en la figura 9 y los desplazamientos en la figura 10 para este caso.

Se puede extrapolar que para una carga de 100N se tiene una tensión de 16MPa,⁶ que se esta fuera de la fluencia con un factor de seguridad mayor a 17 (276 MPa a fluencia) en el punto mas solicitado, siendo aun mayor en puntos de interés, como en los espesores de los brazos conformados por el vaciado de las patas. También que los desplazamientos se encuentran en un valor bajo, siendo el mayor valor 0.5 mm. Con lo cual se procedió a seguir quitando material del fuselaje realizando otros vaciados.

Se simulo la deflexión en una pata lateral. Resultado de una posible caída con el peso del vehículo. Se impuso una carga de 100N lateral, (resultado de multiplicar el peso estimado del vehículo por 1.4 y la gravedad). En el peor caso para esa condición, es decir la fuerza ortogonal a la placa en el extremo mas alejado. Como condición de borde se anclaron las demás patas.

En la figura 11 se muestra el resultado para los desplazamientos aplicando 100 N en una de sus patas. Se puede observar que los desplazamientos no son significativamente grandes. Y por último para esta condición se muestra el resultado para las tensiones aplicando 100 N en una de sus patas mostrados en la figura 12.

Se puede observar que las tensiones están con un factor de seguridad de 2, estando por debajo de las tensiones máximas para el punto más solicitado.

Por último se muestran las masas e inercias del fuselaje analizado en la figura 13.

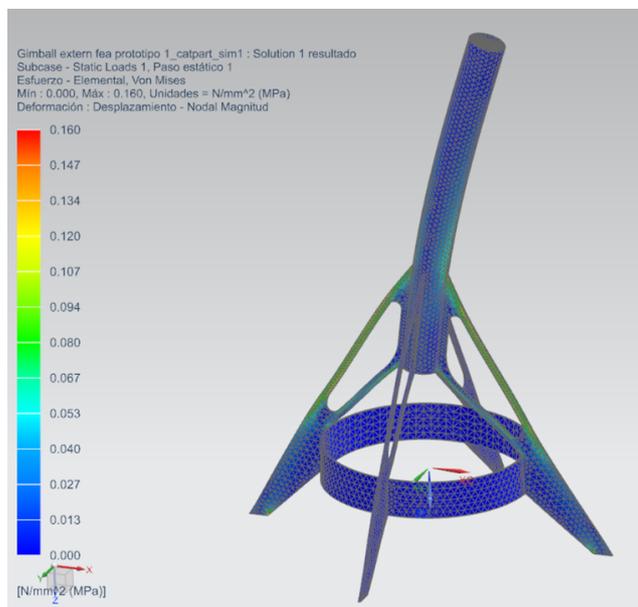


Figura 9: Modelo tubo y placas esfuerzo elemental para carga superior de 1 N en dirección planar al suelo.

⁶Se aplicaban cargas de 1N y se obtuvo 0.16MPa de tensión máxima. Para obtener la tensión máxima a 100N se puede multiplicar 0.16 por 100 ya que se aplica la teoría de elasticidad lineal.

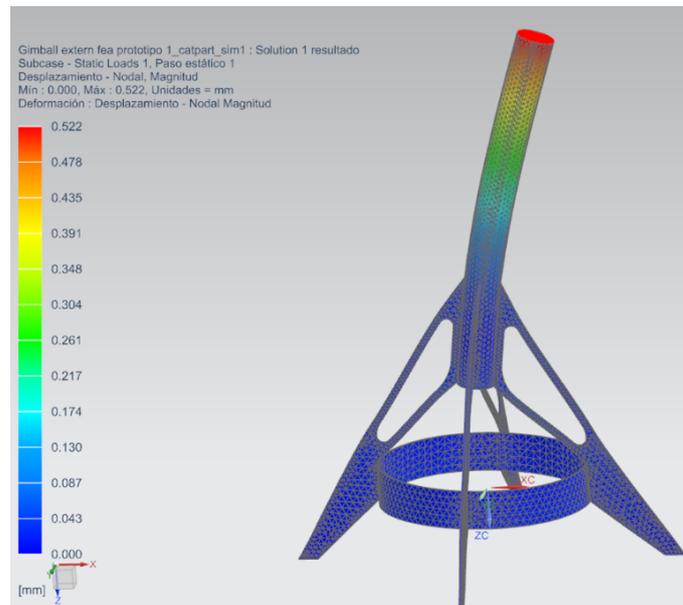


Figura 10: Modelo tubo y placas desplazamiento elemental para carga superior de 100 N en dirección planar al suelo.

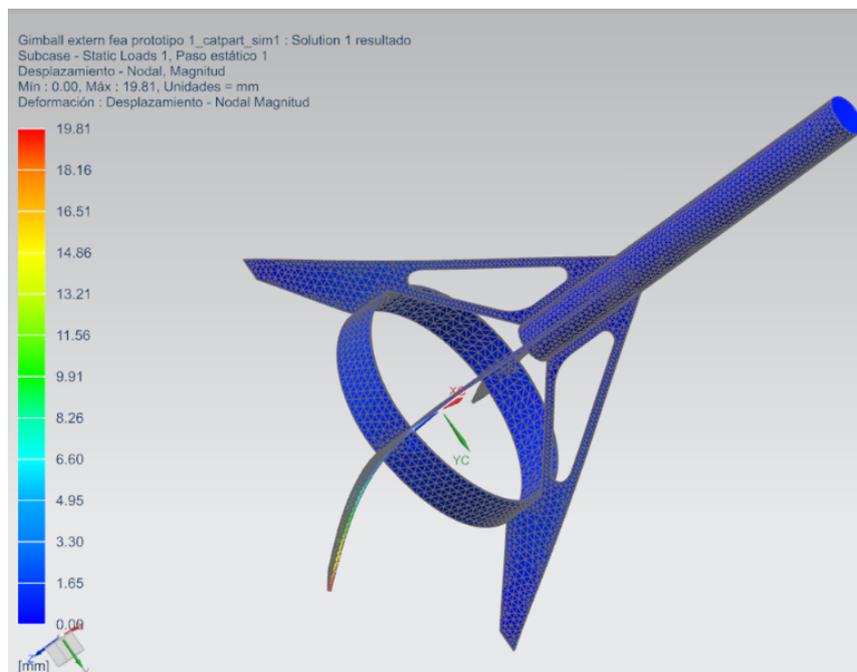


Figura 11: Modelo tubo y placas deformación en una de sus patas con una carga de 100N en dirección normal a la superficie de una de sus patas.

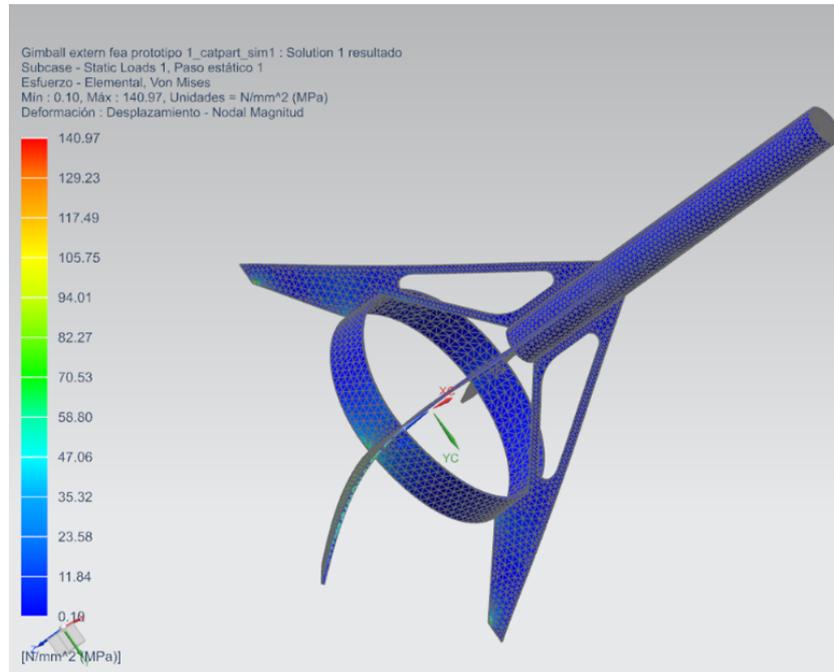


Figura 12: Modelo tubo y placas esfuerzo en una de sus patas con una carga de 100N en dirección normal a la superficie de una de sus patas.

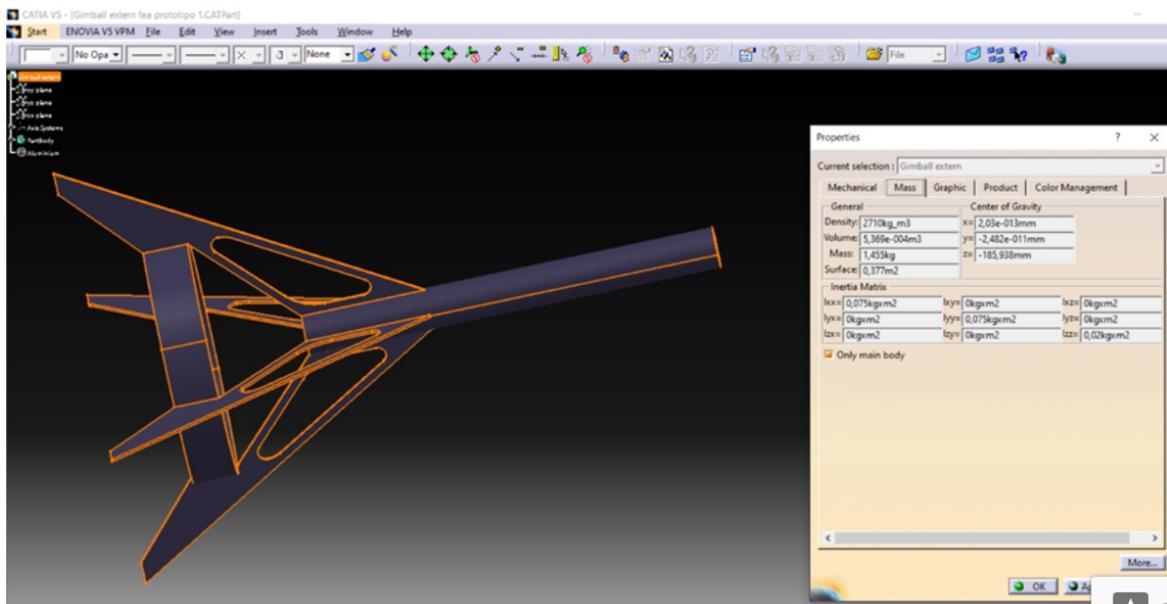


Figura 13: Peso e inercias del prototipo analizado.

5.3. Iteración del modelo y simulación en la que se definió la geometría final de las placas que componen las patas

Se procedió a seguir realizando varios vaciados, iterando de manera de no sobrepasar las tensiones máximas y estar en un factor de seguridad cercano a 1.4.

Se decidió remover material del centro del soporte del gimbal. Esto trae como ventaja también la facilidad de rolado de la chapa para el proceso productivo de armar el fuselaje, al tener menor sección resistente al trabajado mecánico en frío.

Se impuso una carga de 1 N en dirección del plano del rotor del EDF y colineal a una de las patas, con dirección entrante al eje de axisimetría, aplicado en la parte superior del fuselaje, con las patas empotradas por donde hacen contacto al suelo.

Resultado de esta condición para desplazamientos en la figura 14 y esfuerzos en la figura 15. Se observo un deplazamiento máximo de menos de una centesima de milímetro, y un esfuerzo máximo de 0.27MPa.

El punto mas solicitado se encuentra en una de sus patas donde se preveía que iba a estar, en la parte donde tracciona la sección disminuida por momento flexor.

Se continuo con la idea de modelar la pata vaciada con una carga de 100 N, en la misma condición que la sección 4.2, en la dirección normal a una de sus patas manteniendo las demás ancladas.

Resultado de esta condición para desplazamientos en la figura 16 y esfuerzos en la figura 17. Se puede observar que aun se esta por debajo de los 276 MPa, pero acercándose a factor de seguridad 1.4.

La figura 18 contiene datos de masas e inercias.

La figura 19 corresponde al conjunto ensamblado que se había propuesto para este prototipo.

Se comprobó que las patas aguantaron las cargas de diseño para su peor condición con factor de seguridad mayor a 1.4. Como se vio que la estructura tubular estaba sobredimensionada para ser portadora de los componentes electrónicos, sin más análisis se procedió al vaciado para poder acceder a la electrónica. Se optó por una cuestión de simplicidad y avance con los tiempos de manufactura de prescindir del cono invertido, quedando tubular el diseño final del fuselaje.

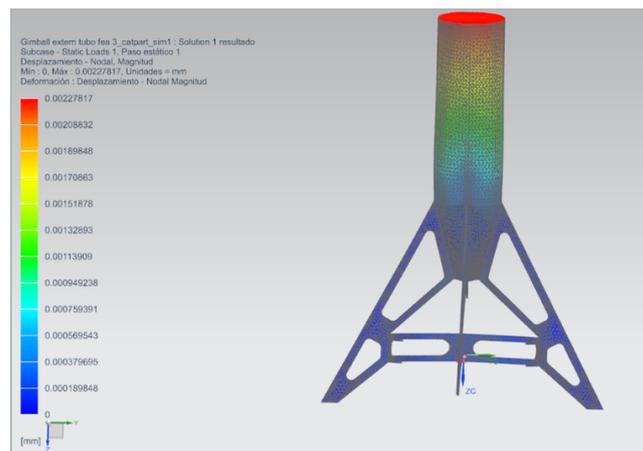


Figura 14: Modelo tubo y placas iteración n desplazamiento para carga superior 1 N en dirección planar al suelo.

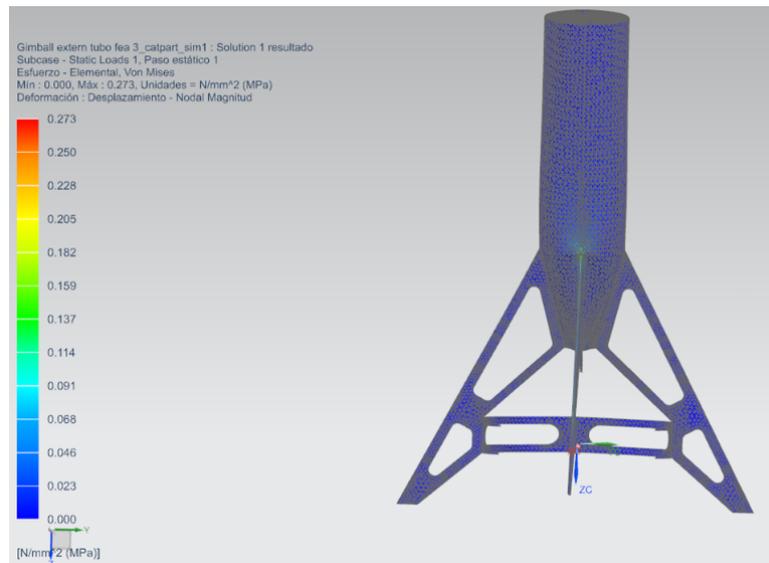


Figura 15: Modelo tubo y placas iteración n esfuerzos elementales para carga superior 1 N en dirección planar al suelo.

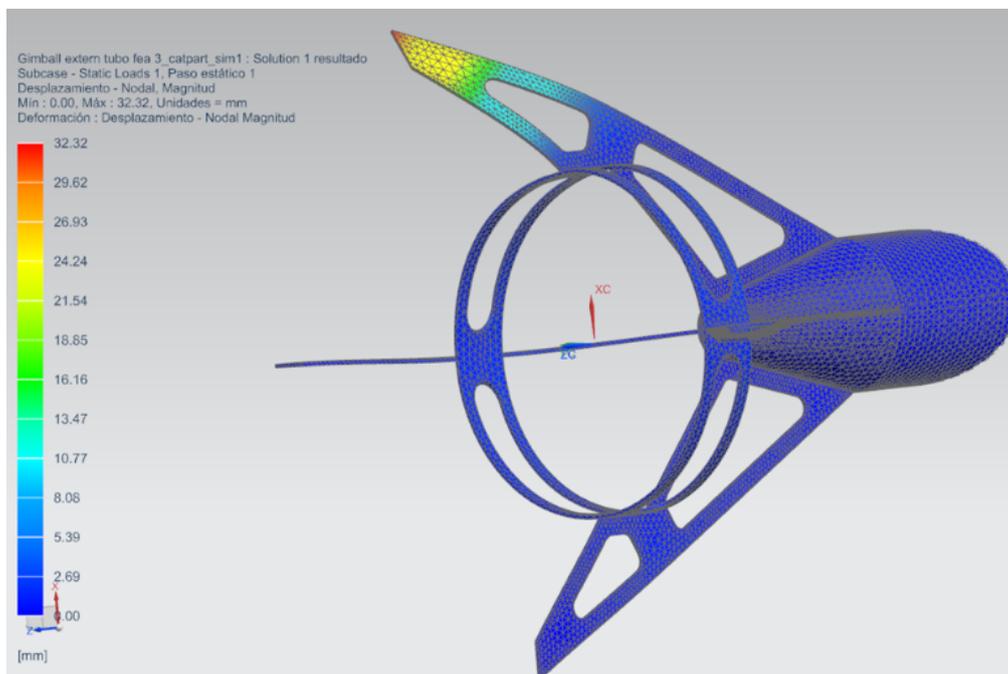


Figura 16: Modelo tubo y placas iteración n desplazamientos con cargas de 100N en dirección normal a la superficie de una de sus patas.

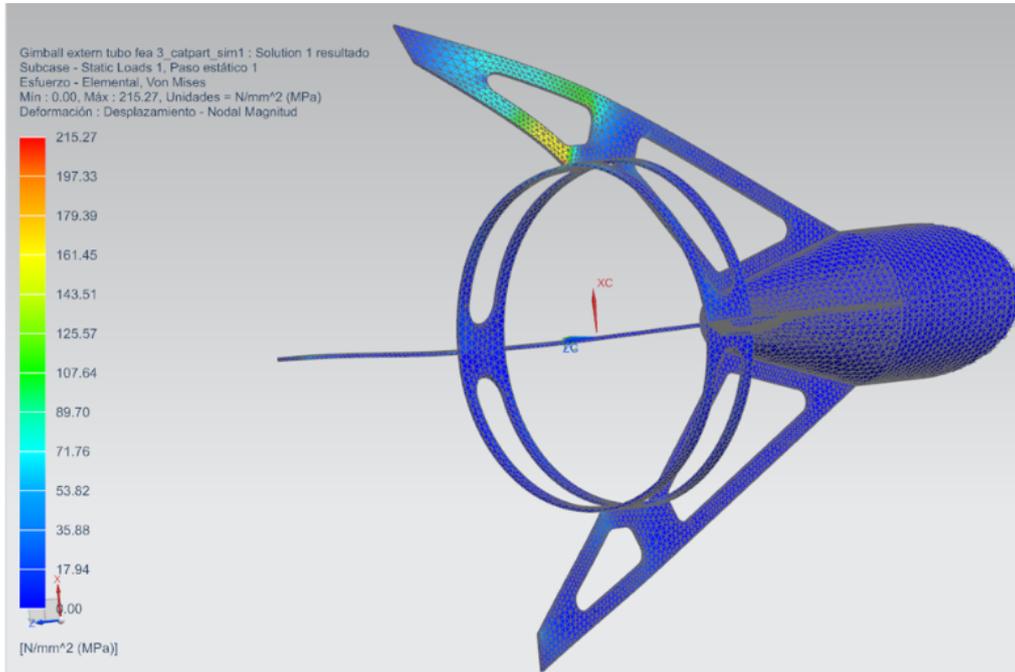


Figura 17: Modelo tubo y placas iteración n esfuerzos elementales con carga de 100N en dirección normal a la superficie de una de sus patas.

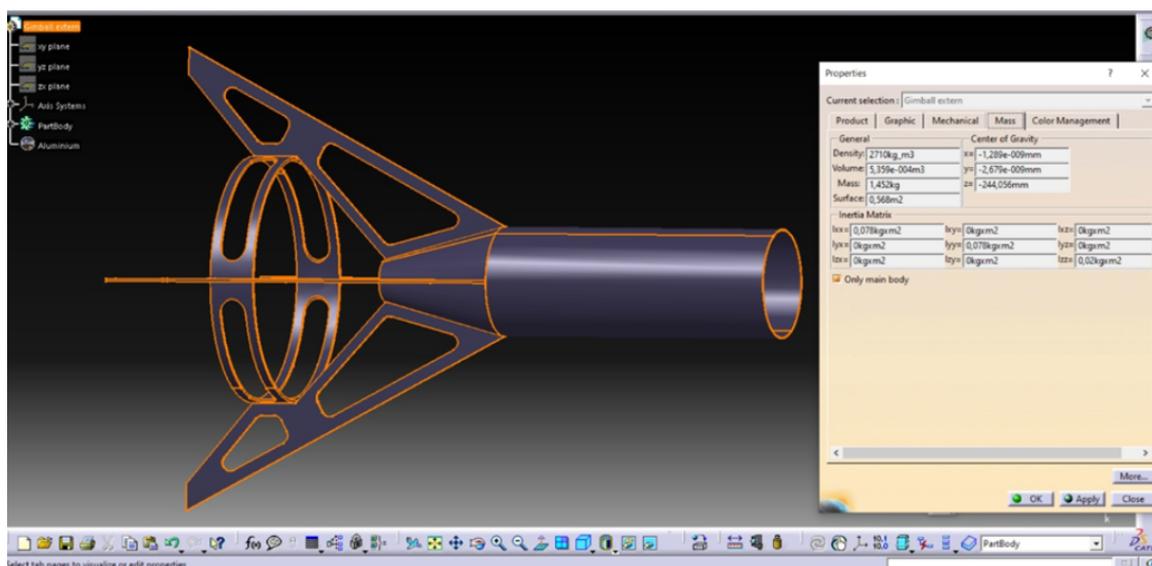


Figura 18: Peso e inercias del prototipo analizado.

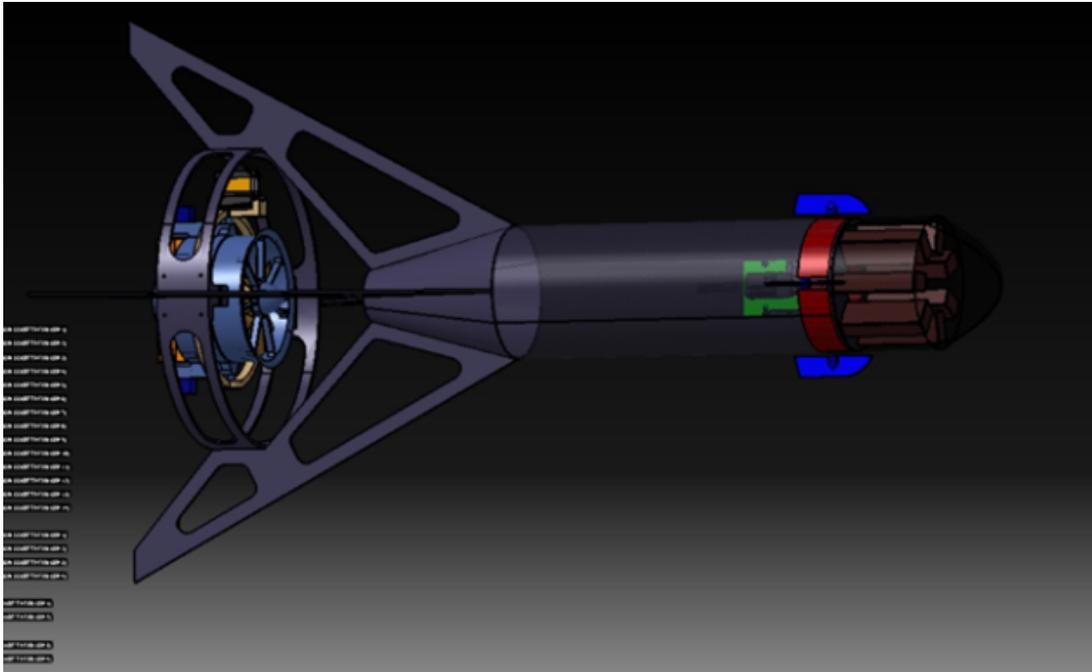


Figura 19: Imagen del conjunto del prototipo analizado.

6. BOM, despiece y figuras del diseño mecánico

6.1. Diseño final - BOM y despiece

6.2. Diseño final - Imágenes

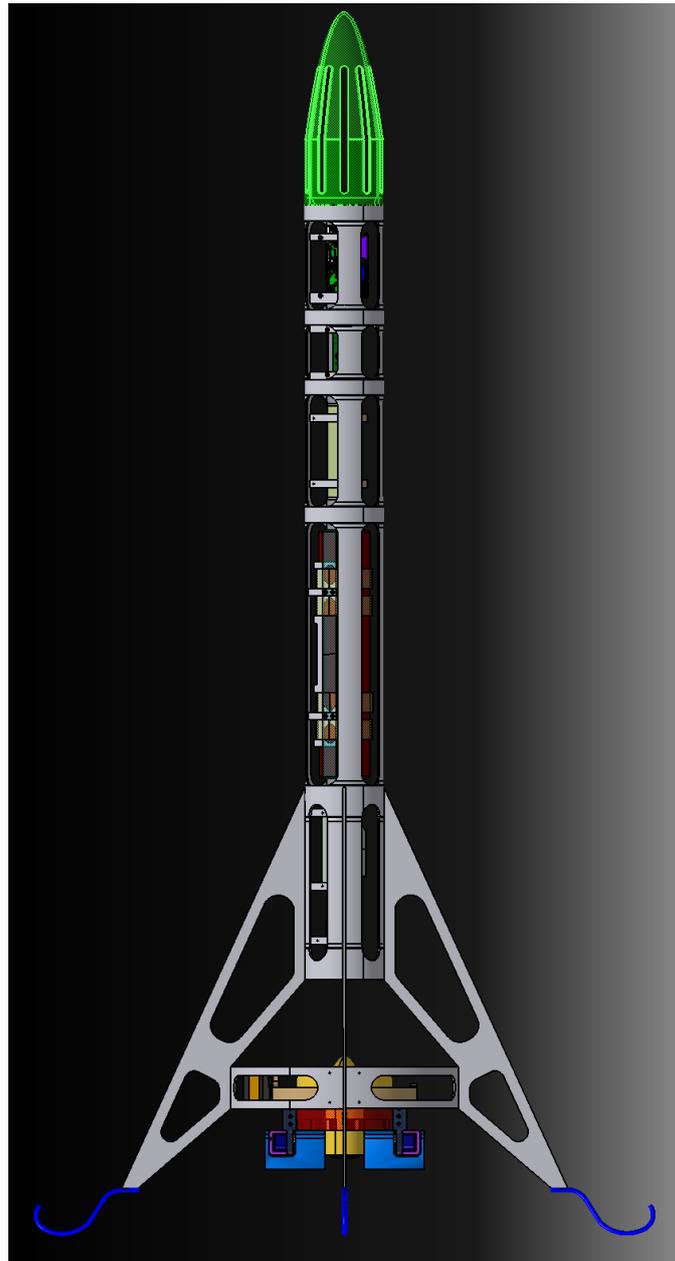


Figura 20: Prototipo final, vista de frente, batería principal en el núcleo, incorporación de batería secundaria, aviónica en la parte superior, nariz aerodinámica, sistema anti-rolido en la parte inferior por derivación del flujo, patas y fuselaje vaciado, sistema de suspensión elástico.

