

UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN

FACULTAD DE INGENIERÍA

ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



**DISEÑO Y MANUFACTURA DE UN SISTEMA
AUTOMATIZADO REGULADOR DE TENSIONES DE
ANCLAJE PARA LA ESTABILIDAD DE UN GLOBO
AEROSTÁTICO CAUTIVO**

**TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE INGENIERO
MECÁNICO ELECTRICISTA**

Autores: Bach. Luis Angel Altamirano Heredia

Bach. Dyer Airthon Díaz Araujo

Asesor: Mg. Ing. Henry Oswaldo Pinedo Nava




Línea de investigación: Automatización y control industrial

Diseño mecánico y eléctrico

JAÉN – PERÚ, 2026

Luis Angel Altamirano Heredia Y Dyer Airthon Díaz ...

DISEÑO Y MANUFACTURA DE UN SISTEMA AUTOMATIZADO REGULADOR DE TENSIONES DE ANCLAJE PARA LA ESTABILI...

-  Quick Submit
-  Quick Submit
-  Universidad Nacional de Jaen

Detalles del documento

Identificador de la entrega

trn:oid:::1:3554853171

151 páginas

Fecha de entrega

29 abr 2026, 10:48 a.m. GMT-5

21.801 palabras

Fecha de descarga

29 abr 2026, 10:52 a.m. GMT-5

123.532 caracteres

Nombre del archivo

O_Y_LUIS_ANGEL_ALTAMIRANO_HEREDIA_-_DYER_AIRTHON_DIAZ_ARAUJO.pdf

Tamaño del archivo

9.3 MB

 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN



Dr. Alexander Huamán Mera
Responsable de la Unidad de Investigación
de la Facultad de Ingeniería




3% Similitud general

El total combinado de todas las coincidencias, incluidas las fuentes superpuestas, para ca...

Filtrado desde el informe



- Bibliografía
- Texto citado
- Coincidencias menores (menos de 15 palabras)

Fuentes principales

- 2%  Fuentes de Internet
- 0%  Publicaciones
- 2%  Trabajos entregados (trabajos del estudiante)

Marcas de integridad

N.º de alertas de integridad para revisión

-  **Caracteres reemplazados**
99 caracteres sospechosos en N.º de páginas
Las letras son intercambiadas por caracteres similares de otro alfabeto.
-  **Texto oculto**
4 caracteres sospechosos en N.º de página
El texto es alterado para mezclarse con el fondo blanco del documento.

Los algoritmos de nuestro sistema analizan un documento en profundidad para buscar inconsistencias que permitirían distinguirlo de una entrega normal. Si advertimos algo extraño, lo marcamos como una alerta para que pueda revisarlo.

Una marca de alerta no es necesariamente un indicador de problemas. Sin embargo, recomendamos que preste atención y la revise.

 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN

Dr. Alexander Huamán Mera
Responsable de la Unidad de Investigación
de la Facultad de Ingeniería

FORMATO 03: ACTA DE SUSTENTACIÓN

En la ciudad de Jaén, el día martes 05 de mayo del 2026, siendo las 16:00 horas, se reunieron los integrantes del Jurado:

Presidente : Mg. José Andrés Fernández Mera
Secretario : Mg. Juan Antonio Labrin Romero
Vocal : Mtro. Marco Luis Pérez Silva

Para evaluar la Sustentación del Informe Final:

- () Trabajo de Investigación
(X) Tesis
() Trabajo de Suficiencia Profesional

Titulado: "DISEÑO Y MANUFACTURA DE UN SISTEMA AUTOMATIZADO REGULADOR DE TENSIONES DE ANCLAJE PARA LA ESTABILIDAD DE UN GLOBO AEROSTÁTICO CAUTIVO".

Presentado por los bachilleres: **Luis Angel Altamirano Heredia y Dyer Airthon Díaz Araujo**, de la Escuela Profesional de INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA.

Después de la sustentación y defensa, el Jurado acuerda:

- (X) Aprobar () Desaprobar (X) Unanimidad () Mayoría

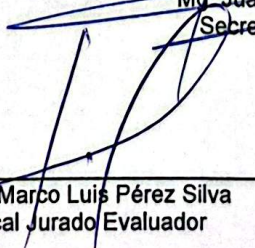
Con la siguiente mención:

- | | | |
|----------------|------------|--------|
| a) Excelente | 18, 19 20 | () |
| b) Muy bueno | 16, 17 | (17) |
| c) Bueno | 14, 15 | () |
| d) Regular | 13 | () |
| e) Desaprobado | 12 ó menos | () |

Siendo las 16:30 horas del mismo día, el Jurado concluye el acto de sustentación confirmando con la suscripción de la presente.


Mg. José Andrés Fernández Mera
Presidente Jurado Evaluador


Mg. Juan Antonio Labrin Romero
Secretario Jurado Evaluador


Mtro. Marco Luis Pérez Silva
Vocal Jurado Evaluador

“Año de la Esperanza y el Fortalecimiento de la Democracia”

ANEXO N°06:

**DECLARACIÓN JURADA DE AUTENTICIDAD Y DE NO PLAGIO
DE LA TESIS O TRABAJO DE INVESTIGACIÓN (PREGRADO)**

Nosotros, **Luis Angel Altamirano Heredia**, con DNI **71919127**, y **Dyer Airthon Díaz Araujo** con DNI **76470225** egresados de la carrera Profesional de **Ingeniería Mecánica y Eléctrica** de la Facultad de **Ingeniería de la Universidad Nacional de Jaén**.

Declaramos bajo juramento que:

1. Somos Autores del trabajo titulado:

“Diseño y Manufactura de un Sistema Automatizado Regulador de Tensiones de Anclaje para la Estabilidad de un Globo Aerostático Cautivo”.

Asesorado por el **M.sc. Henry Osvaldo Pinedo Nava**.

El mismo que presentamos bajo la modalidad de **tesis** para optar; el Título Profesional de **Ingeniero Mecánico Electricista**.

2. El texto de nuestro trabajo final respeta y no vulnera los derechos de terceros, incluidos los derechos de propiedad intelectual. En el sentido, el texto de nuestro trabajo final no ha sido plagiado total ni parcialmente, para la cual hemos respetado las normas internacionales de citas y referencias de las fuentes consultadas.
3. El texto del trabajo final que presentamos no ha sido publicado ni presentado antes en cualquier medio electrónico o físico.
4. La investigación, los resultados, datos, conclusiones y demás información presentada que atribuimos a nuestra autoría son veraces.
5. Declaramos que nuestro trabajo final cumple con todas las normas de la Universidad Nacional de Jaén.
6. Somos conscientes de que el hecho de no respetar los derechos de autor y hacer plagio, es objeto de sanciones universitarias y/o legales.

El incumplimiento de lo declarado da lugar a responsabilidad del declarante, en consecuencia; a través del presente documento asumimos frente a terceros, la Universidad Nacional de Jaén y/o la Administración Pública toda responsabilidad que pueda derivarse por el trabajo final presentado. Lo señalado incluye responsabilidad pecuniaria incluido el pago de multas u otros por los daños y perjuicios que se ocasionen.

Fecha: Jaén 02 de junio del 2026.



Luis Angel Altamirano Heredia



Dyer Airthon Díaz Araujo

ÍNDICE

I.	INTRODUCCIÓN.....	12
1.1.	Antecedentes	12
1.2.	Problema	15
1.3.	Justificación	17
1.3.1.	Justificación social	17
1.3.2.	Justificación técnica	18
1.3.3.	Justificación económica	18
1.3.4.	Justificación científica	19
1.3.5.	Justificación ambiental.....	19
1.4.	Hipótesis	20
1.5.	Objetivos.....	20
1.5.1.	Objetivo general.....	20
1.5.2.	Objetivos específicos	20
II.	MATERIALES Y MÉTODOS.....	21
2.1.	Ubicación del área de estudio	21
2.2.	Tipo y diseño de la investigación empleada	21
2.2.1.	Tipo de investigación.....	21
2.2.2.	Diseño de la investigación	22
2.3.	Metodología	22
2.3.1.	Determinación de las cargas aerodinámicas mediante el modelo de interacción fluido- estructura (FSI)	23
2.3.2.	Diseño de la arquitectura modular y distribuida del sistema automatizado regulador de tensiones de anclaje.	49

2.3.3.	Manufactura de los módulos funcionales que conforman el sistema automatizado	83
2.3.4.	Validación del desempeño del sistema automatizado mediante pruebas de campo bajo condiciones variables de velocidad y dirección del viento.....	90
III.	RESULTADOS.....	98
3.1.	Resultados de caracterización experimental del comportamiento del globo a escala. .	98
3.2.	Resultados de caracterización analítica del globo a escala.	99
3.3.	Resultados de caracterización analítica del globo real.	99
3.4.	Resultados de caracterización del globo a escala mediante Interacción Fluido Estructura (FSI)	99
3.5.	Resultados de caracterización del globo real mediante Interacción Fluido Estructura (FSI).	100
3.6.	Tabla resúmenes de resultados del globo a escala y globo real.....	105
3.7.	Diseño de los módulos funcionales del sistema automatizado.....	107
3.8.	Módulos manufacturados del sistema automatizado.....	108
3.9.	Validación del sistema automatizado en conjunto.....	109
3.10.	Alternativa de solución planteada.....	112
IV.	DISCUSIÓN.....	117
V.	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	119
VI.	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	122
	DEDICATORIA.....	124
	AGRADECIMIENTOS.....	125
	ANEXOS.....	126

ÍNDICE DE FIGURAS

<i>Figura 1 Variación del movimiento del globo por efecto del viento</i>	<i>15</i>
<i>Figura 2 Ubicación de Petroperú-Terminal Bayóvar</i>	<i>21</i>
<i>Figura 3 Diagrama de flujo del procedimiento metodológico de la investigación</i>	<i>22</i>
<i>Figura 4 Disposición de cuerdas periféricas sujetas al globo en fase de experimentación.....</i>	<i>24</i>
<i>Figura 5 Comparación experimental de inclinación del globo.....</i>	<i>24</i>
<i>Figura 6 Representación gráfica de tres cuerdas de sujeción</i>	<i>25</i>
<i>Figura 7 Conexión electrónica y masa conocida para la calibración de la celda de carga</i>	<i>26</i>
<i>Figura 8 Parte del proceso de calibración.....</i>	<i>26</i>
<i>Figura 9 Finalización del proceso de calibración</i>	<i>27</i>
<i>Figura 10 Inflado del globo con helio</i>	<i>28</i>
<i>Figura 11 Módulos electrónicos empleados para el sistema de medición.....</i>	<i>28</i>
<i>Figura 12 Disposición en campo de los nodos y cuerdas para la medición de tensiones</i>	<i>29</i>
<i>Figura 13 Vista plano xz globo a escala</i>	<i>30</i>
<i>Figura 14 Vista plano xz globo a escala</i>	<i>30</i>
<i>Figura 15 Gráfica de coeficiente de arrastre (C_D) y número de Reynolds (R)</i>	<i>31</i>
<i>Figura 16 Diagrama de cuerpo libre del globo a escala</i>	<i>32</i>
<i>Figura 17 Características del globo real</i>	<i>34</i>
<i>Figura 18 Vista plano xz globo real</i>	<i>35</i>
<i>Figura 19 Vista plano xy globo real.....</i>	<i>36</i>
<i>Figura 20 Diagrama de cuerpo libre del globo real.....</i>	<i>37</i>
<i>Figura 21 Interfaz de FSI en el entorno de Ansys Workbench.....</i>	<i>39</i>
<i>Figura 22 Geometría del modelo en SpaceClaim.....</i>	<i>40</i>