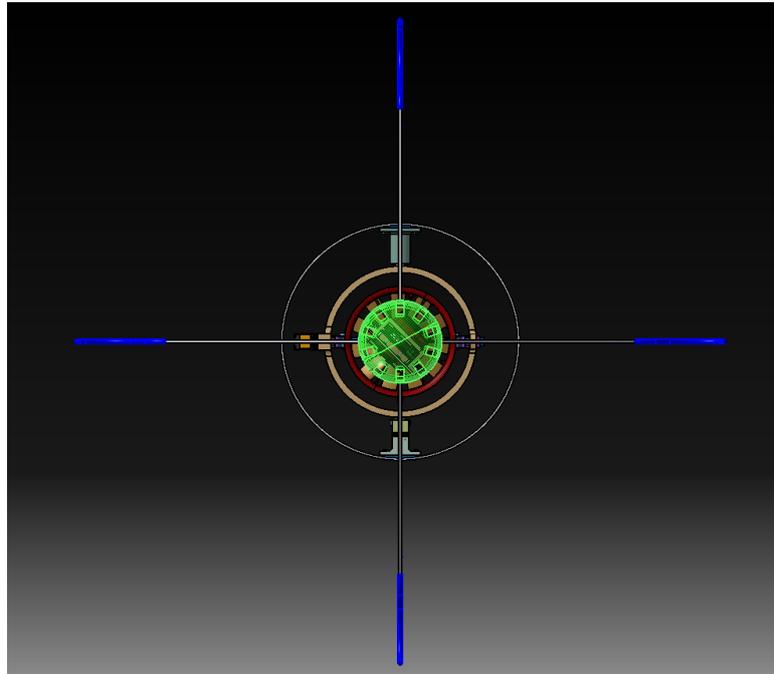


Figura 21: Prototipo final, vista superior.

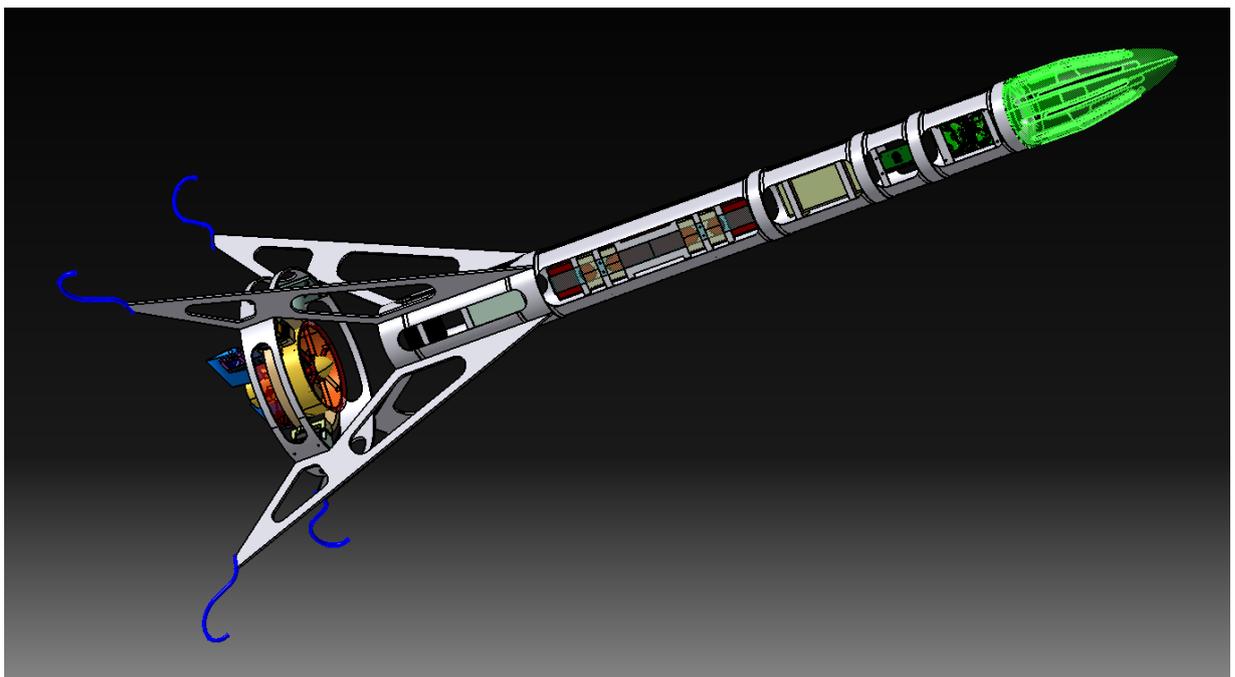


Figura 22: Prototipo final vista isométrica axonométrica.

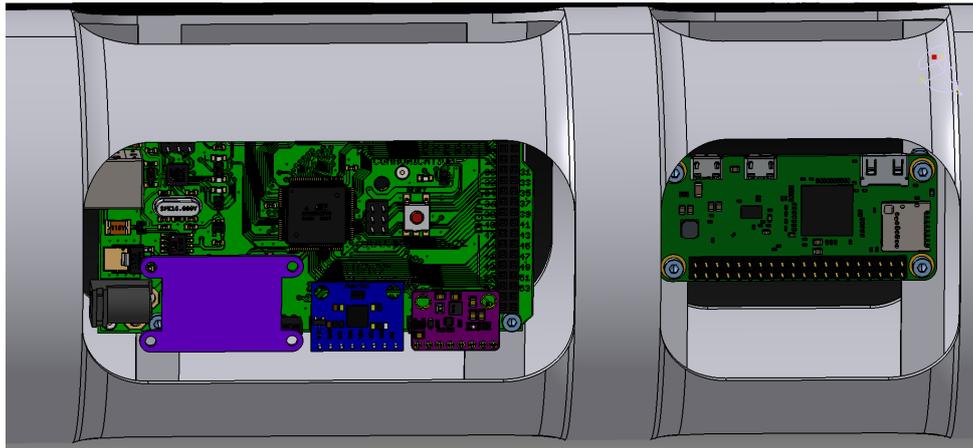


Figura 23: Prototipo final, detalle aviónica.

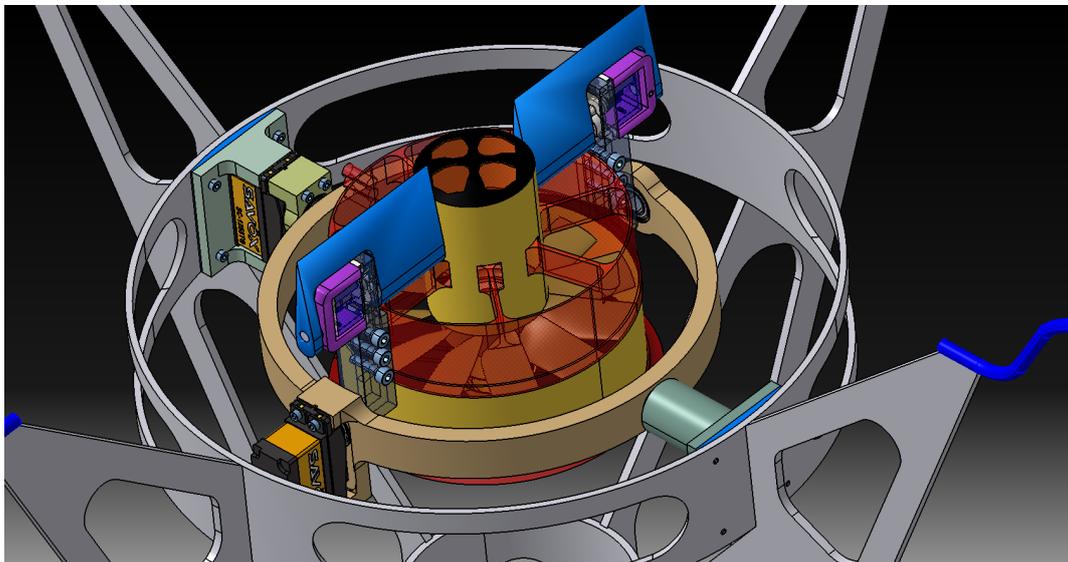


Figura 24: Prototipo final detalle de componentes.

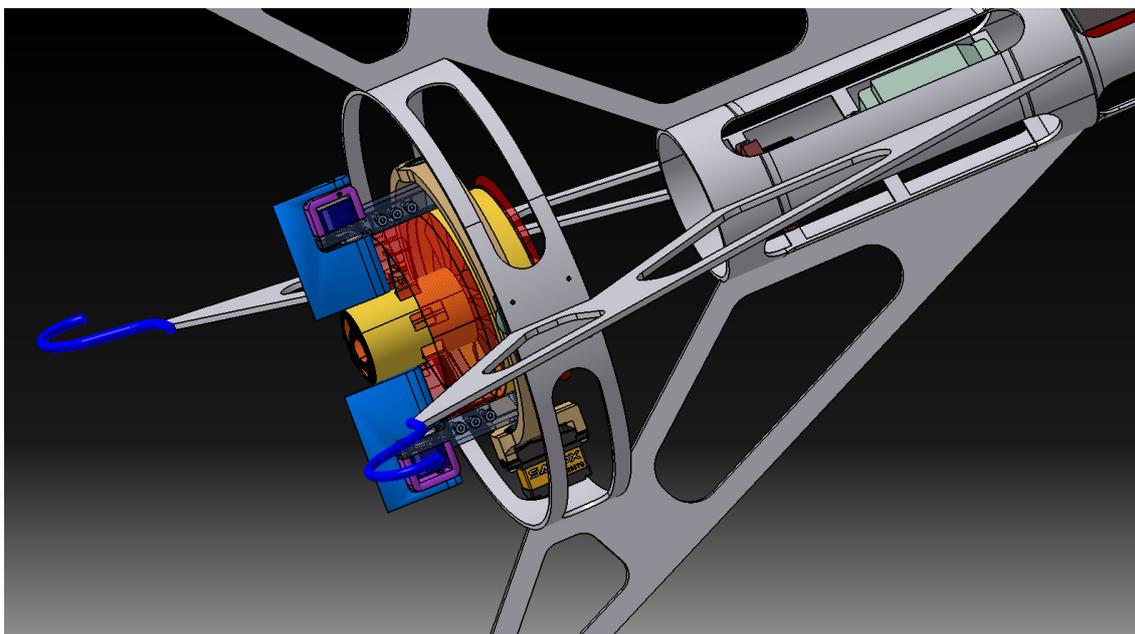


Figura 25: Prototipo final detalle EDF.

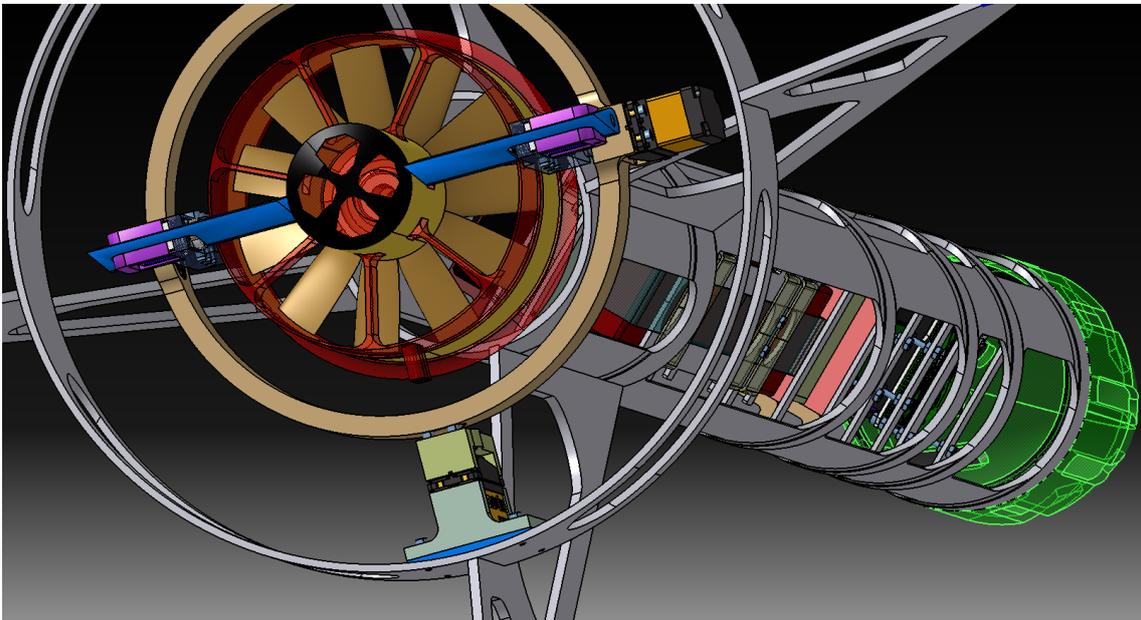


Figura 26: Prototipo final vista inferior detalle constructivo.

6.3. Ensamblaje final - Fotos



Figura 27: Foto del conjunto armado.

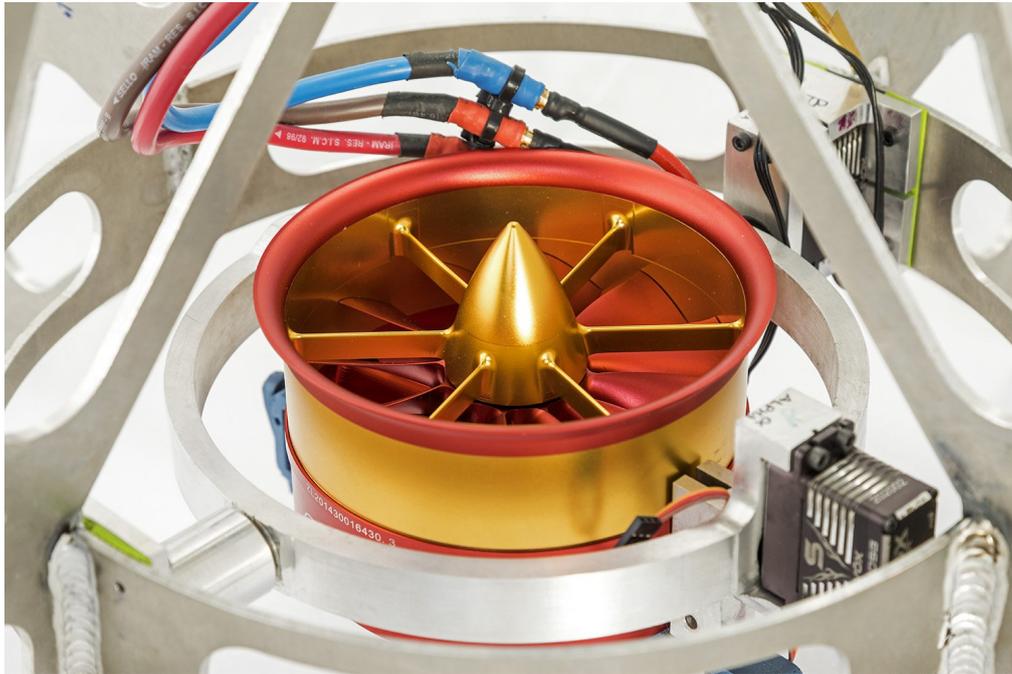


Figura 28: Conjunto cardán, servos y soportes de gimbal externo.



Figura 29: Conjuntos electrónica y cableado.

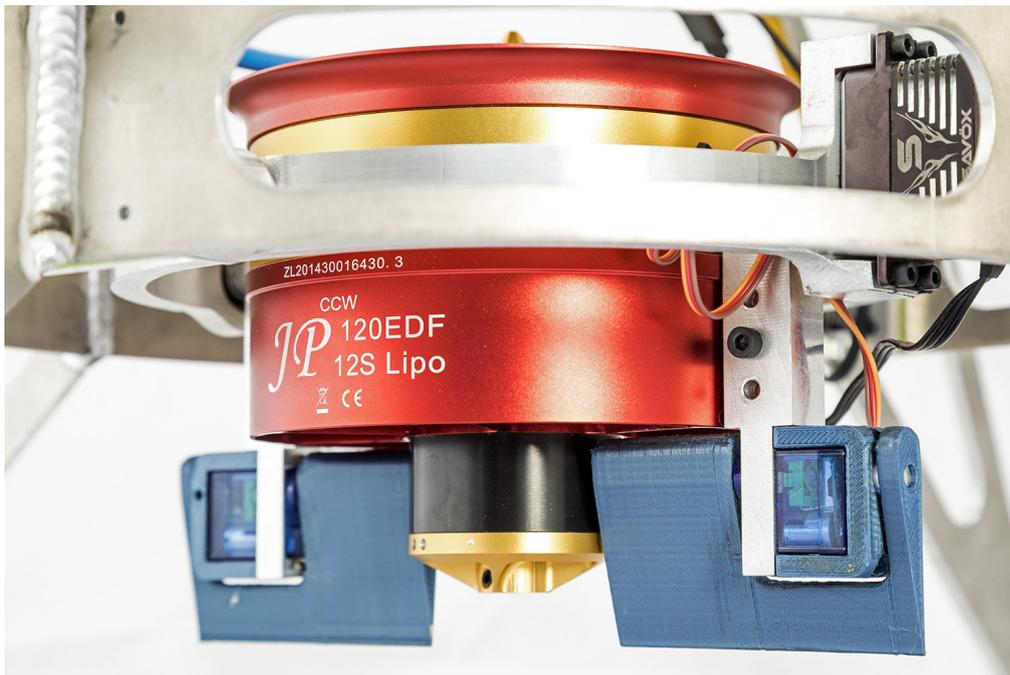


Figura 30: Vista inferior del conjunto cardán y flaps.

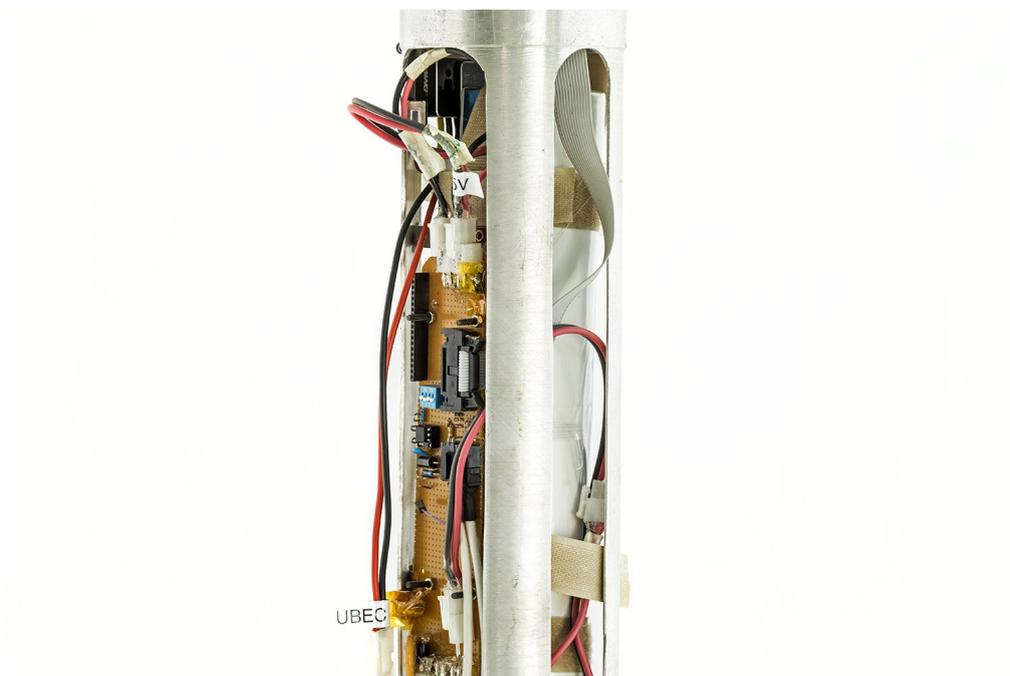


Figura 31: Plano detalle de la placa electrónica de potencia.

7. Modelo 2D simplificado

Esta siguiente sección detallará el tratamiento matemático efectuado para controlar un vehículo con propulsión vectorizada en el plano. El propósito es ilustrar a un nivel simple las herramientas que se aplicaron para controlar un vehículo VTVL propulsado por un motor cohete. Se asume que el vehículo se encuentra en el plano y que el control de propulsión vectorizada se efectúa por medio de un ángulo de inclinación del motor.

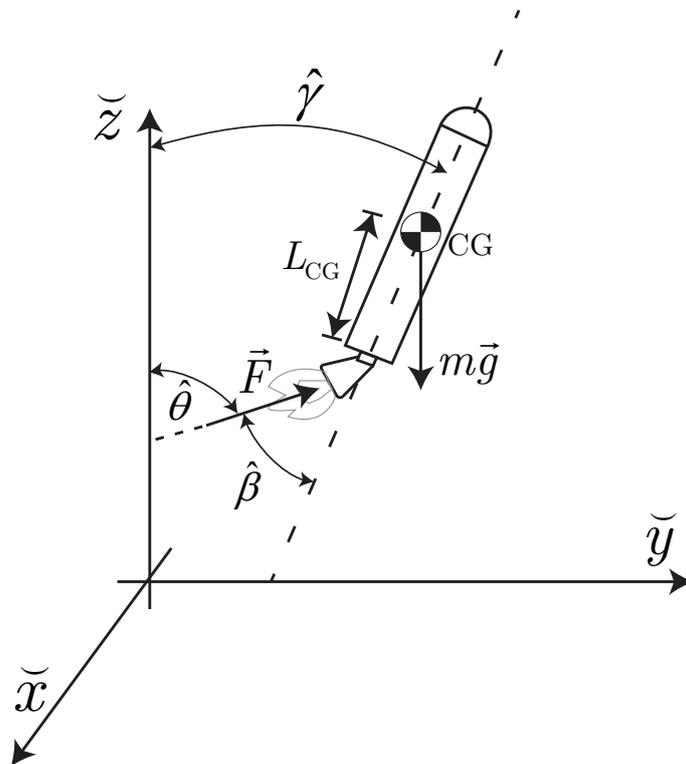


Figura 32: Diagrama de cuerpo libre de un vehículo con propulsión vectorizada 2D.

7.1. Modelado matemático

Se comenzó con las ecuaciones dinámicas de un vehículo en el plano con control de propulsión vectorizada (por ángulo)

$$\begin{cases} \ddot{y} = \frac{F}{m} \sin(\gamma + \beta) \\ \ddot{z} = \frac{F}{m} \cos(\gamma + \beta) - g \\ \ddot{\gamma} = -\frac{L_{CG} \cdot F}{I_{xx}} \sin(\beta) \end{cases}$$

donde L_{CG} y F están en función del tiempo, $m = m_0 - \int \dot{m}$ y $\theta = \gamma + \beta$. Por cuestiones demostrativas de este ejercicio se desprecia el rozamiento con el aire.

7.2. Armado de sistema lineal

Para controlar el sistema se aplicará la teoría de control óptimo. Para ello se deberá linealizar el sistema alrededor de un punto de operación. El estado del vehículo alrededor del cual se linealizó en este caso fue *vertical y quieto en el espacio*.⁷

⁷La linealización es válida solo para un vehículo vertical. Se deberá modificar el método para modelar un vehículo que se inclina para volar correctamente.

$$\begin{aligned}\gamma^* &= 0 \\ \beta^* &= 0 \\ F^* &= mg\end{aligned}$$

en este caso F fue la desviación del punto de operación siendo $\Delta F = F - mg$.

7.3. Representación en espacio de estados

El número de variables de estado fue igual a número de almacenadores de energía independientes. Estos son

- z Energía potencial por la gravedad
- \dot{z} , \dot{y} Energía cinética del vehículo
- $\dot{\gamma}$ Momento angular del vehículo

entonces, las variables de estado fueron las siguientes

$$\begin{aligned}x_1 &= y \\ x_2 &= \dot{y} \\ x_3 &= z \\ x_4 &= \dot{z} \\ x_5 &= \gamma \\ x_6 &= \dot{\gamma}\end{aligned}$$

donde $x_1 = x_2$, $x_3 = x_4$ y $x_5 = x_6$

Se aprovecho la expansión de Taylor para la linealización de expresiones trigonométricas:

$$\sin(x + y)|_{x=x_0+\Delta x, y=y_0+\Delta y} \approx \sin(x_0 + y_0) + \cos(x_0 + y_0)(x - x_0) + \cos(x_0 + y_0)(y - y_0)$$

Las ecuaciones dinámicas de los estados 2, 3, y 4 fueron dadas por las ecuaciones mostradas al comienzo de esta sección.

Abajo se encuentran las ecuaciones de estados

$$\dot{x}_2 = \frac{F}{m} (\gamma + \beta) = gx_5 + gu_2 \quad (2)$$

$$\dot{x}_4 = \frac{F}{m} - g = \frac{F - F_0}{m} = \frac{u_1}{m} \quad (3)$$

$$\dot{x}_6 = -\frac{L_{CG} \cdot F}{I_{xx}} \beta = -\frac{L_{CG} \cdot mg}{I_{xx}} u_2 \quad (4)$$

donde T_s es el periodo de muestreo.

Los vectores de entrada y salida resultaron

$$\mathbf{u}(t) = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta F \\ \beta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{y}(t) = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y \\ z \\ \gamma \end{bmatrix}$$

tal que las ecuaciones de salida son

$$y_1 = x_1 \quad (5)$$

$$y_2 = x_3 \quad (6)$$

$$y_3 = x_5 \quad (7)$$

Se calcularon las matrices del sistema y de control ($\mathbf{D} = [0]$)

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & g \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{m} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -\frac{L_{CG} \cdot mg}{I_{xx}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

El sistema mostrado en (8) es *fully state controllable*.

8. Ecuaciones de movimiento de cuerpo rígido

A continuación se mostrarán las ecuaciones de movimiento en el espacio usadas para controlar el vehículo. Se hará referencia a la figura 32 para explicar las variables en juego en el modelo 3D debido a la dificultad inherente de mostrar las 16 variables de estado en un dibujo del modelo 3D.

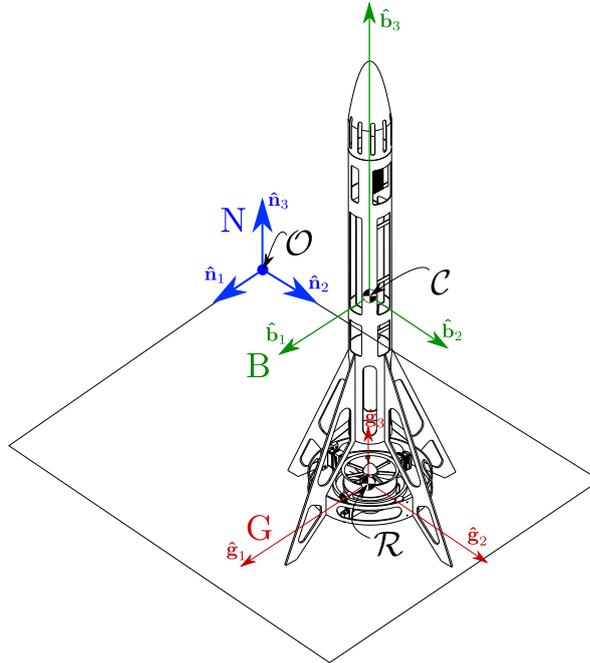


Figura 33: Marcos de referencia tomados para el análisis de cuerpo rígido. Por simplicidad se tomaron los centros de masa del cardán y del rotor como coincidentes en el punto \mathcal{R} .

8.1. Notación

La notación utilizada fue la del libro *Rigid Body Dynamics of Mechanisms, Theoretical Basics* Hahn [2013]. Se requirió un tratamiento algebraico explícito de los marcos de referencia y representación debido al caso especial de un *gimballed rotor*. Este tratamiento facilitó la programación de la simulación y, en consecuencia, el control, el cual se volvería ambiguo y complejo con un tratamiento más común o simplificado.

$\underline{r}_{\mathcal{CO}} = [x, y, z]$: Posición absoluta del centro de masa del vehículo léase “posición de \mathcal{C} respecto \mathcal{O} ”)

$\underline{r}_{\mathcal{RC}}$: Posición del centro de masa del cardán respecto al centro de masa del vehículo

$\underline{\eta} = [\phi, \theta, \psi]$: Ángulos de actitud del vehículo (Ángulos Euler)

$\underline{\omega}_r^{\mathcal{G}}$: Velocidad angular del rotor del EDF representado en el marco \mathcal{G} (dirección constante)

$\underline{\omega}_{\mathcal{BN}}^{\mathcal{B}}$: Velocidad angular de \mathcal{B} respecto a \mathcal{N} , representado en el marco \mathcal{B} .

α, β : Ángulo de actuación de vectorización del EDF o ángulo de actitud del marco \mathcal{G}

δ : Ángulo de actuación de los dos flaps anti-roll

m : Masa del vehículo sin rotor

m_r : Masa del rotor

g : Aceleración de la gravedad

$\underline{F}^{\mathcal{B}}$: Empuje del EDF representado en el marco \mathcal{B}

$\mathbf{A}^{\mathcal{NB}}$: Matriz de transformación de cosenos directores de un marco \mathcal{B} a el marco \mathcal{N}

Caracterización del EDF

τ_c : Torque efectivo de control del EDF

K_T : Constante de empuje del EDF

K_Q : Coeficiente de torque viscoso de fricción

Q : Torque viscoso de fricción

τ_r : Torque de reacción por el swirl de salida

Caracterización del mecanismo anti-roll:

K_{FL} : Coeficiente de lift de los flaps anti-roll

K_{FD} : Coeficiente de drag de los flaps anti-roll

F_L : Lift de los flaps anti-roll

F_D : Drag de los flaps anti-roll

Matriz de inercia:

$J_{\mathcal{C}}^{\mathcal{B}}$: Vehículo sin rotor respecto a \mathcal{C} representado en \mathcal{B}

$J_{\mathcal{r}\mathcal{R}}^{\mathcal{G}}$: Rotor respecto a \mathcal{R} representado en \mathcal{G}

$J_{\mathcal{g}\mathcal{R}}^{\mathcal{G}}$: Cardán y motor sin rotor respecto a \mathcal{R} representado en \mathcal{G}

8.2. Notación del álgebra a utilizar

El producto escalar se definió como \cdot para diferenciarlo de simple multiplicación vectorial (\cdot) . $\tilde{\omega}$ es la matriz skew del vector que reemplaza el producto vectorial ya que $\tilde{r} \cdot v = r \times v$

$$\tilde{\omega}_{LR}^L = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{zLR}^L & \omega_{yLR}^L \\ \omega_{zLR}^L & 0 & -\omega_{xLR}^L \\ -\omega_{yLR}^L & \omega_{xLR}^L & 0 \end{pmatrix}$$

Se definió a J_C^B como la matriz de inercia respecto al punto C , representada en el marco B: es decir, las componentes de la matriz de inercia están en la base de B. Esto se puede escribir así:

$$J_C^B = J_{b1} \hat{\mathbf{b}}_1 + J_{b2} \hat{\mathbf{b}}_2 + J_{b3} \hat{\mathbf{b}}_3$$

La derivada del término anterior respecto un marco N quedó definida

$${}^N j_C^B = {}^N \frac{dJ_C^B}{dt} = \mathbf{A}^{NB} \cdot {}^B \frac{dJ_C^B}{dt}$$

Se pueden demostrar las siguientes ecuaciones

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{A}}^{RL} &= \mathbf{A}^{RL} \cdot \tilde{\omega}_{LR}^L = \tilde{\omega}_{LR}^R \cdot \mathbf{A}^{LR} = -\tilde{\omega}_{LR}^L \cdot \mathbf{A}^{RL} & (9) \\ \mathbf{A}^{BN} &= (\mathbf{A}^{NB})^\top = (\mathbf{A}^{NB})^{-1} \Rightarrow \mathbf{A}^{NB} \cdot \mathbf{A}^{BN} = \mathbf{I} & (10) \end{aligned}$$

donde ω_{LR}^L es la velocidad angular vectorial del marco L con respecto a R representado en L, \mathbf{A}^{RL} es la matriz de cosenos directores que transforma un vector de una base ortogonal L a otra base ortogonal R, y $\dot{\mathbf{A}}^{RL}$ es la derivada de la matriz \mathbf{A}^{RL} respecto R.

8.3. Variables de estado

Se obtuvieron las variables de estado de posición y velocidad donde z positivo es alejándose de la tierra.

$$\underline{r}_{CO}^N = [x \ y \ z], \quad \underline{\dot{r}}_{CO}^N = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]$$

El movimiento cuerpo rígido se describió por 3 ángulos de Euler (Cardán o Bryant en algunas bibliografías) ϕ , θ y ψ (roll, pitch, yaw respectivamente).

$$\underline{\eta} = [\phi \ \theta \ \psi] \quad (11)$$

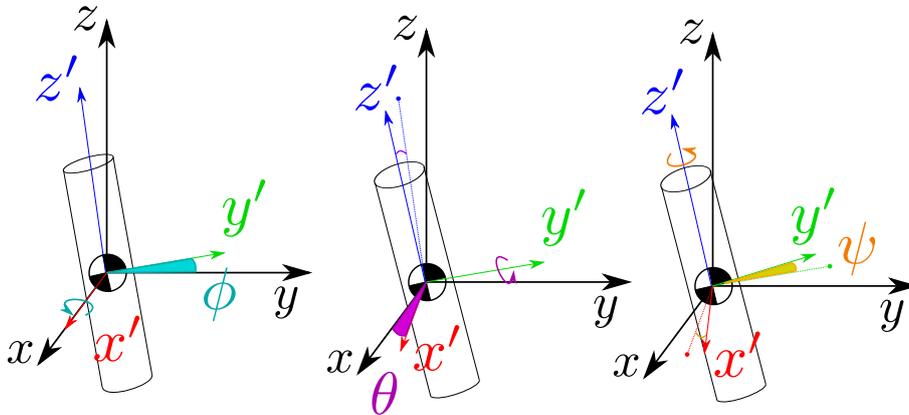


Figura 34: Diagrama mostrando las rotaciones de ángulo de euler en el orden que son efectuadas para describir el sistema. ϕ representa el pitch, θ el yaw y ψ el roll. Se muestran las últimas posiciones de los ejes rotados con una línea punteada.

Los ángulos de la vectorización de la tobera fueron α y β . El ángulo δ correspondió a los actuadores que contrarrestan el roll del vehículo mediante dos flaps. Los ángulos α y β describieron la dirección en la que está apuntando la tobera (equivalente a la orientación G) respecto la dirección del vehículo (marco B). $\omega_r = \omega_r^G$ es la velocidad angular del rotor.

Se definieron las variables de estado y el vector input, donde F es la fuerza que hace la tobera sobre el vehículo (la cual depende de la velocidad del vehículo)⁸

$$\mathbf{x} = [\underline{r}_{CO}^N \quad \underline{\eta} \quad \dot{\underline{r}}_{CO}^N \quad \underline{\omega}_{BN}^B \quad \omega_r \quad \alpha \quad \beta \quad \delta]^\top \quad (12)$$

$$\mathbf{u} = [\tau_c \quad \dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \dot{\delta}]^\top \quad (13)$$

En la próxima sección se buscará obtener el vector de variables de estado derivado en el tiempo: $\dot{\mathbf{x}}$.

8.4. Ecuaciones diferenciales

Se definió la transformación de los ángulos euler con una matriz de transformación \mathbf{A}^{BN} donde c y s fueron las funciones coseno y seno, respectivamente.

$$\mathbf{A}^{BN} = \begin{bmatrix} c\theta \cdot c\psi & c\theta \cdot s\psi & -s\theta \\ s\phi \cdot s\theta \cdot c\psi - c\phi \cdot s\psi & s\phi \cdot s\theta \cdot s\psi + c\phi \cdot c\psi & s\phi \cdot c\theta \\ c\phi \cdot s\theta \cdot c\psi + s\phi \cdot s\psi & c\phi \cdot s\theta \cdot s\psi - s\phi \cdot c\psi & c\phi \cdot c\theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

La transformación nos sirvió para poder pasar de la dinámica que está definida en el marco del vehículo B al marco N donde se obtienen las variables de estado que se desean controlar.

Se pudo obtener la velocidad en el marco del cuerpo

$$\dot{\underline{r}}_{CO}^B = \mathbf{A}^{BN} \cdot \dot{\underline{r}}_{CO}^N \quad (15)$$

La obtención de la velocidad angular del cuerpo no se puede obtener directamente por el hecho de que la razón de cambio de los ángulos de Euler no son vectores cartesianos, si no más bien parámetros que describen la orientación del cuerpo rígido en el espacio.⁹ Para relacionar la velocidad angular con $\underline{\eta}$ fue necesario utilizar la matriz de actitud cinemática $\mathbf{H}(\underline{\eta})$.

$$\mathbf{H}(\underline{\eta}) = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) \sec(\theta) & \cos(\phi) \sec(\theta) \end{bmatrix} \quad (16)$$

La matriz de actitud cinemática se usó para transformar

$$\dot{\underline{\eta}} = \mathbf{H}(\underline{\eta}) \cdot \underline{\omega}_{BN}^N \quad (17)$$

$$\underline{\omega}_{BN}^B = \mathbf{A}^{BN} \cdot \underline{\omega}_{BN}^N \quad (18)$$

e inversamente

$$\underline{\omega}_{BN}^N = \mathbf{H}^{-1}(\underline{\eta}) \cdot \dot{\underline{\eta}} \quad (19)$$

$$(20)$$

La fuerza que impulsa al vehículo en el marco del cuerpo se obtuvo transformando del marco del cardán donde se conocen los componentes, al marco cuerpo. La matriz fue calculada reemplazando $\phi \equiv \alpha$, $\theta \equiv \beta$, y $\psi = 0$.

$$\underline{F}^B = \mathbf{A}^{BG} \cdot \underline{F}^G \quad (21)$$

⁸En el código ϕ , θ y ψ aparecen como $\mathbf{q}, \mathbf{r}, \mathbf{s}$

⁹Como bien sabemos la matriz de transformación \mathbf{A} solo es aplicable para transformar vectores cartesianos de una base ortogonal a otra. Los parámetros $\underline{\eta}$ conforman un vector de configuración, no un vector cartesiano!

La aceleración del centro de masa del vehículo se midió en el marco del cuerpo B y fue igualada a \underline{F}

$${}^B \frac{d}{dt} (\dot{\underline{r}}_{\mathcal{C}\mathcal{O}}^B) = \frac{1}{m + m_r} \cdot \underline{F}^B \quad (22)$$

luego obtenemos la aceleración en coordenadas globales

$$\ddot{\underline{r}}_{\mathcal{C}\mathcal{O}}^N = \mathbf{A}^{NB} \cdot {}^B \frac{d}{dt} (\dot{\underline{r}}_{\mathcal{C}\mathcal{O}}^B) - \underline{g}^N \quad (23)$$

A continuación se calcula el torque reacción del EDF en el marco del cuerpo B. Los momentos actuantes externos a causa de los flaps en el marco del vehículo respecto su centro de gravedad \mathcal{C} se calcularon en base al diseño de los flaps anti roll según [Isaac et al. \[2022\]](#). El torque de rotación del EDF es incluido en la ecuación como τ_r según [Wang et al. \[2013\]](#) e incluye el torque debido a la vorticidad del flujo del EDF. Su valor es inicialmente desconocido ya que se debe caracterizar el EDF para obtenerlo. Para nuestros propósitos se usa un valor de $K_t = 7.6 \times 10^{-9}$ para aproximarlos y ser irá ajustando en base a las pruebas de vuelo o hasta caracterizar la curva del motor.

$$\underline{M}_{\mathcal{C}}^B = \tilde{\underline{r}}_{\mathcal{R}\mathcal{C}}^B \cdot \underline{F}^B + \mathbf{A}^{BG} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_r^2 K_{FL} d_T \delta + \tau_r \end{bmatrix} \quad (24)$$

La aceleración angular en el marco B se obtuvo del desarrollo de la sección 8.5 del anexo.

$${}^B \frac{d}{dt} (\underline{\omega}_{\text{BN}}^B) = (J_{\mathcal{C}}^B)^{-1} \cdot (-\tilde{\underline{\omega}}_{\text{BN}}^B \cdot J_{\mathcal{C}}^B \cdot \underline{\omega}_{\text{BN}}^B - \mathbf{A}^{BG} \cdot \tilde{\underline{\omega}}_{\text{GB}}^G \cdot J_{r\mathcal{R}}^G \cdot \underline{\omega}_r^G - \tilde{\underline{\omega}}_{\text{BN}}^B \cdot J_{r\mathcal{R}}^G \cdot \underline{\omega}_r^G - \mathbf{A}^{BG} \cdot J_{r\mathcal{C}}^G \cdot {}^N \dot{\underline{\omega}}_r^G + \underline{M}_{\mathcal{C}}^B) \quad (25)$$

El rotor y los servos son modelados como de primer orden por cuestiones de simplicidad. Esto vale a medida que los servos tomen su velocidad máxima mucho más rápido que el tiempo característico del sistema. Si esta suposición no es válida se observará que el sistema no va poder controlar ante perturbaciones grandes o bruscas, o que habrá comportamientos oscilatorios que no se observan en las simulaciones.

Las ecuaciones diferenciales usadas para el control del vehículo fueron las siguientes

$$\dot{\mathbf{x}} = [\dot{\underline{r}}_{\mathcal{C}\mathcal{O}}^N \quad \underline{\eta} \quad \ddot{\underline{r}}_{\mathcal{C}\mathcal{O}}^N \quad {}^B \frac{d}{dt} (\underline{\omega}_{\text{BN}}^B) \quad \dot{\omega}_r \quad \dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \dot{\delta}]^\top \quad (26)$$

8.5. Dinámica angular del vehículo

El momento angular del vehículo respecto de su centro de masa (\mathcal{C}) y representado en el marco fijo-tierra N debió tomar en cuenta el momento angular por tener un cuerpo con velocidad lineal y angular propia.

$$\underline{L}_{\mathcal{C}}^N = \underbrace{\mathbf{A}^{NB} \cdot J_{\mathcal{C}}^B \cdot \underline{\omega}_{\text{BN}}^B}_{\text{Vehículo}} + \underbrace{\mathbf{A}^{NG} J_{g\mathcal{R}}^G \cdot \underline{\omega}_{\text{GN}}^G + m_g \cdot \tilde{\underline{r}}_{\mathcal{R}\mathcal{C}}^N \cdot \dot{\underline{r}}_{\mathcal{R}\mathcal{C}}^N}_{\text{Cardán \& EDF}} + \underbrace{\mathbf{A}^{NG} \cdot J_{r\mathcal{R}}^G \cdot \underline{\omega}_r^G + m_r \cdot \tilde{\underline{r}}_{\mathcal{R}\mathcal{C}}^N \cdot \dot{\underline{r}}_{\mathcal{R}\mathcal{C}}^N}_{\text{Rotor}} \quad (27)$$

Esta ecuación describió los efectos de tener un cardán con un rotor integrado acoplado al vehículo sin embargo algunos términos se pudieron considerar despreciables debido al diseño del cardán.

Ambos gimbals del cardán tienen su eje de giro cercano a su centro de masa lo cual significó que la velocidad relativa entre los puntos \mathcal{R} y \mathcal{C} tuvieron poco impacto sobre los torques internos del vehículo. Se consideró que

$$\dot{\underline{r}}_{\mathcal{R}\mathcal{C}} = 0 \quad (28)$$

La velocidad angular de los gimbals durante una perturbación abrupta llega a 20 grados por segundo en las simulaciones, lo cual es 0.4 radianes por segundo. Se observa que su

inercia a estas velocidades tiene un bajo impacto en la dinámica del vehículo y que podría considerarse una perturbación externa para simplificar el modelo. El término $\mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot J_{g\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{GN}}^{\text{G}}$ entonces pasó a formar parte de la inercia del resto del vehículo $J_{\mathcal{C}}^{\text{B}}$, el cual solo excluyó al rotor.

El momento angular quedó simplificado de la siguiente manera:

$$L_{\mathcal{C}}^{\text{N}} = \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} \quad (29)$$

donde

ω_{r} : velocidad del rotor

$J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}}$: matriz de inercia del rotor tomado alrededor de su centro de masa representado en coordenadas del marco cardán G

Se derivó el momento angular con respecto a N y junto con $J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \approx \text{constante}$ ¹⁰

$$\begin{aligned} {}^{\text{N}}\dot{L}_{\mathcal{C}}^{\text{N}} &= {}^{\text{N}}\frac{\text{d}}{\text{d}t} (\mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}}) \\ &= \dot{\mathbf{A}}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot \underbrace{{}^{\text{N}}\dot{J}_{\mathcal{C}}^{\text{B}}}_{\approx 0} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \dot{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} + \dot{\mathbf{A}}^{\text{NG}} \cdot J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot {}^{\text{N}}\frac{\text{d}}{\text{d}t} (J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}}) \end{aligned}$$

la derivada de la inercia del cuerpo se anuló y luego se aplicó la regla de la cadena a la derivada

$$\begin{aligned} {}^{\text{N}}\dot{L}_{\mathcal{C}}^{\text{N}} &= \dot{\mathbf{A}}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \dot{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} + \dot{\mathbf{A}}^{\text{NG}} \cdot J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot {}^{\text{N}}\frac{\text{d}}{\text{d}t} (J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}}) \\ &= \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot \tilde{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \dot{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot \tilde{\omega}_{\text{GN}}^{\text{G}} \cdot J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot \left({}^{\text{N}}\dot{J}_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} + J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \cdot {}^{\text{N}}\dot{\omega}_{\text{r}}^{\text{G}} \right) \end{aligned}$$

donde $\dot{J}_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}}$ se consideró despreciable por la geometría ligera del conjunto cardán y por actuaciones pequeñas (mencionadas anteriormente).

Como el rotor fue fijado al vehículo alrededor de un punto cercano a \mathcal{R} y el movimiento del gimbal fue restringido por los actuadores se supuso que el rotor fue parte del cuerpo rígido del vehículo y se planteo su momento angular como un vector libre. Así se logró igualar $J_{\text{r}\mathcal{R}}^{\text{G}} \equiv J_{\text{r}\mathcal{C}}^{\text{G}} = J_{\text{r}}^{\text{G}}$, y por extensión, $J_{\mathcal{R}}^{\text{B}} \equiv J_{\mathcal{C}}^{\text{B}}$. Al hacer esta suposición se desprecian momentos externos que pueden actuar sobre el vehículo cuando se actúa el gimbal. Estos momentos serían mayores a medida que el ángulo de actuación es mayor, ya que cuando esta en su estado de equilibrio el rotor es colineal al eje de rotación del gimbal. Un observador vería que el vehículo “tiembla” si el valor de el momento externo es significativo.

$$= \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot \tilde{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NB}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \dot{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot \tilde{\omega}_{\text{GN}}^{\text{G}} \cdot J_{\text{r}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} + \mathbf{A}^{\text{NG}} \cdot J_{\text{r}}^{\text{G}} \cdot {}^{\text{N}}\dot{\omega}_{\text{r}}^{\text{G}}$$

luego se multiplicó por \mathbf{A}^{BN}

$$\mathbf{A}^{\text{BN}} \sum_i M_{i\mathcal{C}}^{\text{N}} = \sum_i M_{i\mathcal{C}}^{\text{B}} = \tilde{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} + J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \dot{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} + \mathbf{A}^{\text{BG}} \cdot \tilde{\omega}_{\text{GN}}^{\text{G}} \cdot J_{\text{r}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} + \mathbf{A}^{\text{BG}} \cdot J_{\text{r}}^{\text{G}} \cdot {}^{\text{N}}\dot{\omega}_{\text{r}}^{\text{G}}$$

entonces

$$J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \dot{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} = -\tilde{\omega}_{\text{BN}}^{\text{B}} \cdot J_{\mathcal{C}}^{\text{B}} \cdot \omega_{\text{BN}}^{\text{B}} - \mathbf{A}^{\text{BG}} \cdot \tilde{\omega}_{\text{GN}}^{\text{G}} \cdot J_{\text{r}}^{\text{G}} \cdot \omega_{\text{r}}^{\text{G}} - \mathbf{A}^{\text{BG}} \cdot J_{\text{r}}^{\text{G}} \cdot {}^{\text{N}}\dot{\omega}_{\text{r}}^{\text{G}} + \sum_i M_{i\mathcal{C}}^{\text{B}}$$

donde $\omega_{\text{GN}}^{\text{G}} = \omega_{\text{GB}}^{\text{G}} + \omega_{\text{BN}}^{\text{G}} = \omega_{\text{GB}}^{\text{G}} + \mathbf{A}^{\text{GB}} \omega_{\text{BN}}^{\text{B}}$

¹⁰La inercia del vehículo en su propio marco $J_{\mathcal{C}}^{\text{B}}$ fue constante excepto por las variaciones introducidas al agruparlo con el término del cardán $J_{g\mathcal{C}}^{\text{B}}$, el cual varió en función a la actuación α, β .

se continuó el desarrollo matemático simplificando términos

$$\begin{aligned}
 J_C^B \cdot \dot{\omega}_{BN}^B &= -\tilde{\omega}_{BN}^B \cdot J_C^B \cdot \omega_{BN}^B - \mathbf{A}^{BG} \cdot \tilde{\omega}_{GB}^G \cdot J_I^G \cdot \omega_r^G - \mathbf{A}^{BG} \mathbf{A}^{GB} \cdot \tilde{\omega}_{BN}^B \cdot J_I^G \cdot \omega_r^G - \mathbf{A}^{BG} \cdot J_I^G \cdot {}^N \dot{\omega}_r^G + \sum_i M_{iC}^B \\
 &= -\tilde{\omega}_{BN}^B \cdot J_C^B \cdot \omega_{BN}^B - \mathbf{A}^{BG} \cdot \tilde{\omega}_{GB}^G \cdot J_I^G \cdot \omega_r^G - \tilde{\omega}_{BN}^B \cdot J_I^G \cdot \omega_r^G - \mathbf{A}^{BG} \cdot J_I^G \cdot {}^N \dot{\omega}_r^G + \sum_i M_{iC}^B
 \end{aligned}$$

obteniendose ${}^N \dot{\omega}_r^G = \mathbf{A}^{GN} \cdot {}^G \dot{\omega}_r^G = \mathbf{A}^{GN} \cdot \dot{\omega}_r \hat{\mathbf{g}}_3$

9. Simulación

Para comprobar el sistema de control se definió el sistema no-lineal en MATLAB, se obtuvo el sistema lineal sobre un punto de operación tomando el jacobiano del sistema de ecuaciones diferenciales para controlar el sistema, y finalmente se integró el sistema no lineal en el tiempo retroalimentado con el sistema de control.

Se investigó la respuesta del vehículo ante perturbaciones Delta-Dirac de orientación.

9.1. Sistema no-lineal

El sistema (26) describió la dinámica no-lineal del vehículo con 16 ecuaciones. Estas pudieron ser integradas mediante un método numérico para ecuaciones diferenciales ordinarias multivariantes no-autónomas. El requerimiento no-autónomo surgió de la necesidad de incorporar el vector \mathbf{u} a la integración, el cual incluyó las actuaciones en base a lo que leyeron los sensores.

Para satisfacer el requerimiento no-autónomo se tuvo que implementar un método numérico basado en Runge-Kutta orden 4. El método fue probado y contrastado con soluciones analíticas conocidas.