<i>Figura 23</i>	<i>Mallado del modelo CFD del globo aerostático cautivo</i>	<i>41</i>
<i>Figura 24</i>	<i>Calidad de malla del modelo CFD.....</i>	<i>41</i>
<i>Figura 25</i>	<i>Configuración de Named Selections.....</i>	<i>42</i>
<i>Figura 26</i>	<i>Configuración de condiciones de operación (Operating Conditions).....</i>	<i>43</i>
<i>Figura 27</i>	<i>Selección del modelo de viscosidad y parámetros de turbulencia.</i>	<i>44</i>
<i>Figura 28</i>	<i>Condiciones de zona de celda (Cell Zone Conditions).....</i>	<i>44</i>
<i>Figura 29</i>	<i>Configuración de condiciones de frontera (Boundary Conditions)</i>	<i>45</i>
<i>Figura 30</i>	<i>Definición matemática de velocidad en el eje vertical.....</i>	<i>45</i>
<i>Figura 31</i>	<i>Configuración de la condición de contorno de salida (Pressure Outlet).....</i>	<i>46</i>
<i>Figura 32</i>	<i>Configuración del método de solución</i>	<i>46</i>
<i>Figura 33</i>	<i>Monitoreo de convergencia mediante el historial de residuales.....</i>	<i>47</i>
<i>Figura 34</i>	<i>Distribución de presiones importadas desde el análisis CFD</i>	<i>48</i>
<i>Figura 35</i>	<i>Aplicación de la fuerza de empuje aerostático.....</i>	<i>48</i>
<i>Figura 36</i>	<i>Definición de condición de soporte fijo en el sistema estructural.....</i>	<i>49</i>
<i>Figura 37</i>	<i>Geometría general del tambor central</i>	<i>50</i>
<i>Figura 38</i>	<i>Paso del diámetro del círculo a diferentes capas.....</i>	<i>53</i>
<i>Figura 39</i>	<i>Modelado CAD del tambor central con disco dentado</i>	<i>56</i>
<i>Figura 40</i>	<i>Motor PAP Nema 23 modelo 23HD86001Y-21B.....</i>	<i>58</i>
<i>Figura 41</i>	<i>Modelado CAD engranaje 1.....</i>	<i>61</i>
<i>Figura 42</i>	<i>Modelado CAD engranaje 2.....</i>	<i>62</i>
<i>Figura 43</i>	<i>Modelo CAD engranaje 3.....</i>	<i>63</i>
<i>Figura 44</i>	<i>Modelo CAD engranaje 4.....</i>	<i>64</i>
<i>Figura 45</i>	<i>Modelado CAD tren de engranajes compuesto.....</i>	<i>65</i>

<i>Figura 46 Modelado CAD del eje de transmisión principal</i>	<i>66</i>
<i>Figura 47 Modelado CAD del eje de transmisión secundario</i>	<i>66</i>
<i>Figura 48 Motor DC con encoder de alto torque.....</i>	<i>68</i>
<i>Figura 49 Motor PAP NEMA 17 modelo 17HD48002-22B.....</i>	<i>69</i>
<i>Figura 50 Placa diseñada para los módulos en mención en el entorno de KiCad</i>	<i>72</i>
<i>Figura 51 Diseño de la placa de medición.....</i>	<i>74</i>
<i>Figura 52 Placa diseñada para los módulos 1 y 2 de anclaje inteligente.....</i>	<i>76</i>
<i>Figura 53 Placa diseñada para los módulos de anclaje inteligente</i>	<i>78</i>
<i>Figura 54 Imagen ilustrativa de la distribución de módulos</i>	<i>83</i>
<i>Figura 55 Piezas impresas en 3D.....</i>	<i>85</i>
<i>Figura 56 Manufactura de ejes mediante torneado</i>	<i>86</i>
<i>Figura 57 Proceso de ensamblaje de los módulos mecánicos</i>	<i>87</i>
<i>Figura 58 Lubricación de los engranajes.....</i>	<i>88</i>
<i>Figura 59 Manufactura de placas PCB en máquina CNC.....</i>	<i>88</i>
<i>Figura 60 Ensamblaje de los componentes que conforman las placas electrónicas</i>	<i>90</i>
<i>Figura 61 Prueba del globo con volumen reducido</i>	<i>91</i>
<i>Figura 62 Área y distribución de los nodos electromecánicos.....</i>	<i>92</i>
<i>Figura 63. Criterios de armado de globo.....</i>	<i>93</i>
<i>Figura 64 Armado e inflado del globo aerostático cautivo.....</i>	<i>94</i>
<i>Figura 65 Preparación de los módulos en el punto central</i>	<i>94</i>
<i>Figura 66 Módulos periféricos preparados.....</i>	<i>95</i>
<i>Figura 67 Instalación final del módulo central.....</i>	<i>96</i>
<i>Figura 68 Nodo de medición acoplado a una sola cuerda.....</i>	<i>97</i>

<i>Figura 69 Resultados de medición de cada nodo con el globo a escala</i>	98
<i>Figura 70 Resultados del modelo FSI globo a escala</i>	100
<i>Figura 71 Perfil de velocidad globo real en el plano XZ</i>	101
<i>Figura 72 Presión por empuje (helio)</i>	102
<i>Figura 73 Presión por arrastre (Flujo de aire)</i>	103
<i>Figura 74 Relación velocidad- presión</i>	104
<i>Figura 75 Carga aerodinámica en el sistema de anclaje</i>	105
<i>Figura 76 Módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica</i>	107
<i>Figura 77 Módulo control de altura y posicionamiento instrumental</i>	107
<i>Figura 78 Módulo de anclaje inteligente con control activo de tensión</i>	108
<i>Figura 79 Módulo central con módulos control de altura</i>	108
<i>Figura 80 Módulos de anclaje inteligente</i>	109
<i>Figura 81 Elevación del globo haciendo uso de todo el sistema</i>	110
<i>Figura 82 Resultados de medición de viento preliminares (29 y 30 marzo del presente año)</i> ...	111
<i>Figura 83 Globo izado en comparación con la torre meteorológica</i>	114
<i>Figura 84 Gráficas de presión y altura (31 de marzo)</i>	115
<i>Figura 85 Velocidad del viento (una componente) en comparación de la altura del globo (31 marzo)</i>	116

ÍNDICE DE TABLAS

<i>Tabla 1 Características para el método analítico del globo a escala</i>	29
<i>Tabla 2 Características para el método analítico del globo real</i>	35
<i>Tabla 3 Partes principales del tambor central</i>	50
<i>Tabla 4 Resultados obtenidos de PCD y el torque máximo</i>	54
<i>Tabla 5 Resultados obtenidos para la longitud correspondiente de cuerda</i>	55
<i>Tabla 6 Dimensiones del tambor central</i>	56
<i>Tabla 7 Especificaciones Técnicas del motor PAP Nema 23</i>	58
<i>Tabla 8 Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 1</i>	61
<i>Tabla 9 Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 2</i>	62
<i>Tabla 10 Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 3</i>	63
<i>Tabla 11 Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 4</i>	64
<i>Tabla 12 Datos de diseño del tambor de enrollamiento</i>	67
<i>Tabla 13 Tabla resumen del diseño del sistema de transmisión de una etapa</i>	68
<i>Tabla 14 Datos de los módulos de control de altura y posicionamiento instrumental</i>	69
<i>Tabla 15 Tabla de componentes electrónicos</i>	70
<i>Tabla 16 Tabla de componentes electrónicos del módulo de medición</i>	73
<i>Tabla 17 Componentes electrónicos del módulo de anclaje inteligente</i>	75
<i>Tabla 18 Componentes electrónicos del módulo de anclaje inteligente datalogger</i>	77
<i>Tabla 19 Parámetros de impresión 3D</i>	84
<i>Tabla 20 Tabla resumen del globo a escala</i>	106
<i>Tabla 21 Tabla resumen del globo real</i>	106

RESUMEN

Se analiza la inestabilidad de globos aerostáticos cautivos utilizados en la prospección del recurso eólico debido a cargas aerodinámicas. Se desarrolló un sistema automatizado de regulación de tensiones complementando con un sistema de telemetría para la adquisición y monitoreo de datos, para mejorar su estabilidad y seguridad operativa. El sistema integra el diseño mecánico de módulos de embobinado, transmisión de potencia y anclaje, orientados al control de tensiones en las cuerdas.

Se empleó una metodología experimental, analítica y de simulación mediante interacción fluido-estructura (FSI), evaluando el comportamiento del sistema bajo condiciones de viento. Los resultados muestran que la configuración electromecánica reduce los desplazamientos laterales y mejora la estabilidad del globo. Además, el modelo FSI permitió estimar las cargas aerodinámicas y validar el comportamiento estructural, así como la telemetría para la adquisición de datos en tiempo real durante las pruebas experimentales.

En definitiva, el sistema propuesto mejora la estabilidad del globo aerostático cautivo perfilador de velocidad de viento constituyendo una alternativa viable para la evaluación del recurso eólico.

Palabras clave: Globo aerostático cautivo, gestión de tensiones, interacción fluido-estructura, telemetría, recurso eólico

ABSTRACT

The instability of tethered balloons used in wind resource prospecting due to aerodynamic loads is analyzed. An automated tension regulation system was developed, complemented by a telemetry system for data acquisition and monitoring, to improve its stability and operational safety. The system integrates the mechanical design of winding, power transmission, and anchoring modules, aimed at controlling tension in the ropes.

An experimental, analytical, and simulation methodology using fluid-structure interaction (FSI) was employed, evaluating the system's behavior under wind conditions. The results show that the electromechanical configuration reduces lateral displacements and improves balloon stability. Furthermore, the FSI model allowed for the estimation of aerodynamic loads and the validation of structural behavior, as well as the telemetry for real-time data acquisition during experimental tests.

In short, the proposed system improves the stability of the tethered wind speed profiling balloon, constituting a viable alternative for wind resource assessment

KEYWORDS: Tethered balloon, stress management, fluid-structure interaction, telemetry, wind resource

Este trabajo fue subvencionado por el CONCYTEC a través del programa PROCENCIA, en el marco del concurso "E041-2023-02 Proyectos de Investigación Aplicada" según contrato PE501083423-2023-PROCENCIA “Desarrollo de prototipo de globo aerostático cautivo perfilador de velocidades de vientos y de parámetros meteorológicos para prospección de recursos energéticos eólicos renovables”

I. INTRODUCCIÓN

1.1. Antecedentes

En el siguiente artículo científico se desarrolló un instrumento en miniatura para medir la carga dinámica en las cuerdas de un paracaídas en tiempo real donde especificó detalladamente los módulos de hardware, microcontrolador, el circuito de adquisición de señales y la fuente de alimentación en función de las especificaciones de las cuerdas. El instrumento se basó en el principio de una celda de carga donde se diseñó y se simuló con herramientas CAD/CAE. Asimismo, la calibración del sensor y las pruebas de parámetros fueron gracias a una máquina de prueba universal electrónica controlada por microcomputadora en 8 niveles de carga, desde 1000 N hasta los 8000 N y se verifica el rendimiento del instrumento de medición (Liang et al., 2024). La elección de este antecedente en la investigación fue porque presenta el diseño de la celda de carga y el sistema de adquisición de señales. Sin embargo, sería necesario que se consideren mediciones en condiciones extremas como fluctuaciones en las temperaturas y velocidad de viento para ver su variabilidad en los datos obtenidos.