9.2. Sistema de control

Se optó por controlar mediante el controlador Linear Quadratic Regulator (LQR) de la teoría de control óptima debido a la simplicidad de implementación y adaptabilidad para problemas de variables de estado. Como se mencionó anteriormente, se obtuvo el jacobiano del sistema (26) alrededor del punto de operación. Esta se denominó la matriz del sistema \mathbf{A} . La matriz \mathbf{B} formó parte del jacobiano del sistema pero diferenciado respecto \mathbf{u} . Finalmente, \mathbf{C} resultó la combinación lineal de las mediciones de los sensores (ver sección 7 para entender el proceso).

Se modelaron las siguientes imperfecciones en el sistema:

- Delay en medición/actuación
- Desalineación de sensores (acelerómetro y giroscopio)
- Resolución mínima de actuación del gimbal según lo visto en la sección 4.4

La idea detrás del LQR es que se puede poner un costo a cada variable de estado y input. Esta función costo \mathcal{J} aumenta con el tiempo que nuestro sistema no estabiliza en el equilibrio propuesto para $\mathbf{x}(t)$ parametrizado por dos matrices:

- \mathbf{Q} asociada al equilibrio, la cual se puede pensar como que valora el cumplimiento con el equilibrio diferentemente para cada variable de estado.
- \mathbf{R} asociada a los inputs, la cual se puede pensar como que penaliza el uso de cada input diferentemente.

$$\mathcal{J} = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (30)$$

La matriz \mathbf{Q} asociada con el equilibrio suele ser diagonal. Se puede proponer $\mathbf{Q} = \mathbf{I}$ para empezar a probar el sistema e ir aumentando el elemento diagonal asociado con la variable de estado que más nos interesa que se cumpla. Un valor alto en la diagonal de \mathbf{Q} va implicar un uso alto de energía para cumplir el equilibrio de esa variable de estado asociada. La matriz \mathbf{R} asociada a los inputs tiene el mismo formato pero a diferencia de \mathbf{Q} ,

un valor alto en la diagonal penaliza el uso del actuador asociado a el elemento. Es decir, un valor alto en \mathbf{R} va a minimizar el uso de energía.

La matriz costo del controlador asociada al equilibrio \mathbf{Q} se construyó asignando los siguientes valores a la diagonal: 5 a las posiciones globales, 1 a las velocidades, 1×10^{-3} a la velocidad del rotor del EDF, 1×10^{-4} a la velocidad angular en pitch y yaw del vehículo, y 1×10^{-5} a las variables restantes (actuadores, ángulos de Euler y velocidad angular en roll).

La matriz costo asociada a los actuadores \mathbf{R} es diagonal con los siguientes valores: 1000 a actuadores de pitch y yaw del gimbal, 1×10^{-5} al actuador de roll, y 1×10^{-6} al control velocidad del rotor del EDF.

Estos fueron los valores que dieron los mejores resultados en las simulaciones ajustándose los valores a mano.

9.3. Estimación de estado

El problema más pertinente respecto a la estimación de estado es la actitud del vehículo a lo largo del vuelo. Hay mucha bibliografía variada que trata como se enfrenta el problema de la estimación. A continuación se detallan algunas estrategias de estimación de actitud:

- Filtros Kalman: Hay varias implementaciones posibles incluyendo el filtro de Kalman lineal, el filtro de Kalman extendido (EKF), filtro de Kalman *unscented* (UKF). Muy comúnmente usado.
- Filtro de Partículas: simple en implementación y relativamente efectivo. Se basa en un método de Monte Carlo.
- Filtro complementario: Se aprovecha de la dinámica de los sensores inerciales comerciales, en general haciendo pasar las medidas de aceleración por un pasa-altos y las medidas de velocidad angular por un pasa-bajos. Luego se combinan las medidas filtradas para obtener una estimación de actitud.
- Filtros alternativos: Hay muchos filtros alternativos que se pueden usar para estimar la actitud. Por ejemplo, el filtro de Madgwick, el filtro de Mahony, el filtro de Davenport, etc.

Durante el transcurso del proyecto se probaron dos implementaciones de filtro Kalman, una implementación de filtro complementario hasta que se optó por un filtro de Madgwick para resolver el problema de estimación de actitud debido a la efectividad y disponibilidad de código.

9.4. Resultados de simulación

Los ejes x corresponden al tiempo en segundos. El vehículo comenzó con una perturbación Delta-Dirac en la orientación del ángulo de euler ϕ y a una altura de 1m (en z) con velocidad nula. Los gráficos describen la evolución de las variables de estado en el tiempo luego de la perturbación. Durante esta simulación el control estaba activo y, como se puede ver en los gráficos de posición, previno que el vehículo descienda más de 2 metros de altura. También pudo recuperar su estado de equilibrio con todas las variables de estado de actitud acercándose asintóticamente a cero transcurrido 6 segundos desde la perturbación.

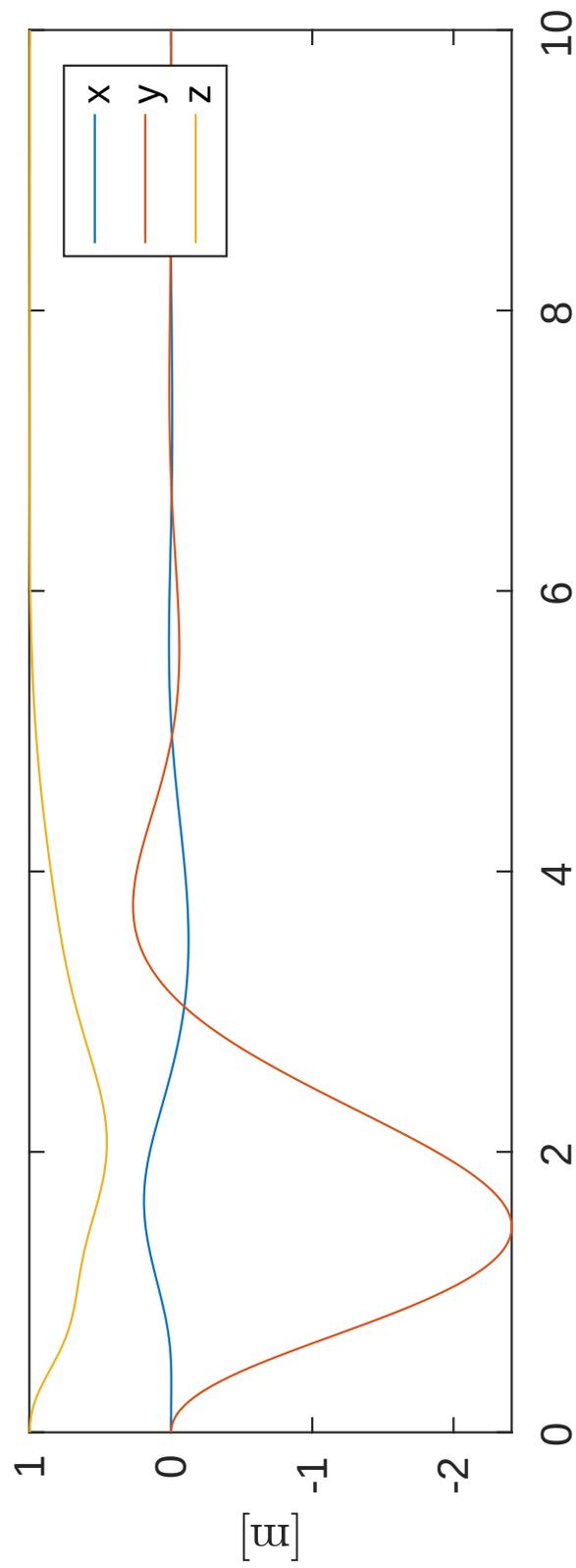


Figura 35: Posición del vehículo

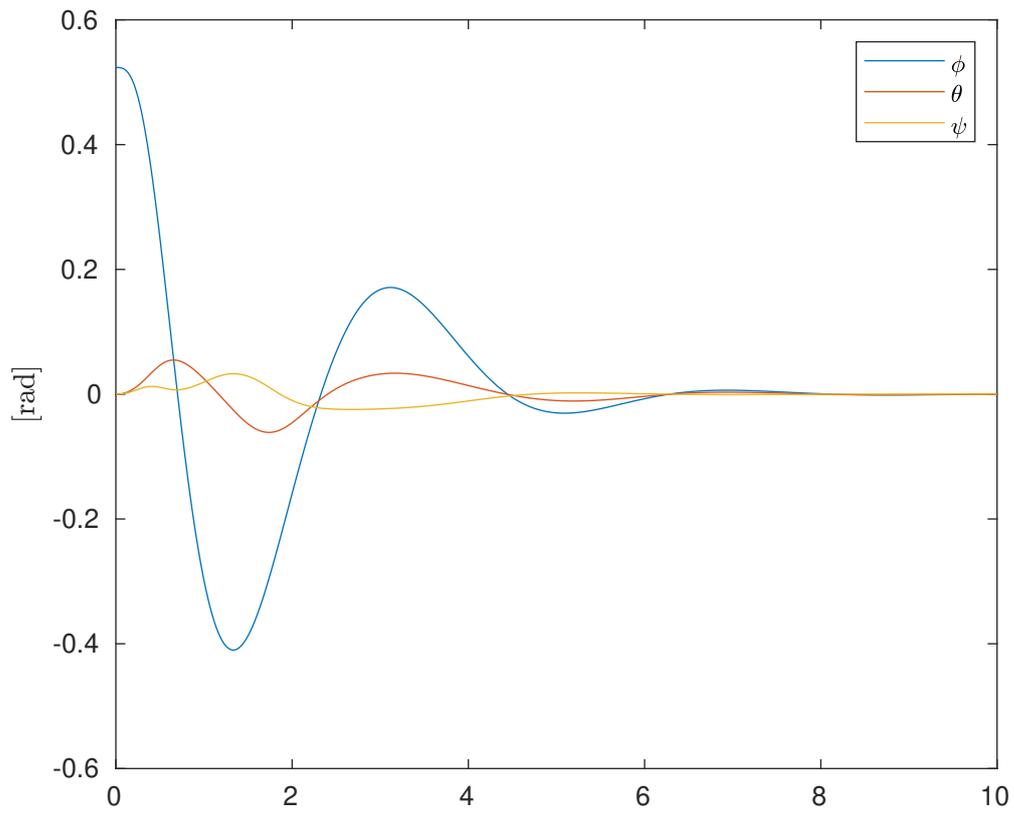


Figura 36: Ángulos de euler. Note que solo hubo perturbación inicial en ϕ sin embargo la actuación del gimbal (α) generó una perturbación interna en θ por el efecto giroscópico.

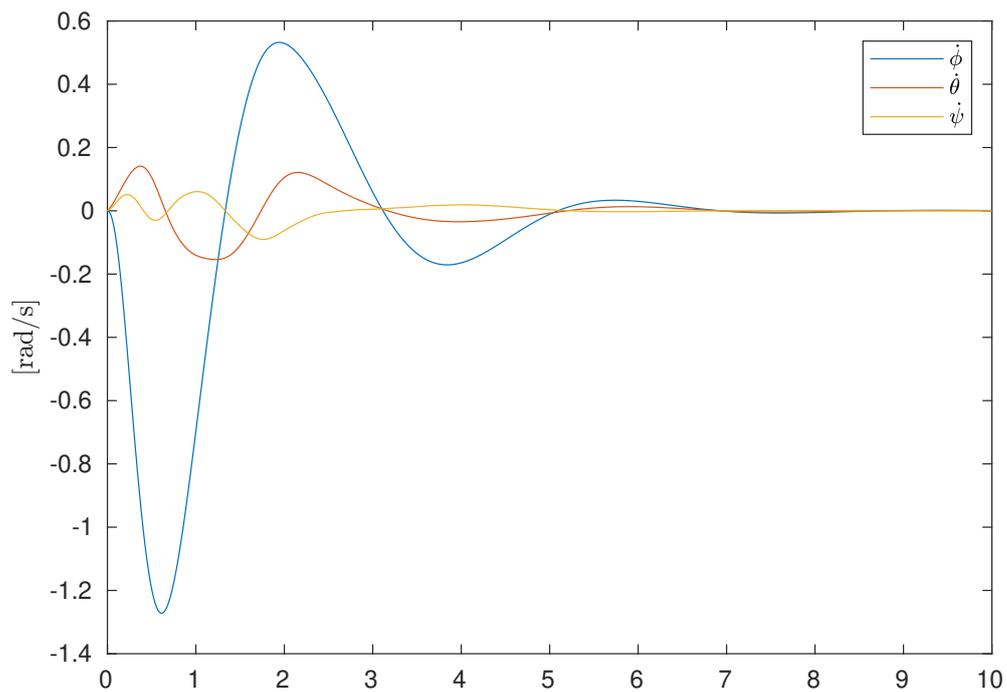


Figura 37: Velocidad angular del vehículo

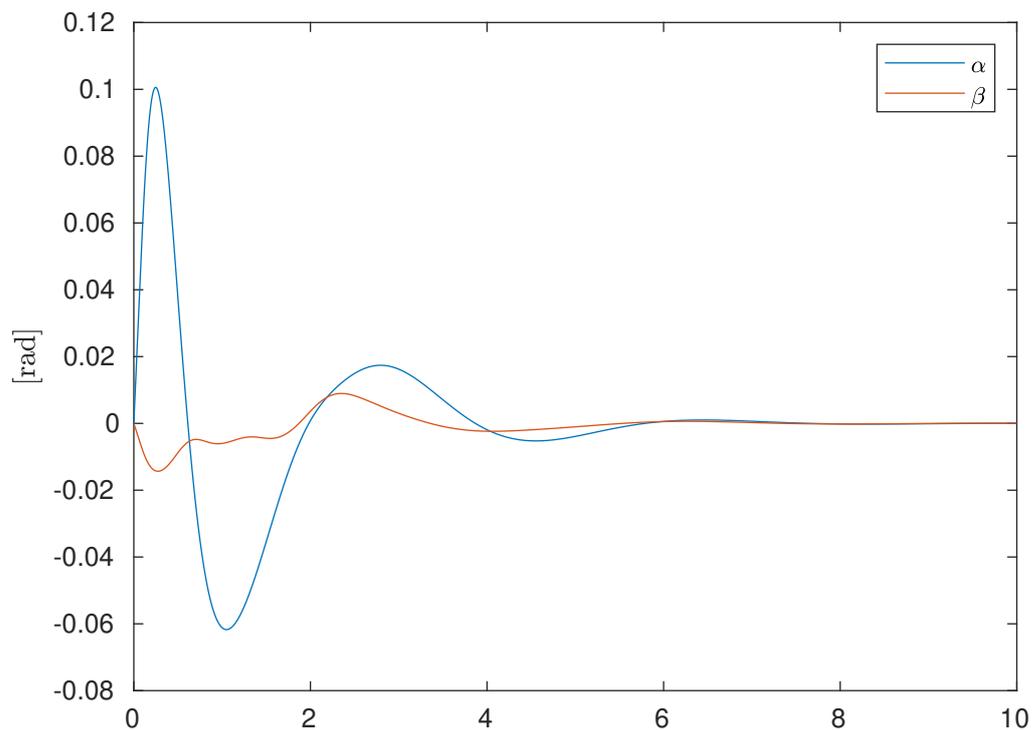


Figura 38: Actuación angular del gimbal.

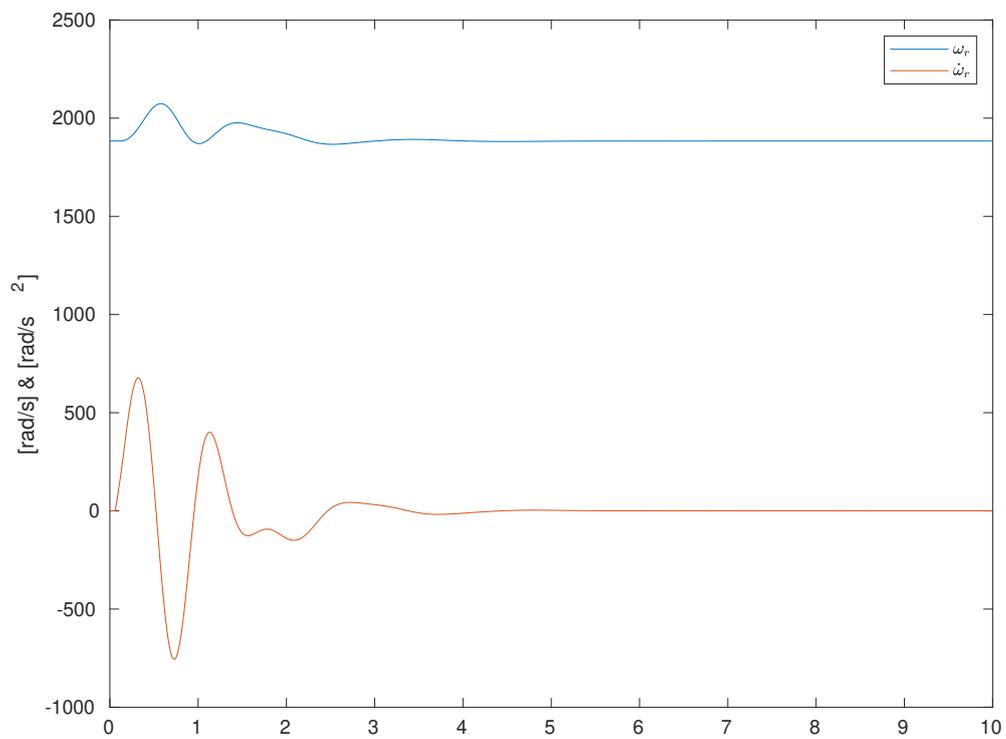


Figura 39: Velocidad y aceleración angular del rotor.

10. Desarrollo de software

10.1. Introducción a Software Engineering

Hay una rama de ingeniería conocida como *Software Engineering*. Se dice que el nombre fue concebido por Margaret Hamilton, una renombrada ingeniera de la NASA quien fue la principal contribuidora al software de la misión Apolo 11 entre 1961 y 1969. El término entro en prominencia en 1968 en una conferencia de la OTAN en Alemania. En la conferencia se discutió la crisis del software, la cual se refiere a la dificultad de escribir software de calidad en el tiempo y presupuesto asignado. Este documento estaba adelantado a su tiempo y es considerado un clásico en la ingeniería de software [Naur and Randell].

El documento de la OTAN fue escrito por personalidades renombradas de la ciencia de la computación como Edger Dijkstra, Doug Mcclroy, y Alan Perlis. Unos de los temas centrales que se discute es la complejidad de programas como una fuente de problemas. A continuación se citan algunos fragmentos del documento traducidos:

Particularmente alarmante es la falabilidad inevitable de programas grandes, ya que una una falla en un sistema hardware-software avanzado puede ser la diferencia entre la vida y la muerte.

– David and Fraser

Estoy preocupado por el crecimiento actual de los sistemas [...] ¿Deberíamos tener sistemas de este tamaño y complejidad?

– Opler

Cualquier persona que haya emprendido a diseñar un sistema complejo entiende de donde vienen estos comentarios. Aún teniendo un entendimiento profundo del problema a resolver y de las herramientas a usar, *el diseño nunca deja de ser un proceso iterativo* [Kinslow] en donde la *simplicidad y claridad de la solución se vuelve un objetivo central y crucial*.

10.2. Tecnologías usadas

La decisión de software a utilizar dependió del controlador, poder de cálculo disponible, interfases de periféricos y funcionalidad deseada.

Dado el uso de una Raspberry Pi,¹¹ el lenguaje de programación elegido fue **Go** (Golang) debido a los siguientes puntos

Seguro - Modelo de memoria Go, sistema de tipado fuerte¹²

Legible - Claridad de sintaxis

Simple - Solo 80 carillas de especificación comparado a 1700 de ISO C++.

Concurrencia - Crear [corrutinas](#) es simple, paralelizar corrutinas es trivial

Rendimiento - Superior a Python, Java y Matlab. Comparable a C. Esto también implica un menor consumo de energía [Pereira et al., 2017].¹³

¹¹La Raspberry Pi provee un entorno con Linux instalado que permite la programación con virtualmente cualquier lenguaje de programación en existencia.

¹²Hoy en día hay pocos lenguajes con sistemas de tipos fuertes. Contrario a la creencia popular, C y C++ ambos son tipados débilmente (se puede castear tipos implícitamente sin errores de compilador).

¹³El autor reconoce que este documento tiene sus defectos al momento de evaluar los lenguajes de programación ya que los programas provistos al *Benchmarks Game* están condicionados a ciertas reglas artificiales que no son representativos de lo que son capaces los lenguajes. Dicho esto el comentario sobre el rendimiento es válido en la experiencia del autor en base a programas reales escritos en Python, Matlab y Go. Cabe destacar que si a algún lenguaje no fue evaluado de forma favorable en el paper de Pereira es Go ya que varias soluciones mucho más efectivas fueron propuestas por la comunidad de Go pero descartadas por los autores del *Benchamrks Game* por no manejar la memoria igual que otros lenguajes.

Estable - *The Go 1 promise* (La promesa Go 1)

Comprobado - Usado en sistemas de alto-riesgo/alta-complejidad (Kubernetes, Docker, Go-HEP)

Portable - Todos los programas Go compilan a código nativo (código de máquina) para cualquier arquitectura y sistema operativo. Incluso se puede programar microcontroladores (TinyGo)

10.3. Flujo de control

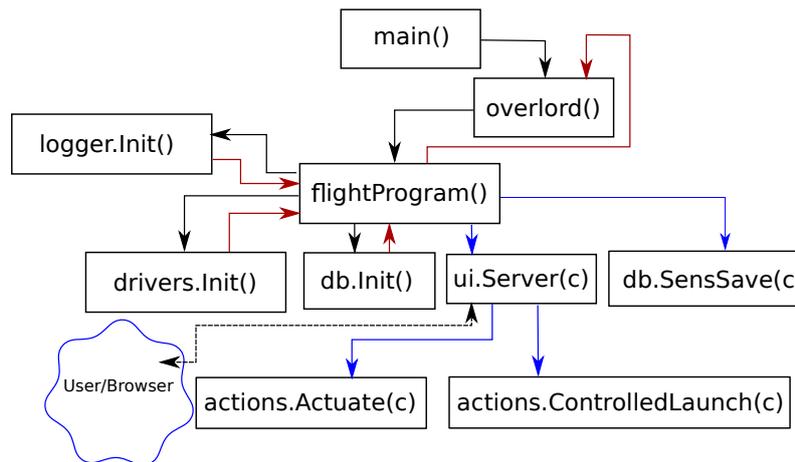


Figura 40: Gráfico de flujo de control (CFG) del programa de vuelo. Las líneas de flujo azules son corrutinas independientes al programa principal. Las líneas negras son flujo del programa principal. Las líneas rojas son flujo del programa principal al encontrar un error.

Se ilustra el flujo de control a grandes rasgos usando un CFG en la figura 40. El programa principal corrió la rutina `overlord` que a su vez comandó `flightProgram` y esperó que esta devuelva control a `overlord`. El propósito de `overlord` fue guardar el estado del vehículo y ante una falla irrecuperable en `flightProgram`, terminar con todas las corrutinas generadas por `flightProgram` y sus afiliadas y a su vez reiniciar `flightProgram` nuevamente con el último estado antes de la falla.

10.4. Interfaz con hardware

Como se mencionó anteriormente, la computadora elegida tiene varios puertos que sirven como interfaces con periféricos, entre ellos

- ADC (sensores)
- Generadores de PWM (para actuadores)
- Blinkenlights

Para la interacción del software con el hardware se usó la librería periph.io. Esta librería permitió la interacción a través de los puertos de comunicación de la Raspberry Pi. Los drivers para los periféricos fueron programados según la información dada en las datasheet.

10.5. Implementación

Los siguientes datos son provistos para dar una idea de la complejidad del programa y de las capacidades de la computadora usada.

Al momento de escribir el presente informe el programa de vuelo tuvo 3540 líneas de lógica, de las cuales 1680 correspondieron a los drivers de control de periféricos.

Se logró controlar la actuación de hasta 12 señales PWM y en simultaneo leer 16 señales de telemetría y guardar a archivo en una tarjeta SD a 1200 muestras por segundo (cada canal). 1060 líneas de código fueron dedicadas a la interfaz de usuario para facilitar el control del vehículo desde un browser, como por ejemplo Firefox.

10.6. Debugging

En junio 2021 se halló un bug en el software. Al cabo de cierto tiempo entraba en un estado degenerado el sistema donde no respondía a inputs de usuario ni a señales del sistema operativo. Debido a los periféricos usados la última señal transmitida al actuador se quedaba fija y era imposible retornar el sistema a un estado seguro sin terminar el programa forzosamente y reiniciarlo.

Se sospechaba que el bug era causa de una falla en el kernel de Linux para computadoras ARM o corrupción de memoria causada por el garbage collector de Go. Debido a la configuración de la computadora y las herramientas disponibles para Go era difícil debuggear. El debugger nativo de Go (Delve) no funcionaba aún en procesadores ARM de 32 bits y el detector de carreras de Go tampoco estaba disponible para procesadores ARM. Se pasó 6 meses investigando intermitentemente y hablando con expertos en software y hardware.

En enero 2022 se encontró el mismo comportamiento observado durante el bug mientras se desarrollaba un proyecto no asociado a este trabajo. En este software el estado degenerado era causado por una condición de carrera, específicamente era el caso de una [data race](#). Con este conocimiento se modificó el programa de vuelo para que pueda correr en un entorno de computadora desktop. Para lograr esto se programó un mock de la escritura I2C que fue facilitado por el uso de *interfaces* en Go. Esta modificación permitió al detector de carreras de Go encontrar condiciones de carrera en el programa de vuelo. Se encontraron y se arreglaron 2 condiciones de carreras causadas por error de programador debido al uso equivocado de mutexes.

Aún así el error persistía y el programa seguía encontrándose en el estado degenerado. Se optó por reescribir el programa y aplicando patrones de diseño más estrictos y seguros en base a lo aprendido en el primer intento. Al cabo de un mes se había reescrito el programa de vuelo de la empresa y el bug no volvió a resurgir en el desarrollo. Esto se puede deber a que se redujo el uso de librerías de terceros y la cantidad de líneas de código totales bajó de 700.000 a tan solo 30.000, incluyendo dependencias de terceros. Excluyendo las librerías de terceros, la base de código era de tan solo 2100 líneas e incluía el frontend (interfaz con el usuario). Esta reducción de líneas de código logró una reducción de complejidad enorme a la base de código y permitió que el programa de vuelo sea más fácil de debuggear y mantener, lo cual fue beneficioso para los programadores e incluso para la empresa ya que el programa sería mantenido por otros programadores en el futuro.

11. Pruebas

11.1. Objetivo

Lo que se busca responder son los requerimientos del proyecto establecidos en la sección 2 de este documento.

11.2. Metodología

Se probó el prototipo en las instalaciones de LIA Aerospace. Para esto se colgó de 3 puntos de anclaje con sogas para poder lograr que quede sin estar en contacto con el suelo a una distancia de aproximadamente 1 metro, colgado en el aire, para que en caso de suceder algún desperfecto o salida de control el prototipo no colisione abruptamente con alguna superficie que no sea la indicada, el tren de aterrizaje.

En las pruebas lo que se buscaba era lograr una maniobra Hopper, esto es, un despegue y aterrizaje vertical, combinado con un desplazamiento direccional con el vehículo orientado verticalmente.

Se iniciaba y se terminaba suspendido en el aire porque el software de vuelo estaba siendo desarrollado aún y los parámetros estaban siendo modificados. Se agregó además una cuarta soga atada directamente al prototipo para que en caso de una emergencia o salirse de control, tener una posibilidad de guiar el vehículo a mano.

11.3. Resultados

Se lograron los siguientes hitos durante las pruebas:

- La batería rindió más de 120 segundos de encendido continuo del prototipo, incluyendo el EDF.
- El prototipo fue capaz de aterrizar sin daños en todas las pruebas nominales realizadas durante la duración de este proyecto.
- El prototipo fue capaz de suspenderse en vuelo y mantenerse en el aire.
- El sistema de control respondió ante perturbaciones externas logrando el control del vehículo.
- El sistema de control actuó de forma autónoma, sin intervención humana.

Las pruebas permitieron poder comprobar que el vehículo cumplió con los requerimientos propuestos al inicio de este proyecto. Al momento de escribir estas líneas se continúan con las pruebas en paralelo con el desarrollo del software de vuelo, por lo que se espera que en un futuro cercano se logren realizar más ensayos para poder continuar con el desarrollo de esta tecnología.

Adjuntamos un [link al video](#) [Patricio Whittingslow, 2021] donde se muestran fragmentos de las primeras pruebas.

12. Desafíos y soluciones

En lo que se refiere a la construcción del vehículo, el diseño propuesto paso por varias etapas y decisiones de ingeniería hasta su forma final. Desde su diseño inicial en lápiz y papel hasta la creación del CAD con el detalle del último bulón del ensamble para ser cargado al sistema de control en la forma de una matriz de inercia, centro de masa y dinámicas de vuelo, e ir en paralelo retroalimentándose con estos parámetros. En base a esto se realizaron modificaciones sobre el código de control y las simulaciones. A lo largo de este proceso se fueron encontrando desafíos y se fueron implementando soluciones que se detallan en la presente sección.

12.1. Rediseño de sistema de flaps

Cuando se estaba realizando la etapa de diseño, se debía realizar la implementación de flaps antirrolido. Estos flaps tienen como misión desviar el flujo proveniente del EDF para obtener como resultado un control de rolido. Se realizó el diseño en CAD en una etapa temprana del proyecto, con la guía de planos del fabricante que se consiguieron por el sitio oficial del fabricante. Estos planos no contenían el nivel de detalle que permitieran conocer que parte rotaba por su superficie externa, para poder realizar el diseño previo de todo el proyecto antes de que se logren importar todas las piezas aledañas. Se prototipo la pieza que contenía los ejes de los flaps simplemente apoyados, para poder ser fabricada con manufactura aditiva en una impresora 3D con PLA. Se procedió a realizar la pieza y tenerla lista a la espera de la importación del EDF. Cuando el EDF y las piezas ingresaron al taller de LIA Aerospace se procedió con el armado. Se detectó que el anillo contenedor del apoyo de los flaps que había sido diseñado anteriormente, apretaba sobre una pieza móvil del EDF, la cual no había sido especificada en los planos. Esto llevó a tener que realizar un rediseño completo de flaps y apoyos, con un diseño mucho más complejo al tener algunas piezas ya fabricadas que imponían condiciones particulares para que todo encaje y tenga un accionar correcto del mecanismo antirrolido.

Cuando se probó el sistema antirrolido, los microservos que accionaban el mecanismo de los flaps, dejaron de funcionar, esto sucedió debido a que la caja de engranajes era de plástico y la calidad de este componente no era acorde al tipo de proyecto y utilización que se estaba llevando a cabo. Según los datos del fabricante esta pieza estaba en especificación para la utilización que le estábamos dando, pero las prácticas determinaron que esto no era así. Esta situación llevó a tener que cambiarlos por unos servos con caja de engranajes de metal y salida estriada de metal para el accionar del mecanismo flap antirrolido. Como así también un rediseño de los anclajes de la envuelta de los servomotores.

12.2. Fallo de programa de vuelo

Durante una prueba de campo el prototipo entró en un estado degenerado. Esta fue una situación donde el ruido del EDF no permitía la comunicación verbal entre el equipo presente, aún estando a 3 metros de distancia. Se encontraban 2 operadores en el lugar, uno manejando el control del vehículo a través de la interfaz gráfica y otro operador manejando la soga que prevenía que el vehículo vuele más alto de 3 metros como se había convenido.

Comenzó con un momento de confusión cuando luego de comandar a que se detenga el EDF no se detuvo. El operador de la interfaz intentó recuperar el control a través del fail safe pero esto tardaba varios segundos. Mientras tanto el operador de la soga no se enteró de la falla y dejó que el vehículo se acerque al límite de los 3 metros. Al no detenerse el motor como se venía haciendo el vehículo se aceleró bruscamente y al inclinarse comenzó la pérdida total de control de la situación mientras el EDF comenzaba a agregar energía a los movimientos rotacionales del vehículo. Esto último sucedió en menos de 3 segundos. Luego el operador de la soga procedió a realizar una secuencia de apagado forzoso a mano. Para lograr esto había que acercarse al dispositivo, lograr capturarlo y apagarlo manualmente.

Durante esta maniobra una soga se metió por la admisión del EDF provocando la rotura crítica del EDF. El EDF en este momento estaba girando por encima de las 30.000 vueltas por minuto, provocando que se desprendan partes de aluminio de los álabes. De esta forma quedó desbalanceado rotando a muy alta velocidad haciendo un ruido que podría ser descrito como “ensordecedor”. El operador de la soga igual pudo acercarse al dispositivo y desconectar el enchufe de las baterías que estaba en un lugar de difícil acceso. Tuvo que abrazar al dispositivo con los codos y utilizar las manos para desconectar la batería.

Esta situación dejó en evidencia falta de preparación para un ensayo de estas características, con lo que trajo algunas mejoras con respecto a la seguridad:

- Una señal visual para cuando las cosas se salen de control y activar un protocolo de emergencia.
- Protección completa en los brazos
- Una rejilla en la admisión del EDF para que no pueda succionar por error algún objeto.
- Un cortacorrientes más accesible para un apagado de emergencia.
- Un rediseño para el anclaje en el lugar de ensayo.
- Una corrección del bug de software para evitar que el prototipo entre en un estado degenerado en el que no responde a ningún comando, ni siquiera los supremos de Linux.
- Agregar un kill switch cableado al PWM que controla el EDF. Si se interrumpe la señal del PWM entonces el EDF se detiene.

12.3. Problemas electricos

Durante las pruebas fue común observar que al conectar las baterías la computadora de vuelo se apague debido al arc flash que ocurría adentro del conector. Esto se debía a la alta capacitancia del ESC que contiene un banco de capacitores grande. Para subsanar la situación se fabricó un enchufe de dos etapas donde el primer contacto permitía cargar los capacitores a través de un termistor NTC. El termistor tenía una resistencia de miles de ohms nominal que bajaba al momento que comenzaba a circular corriente. Esto permitía cargar los capacitores rápido y de forma segura.

Además del arc flash en varias ocasiones se quemaron salidas digitales optoacopladas de la computadora de vuelo. Resultó aparente que se requerían de componentes de protección adicionales. Se optó por diseñar la PIAA (sección 4.8) como solución duradera que soportara el entorno hostil. Para subsanar la situación de forma inmediata se utilizaron salidas digitales que no habían sido quemadas y se les soldaron diodos zener de 9V de protección. Además se puso un optoacoplador secundario para controlar la ESC. Este último optoacoplador iba montado sobre un zócalo que permitía el fácil intercambio ante otra falla.

12.4. Pruebas del software de estimación de actitud

Para la evaluación del filtro de Madgwick se programó una visualización ([Link](#)) de los resultados del filtro para poder rápidamente evaluar la efectividad del filtro. Se puede ver en el video que el filtro de Madgwick es capaz de estimar la actitud mediante un solo sensor inercial (IMU). El video muestra una revisión del programa preliminar y cabe destacar que el algoritmo recibió varios bugs fixes y mejoras en la implementación.

13. Conclusión

Como hemos podido apreciar en el presente informe, luego del análisis de cada sistema por separado, el diseño, desarrollo y construcción de cada subconjunto, se pudo lograr la implementación de un software de control escrito enteramente por nosotros adaptado a un vehículo físico, autónomo con tecnología VTVL, construido por un equipo de dos estudiantes. Se pudo comprobar el cumplimiento de los requerimientos propuestos al inicio de este proyecto.

El proyecto tuvo dificultades complicadas de sortear debido a que este tipo de tecnologías no es frecuente, ni sencilla, existe solo una empresa en todo el mundo que logró la implementación exitosa a escala mayor y utiliza como medio para completar comercialmente las misiones. No existen antecedentes en instituciones académicas de libre acceso que permitan una guía o referencia para llevar a cabo un proyecto de similares características. Hasta donde se pudo averiguar no se encontraron casos similares.

Se destacan la utilidad de las herramientas de software que supimos poder dominar durante la carrera, tanto el uso del CAD que permitió facilitar la construcción y caracterización del vehículo en tiempos de pandemia que nos obligó a trabajar separados, y poder llegar dentro de los plazos estipulados con una aproximación de diseño. Que luego fue evolucionando hasta su forma casi final en la etapa temprana del proyecto. Logrando continuar con una construcción pasando por múltiples procesos productivos, que culminaron en la producción de piezas idénticas a las que están en la pantalla. Cuando se comenzaron las tareas de ensamble e integración, las piezas fueron integradas al vehículo sin mayores inconvenientes debido a la precisión manejada por el software. También se menciona la utilización del modelado de elementos finitos, que nos proporcionó la información necesaria para poder verificar una geometría. Es importante destacar que este tipo de herramientas nos permitió la comunicación eficiente con documentación clara y concisa. Teniendo condensado en una imagen o gráfico lo necesario para tomar una decisión de diseño para luego poder tener un éxito en la misión.

Se destaca también, que se aprendió que, en los proyectos de ingeniería de tal complejidad, es un acierto invertir tiempo en las decisiones en las etapas tempranas. Diseñando, simulando, discutiendo la funcionalidad e implementación de piezas caras y complejas. Esto permite corregir a tiempo antes que se invierta tiempo y dinero en diseños que no habían nacido correctamente y que por más que se optimicen en un futuro el problema es más profundo a tal punto de determinar que una pieza no es necesaria.

Se pudo lograr entrar dentro del presupuesto diseñando piezas para ser construidas en máquinas tradicionales. Se dejó de lado la utilización de un control numérico de varios ejes. Este proyecto puede ser replicado con un torno y una fresa, además de herramientas manuales cotidianas. Esto se logró pensando la pieza desde varios frentes, no solo de forma funcional, sino como así también las herramientas que había a disposición y el costo asociado a las horas, tan simple como se pueda.

Las pruebas de campo otorgaron resultados positivos, pese al incidente hablado en la sección 12. Se pudieron sortear los distintos problemas para controlar y realizar vuelos exitosos mediante la implementación del software de vuelo en el dispositivo que se construyó. Produciendo un despegue y aterrizaje exitoso. Esto se logró utilizando en gran parte componentes comercialmente disponibles, esto es a excepción de las piezas custom que teníamos la capacidad de volver a proveer rápidamente si fuera necesario. Se pudieron conseguir nuevamente las partes que se rompieron para continuar con el presente trabajo. Por esto es que los componentes COTS fueron vitales para poder comprobar una hipótesis y no quedar en el camino demorado o estancado por fallas. Eventualmente el hardware traerá problemas.

El ingeniero aeroespacial a cargo del sistema de control del prototipo FROG de la ESA, Stéphane Query de Polyvionics, dio su aprobación del proyecto luego de una conversación con el equipo acerca los algoritmos de control. Lo que generó el conocimiento acerca del

proyecto en Stephane fue de tal magnitud que stephane ofreció ser mentor en el desarrollo de software. Después de recibir una presentación del proyecto, Stéphane se mostró dispuesto a brindar su experiencia como mentor en el desarrollo del software. Esto fue aprovechado varias veces en la forma de reuniones virtuales donde se hicieron preguntas a Stéphane acerca temas de GNC para trabajos similares en LIA Aerospace. En varias ocasiones Stéphane verbalizó incredulidad amistosamente acerca el hecho que un proyecto como el presente estaba siendo llevado adelante por dos personas.

Haber trabajado sobre este proyecto nos permitió crecer en el ambiente aeroespacial y poder solucionar problemas similares en el día a día. Las equivocaciones en el trayecto hasta la finalización del prototipo o la frase “esto podría estar mejor” salieron a la luz para ser solucionadas posteriormente. Es algo no menor en el trabajo de un casi ingeniero trabajando en la mesa de diseño cuando las características del proyecto no admiten equivocaciones.

Para culminar, estamos orgullosos y felices de poder aportar un granito de arena con el desarrollo de comienzo a fin de tecnologías que permitirían la realización de vuelos espaciales suborbitales e incluso orbital con el escalado del prototipo.

Por nuestra parte esperamos poder fomentar y alentar a que se puedan seguir generando documentos e investigaciones sobre este tipo de tecnologías en la institución, siendo que no habían antecedentes, más allá de las limitaciones geo espaciales, económicas, las barreras de importación u opiniones acerca de la complejidad, cuando se trabaja en equipo y con pasión las misiones se pueden lograr.

14. Trabajo a futuro

Se detallan puntos que se consideran importantes para continuar con el desarrollo de la tecnología propuesta en el presente trabajo e incluso para poder escalar el proyecto a un nivel mayor.

- **Estimación de actitud:** El estimador usado fue un filtro Madgwick. A futuro sería deseable implementar un filtro de Kalman, que es un estimador de estado óptimo. Esto permitiría obtener una estimación de actitud más robusta ante perturbaciones.
- **Rack de componentes:** Se podría implementar la idea de colocar una pieza contenedora de todos los componentes electrónicos para poder quitarlos y ponerlos de forma rápida a modo de rack. Esto además permitiría realizar pruebas de la electrónica y modificaciones de forma más eficiente.
- **Mejora en la seguridad y fiabilidad:** Se podrían implementar sistemas de seguridad para garantizar un vuelo seguro y confiable. Esto incluiría la integración de redundancias y sistemas de respaldo para mitigar posibles fallos y minimizar el riesgo de accidentes.
- **Integración de tecnologías de machine learning:** La integración de tecnologías de machine learning podrían proporcionar mejoras significativas en el rendimiento del VTVL autónomo. Los sistemas de machine learning podrían ayudar en la toma de decisiones autónomas, el reconocimiento de obstáculos, la planificación de rutas óptimas y la optimización de las maniobras de vuelo.
- **Utilización de sensores de alta calidad:** Los sensores utilizados tienen décadas de uso en la industria. Ya hay sensores de mejor calidad y más precisos que podrían ser utilizados para mejorar la estimación de estado.
- **Sensado absoluto de posición:** Se podría implementar un sistema de sensado absoluto de posición para mejorar la estimación de estado. Esto podría ser un sistema de GPS, un sensor laser funcionando por principio de Time-of-Flight sistema de visión de maquina.

Agradecimientos

Dan Etenberg por habernos ayudado en condiciones difíciles dado el contexto de pandemia y por proveer instalaciones, compra de materiales e insumos.

Stéphane Query por haber intercambiado información acerca de parámetros de diseño del proyecto FROG de la ESA relevantes a la programación del sistema de control.

Pablo Cossutta por compartir su experiencia trabajando con sistemas de potencia electrónicos.

15. Anexo

15.1. Diseños preliminares - imágenes

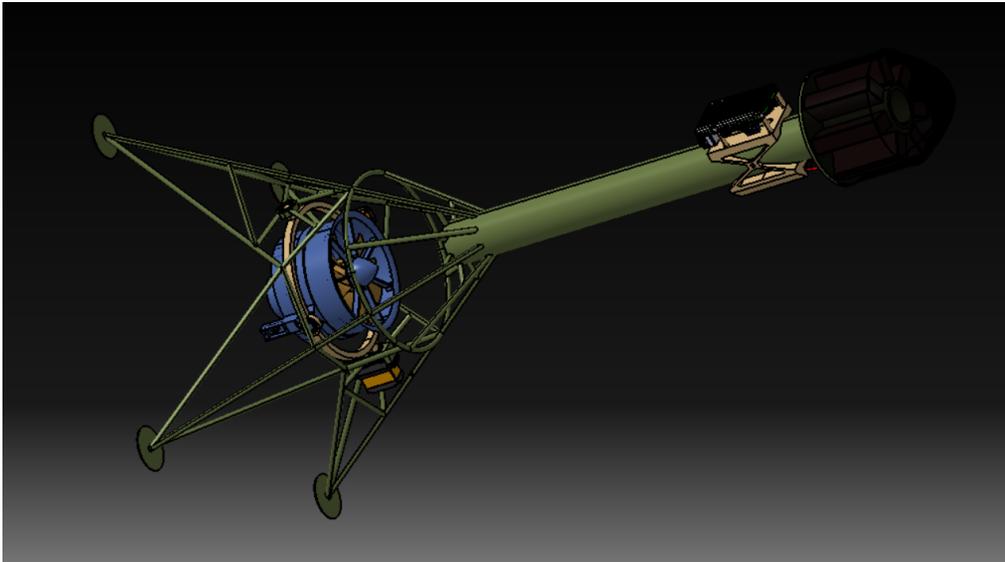


Figura 41: Prototipo de fuselaje con patas reticuladas integro en aluminio, baterías en la nariz, aviónica debajo de la nariz, sin sistema anti rolido.

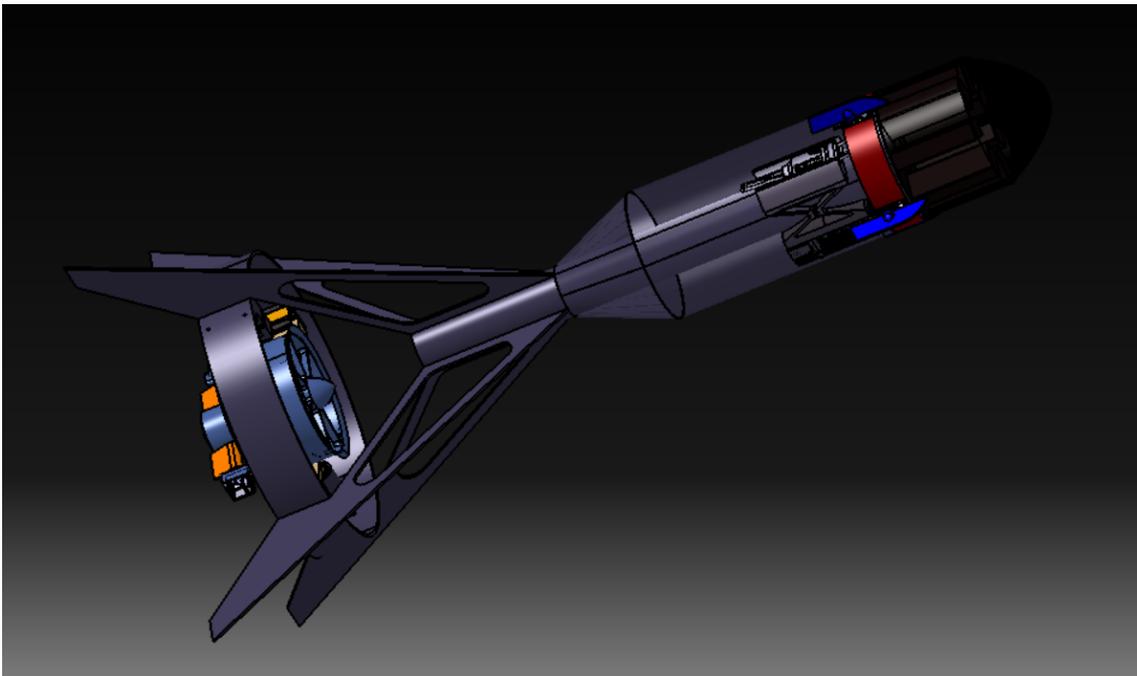


Figura 42: Prototipo evolución al fuselaje de aluminio tubular, baterías en la nariz, sistema anti rolido en la parte superior, aviónica debajo de las baterías.

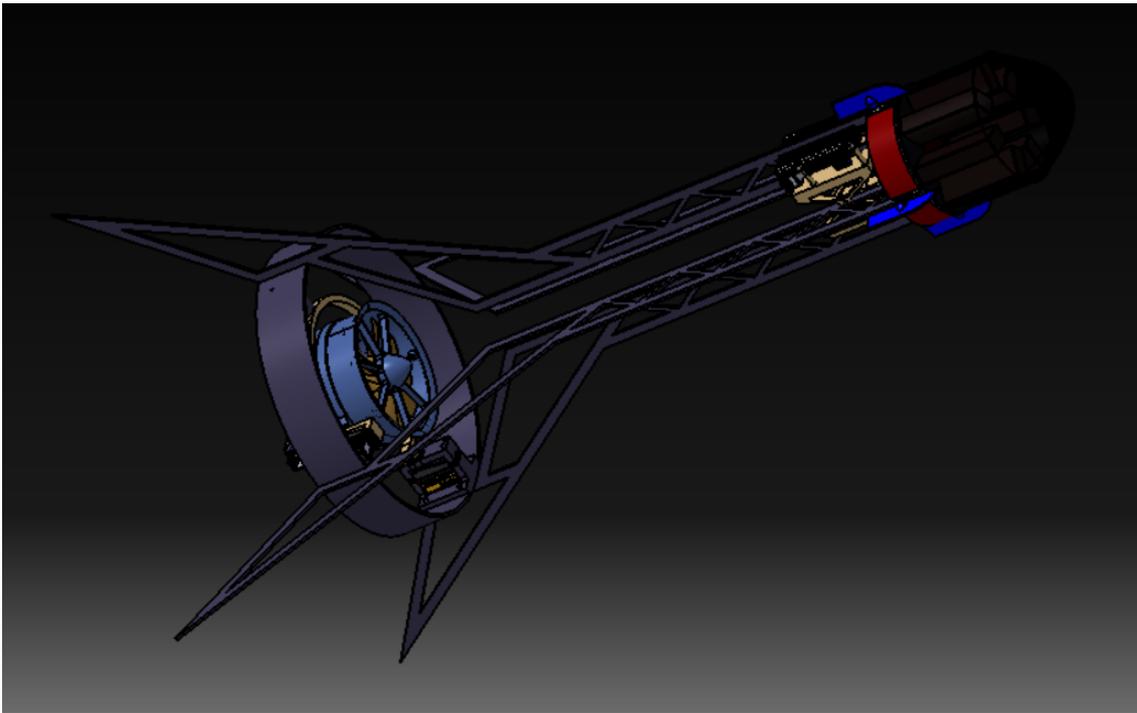


Figura 43: Prototipo fuselaje reticulado de aluminio en forma de placas, baterías en la nariz, sistema anti rolido en la parte superior, aviónica debajo de las baterías.

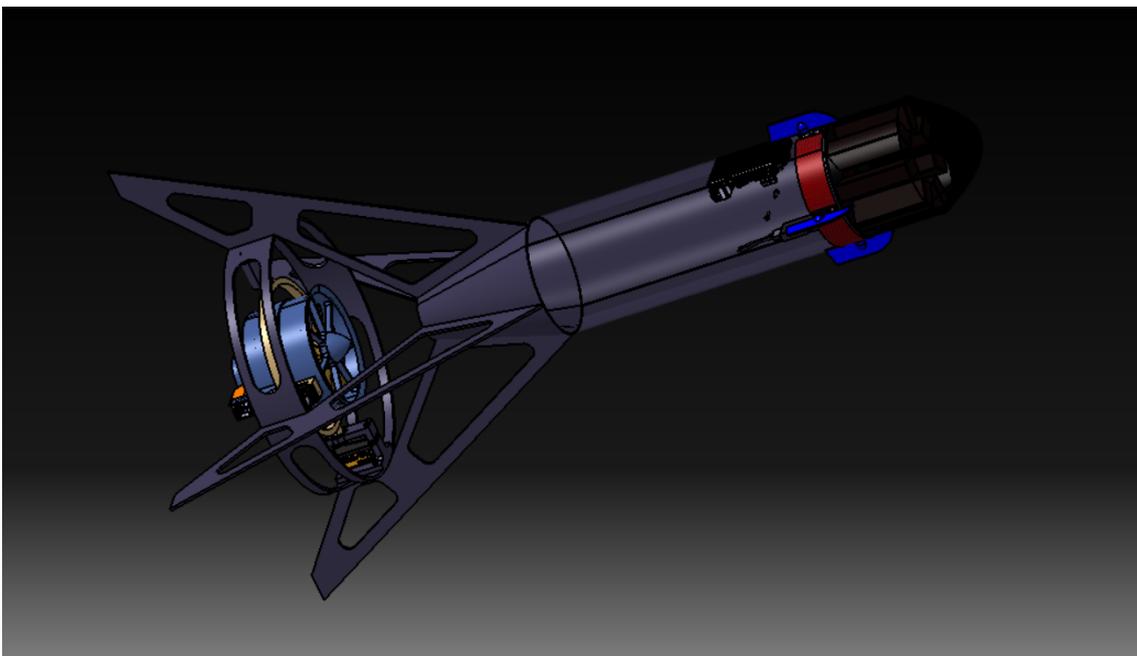


Figura 44: Prototipo fuselaje tubular conico, para favorecer la admision del EDF, patas vaciadas, baterias en la nariz, sistema antirolido en la parte superior, avionica por debajo de las baterias.