Yan et al. (2025); en su investigación desarrolló el diseño de un sistema de UAV de ala fija anclado, estructurado en tres componentes fundamentales: el sistema de vuelo, la estación terrestre y el sistema de energía. Los autores implementaron una plataforma de vuelo equipada con sensores y computadoras de control para la gestión de parámetros en tiempo real, utilizando transmisión inalámbrica de señales para optimizar el peso al prescindir de fibras ópticas en el cable. El sistema de energía destacó por el uso de un módulo de rectificación de alto voltaje para minimizar las pérdidas de transmisión a través del anclaje, logrando que la energía de la red terrestre alimente de forma eficiente los componentes del vehículo tras una conversión de voltaje en la plataforma. Los resultados confirmaron que esta arquitectura permite un funcionamiento

continuo y un monitor estable mediante el uso de radios digitales de transmisión de datos. La descripción detallada establece una analogía directa con los componentes necesarios para la investigación desarrollada ya que presenta la configuración del sistema de la estación terrestre que integra una computadora, un motor y un cabrestante para gestionar el despliegue y recuperación del cable. A pesar de la eficiencia del diseño propuesto, el artículo se enfoca principalmente en la transmisión de potencia y la reducción de peso, omitiendo el análisis de la dinámica de tensión del cable bajo condiciones de viento variable, un factor crítico para la estabilidad de un globo aerostático.

Ramelli et al. (2020); la investigación describió el desarrollo y validación de una plataforma de globo cautivo diseñada para realizar mediciones in situ de perfiles verticales de nubes y parámetros meteorológicos hasta 1 km de altitud. El sistema se basó en un globo de helio de 175 m³ anclado a una estación terrestre móvil que integra un cabrestante el cual gestiona un cable de polietileno de alto rendimiento de 5mm de diámetro. Los resultados demostraron que el sistema es capaz de mantener la estabilidad operativa bajo ráfagas de viento de hasta 12 m/s, permitiendo que instrumentos de alta precisión, como el generador de imágenes holográficas, capturen datos microfísicas estables y continuos durante perfiles verticales. A pesar de la robustez del globo aerostático el estudio se centra mayoritariamente en los resultados científicos meteorológicos y no detalla explícitamente la lógica de control del motor ni los algoritmos específicos utilizados para la regulación automática de la tensión ante cambios súbitos de sustentación.

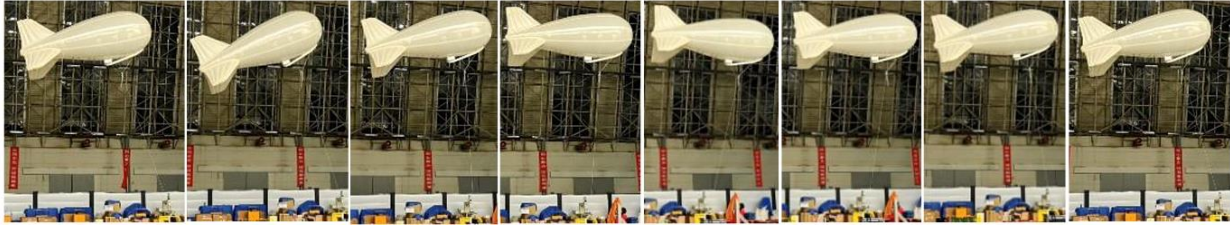
Gemignani & Marcuccio (2021); empleó globos de helio de 1200 g, que, al ascender y expandirse por la baja presión, alcanzaron un tamaño máximo hasta estallar por falla estructural de la membrana, iniciando una caída libre frenada posteriormente por un paracaídas. La carga

útil consistió en una caja de poliestireno montada sobre un marco de madera triangular que albergaba componentes electrónicos y de medición. El estudio se limitó a globos de "vuelo libre" donde la estabilidad de la plataforma es secundaria frente a la obtención de datos de RF, dejando vacío el campo de la estabilización activa mediante mecanismos externos. Faltó investigar métodos para suprimir las oscilaciones verticales detectadas, las cuales el autor mismo señala como un problema sin solución actual para aplicaciones que requieran alta precisión.

Ce Pang et al. (2024) ; en su estudio utiliza un modelo dinámico, es decir, una representación matemática que describe cómo varía el movimiento del globo y las tensiones del cable a lo largo del tiempo. Los resultados muestran que, a medida que aumenta la velocidad del viento, también se incrementan la tensión en el cable y el ángulo de inclinación del sistema, mientras que cambios bruscos en el viento prolongan el tiempo necesario para que el sistema alcance estabilidad. Asimismo, se observa que las corrientes ascendentes de aire generan incrementos significativos en la tensión del cable, lo que puede comprometer la estabilidad del sistema, mientras que las corrientes descendentes reducen la tensión, pero incrementan el riesgo de que el globo pierda altura y se aproxime al suelo. Este antecedente ayuda a la comprensión del comportamiento dinámico del sistema bajo condiciones de viento variables, estableciendo relaciones claras entre las fuerzas aerodinámicas y la respuesta estructural del sistema. Sin embargo, su enfoque se limita al análisis y predicción del comportamiento, sin proponer mecanismos activos de control de tensiones. Este antecedente ha sido seleccionado como una de los más relevantes ya que aborda el problema de la variación de las tensiones de cuerdas de anclaje como consecuencia de las condiciones del viento.

Figura 1

Variación del movimiento del globo por efecto del viento



Nota. La figura es parte del desarrollo experimental desarrollado en el artículo “Análisis de las características de respuesta al campo de viento de los sistemas de globos cautivos”. Tomado de: Ce Pang et al. (2024).

1.2. Problema

En las últimas décadas, los globos aerostáticos cautivos se han consolidado como herramientas eficientes para la medición de variables meteorológicas y la obtención de perfiles verticales del viento, debido a su bajo costo operativo y accesibilidad técnica frente a otros sistemas especializados como torres anemométricas de gran altura, LIDAR o radio sondeos. Según Gutiérrez et al. (2007) disponer de un globo meteorológico cautivo instrumentado permite realizar un mayor número de mediciones de calidad en comparación con los existentes métodos tradicionales, evidenciando su pertinencia en estudios atmosféricos aplicados a la prospección de recursos energéticos.

A nivel internacional, estos sistemas cuentan con respaldo científico y tecnológico, consolidándose como plataformas confiables y versátiles para mediciones meteorológicas. Incorporan sensores de viento, turbulencia, microfísica de nubes y perfiles termodinámicos y también señala que estos “sistemas de globo cautivo han sido utilizadas durante más de 40 años para recolectar mediciones atmosféricas hasta la tropósfera”(Dexheimer et al., 2019, p. 6846).

Sin embargo, la operación de estos globos depende críticamente de las tensiones en las cuerdas de anclaje. Mantener un control estable y seguro es esencial para evitar inclinaciones, oscilaciones y desplazamientos laterales ante variaciones de la dirección y la velocidad del viento. De hecho, Dexheimer et al. (2019) advierten que estas plataformas pueden limitarse a velocidades elevadas de viento, cambios de direcciones del flujo y corrientes convectivas ascendentes y descendentes, comprometiendo así la estabilidad y la precisión de las mediciones.

Actualmente, investigaciones recientes han profundizado en cómo las cargas aerodinámicas influyen en la estabilidad de este tipo de sistemas y la respuesta estructural de su anclaje. De acuerdo al estudio de Ce Pang et al. (2024) demostraron que a una velocidad máxima del viento aumenta la tensión del cable sujeción y mayor es la inclinación del globo cautivo. También, en presencia de corrientes ascendentes, la tensión del cable de sujeción puede aumentar hasta un 100.48 % respecto a un viento horizontal. Bajo corrientes descendentes de 5 m/s, la altura del globo se reduce al 75.3 % de su valor original incrementando el riesgo de contacto con el suelo. En consecuencia, estos resultados demuestran que, ante variaciones verticales y horizontales del viento pueden provocar disminuciones críticas en la altura de operación, inestabilidad estructural y errores en la obtención de perfiles verticales de viento. A pesar de estos avances, la literatura internacional muestra que los globos cautivos siguen operando con cabrestantes manuales, sin integración de sensores de fuerza ni algoritmos de control que permitan regular las tensiones en tiempo real.

En el contexto peruano, no se reportan implementaciones documentadas a mediciones atmosféricas con globos cautivos por lo que la prospección de recursos eólicos depende mayoritariamente de torres anemométricas de baja altura. Los sistemas comerciales disponibles

requieren operación manual y carecen de mecanismos de compensación dinámica evidenciando así la ausencia de soluciones automatizadas.

En ese contexto, el proyecto de investigación aplicada PE501083423-2023-PROCIENCIA, titulado “Desarrollo de un prototipo de globo aerostático cautivo perfilador de velocidad de viento y parámetros meteorológicos para la prospección de recursos energético eólicos renovables”, se identificó una limitación crítica donde el globo aerostático cautivo no opera de manera segura porque falta de un sistema automatizado capaz de regular, equilibrar y sincronizar las tensiones de sus cuerdas de anclaje. Sin este mecanismo, las variaciones aerodinámicas generan inestabilidad, sobrecargas estructurales y variaciones en la altura de operación afectando la calidad de las mediciones.

En ese sentido, surge la necesidad de desarrollar un sistema automatizado regulador de tensiones de anclaje que garantice la estabilidad del globo aerostático cautivo capaz de responder en tiempo real a las variaciones y cambios de dirección del viento y asegure mediciones confiables del perfil vertical del viento.

Por lo tanto, se formula la siguiente interrogante: ¿Cómo diseñar y manufacturar un sistema automatizado que garantice la estabilidad aerodinámica y operatividad de un globo aerostático cautivo sometido a variaciones dinámicas del viento?

1.3. Justificación

1.3.1. Justificación social

El desarrollo de un sistema regulador de tensiones en las cuerdas de anclaje del globo aerostático cautivo responde a la necesidad de garantizar una operación segura y estable en condiciones ambientales variables. Este tipo de plataformas se ha utilizado en investigaciones meteorológicas ambientales, especialmente en zonas de difícil acceso donde otras tecnologías

presentan limitaciones. Sin embargo, la falta de estabilidad operativa restringe su uso y confiabilidad. En este sentido, mejorar el control del sistema de anclaje permite incrementar la calidad y continuidad de los datos recolectados, reducir riesgos durante la operación y fortalecer la capacidad de monitores en tiempo real. Asimismo, esta propuesta contribuye al desarrollo tecnológico local y apoya la generación de información calve para la toma de decisiones en gestión ambiental y recursos energéticos.

1.3.2. Justificación técnica

Desde el punto de vista técnico, el sistema propuesto aborda una limitación fundamental en los globos aerostáticos cautivos viniendo a ser la falta de mecanismos que permitan regular las tensiones y equilibrar el globo frente a perturbaciones dinámicas del viento. Estas variaciones generan inestabilidad, afectando tanto la integridad estructural como la precisión de las mediciones. La implementación de un sistema de regulación de tensiones, basado en la integración de componentes mecánicos, electrónicos y de control, permite mejorar la respuesta del sistema ante cambios en las condiciones ambientales. De esta manera, se optimiza el desempeño operativo del globo y se reducen riesgos asociados a sobrecargas o desplazamientos no controlados.