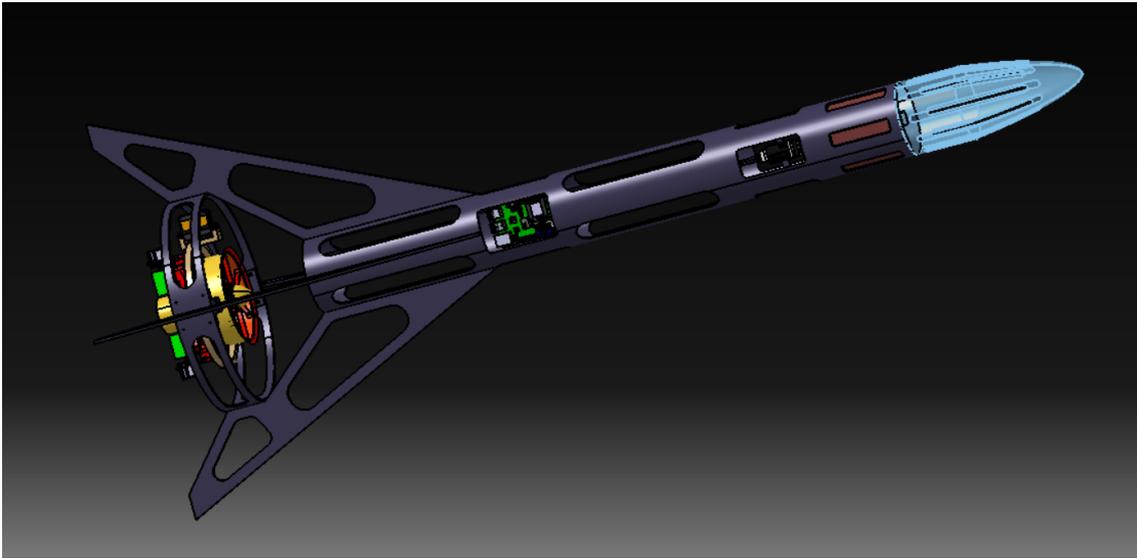


Figura 45: Un diseño previo al diseño final. Los vaciados son distintos y la disposición de componentes es distinta. La posición de la Raspberry Pi fue cambiada luego de la charla con Pablo Cosutta. Puntualmente la charla evidencio un posible problema de interferencia electromagnetica al la Raspberry Pi tan cerca de los cables trifásicos de los ESC. Por lo que se decidió mover la Raspberry Pi a la parte superior del fuselaje.

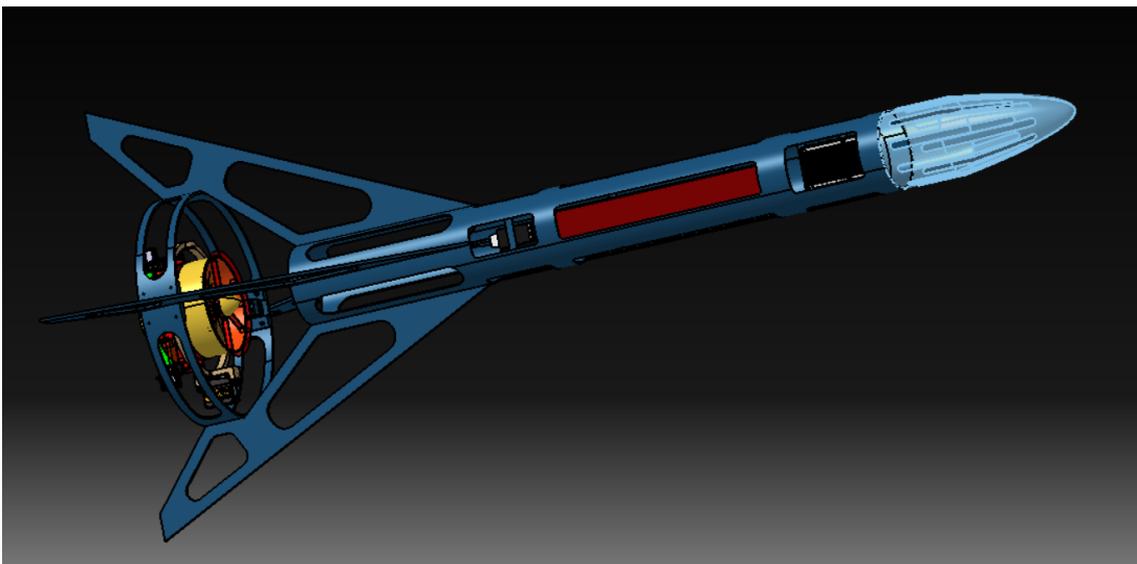


Figura 46: Prototipo fuselaje de aluminio tubular vaciado, baterías en el cuerpo, en el núcleo, nariz aerodinámica, patas optimizadas, aviónica en la parte superior, sistema anti-rolido en la parte inferior del EDF por derivación del flujo.

Referencias

- Miguel Ángel Castillo-Martínez, Blanca Esther Carvajal-Gámez, and Francisco Javier Gallagos Funes. Efectos en la resolución de servomotores con interfaz pwm por la generación de señales en microcontroladores. *Research in Computing Science*, 147:89–98, 2018.
- Hubert Hahn. *Rigid Body Dynamics of Mechanisms: 1 Theoretical Basis*. Springer Science & Business Media, 2013.
- Mohammad Sadeq Ale Isaac, Ahmed Refaat Ragab, Enrique Caballero Garcés, Marco Andres Luna, Pablo Flores Peña, and Pascual Campoy Cervera. Mathematical modeling and designing a heavy hybrid-electric quadcopter, controlled by flaps. *Unmanned Systems*, 10(03):241–253, 2022.
- Peter Naur and Brian Randell, editors. Garmisch, Germany.
- Luis Cretton Patricio Whittingslow. Pruebas vtv1-e octubre 2021, October. 2021. URL <https://www.youtube.com/watch?v=0CX27jy0x9w>.
- Rui Pereira, Marco Couto, Francisco Ribeiro, Rui Rua, Jácome Cunha, João Paulo Fernandes, and João Saraiva. Energy efficiency across programming languages: How do energy, time, and memory relate? In *Proceedings of the 10th ACM SIGPLAN International Conference on Software Language Engineering, SLE 2017*, page 256–267, New York, NY, USA, 2017. Association for Computing Machinery. ISBN 9781450355254. doi: 10.1145/3136014.3136031. URL <https://doi.org/10.1145/3136014.3136031>.
- Badr Rmili, David Monchaux, O Bosineau, Jérémie Hassin, Stéphane Querry, Sylvain Besson, Gilles Poirey, Romain Boré, Imran Hamada, Hinda Amrouchi, et al. Frog, a rocket for gnc demonstrations: Firsts flights attempts of the frog turbojet version and preparation of the future mono-propellant rocket engine. In *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, pages 1–4, 2019.
- Zhengjie Wang, Zhijun Liu, Ningjun Fan, and Meifang Guo. Flight dynamics modeling of a small ducted fan aerial vehicle based on parameter identification. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(6):1439–1448, 2013. ISSN 1000-9361. doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.10.006>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936113002069>.
- John J Zipay, Clarence T Modlin, and Curtis E Larsen. The ultimate factor of safety for aircraft and spacecraft-its history, applications and misconceptions. In *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, page 1715, 2016.

16. Planos de diseño y planos de piezas

En esta sección se detallan vistas explotadas de versiones anteriores y luego planos constructivos de las piezas que componen al prototipo.

N°	ELEMENTO	CANTIDAD	PESO [grs]
1	CHASIS DUCTED FAN	1	628.000
2	FAN	1	67.000
3	GIMBALL INTERNO	1	81.000
4	RODAMIENTO 607	4	28.000
5	MICRO SERVO SG90 X	1	9.000
6	MICRO SERVO SG90 Y	4	1.088
7	BULON ALLEN M2X8	1	2201.000
8	FUSELAJE	1	112.000
9	CABEZA	1	707.000
10	BATERIA LI-PO 7.4 V 2500mAh	1	67.000
11	SOPORTE PC	1	50.000
12	RASPBERRY PI 4B+	1	10.000
13	ANTENA RF IR HX1838	1	105.000
14	REGULADOR ELECTRONICO 150A	1	15.000
15	GIROSCOPIO ACELEROMETRO GY-521 MPU650	1	15.000

Nota: Empuje 9.23 Kg Peso 5.177 Kg
(sin tener en cuenta factor de sobredimensión al peso, cables de potencia-control, mecanismo anti roll, optimización de fuselaje)

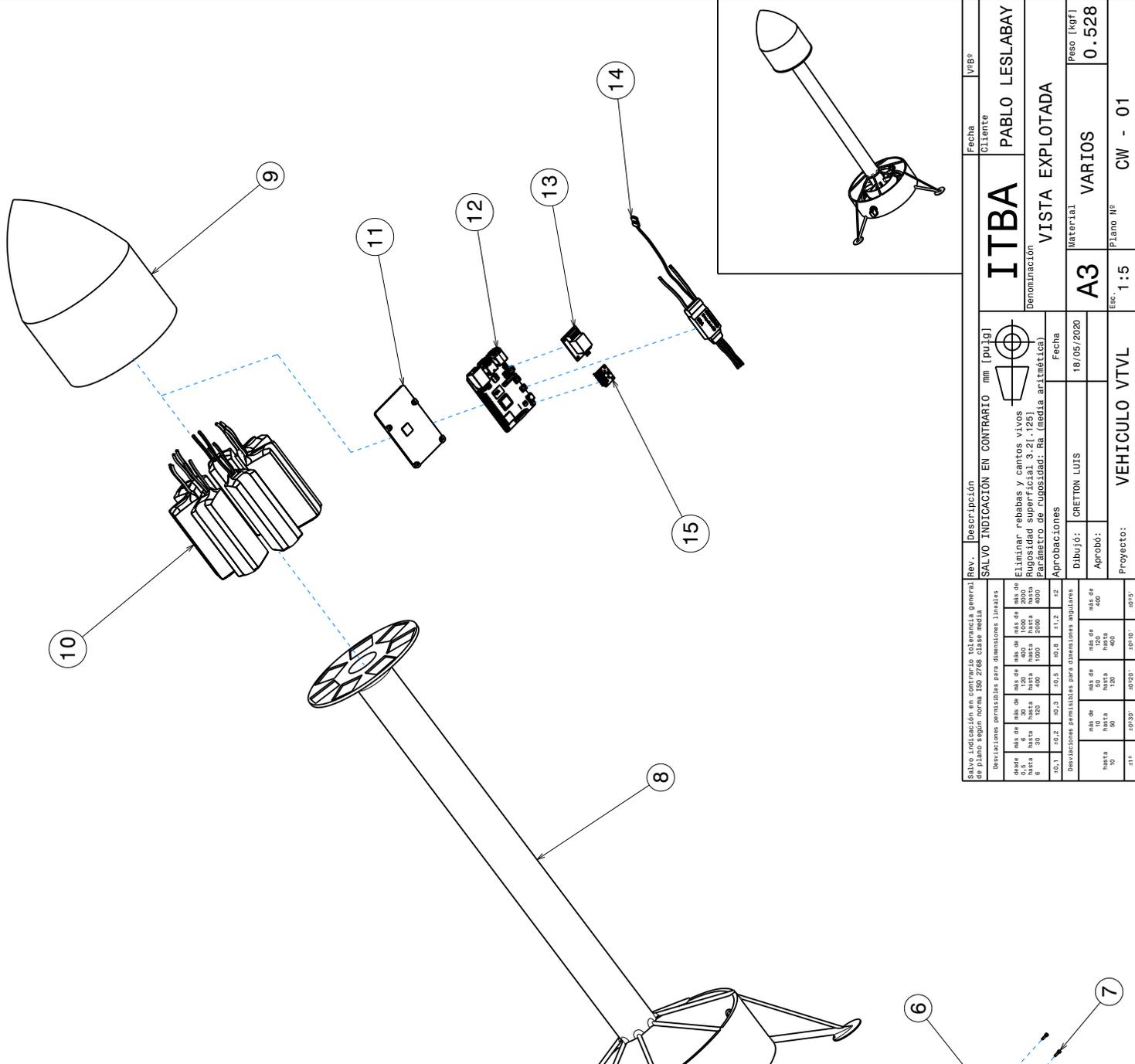
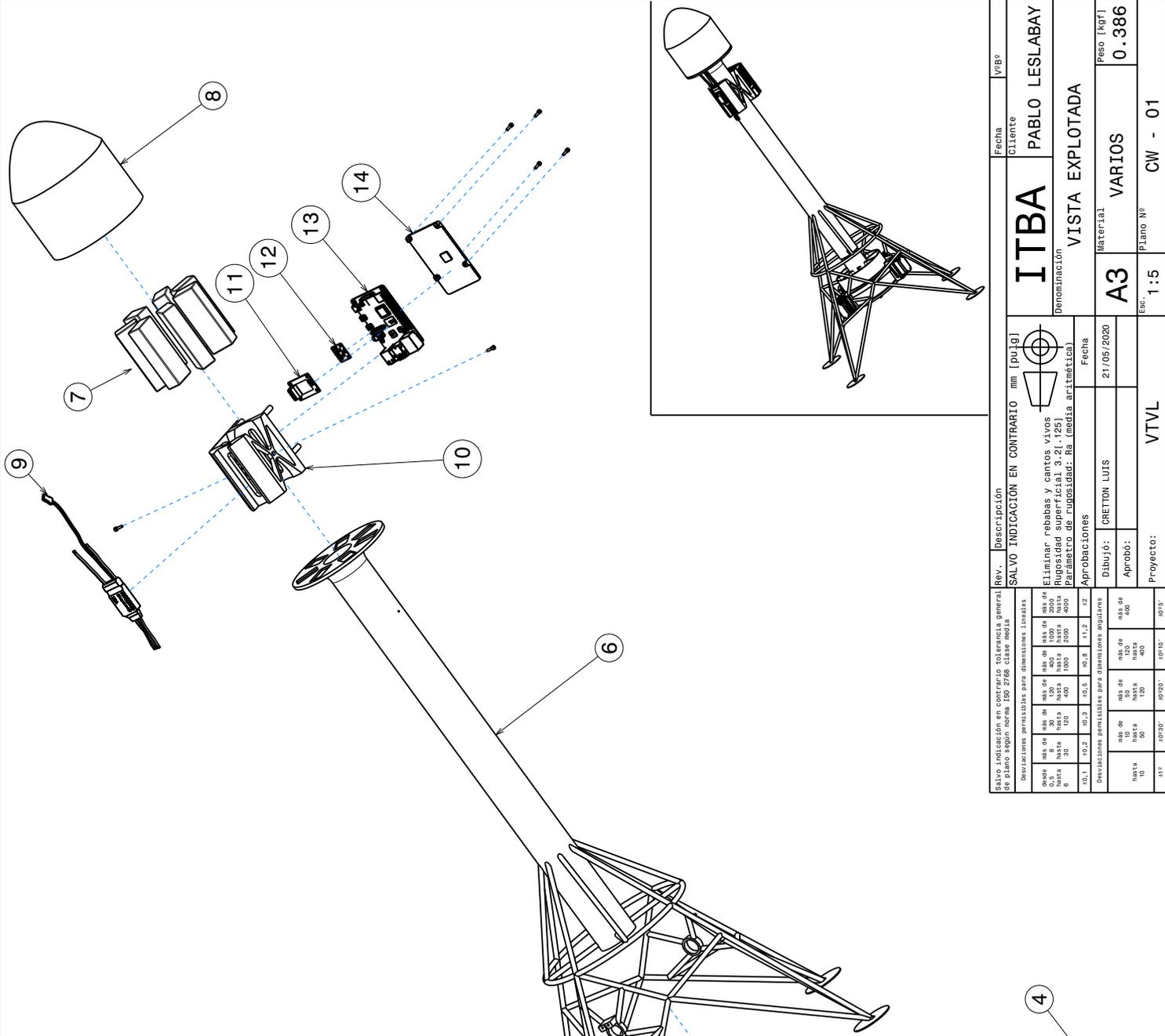


Tabla de tolerancias en milímetros. Salvo en caso contrario, general. de Plano según norma ISO 2768. Clase mada.		Rev.	Descripción	Fecha
Desviaciones permitidas para dimensiones lineales mm más de 0,5 0,15 0,6 0,20 1,0 0,30 1,5 0,40 2,0 0,50 3,0 0,63 4,0 0,80 5,0 1,00 6,3 1,25 8,0 1,60 10 2,00 15 3,15 20 5,00 30 8,00 40 12,50 50 20,00 63 31,50 80 50,00 100 80,00 150 150,00 200 250,00 300 400,00 400 630,00 500 1000,00		SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [puj]		Cliente PABLO LESLABAY
Desviaciones permitidas para dimensiones angulares grados más de 0,5 10 1,0 15 1,5 20 2,0 25 3,0 30 4,0 35 5,0 40 6,3 45 8,0 50 10 55 15 65 20 75 25 85 30 95 40 110 50 125 63 150 80 180 100 225		ELIJSER, rebabas y centros visuos Rugosidad superficial: Ra 3,2 / 1,25 Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)		Denominación ITBA VISTA EXPLOTADA
Aprobaciones Fecha 18/05/2020		Material VARIOS		
Dibujo: CRETTON LUIS		Esc. 1:5		
Aprobó:		Material A3		
Proyecto: VEHICULO VTVL		Plano Nº CW - 01		
Peso [kgf] 0.528		Cliente PABLO LESLABAY		

H G A B A

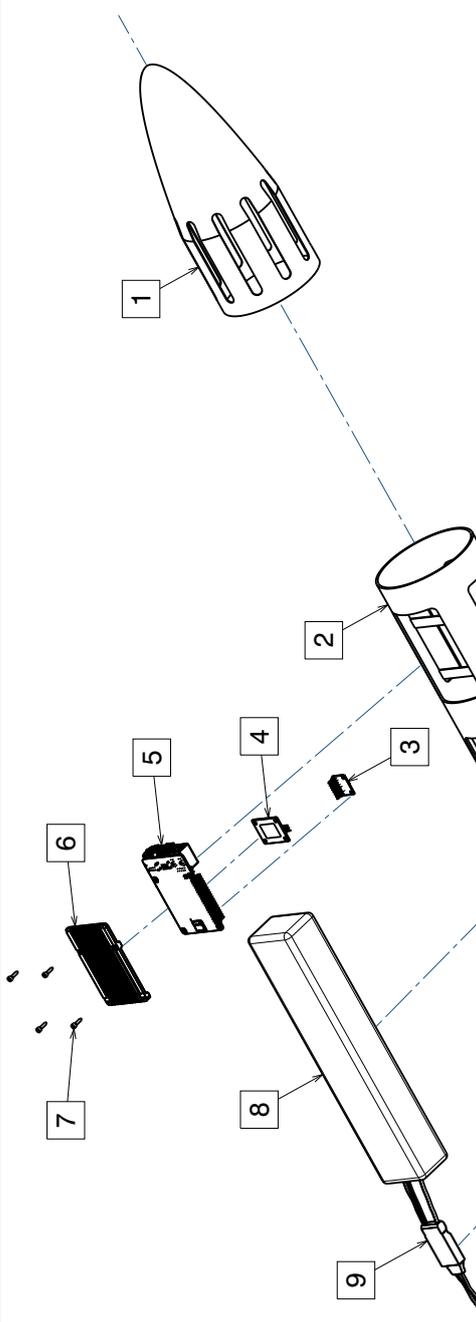
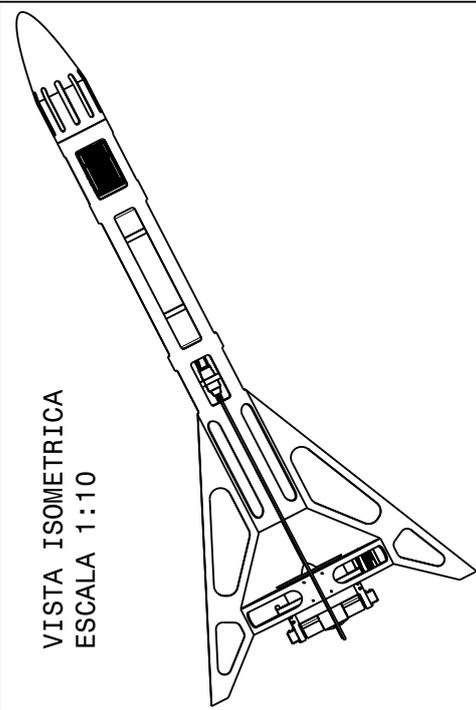
N°	ELEMENTO	CANTIDAD	PESO [grs]
1	EDF 120 mm	1	628.0
2	SAVOX SC 1258 TG	2	106.0
3	RODAMIENTO 63800	4	28.0
4	BULON ALLEN M2.5X10	14	14.8
5	ANILLO INTERNO GIMBALL	1	123.0
6	FUSELAJE	1	1799.0
7	BATERIA LIPO 7.4V 2500 mAh	7	707.0
8	NARIZ	1	68.0
9	REGULADOR 150A	1	28.0
10	SOPORTE ELECTRONICA	1	122.0
11	ANTENA RF IR HX1838	1	7.0
12	GIROSCOPIO ACELEROMETRO GY-521 MPU650	1	5.0
13	RASPBERRY PI 4B+	1	45.0
14	SOPORTE DISIPADOR PC	1	36.0

Nota: Empuje maximo a 142 A 50 v de 9.23 Kg - Peso 3.792 Kg (no se esta teniendo en cuenta aún factor de sobredimensión al peso, cables de potencia-control, barras, servos, rodamientos, bulones del mecanismo anti roll, optimización de fuselaje)



Rev.	Descripción	Fecha	VRB
1	SALVO INDICACION EN CONTRARIO mm [pu]g	21/05/2020	ITBA
Descripción: ELIENSAZ, rebabas y centros visuos Rugosidad superficial: Ra 3.2, 1.25 Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)			
Aprobaciones		Fecha	
Dibujó: CRETTON LUIS		21/05/2020	
Aprobó:			
Proyecto: VTVL			
Material: A3			
Escala: VARIOS			
Plano Nº: CW - 01			
Peso [kgf]: 0.386			

VISTA ISOMETRICA
ESCALA 1:10

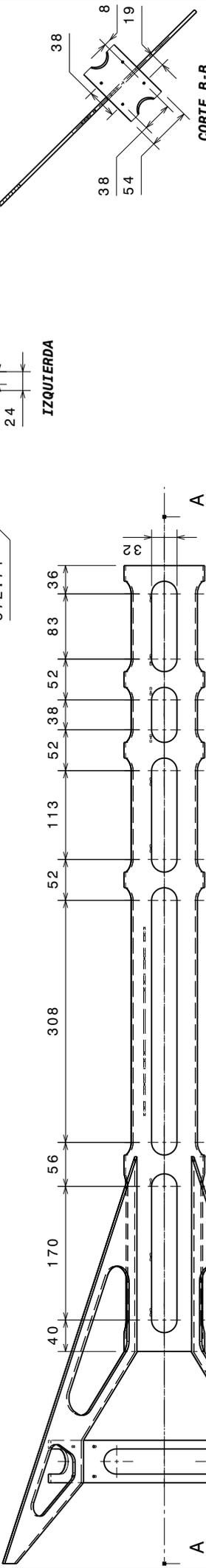
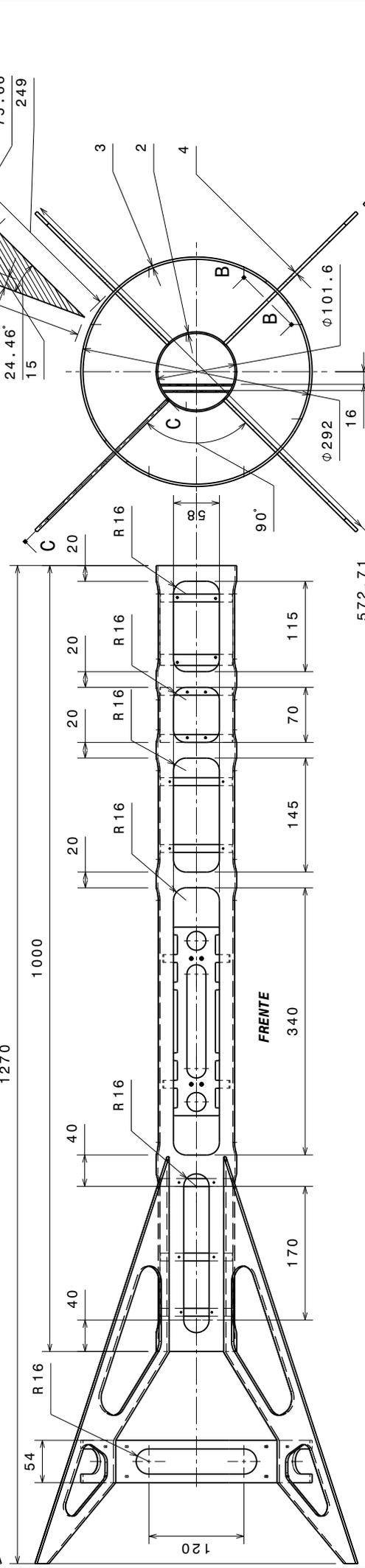
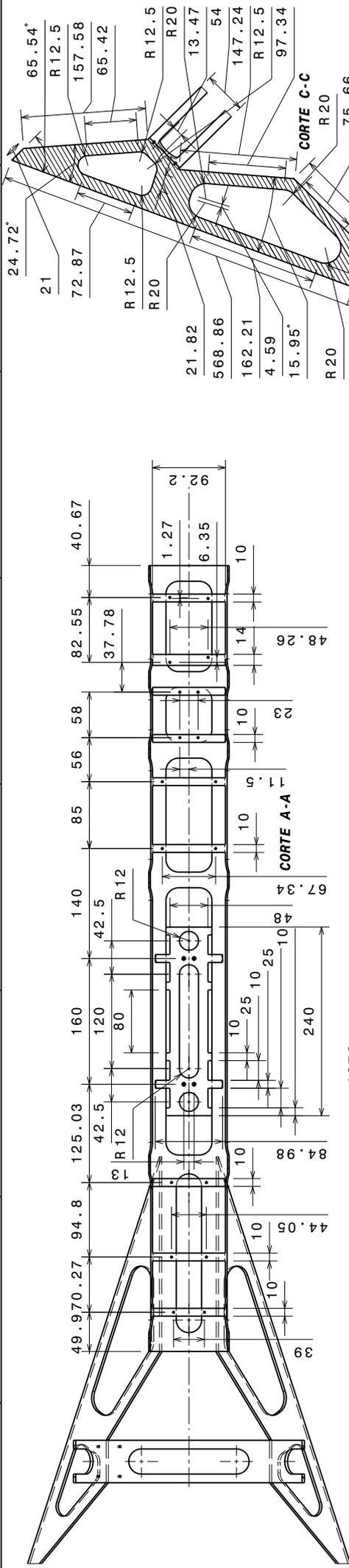


Nota: Empuje maximo a 142 A 50.4 v de 9.23 Kg - Peso 4.571Kg
(no se esta teniendo en cuenta aun factor de sobredimension al
peso, cables de potencia-control, barras, servos, rodamientos,
bulones del mecanismo anti roll, optimización de fuselaje)

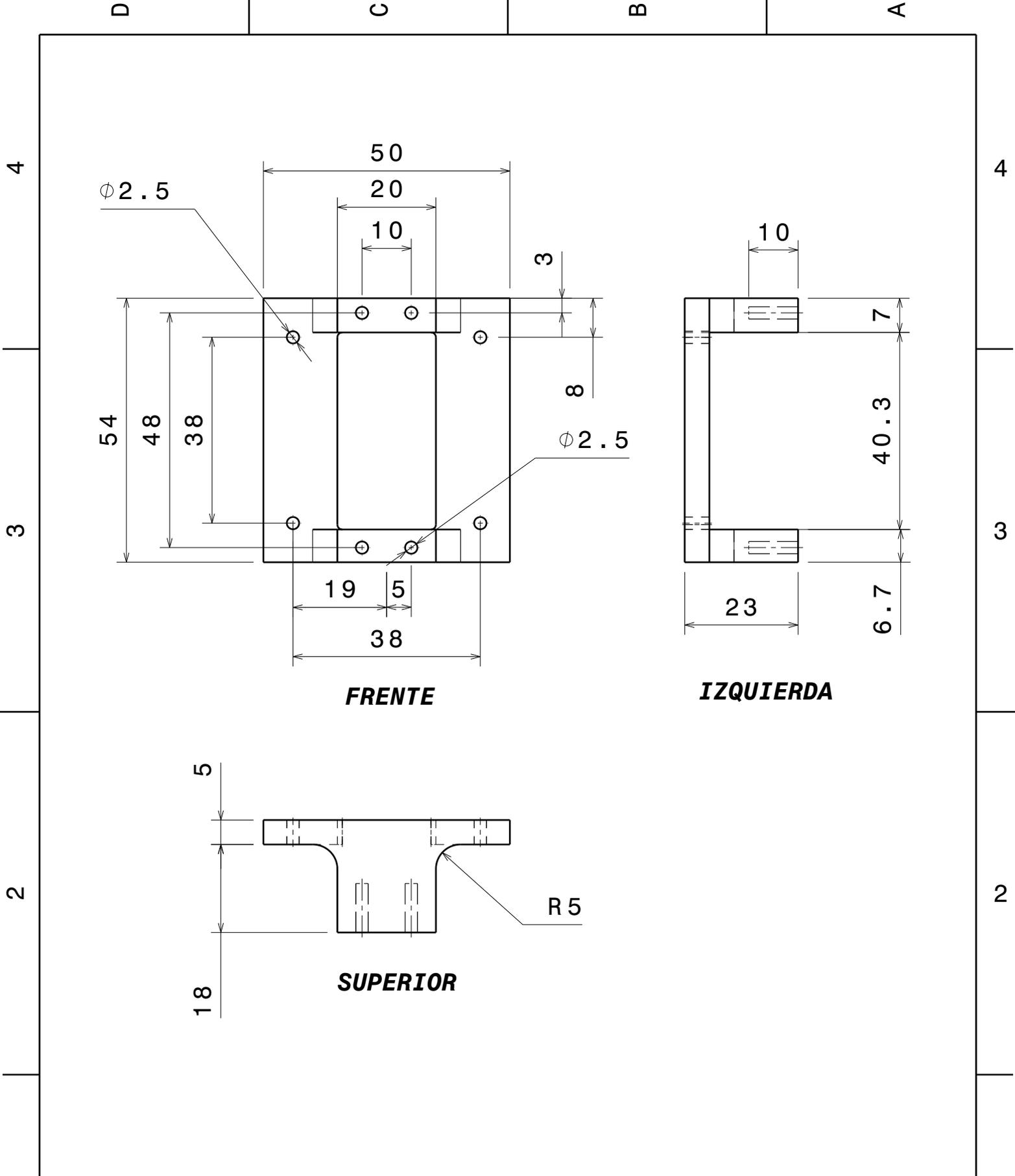
N°	ELEMENTO	CANTIDAD	PESO [grs]
1	HEAD	1	65.0
2	FUSELAJE	1	1998.0
3	GIROSCOPIO ACELEROMETRO GY-521 MPU 650	1	5.0
4	ANTENA RF IR HX 1838	1	7.0
5	RASPBERRY PI 4B+	1	45.0
6	SOPORTE DISIPADOR PC	1	36.0
7	BULONES ALLEN M2.5X10	20	20.0
8	BATERIA 12S 5000mAh 50C/100C	1	1440.0
9	REGULADOR 150A	1	28.0
10	ANILLO GIMBALL INTERNO	1	123.0
11	RODAMIENTO 63800	4	28.0
12	SERVO SAVOX SC 1258 TG	2	106.0
13	EDF 120 mm	1	628.0
14	BULONES ALLEN M2X8	4	4.0
15	MICRO SERVO CORONA DS843MG	2	18.0
16	FLAPS ANTI ROLL	2	14.0
17	BULONES ALLEN M2.25X16	6	6.0

Rev. Descripción SALVO INDICACION EN CONTRARIO mm [puj]		Fecha Cliente
ITBA DENOMINACION VISTA EXPLOTADA		LIA-AEROSPACE
Aprobaciones Fecha 30/08/2020		
Dibujo: CRETTON LUIS		
Aprobó:		
Proyecto: VTVL		
Material: A3		Peso [kg] 4.571
Esc. 1:5		Piano Nº CW - 01

No se autoriza la explotación en condiciones de seguridad general, salvo indicación expresa en el plano.	
Dimensiones permitidas para dimensiones lineales	
diámetro 0.5 1 2 3 4 5 6 8 10 12 15 20 25 30 40 50 60 80 100 120 150 200 250 300 400 500 600 800 1000 1200 1500 2000 2500 3000 4000	más de 0.05 0.1 0.15 0.2 0.25 0.3 0.4 0.5 0.6 0.8 1.0 1.2 1.5 2.0 2.5 3.0 4.0 5.0 6.0 8.0 10.0 12.0 15.0 20.0 25.0 30.0 40.0 50.0 60.0 80.0 100.0 120.0 150.0 200.0 250.0 300.0 400.0
Dimensiones permitidas para dimensiones angulares	
ángulo 10 15 20 25 30 45 60 75 90	más de 120 125 130 140 150 160 180 200 225 240 270 300 315 330 345 360



Rev.		Descripción		Fecha	
SALVO INDICACION EN CONTRARIO		mm [pulg]		ITBA	
CLIENTE		LIA		FUSELAJE	
DENOMINACIÓN		FUSELAJE		MATERIA: ALUMINIO	
PESO [kg]		2,101		PLANO Nº: ALUM-06-02	
APROBACIONES		FECHA		Escala: 1:5	
Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO		19/2/2021		B	
Aprobó:				A	
Proyecto: VTLV				H	
G		H		H	



Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media		Rev.	Descripción	Fecha	VºBº
Desviaciones permisibles para dimensiones lineales		SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]		ITBA LIA	
desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2
Desviaciones permisibles para dimensiones angulares		Eliminar rebabas y cantos vivos Rugosidad superficial 3.2[.125] Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)		Denominación	
hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	SOPORTE SERVOMOTOR A1	
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	Aprobaciones	
Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO		Fecha: 19/2/2021		Material	
Aprobó:		Esc. 1:1		ALUMINIO	
Proyecto: VTVL		Plano N°		Peso [kg]	
				0,039	
				ALUM-06-04	

1

1

D

A

D

C

B

A

4

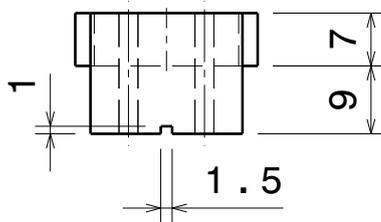
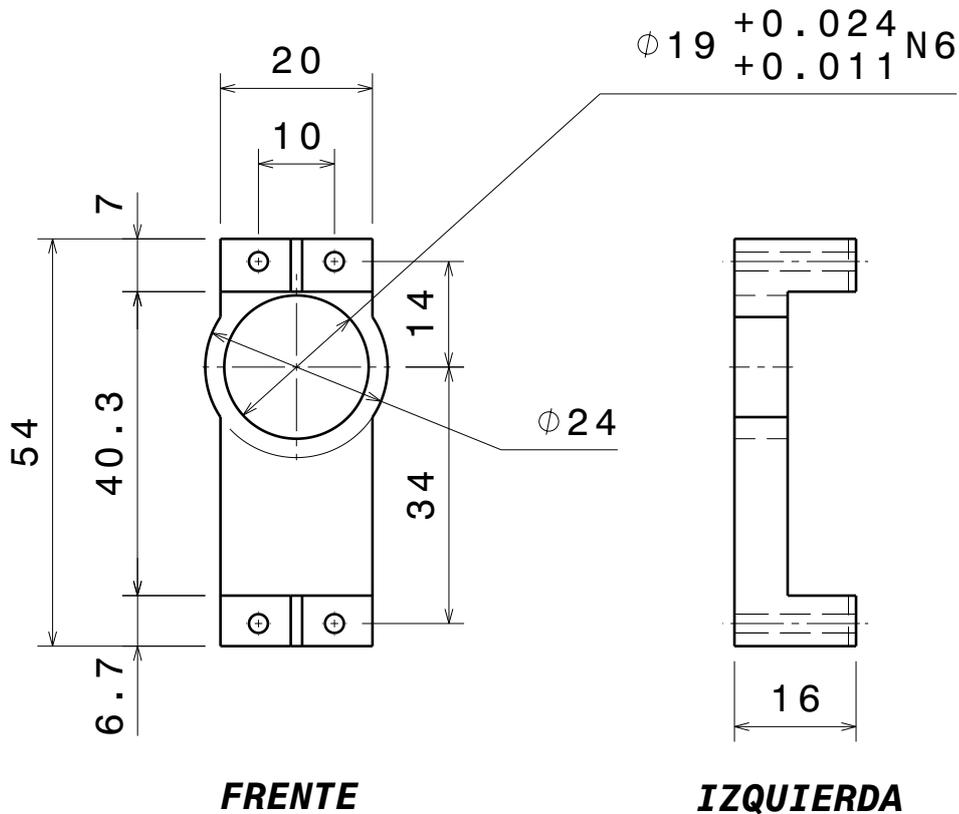
4

3

3

2

2



Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos
Rugosidad superficial 3.2[.125]
Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)



ITBA

LIA

Denominación

SOPORTE SERVOMOTOR A2

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

A4

Material

ALUMINIO

Peso [kg]

0,022

Aprobó:

Esc.

1:1

Plano N°

ALUM-06-05

Proyecto: **VTVL**

±1°

±0°30'

±0°20'

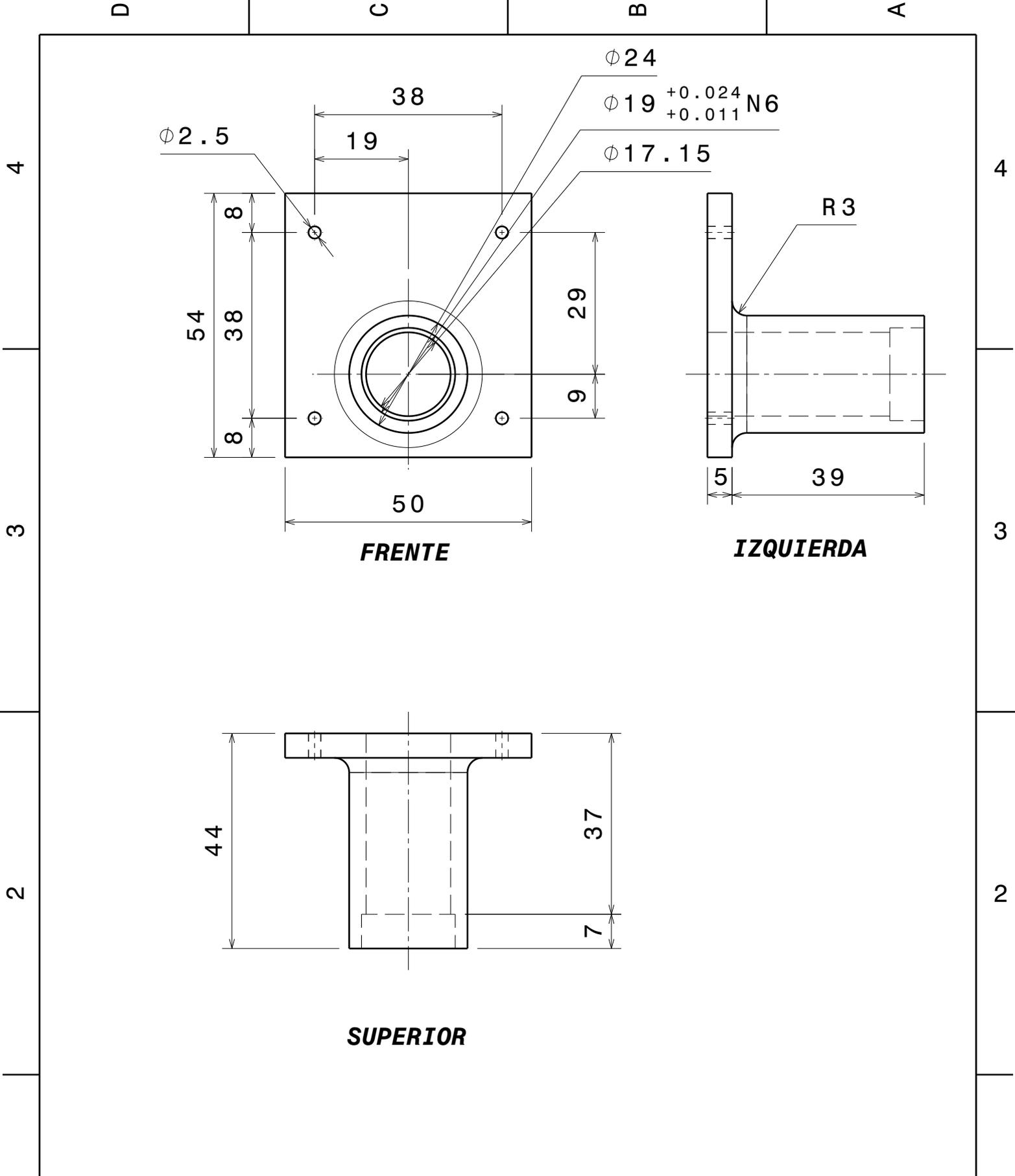
±0°10'

±0°5'

D

A

1



Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

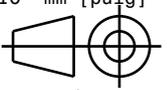
Rev. Descripción

Fecha VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales						
desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2
Desviaciones permisibles para dimensiones angulares						
hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400		
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'		

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Eliminar rebabas y cantos vivos
Rugosidad superficial 3.2[.125]
Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)



ITBA LIA

Denominación **SOPORTE RODAMIENTO**

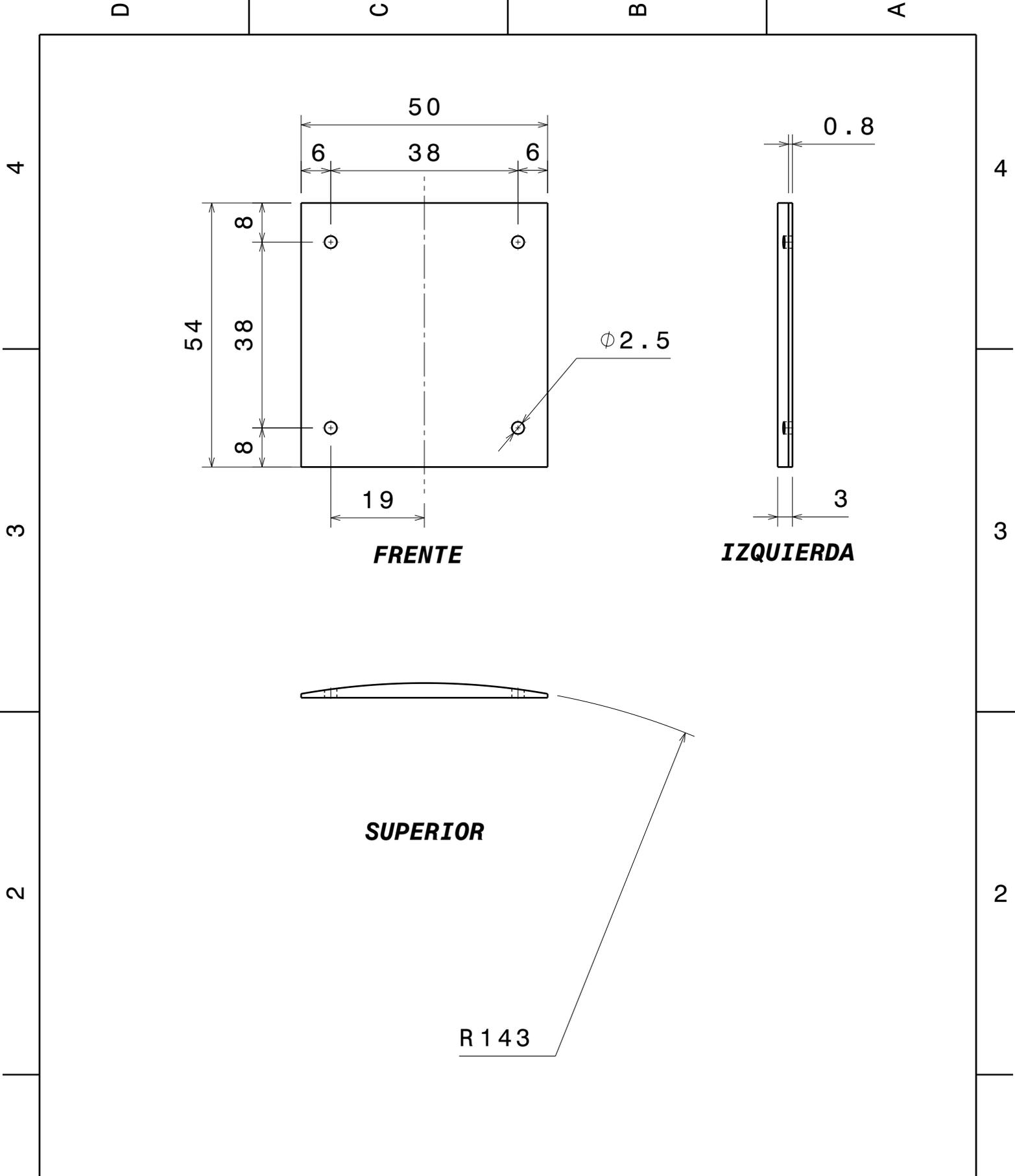
Aprobaciones Fecha

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO 19/2/2021

A4 Material ALUMINIO Peso [kg] 0,056

Aprobó: Proyecto: VTVL

Esc. 1:1 Plano N° ALUM-06-06



Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

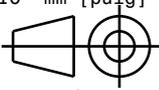
Rev. Descripción

Fecha VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales						
desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2
Desviaciones permisibles para dimensiones angulares						
hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400		
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'		

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Eliminar rebabas y cantos vivos
Rugosidad superficial 3.2[.125]
Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)



ITBA LIA

Denominación JUNTA SERVOMOTORES

Aprobaciones Fecha

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO 19/2/2021

A4 Material PLA Peso [kg] 0.008

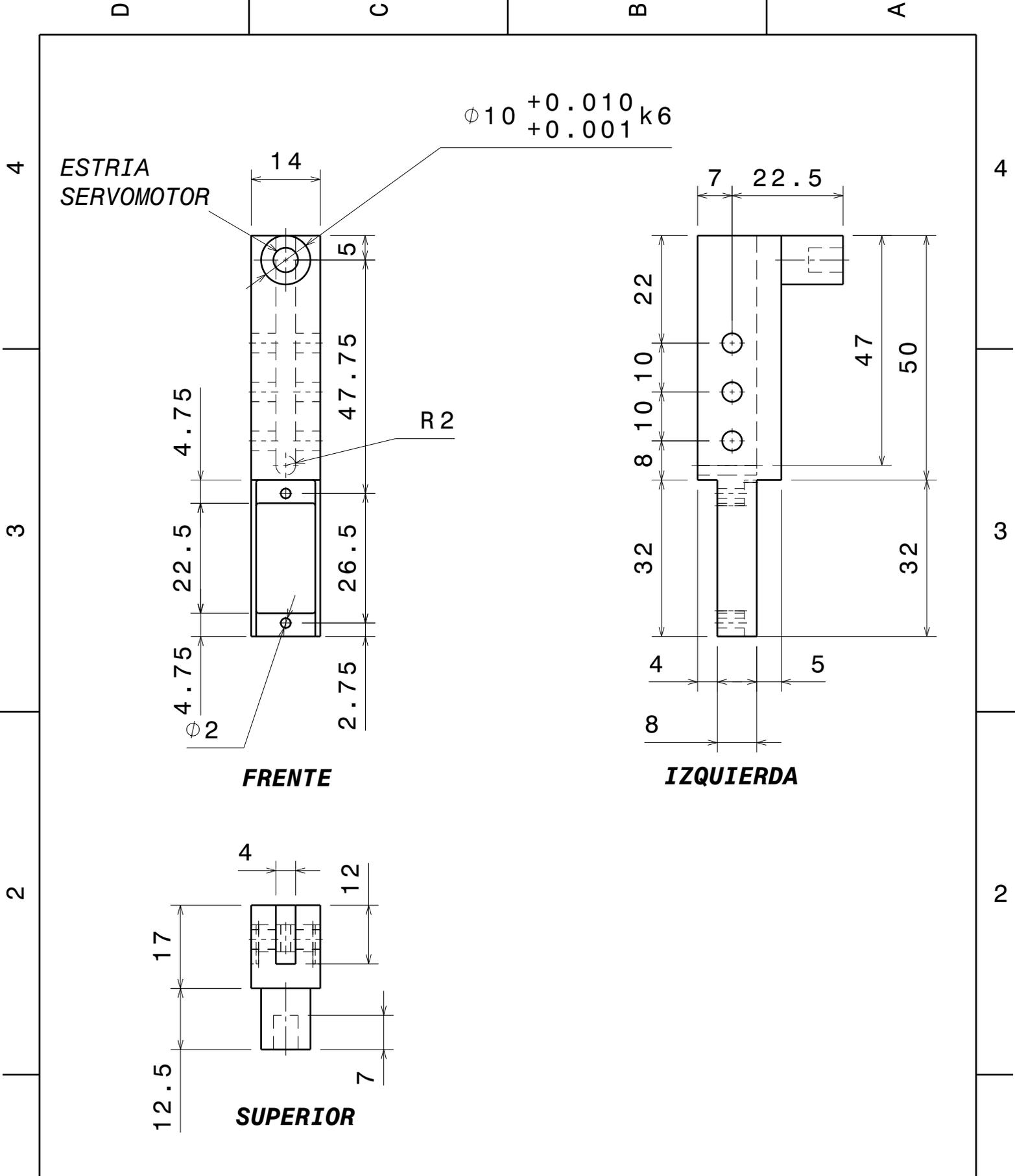
Proyecto: VTVL

Esc. 1:1 Plano N° ALUM-06-07

1

1

D A



Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media							Rev.	Descripción		Fecha	VºBº	
Desviaciones permisibles para dimensiones lineales							SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]		ITBA LIA			
desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000	Eliminar rebabas y cantos vivos Rugosidad superficial 3.2[.125] Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)	Denominación				
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2		SOPORTE EDF				
Desviaciones permisibles para dimensiones angulares							Aprobaciones		Fecha			
hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400			Dibujó:	CRETTON LUIS ALBERTO	19/2/2021		Peso [kg]	
							Aprobó:			A4		Material
							Proyecto:		VTVL		ALUMINIO	
									Esc. 1:1		Plano N° ALUM-06-08	
											0.032	

1

1

D

A

D

C

B

A

4

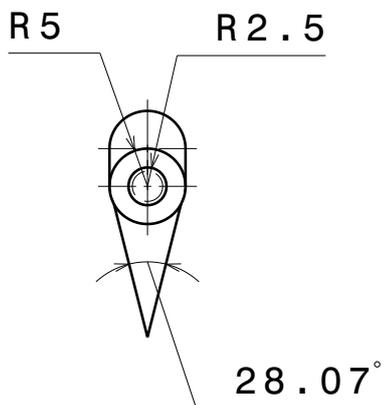
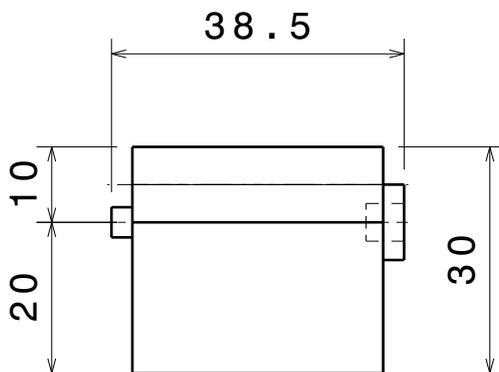
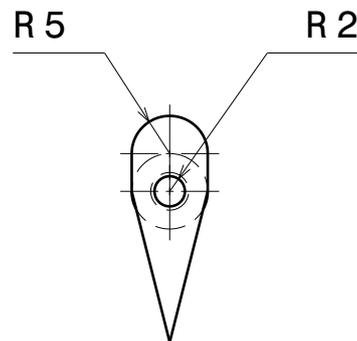
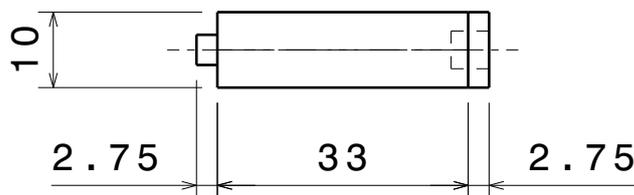
4