1.3.3. Justificación económica

Este proyecto de investigación considera una alternativa de bajo costo y viable mediante el uso de componentes comerciales accesibles, evitando inversiones elevadas como la adquisición de cabrestantes especializados que suelen ser costosos y requieren de operación manual. En comparación con estructuras tradicionales como torres anemométricas y equipos de elevación tradicionales, el sistema representa una alternativa más económica para obtener datos atmosféricos en zonas remotas. Asimismo, la mejora en la estabilidad operativa del sistema

contribuye a reducir costos asociados a fallas, mantenimiento y errores humanos, incrementando la eficiencia en proyectos de investigación y monitoreo ambiental.

1.3.4. Justificación científica

Esta propuesta contribuye al desarrollo del conocimiento científico en ingeniería aplicada, particularmente en el estudio del comportamiento dinámico de sistemas aerostáticos cautivos sometidos a condiciones ambientales variables. A través de la integración de principios de aerodinámica, mecánica, electrónica e instrumentación, se plantea el diseño de un sistema que permita regular las tensiones de anclaje y mejorar la estabilidad del globo. Además, el desarrollo experimental del sistema permite generar evidencia sobre la interacción entre las fuerzas aerodinámicas y la respuesta mecánica del sistema de anclaje, aportando bases para futuras investigaciones en sistemas mecatrónicos distribuidos que operan en entornos reales.

1.3.5. Justificación ambiental

El uso de globos aerostáticos como plataformas de medición permite realizar estudios atmosféricos con un menor impacto ambiental en comparación con infraestructuras tradicionales. La mejora en la estabilidad del sistema contribuye a obtener mediciones más precisas, facilitando la identificación de zonas con potencial energético renovable, como la energía eólica. Asimismo, al reducir la necesidad de estructuras fijas e invasivas, se minimiza la alteración del entorno natural. En este sentido, el desarrollo de soluciones tecnológicas como la propuesta favorece la implementación de metodologías más sostenibles para el monitoreo ambiental y la gestión de recursos naturales.

1.4. Hipótesis

El desarrollo de un sistema automatizado con telemetría para la regulación de tensiones de anclaje mejora la estabilidad operativa de un globo aerostático cautivo sometido a condiciones ambientales variables.

1.5. Objetivos

1.5.1. Objetivo general

- Diseñar y manufacturar un sistema automatizado regulador de tensiones de anclaje para la estabilidad de un globo aerostático cautivo.

1.5.2. Objetivos específicos

- Determinar las cargas de diseño inducidas por efectos aerodinámicos en el globo aerostático cautivo mediante un modelo de interacción fluido- estructura (FSI) validado experimentalmente.
- Diseñar la arquitectura modular y distribuida del sistema automatizado regulador de tensiones de anclaje.
- Manufacturar los módulos funcionales que conforman el sistema automatizado regulador de tensiones de anclaje.
- Validar el desempeño del sistema automatizado mediante pruebas de campo frente a variaciones de velocidad y dirección del viento en la estabilidad y operatividad del globo aerostático cautivo.

II. MATERIALES Y MÉTODOS

2.1. Ubicación del área de estudio

La validación experimental del sistema se llevó a cabo en terrenos pertenecientes a Petroperú, específicamente en el Terminal Bayóvar en Piura, ubicado en la región Piura.

Figura 2

Ubicación de Petroperú-Terminal Bayóvar



Nota. La figura muestra la ubicación donde se desarrolló la validación experimental, ubicado a espaldas del patio de tanques de almacenamiento. Tomado de la web de Petroperú y Google Earth.

2.2. Tipo y diseño de la investigación empleada

2.1.1. Tipo de investigación

Según su finalidad esta investigación es de tipo aplicada, se usó el conocimiento técnico y tecnológico disponible para solucionar la inestabilidad del globo aerostático cautivo perfilador

de vientos y monitoreo meteorológico frente las condiciones climáticas y operativas. De acuerdo a Lozada (2014), “este tipo de investigación es aquella que busca resolver problemas u optimizar procesos dentro del ámbito productivo mediante la aplicación de conocimientos teóricos, enfocándose en el proceso que vincula la teoría con un producto funcional” (p.35).

2.1.2. Diseño de la investigación

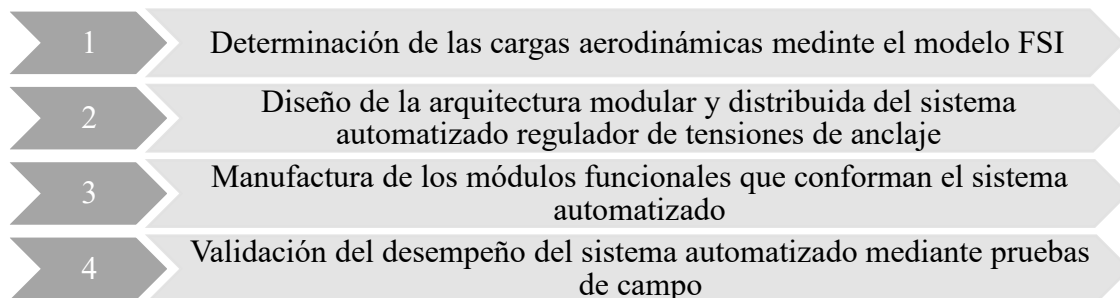
El diseño de la investigación será experimental y cuantitativa, dado que se tendrá variables dependientes e independientes. Se buscará establecer una relación entre el sistema de regulación y la tensión en las cuerdas cuando el globo esté expuesto a factores como el viento o el movimiento. El diseño experimental es aquel que tiene como objetivo describir 26 causa – efecto de un fenómeno para predecir el futuro, elaborar pronósticos que pueden ser comprobados y establecidos como leyes. Palella y Martins (2010)

2.3. Metodología

A continuación, en la figura 3, se presenta un diagrama de flujo del procedimiento metodológico del desarrollo de esta investigación:

Figura 3

Diagrama de flujo del procedimiento metodológico de la investigación



Nota. Elaboración propia

Posteriormente, se detalla cada una de estas fases metodológicas en función de cada uno de los objetivos de este proyecto:

2.3.1. Determinación de las cargas aerodinámicas mediante el modelo de interacción fluido- estructura (FSI)

2.3.1.1. Caracterización experimental del globo a escala

Se realizaron pruebas experimentales para determinar la configuración de anclaje y las tensiones inducidas en las cuerdas frente a flujo de viento real

- **Configuración de anclaje**

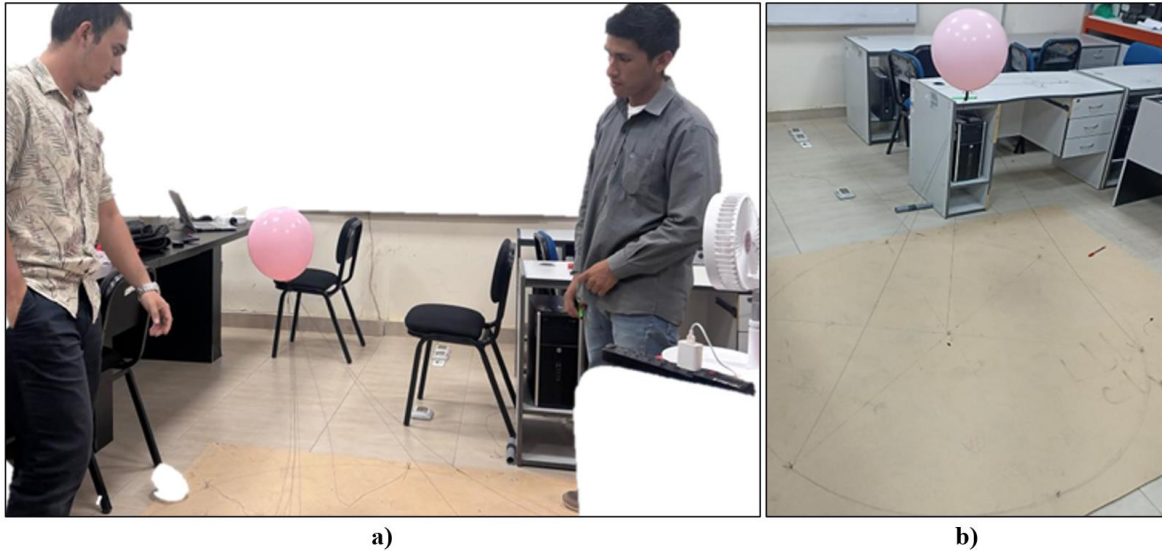
Se realizaron ensayos a escala utilizando globos inflados con helio para producir el comportamiento del sistema en condiciones controladas. Se preparó una plataforma horizontal con una circunferencia que define la zona de anclaje. Los puntos de anclaje se distribuyeron de manera uniforme dividiendo los 360 ° entre el número de cuerdas.

El globo se sometió a flujo de aire controlado mediante ventiladores. El análisis visual se basó en el desplazamiento lateral, estabilidad y oscilaciones durante la exposición al flujo de manera que se varió el número de cuerdas de anclaje para evaluar la respuesta del sistema.

Se determinó que una configuración de tres cuerdas proporciona un equilibrio entre estabilidad y movilidad controlada que reduce desplazamientos y mantiene estabilidad frente al flujo de aire. Además, simplifica la logística en su instalación y operación.

Figura 4

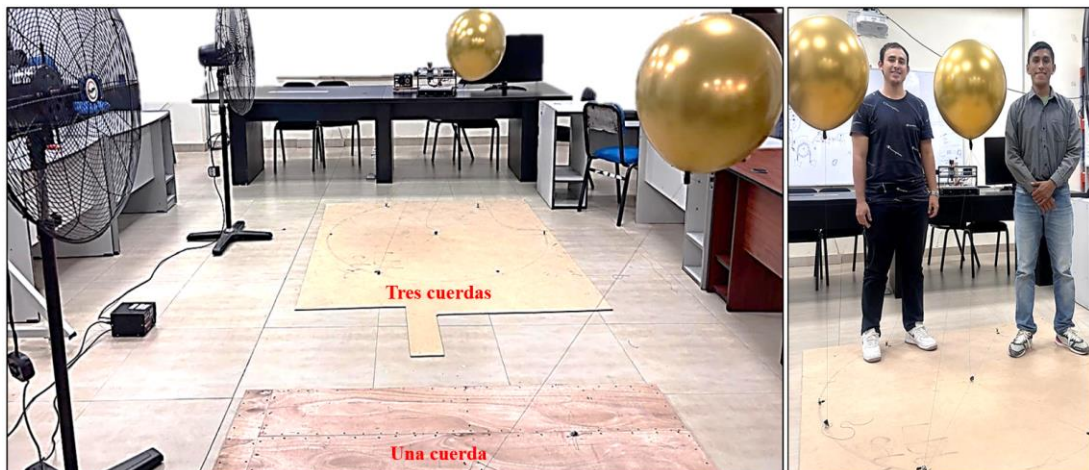
Disposición de cuerdas periféricas sujetas al globo en fase de experimentación



Nota. Muestra la disposición de a) seis cuerdas y b) tres cuerdas en cuanto a la sujeción periférica del globo a escala. Fuente: Elaboración propia.