3

3

2

2

**DERECHA****FRENTE****IZQUIERDA****SUPERIOR**

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos
 Rugosidad superficial 3.2[.125]
 Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)

**ITBA****LIA**

Denominación

FLAP INFERIOR

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

Aprobó:

A4

Material

PLA

Peso [kg]

0.006

Proyecto: VTVL

Esc. 1:1

Plano N°

ALUM-06-09

hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'

D

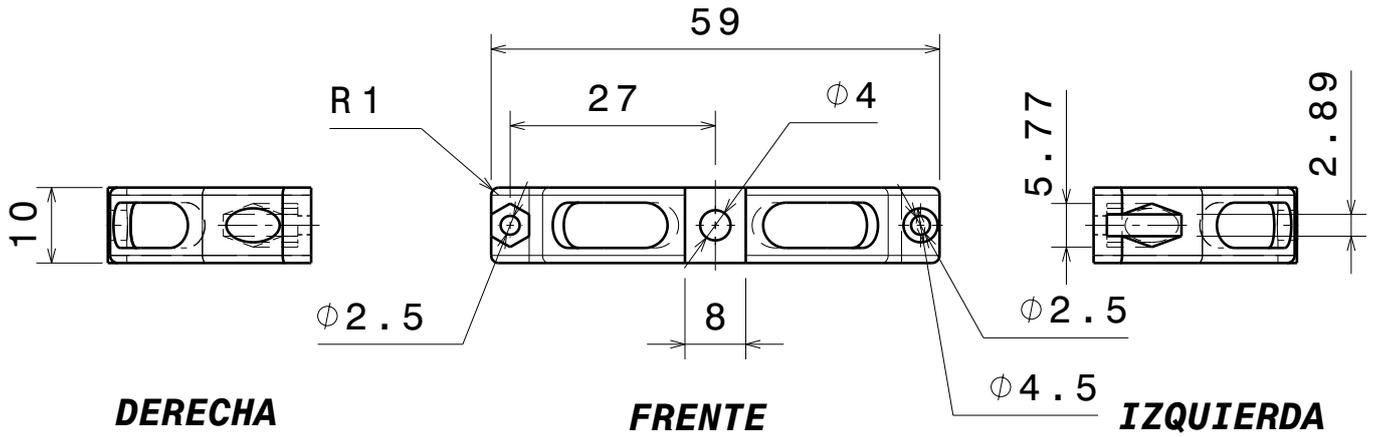
A

1

D C B A

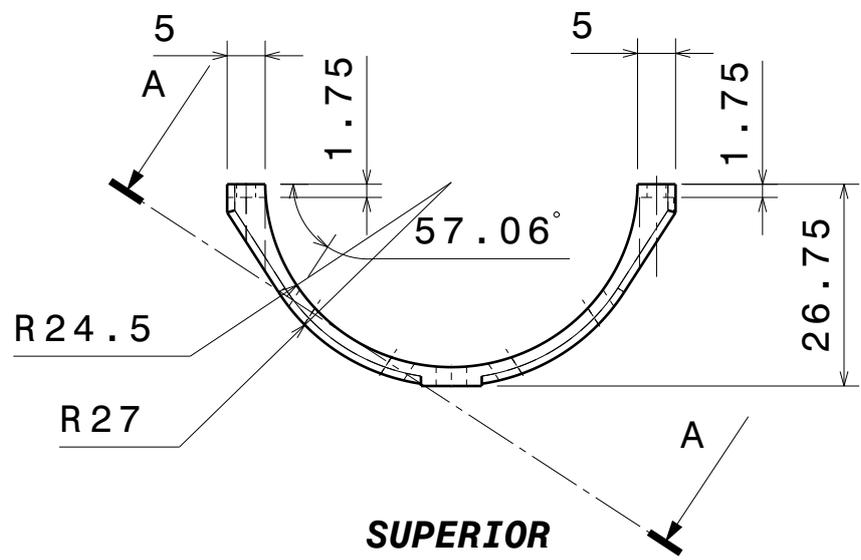
4

4



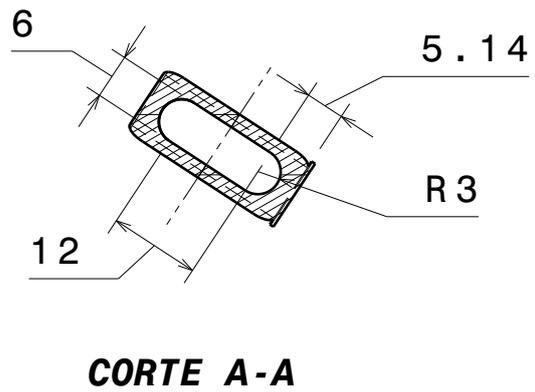
3

3



2

2



1

1

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media							Rev.	Descripción	Fecha	VºBº	
Desviaciones permisibles para dimensiones lineales							SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]		ITBA		LIA
desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000	 Eliminar rebabas y cantos vivos Rugosidad superficial 3.2[.125] Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)	Denominación		ABRAZADERA EDF-FLAPS	
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2		Aprobaciones			Fecha
Desviaciones permisibles para dimensiones angulares							Dibujó:	CRETTON LUIS ALBERTO	19/2/2021	Material	
hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400	Aprobó:		Esc. 1:1		Plano N°	Peso [kg]	
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'	Proyecto:		VTVL		ALUM-06-10	0.002	

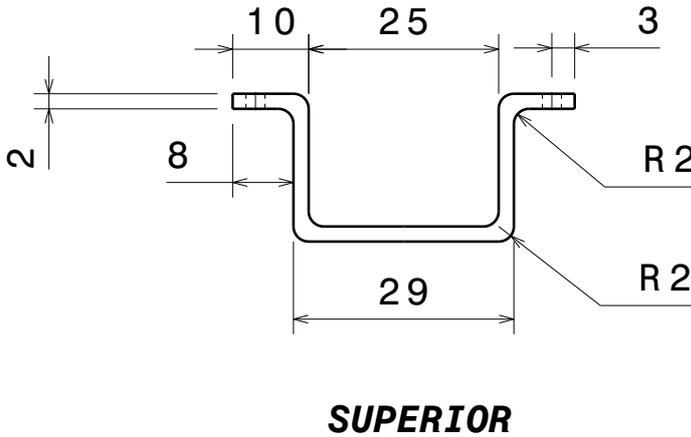
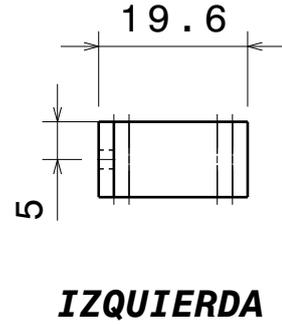
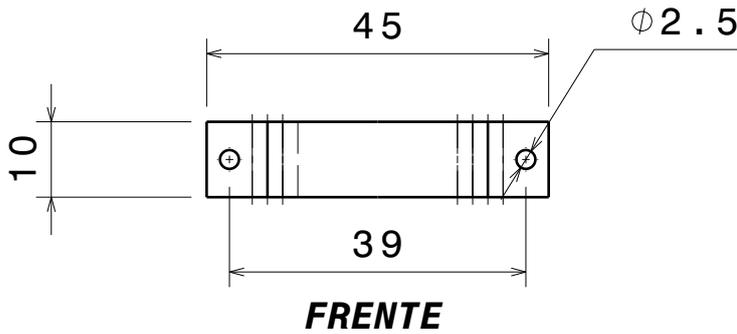
D A

D

C

B

A



Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos
Rugosidad superficial 3.2[.125]
Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)



ITBA

LIA

Denominación

SOPORTE UBEC

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

A4

Material

PLA

Peso [kg]

0.002

Proyecto:

VTVL

Esc.

1:1

Plano N°

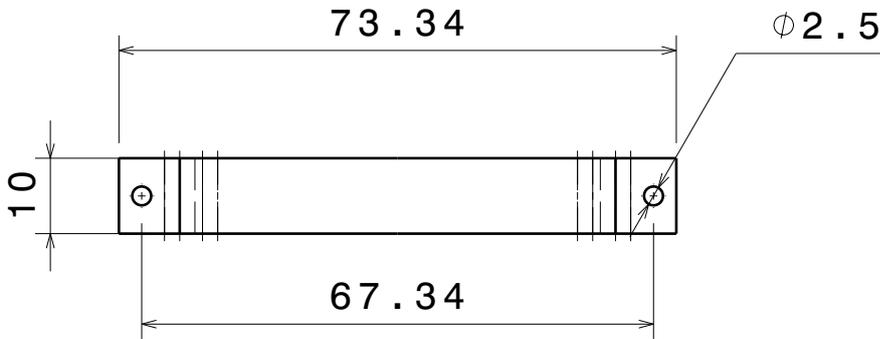
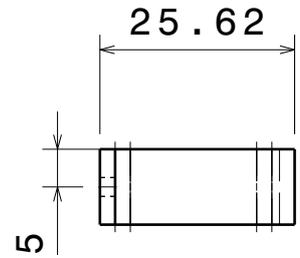
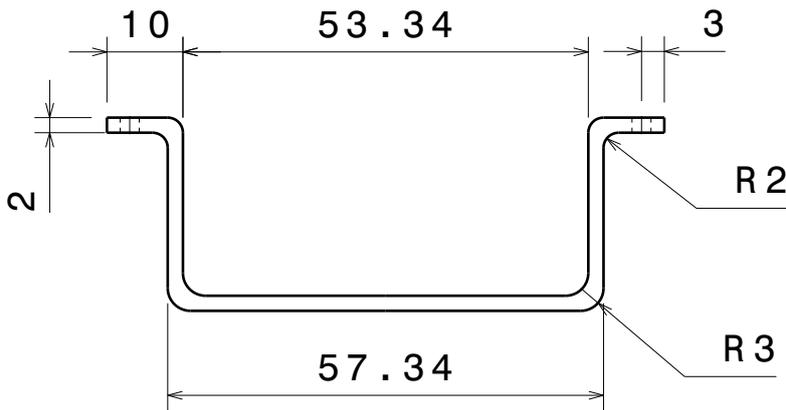
ALUM-06-11

D

A

4

4

**FRETE****IZQUIERDA****SUPERIOR**

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

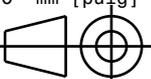
VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos 
 Rugosidad superficial 3.2[.125]
 Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)

ITBA**LIA**

Denominación

SOPORTE BATERIA SECUNDARIA

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

A4

Material

PLA

Peso [kg]

0.003

Proyecto:

VTVL

Esc.

1:1

Plano N°

ALUM-06-12

D

A

D

C

B

A

4

4

3

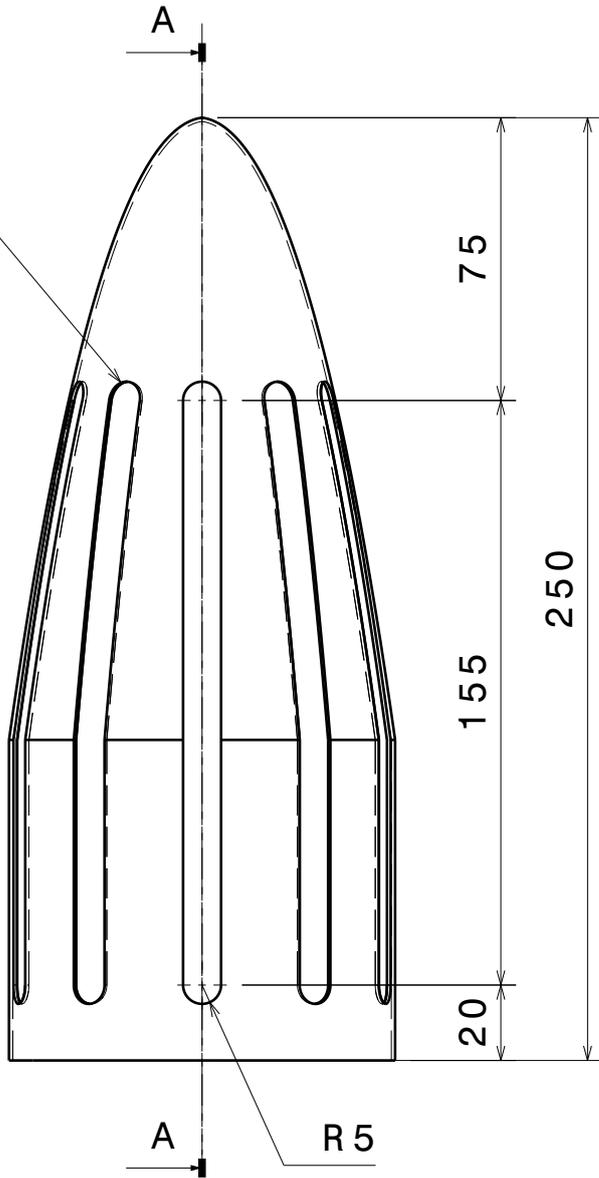
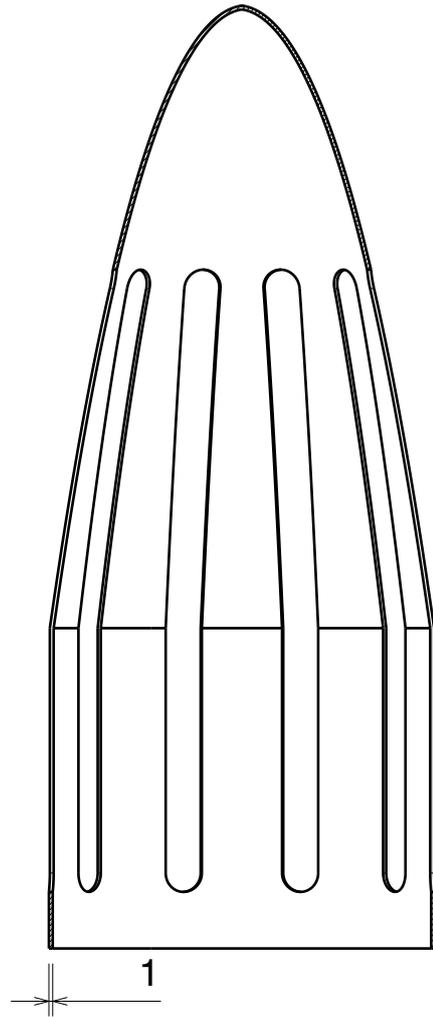
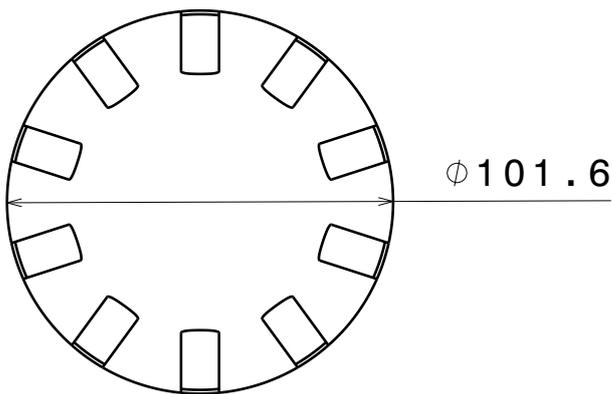
3

2

2

1

1

**FRENTE****CORTE A-A****SUPERIOR**

Ø 101.6

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha VºBº

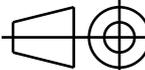
Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos
Rugosidad superficial 3.2[.125]
Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)

**ITBA****LIA**

Denominación

NARIZ

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

A4Material
FIBRA DE CARBONOPeso [kg]
0.061

Aprobó:

Proyecto:

VTVLEsc.
1:2Plano N°
ALUM-06-13

D

A

D

C

B

A

4

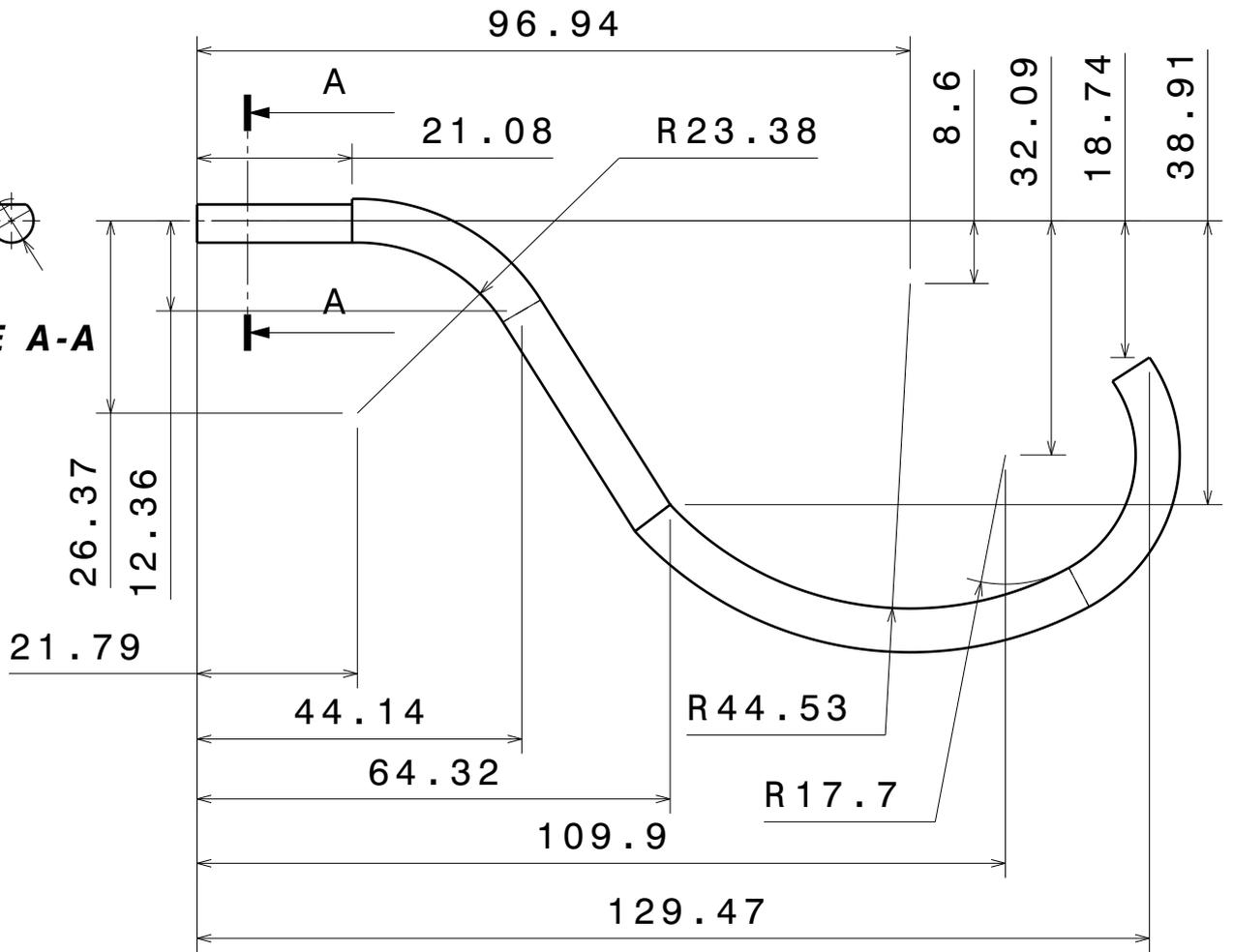
4

Ø 6

**CORTE A-A**

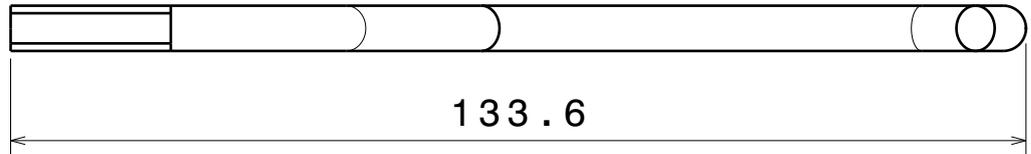
3

3

**FRENTE**

2

2

**SUPERIOR**

1

1

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos
 Rugosidad superficial 3.2[.125]
 Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)

**ITBA****LIA**

Denominación

SUSPENSIÓN

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

A4

Material

ALUMINIO

Peso [kg]

0.014

Proyecto:

VTVL

Esc.

1:1

Plano N°

ALUM-06-14

D

A

D

C

B

A

4

4

3

3

2

2

925.2

R 16

32

54

120

111.3

DIAMETRO INTERIOR 292mm
LUEGO DE ROLAR
ESPESOR CHAPA 3mm

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6	más de 6 hasta 30	más de 30 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400 hasta 1000	más de 1000 hasta 2000	más de 2000 hasta 4000
±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±2

Eliminar rebabas y cantos vivos
Rugosidad superficial 3.2[.125]
Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)



ITBA

LIA

Denominación

DETALLE FUELAJE

Desviaciones permisibles para dimensiones angulares

Aprobaciones

Fecha

hasta 10	más de 10 hasta 50	más de 50 hasta 120	más de 120 hasta 400	más de 400
±1°	±0°30'	±0°20'	±0°10'	±0°5'

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

A4

Material

ALUMINIO

Peso [kg]

0,255

Proyecto:

VTVL

Esc.

1:4

Plano N°

ALUM-06-15

D

A

1

D

C

B

A

4

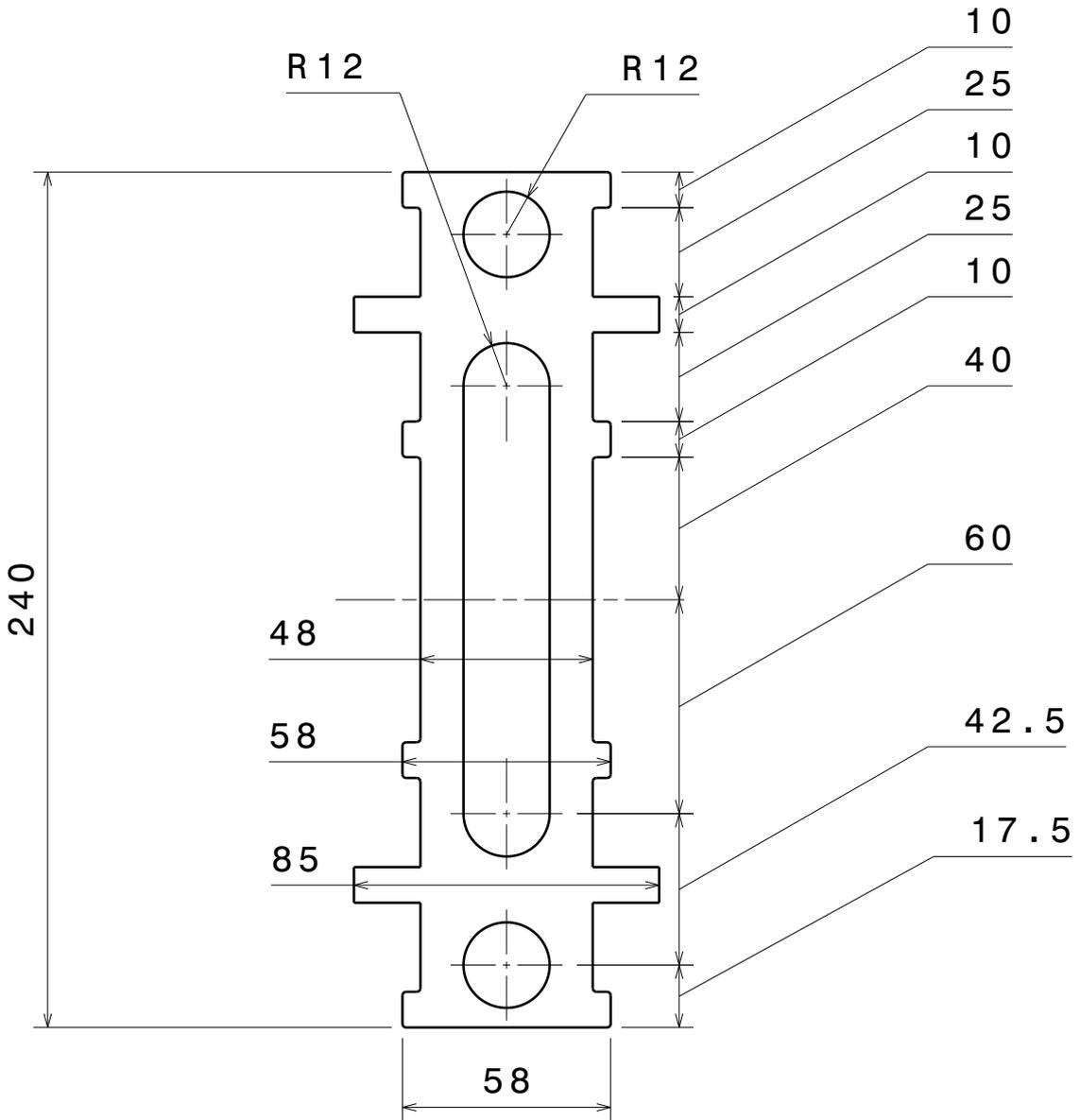
4

3

3

2

2



FRENTE

ESPEJOR 3mm

Salvo indicación en contrario tolerancia general de plano según norma ISO 2768 clase media

Rev. Descripción

Fecha

VºBº

Desviaciones permisibles para dimensiones lineales

SALVO INDICACIÓN EN CONTRARIO mm [pulg]

Cliente

desde 0,5 hasta 6

más de 6 hasta 30

más de 30 hasta 120

más de 120 hasta 400

más de 400 hasta 1000

más de 1000 hasta 2000

más de 2000 hasta 4000

Eliminar rebabas y cantos vivos

Rugosidad superficial 3.2[.125]

Parámetro de rugosidad: Ra (media aritmética)

±0,1

±0,2

±0,3

±0,5

±0,8

±1,2

±2

Aprobaciones

Fecha

Dibujó: CRETTON LUIS ALBERTO

19/2/2021

Aprobó:

Proyecto: VTVL

Esc. 1:2

Plano N° ALUM-06-16

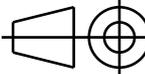
±1°

±0°30'

±0°20'

±0°10'

±0°5'



ITBA

LIA

Denominación

DETALLE FUELAJE 2

A4

Material

ALUMINIO

Peso [kg]

0,068

D

A

1

1