Figura 5

Comparación experimental de inclinación del globo



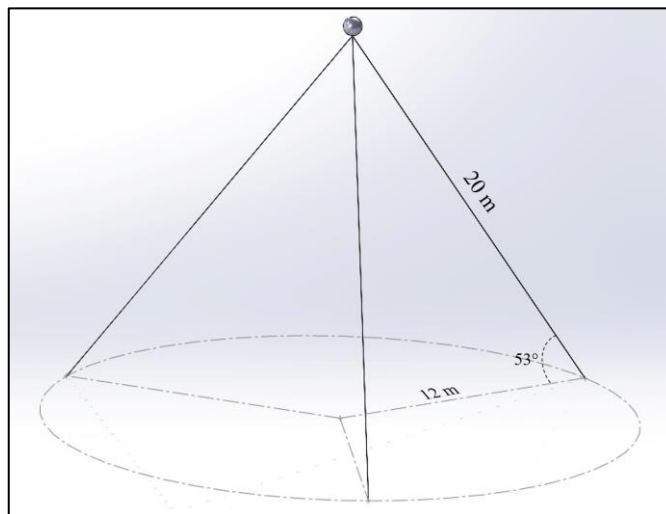
Nota. Se aprecia la disposición final de sujeción (tres cuerdas) comparada con la sujeción de una cuerda. Fuente: Elaboración propia.

Definida la configuración de tres cuerdas, se procedió la validación experimental de campo en la azotea del edificio de Mecánica y Eléctrica de la Universidad Nacional de Jaén según disponibilidad del área.

Se definió la geometría del sistema de anclaje en una circunferencia sobre la superficie de trabajo separados angularmente por 120° entre sí. La distancia radial desde el centro hasta el punto de anclaje fue fijada en aproximadamente 12 m.

Figura 6

Representación gráfica de tres cuerdas de sujeción



Nota. Se muestra la distancia, ángulo y longitud diagonal de la cuerda. Fuente: Elaboración propia

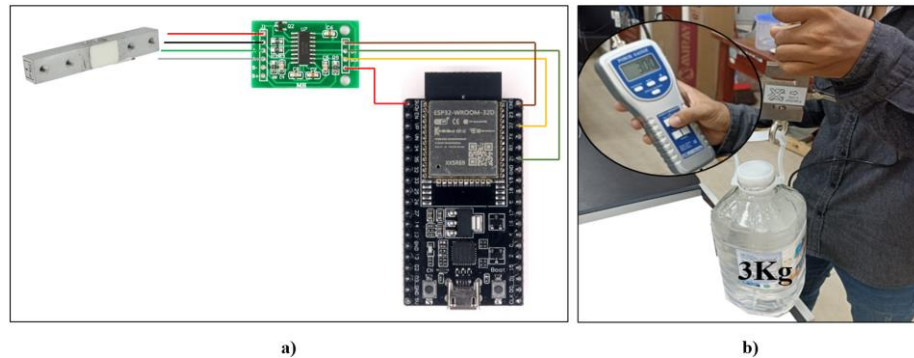
Se implementó un sistema de medición de tensiones en cada punto de anclaje con celdas de carga previa calibración.

- **Calibración de la celda de carga**

La calibración se realizó con una masa conocida medida con dinamómetro calibrado.

Figura 7

Conexión electrónica y masa conocida para la calibración de la celda de carga



Nota. a) Celda de carga con el amplificador de señal HX711 y ESP32 y b) Uso del dinamómetro midiendo la masa conocida. Fuente. Elaboración propia.

Figura 8

Parte del proceso de calibración



Nota. a) Disposición de la celda de carga sobre la base b) Código para compilación en Arduino IDE; c) Visualización de datos en el monitor serial. Fuente: Elaboración propia.

Se calculó el promedio de datos:

$$\bar{X} = \frac{x_1 + x_2 + x_3 + \dots + x_n}{n}$$

Donde: \bar{X} : Promedio

n : Número total de datos

La escala de calibración, dado por:

$$\text{ESCALA} = \frac{\bar{X} \text{ (Promedio)}}{\text{Masa real (Kg)}}$$

Dicho valor de escala es añadido al nuevo código que muestra la figura 9.

Figura 9

Finalización del proceso de calibración

<pre>1 #include "HX711.h" 2 3 const int DOUT=21; 4 const int CLK=22; 5 6 HX711 balanza; 7 8 void setup() { 9 Serial.begin(115200); 10 balanza.begin(DOUT, CLK); 11 Serial.print("Lectura del valor del ADC: "); 12 Serial.println(balanza.read()); 13 Serial.println("No ponga ningun objeto sobre la balanza"); 14 Serial.println("Destarando..."); 15 Serial.println("..."); 16 balanza.set_scale(100303.1); //Establecemos la escala 17 balanza.tare(20); //El peso actual es considerado Tara. 18 19 Serial.println("Listo para pesar"); 20 } 21 22 void loop() { 23 Serial.print("Masa: "); 24 Serial.print(balanza.get_units(20),3); 25 Serial.println(" kg"); 26 delay(500); 27 } 28</pre>	<pre>Lectura del valor del ADC: -236926.00 No ponga ningun objeto sobre la balanza Destarando... ... Listo para pesar Peso: 0.000 kg Peso: 0.000 kg Peso: 0.000 kg Peso: -0.000 kg Peso: 0.005 kg Peso: 2.343 kg Peso: 3.003 kg Peso: 3.003 kg Peso: 3.003 kg Peso: 3.003 kg Peso: 3.004 kg Peso: 3.004 kg</pre>
a)	b)

Nota. a) línea de código donde se añadió el valor de escala previamente calculado b) valor de masa demostrando que la celda de carga ya fue calibrada. Fuente: Elaboración propia.

- **Elevación del globo a escala**

Se infló y elevó el globo a escala (0.23 m³) donde se evaluó su estabilidad, desplazamiento y respuesta al viento.

Figura 10

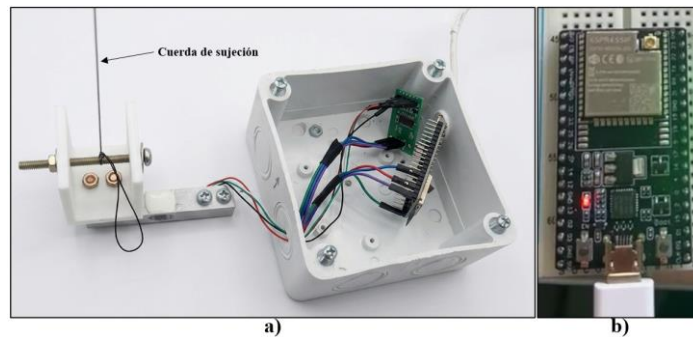
Inflado del globo con helio



Nota. Inflado del globo a escala. Fuente: Elaboración propia.

Figura 11

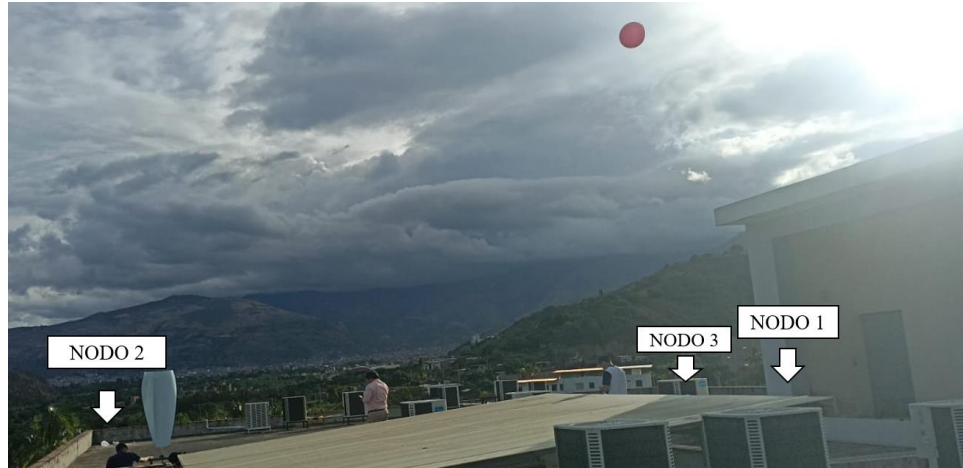
Módulos electrónicos empleados para el sistema de medición



Nota. Muestra a) nodo de sujeciones del globo (emisor) y b) ESP32 (receptor); en la obtención de datos, los nodos emisores envían información hacia el nodo central; el protocolo de comunicación fue ESP-NOW (Wifi). Fuente: elaboración propia.

Figura 12

Disposición en campo de los nodos y cuerdas para la medición de tensiones



Nota. Datos obtenidos interpretados en la sección de resultados. Fuente: Elaboración propia.

2.3.1.2. Caracterización analítica del globo a escala.

Tabla 1

Características para el método analítico del globo a escala

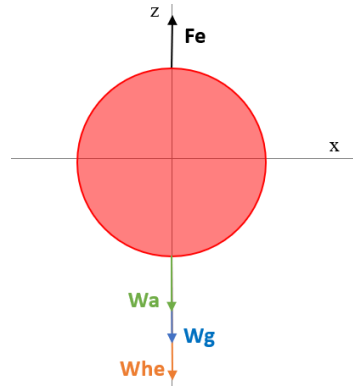
Radio del globo rojo	$r = 38 \text{ cm} = 0.38 \text{ m}$
Volumen del globo escala	$V_e = \frac{4}{3}\pi r^3 = 0.23 \text{ m}^3$
Área proyectada del globo escala	$A_e = \pi r^2 = 0.454 \text{ m}^2$
Densidad del aire	$\rho_{aire} = 1.225 \text{ kg/m}^3$
Densidad del helio	$\rho_{helio} = 0.1625 \text{ kg/m}^3$
Velocidad del aire	$v_{aire} = 6 \text{ m/s}$
Viscosidad dinámica del aire	$\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ Pa.s}$
Masa del globo	$m_g = 100 \text{ g} = 0.1 \text{ kg}$
Masa de accesorios	$m_a = 70 \text{ g} = 0.07 \text{ kg}$
Masa del helio	$m_{he} = \rho_{he} V_e = 0.0373 \text{ kg}$
Fuerza de empuje	$F_e = \rho_{aire} V_e g = 2.764 \text{ N}$

Nota. Elaboración propia

- Fuerza vertical resultante F_r :

Figura 13

Vista plano xz globo a escala



Nota. Elaboración propia

$$F_r = F_e - W_a - W_g - W_{he}$$

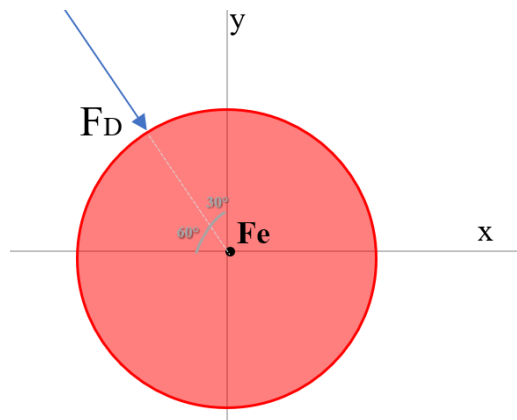
$$F_r = F_e - g(m_a + m_g + m_{he})$$

$$F_r = 0.73 \text{ N}$$

- Fuerza de arrastre F_D

Figura 14

Vista plano xz globo a escala



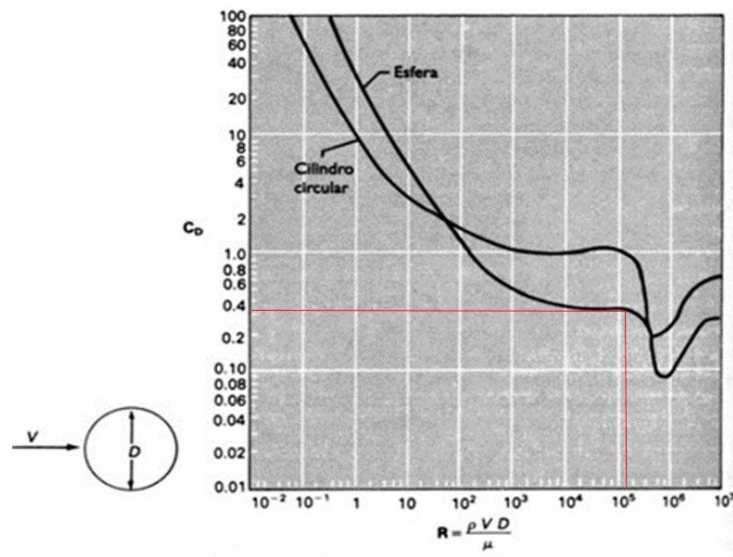
Nota. Elaboración propia

$$F_D = C_D A_e \left(\frac{\rho_{\text{aire}} v_{\text{aire}}^2}{2} \right)$$

Donde C_D es el coeficiente de arrastre que se halla en la siguiente figura.

Figura 15

Gráfica de coeficiente de arrastre (C_D) y número de Reynolds (R)



Nota. El coeficiente de arrastre (C_D) está en función del número de Reynolds (R) y de la característica del cuerpo en análisis; en este caso se considera un cuerpo esférico. Tomado de https://apuntes-ing-mecanica.blogspot.com/2015/11/resistencia-del-fluido.html#google_vignette

Se obtiene:

$$\text{Número de Reynolds } Re = \frac{\rho_{\text{aire}} v_{\text{aire}} D_e}{\mu} = 312171.678 = 3.12 \times 10^5$$

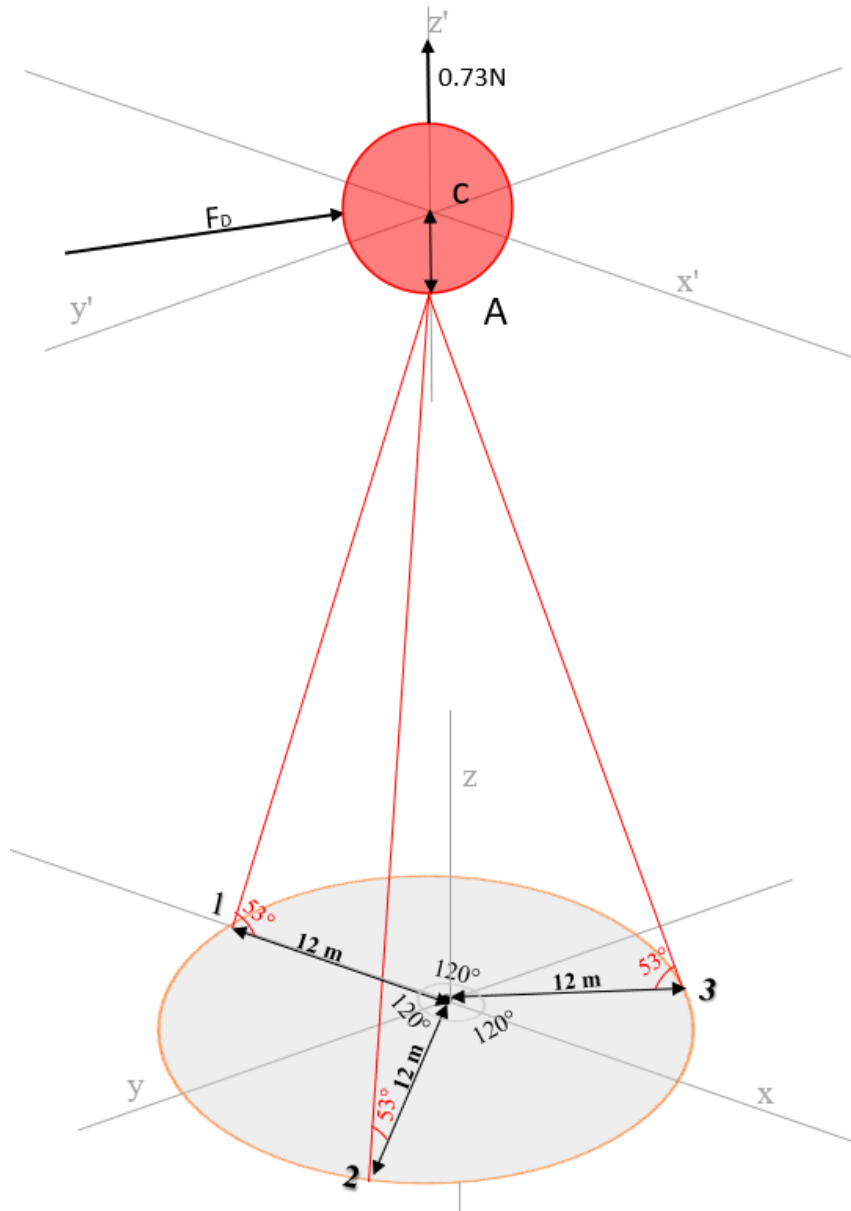
El coeficiente de arrastre es $C_D = 0.3$

La fuerza de arrastre: $F_D = 3.003 \text{ N}$

- Tensiones en las cuerdas de anclaje del globo a escala

Figura 16

Diagrama de cuerpo libre del globo a escala



Nota. Elaboración propia

Las posiciones en cada punto de los anclajes son iguales a los de la prueba experimental descrita anteriormente:

Unión de cuerdas: $A = (0; 0; 15.925)$

Cuerda 1: $P_1 = (-12; 0; 0)$

Cuerda 2: $P_2 = (6; 10.392; 0)$

Cuerda 3: $P_3 = (6; -10.392; 0)$

Centro del globo: $C = (0; 0; 16.305)$

De esa manera los vectores unitarios:

Cuerda 1: $r_1 = (-12; 0; -15.925)$

$$|\vec{r}_1| = 19.94$$

$$\hat{u}_1 = (-0.602i - 0.799k)$$

Cuerda 2: $r_2 = (6; 10.392; -15.925)$

$$|\vec{r}_2| = 19.94$$

$$\hat{u}_2 = (0.3i + 0.52j - 0.799k)$$

Cuerda 3: $r_3 = (6; -10.392; -15.925)$

$$|\vec{r}_3| = 19.94$$

$$\hat{u}_3 = (0.3i - 0.52j - 0.799k)$$

Además:

$$F_D = 1.502i - 2.6j$$

$$F_r = 0.73k$$

La fuerza de arrastre se trasladó al punto A debido a que inicialmente genera un momento con respecto a dicho punto. Sin embargo, el sistema rota ligeramente hasta que la línea de acción de la resultante de fuerzas pasa por el punto A, eliminando el momento y permitiendo resolver el sistema mediante equilibrio de fuerzas.

Las tensiones en las cuerdas de anclaje del globo a escala:

$$\text{Cuerda 1: } \hat{T}_1 = (-0.602T_1i - 0.799T_1k)$$

$$\text{Cuerda 2: } \hat{T}_2 = (0.3T_2i + 0.52T_2j - 0.799T_2k)$$

$$\text{Cuerda 3: } \hat{T}_3 = (0.3T_3i - 0.52T_3j - 0.799T_3k)$$

Finalmente se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones debido a la sumatoria de fuerzas con respecto punto A

$$\text{Fuerzas en x: } -0.602T_1 + 0.3T_2 + 0.3T_3 + 1.502 = 0$$

$$\text{Fuerzas en y: } 0.52T_2 - 0.52T_3 - 2.6 = 0$$

$$\text{Fuerzas en z: } -0.799T_1 - 0.799T_2 - 0.799T_3 + 0.73 = 0$$

2.3.1.3. Caracterización analítica del globo real

Se consideró la misma metodología utilizada en la caracterización analítica del globo a escala.

Figura 17

Características del globo real



The image shows a product specification table for the 'Skyhook' kite. On the left, there is a photograph of the kite. The table lists various characteristics including material thickness, lift in no wind and 15mph wind, maximum wind speed, maximum unloaded altitude, length, and width.

Material Thickness	Lift in No Wind (kg)	Lift in 15mph Wind (kg)	Max Wind Speed (mph)	Max Unloaded Alt (ft)	Length (ft)	Width (ft)
3.5	4	10	42	5800*	11.7	9

Nota. La imagen y características fueron tomadas de <https://www.helikites.com/skyhook-helikites>

Tabla 2

Características para el método analítico del globo real

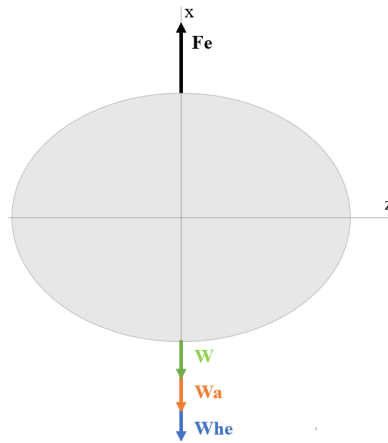
Volumen del globo	$V = 9 \text{ m}^3$
Área proyectada del globo	$A = \pi r^2 = 3.788 \text{ m}^2$
Densidad del aire	$\rho_{\text{aire}} = 1.225 \text{ kg/m}^3$
Densidad del helio	$\rho_{\text{helio}} = 0.1625 \text{ kg/m}^3$
Velocidad del aire	$v_{\text{aire}} = 20 \text{ m/s}$
Viscosidad dinámica del aire	$\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$
Masa del helio	$m_{\text{he}} = V\rho_{\text{helio}} = 1.4625 \text{ kg}$
Masa de accesorios	$m_a = 0.6 \text{ kg}$
Masa del globo	$m = 1 \text{ kg}$
Fuerza de empuje	$F_e = \rho_{\text{aire}}Vg = 108.155 \text{ N}$

Nota. Características obtenidas a través de mediciones. Fuente: Elaboración propia

- **Fuerza vertical resultante F_r**

Figura 18

Vista plano xz globo real



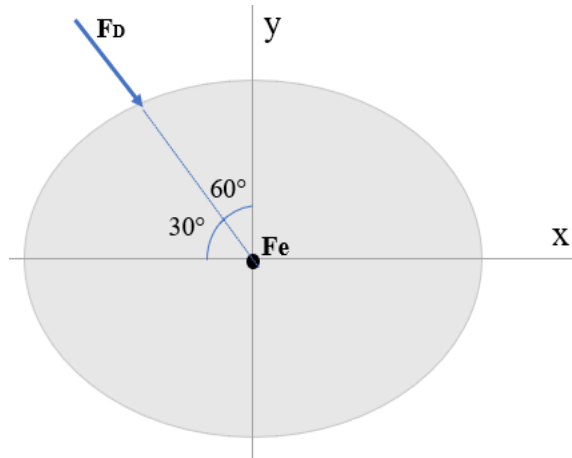
Nota. Elaboración propia

$$F_r = 78.112 \text{ N}$$

- **Fuerza de arrastre F_D**

Figura 19

Vista plano xy globo real



Nota. Elaboración propia

Entonces:

Número de Reynolds $Re = 3006706.158 = 3 \times 10^6$

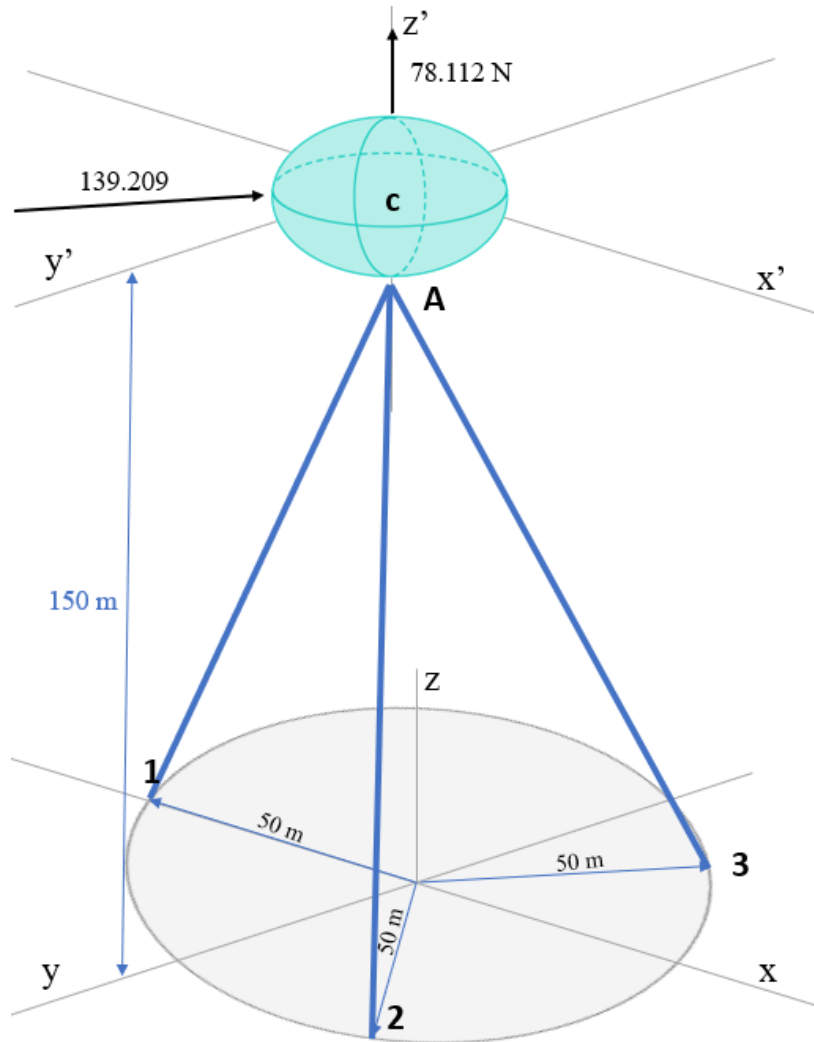
El coeficiente de arrastre es $C_D = 0.15$

La fuerza de arrastre del globo real es: $F_D = 139.209 N$

- **Tensiones en las cuerdas de anclaje del globo a escala**

Figura 20

Diagrama de cuerpo libre del globo real



Nota. Elaboración propia

Las posiciones de cada punto son:

Unión de cuerdas: $A = (0; 0; 150)$

Cuerda 1: $P_1 = (-50; 0; 0)$

Cuerda 2: $P_2 = (25; 43.3; 0)$

Cuerda 3: $P_3 = (25; -43.3; 0)$

En ese sentido los vectores unitarios de las cuerdas

$$\text{Cuerda 1: } r_1 = (-50; 0; -150)$$

$$|\vec{r}_1| = 158.114$$

$$\widehat{u}_1 = (-0.316i - 0.949k)$$

$$\text{Cuerda 2: } r_2 = (25; 43.3; -150)$$

$$|\vec{r}_2| = 158.114$$

$$\widehat{u}_2 = (0.158i + 0.274j - 0.949k)$$

$$\text{Cuerda 3: } r_3 = (25; -21.65; -150)$$

$$|\vec{r}_3| = 158.114$$

$$\widehat{u}_3 = (0.158i - 0.274j - 0.949k)$$

Además:

$$F_D = 69.6045i - 120.559j$$

$$F_r = 78.112k$$

Adicionalmente la tensiones de cada una de las cuerdas:

$$\text{Cuerda 1: } \widehat{T}_1 = (-0.316T_1i - 0.949T_1k)$$

$$\text{Cuerda 2: } \widehat{T}_2 = (0.158T_2i + 0.274T_2j - 0.949T_2k)$$

$$\text{Cuerda 3: } \widehat{T}_3 = (0.158T_3i - 0.274T_3j - 0.949T_3k)$$

Finalmente se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\text{Fuerzas en x: } -0.316T_1 + 0.158T_2 + 0.158T_3 + 69.6045 = 0$$

$$\text{Fuerzas en y: } 0.274T_2 - 0.274T_3 - 120.559 = 0$$

$$\text{Fuerzas en z: } -0.949T_1 - 0.949T_2 - 0.949T_3 + 78.112 = 0$$

2.3.1.4. Caracterización del globo a escala mediante Interacción Fluido Estructura (FSI)

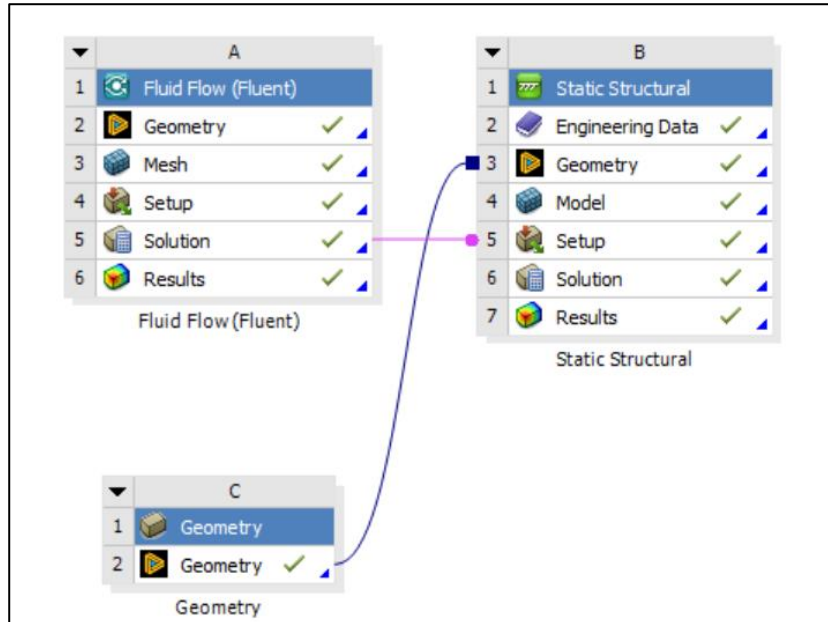
Para la caracterización de FSI, se siguió el procedimiento que se utilizó en la simulación en el globo real; los datos obtenidos se mostrarán en la sección de resultados.

2.3.1.5. Caracterización del globo real mediante Interacción Fluido Estructura (FSI)

Validado el modelo FSI con el globo a escala se analizó el globo real (9 m³). Se empleó un Análisis Dinámico de Fluidos Computacional (CFD) y el Análisis de Elementos finitos (FEA)..

Figura 21

Interfaz de FSI en el entorno de Ansys Workbench



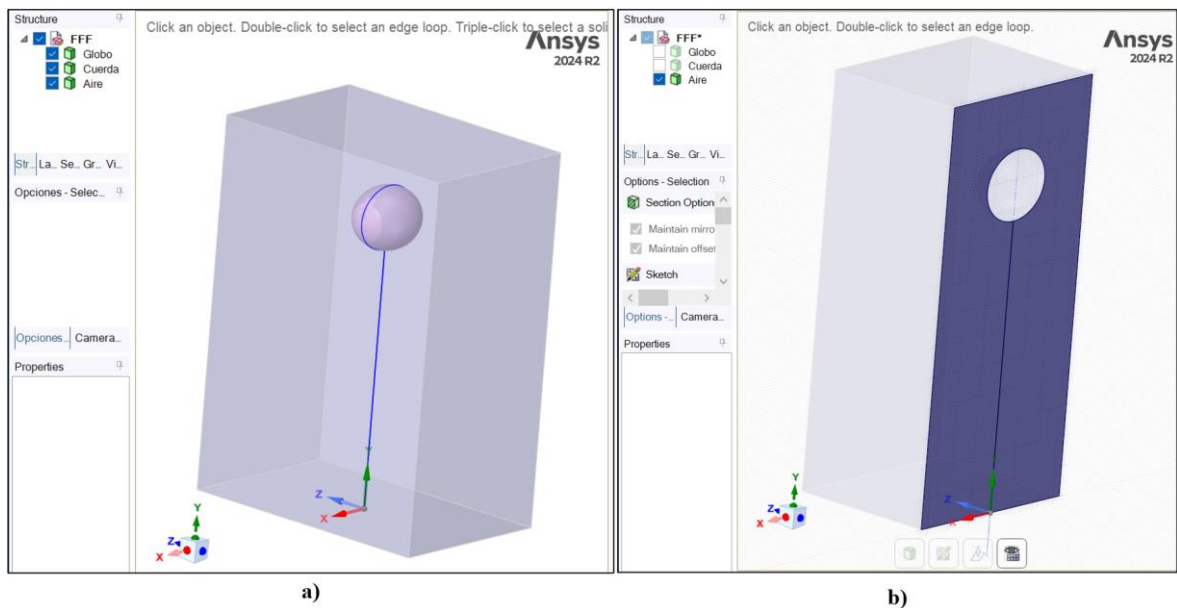
Nota. Configuración del sistema de simulación en ANSYS Workbench, donde se observa la integración de los módulos Fluid Flow (fluent) y Static Structural. Fuente: Elaboración propia.

- **Dinámica de Fluido Computacional (CFD) – Fluid Flow (fluent)**
Geometría (Geometry)

La geometría se simplificó en SpaceClaim para reducir el costo computacional del modelo. Debido a la diferencia de escala respecto al dominio de control que fue de 10.5 m x 6.8 m x 14.5 m que representó el aire.

Figura 22

Geometría del modelo en SpaceClaim



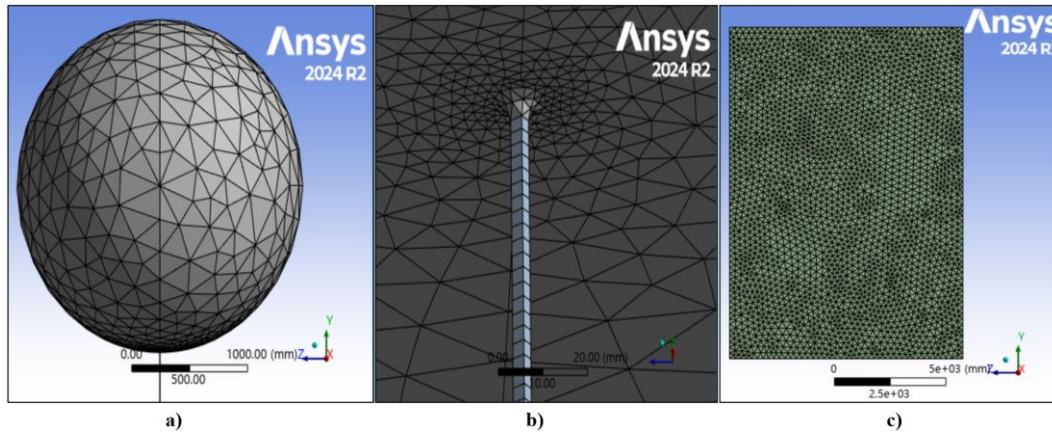
Nota. la figura muestra a) geometría simplificada del globo real en el entorno de SpaceClaim y b) sección del dominio computacional. Fuente: Elaboración propia.

Mesh (Malla)

La malla se generó utilizando un tamaño global de 250 mm compuesta por 644 197 nodos y 3 720 189 elementos alcanzando una calidad promedio de elementos de 0.83369, valor que se consideró adecuado para el desarrollo del análisis numérico.

Figura 23

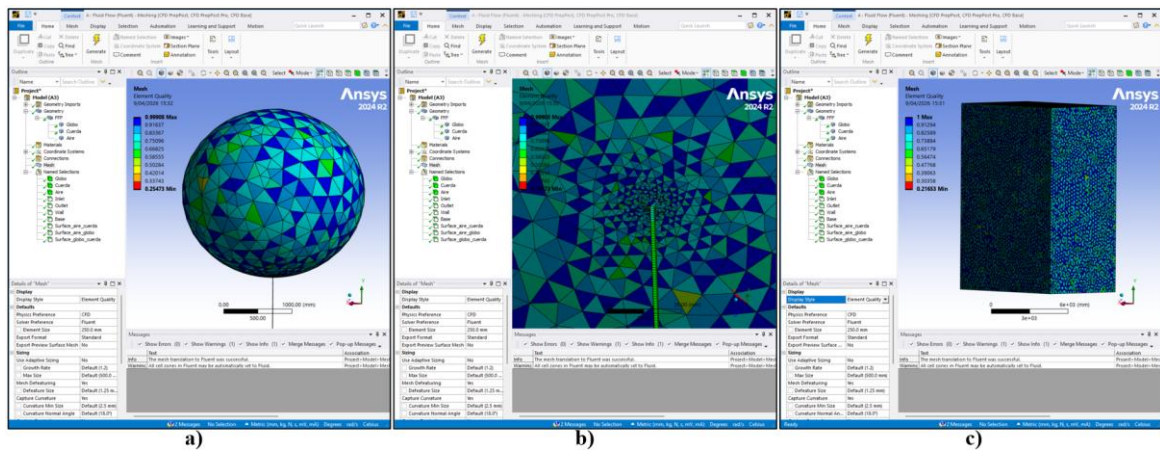
Mallado del modelo CFD del globo aerostático cautivo



Nota. Mallado del a) globo, b) cuerda y c) aire. Fuente: Elaboración propia.

Figura 24

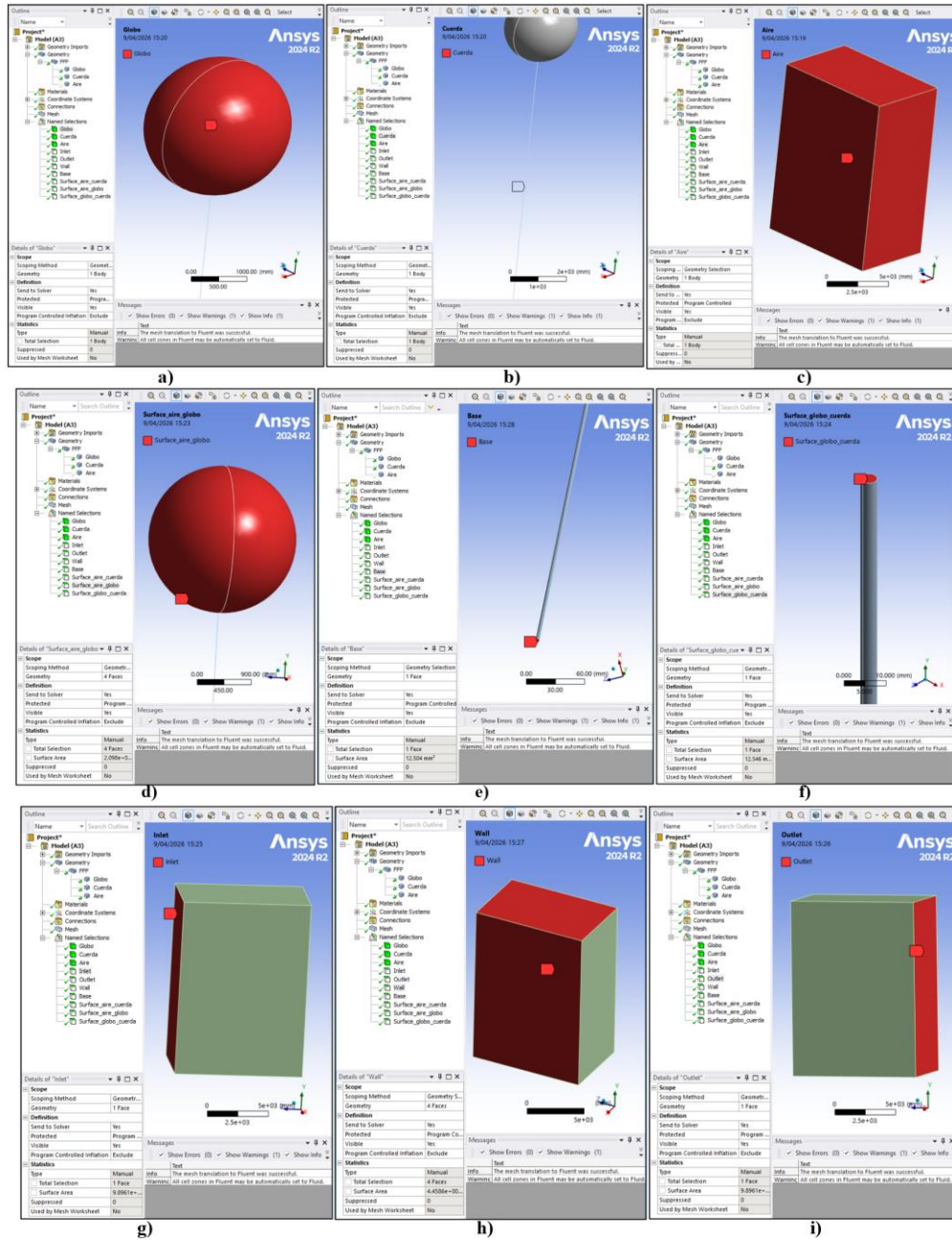
Calidad de malla del modelo CFD



Nota. Calidad de malla del a) globo, b) cuerda y c) aire.

Figura 25

Configuración de Named Selections



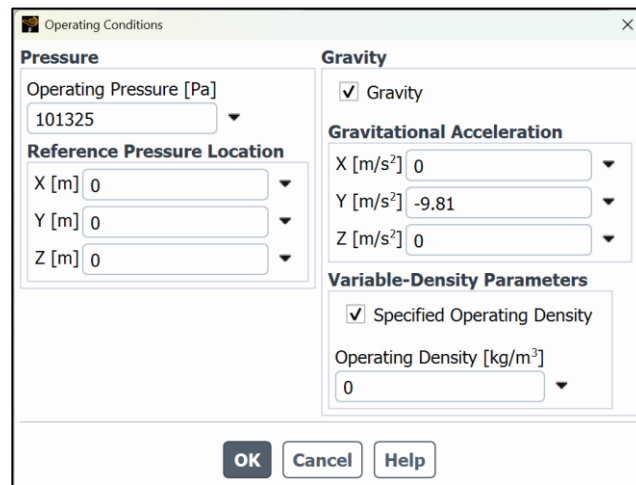
Nota. Los Named Selections definidos son a) globo, b) cuerda, c) aire, d) Surface_aire_globo, e) base, f) Surface_globo_cuerda, g) Inlet, h) Wall y i) Outlet. Fuente: Elaboración propia.

Configuración del modelo (Setup)

Se definió las condiciones físicas del modelo de turbulencia k-omega ($k - \omega$) con la formulación SST (Shear Stress Transport) para simular el comportamiento real del flujo de aire alrededor del globo aerostático cautivo lleno de helio.

Figura 26

Configuración de condiciones de operación (Operating Conditions)

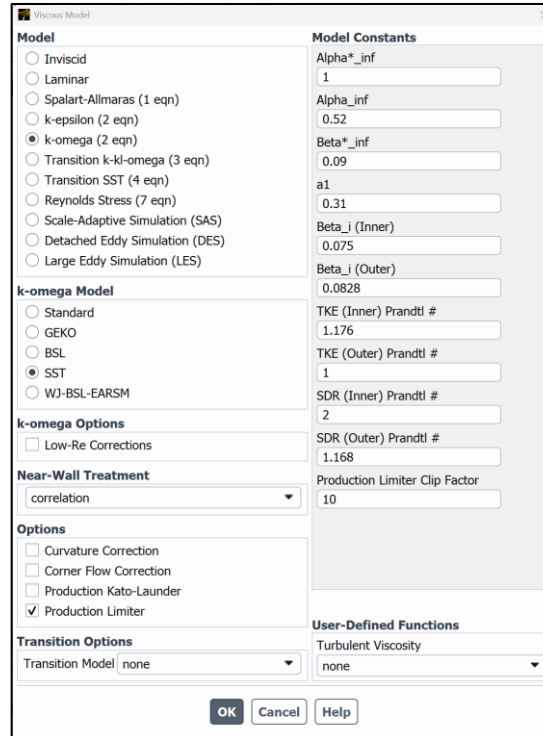


Nota. Se define la densidad de cero por tratarse de una simulación de Aire y helio . Fuente:

Elaboración propia

Figura 27

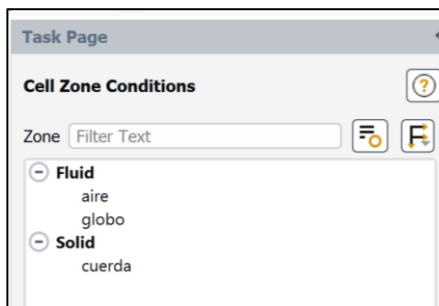
Selección del modelo de viscosidad y parámetros de turbulencia.



Nota. Elaboración propia.

Figura 28

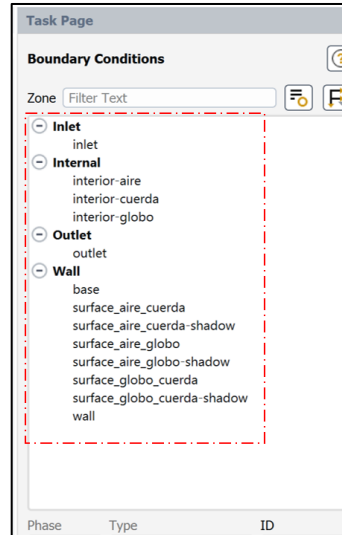
Condiciones de zona de celda (Cell Zone Conditions)



Nota. La figura muestra la vinculación de las propiedades físicas a las regiones del modelo definido a fluid (aire y globo) y Solid (cuerda). Fuente: Elaboración propia.

Figura 29

Configuración de condiciones de frontera (Boundary Conditions)

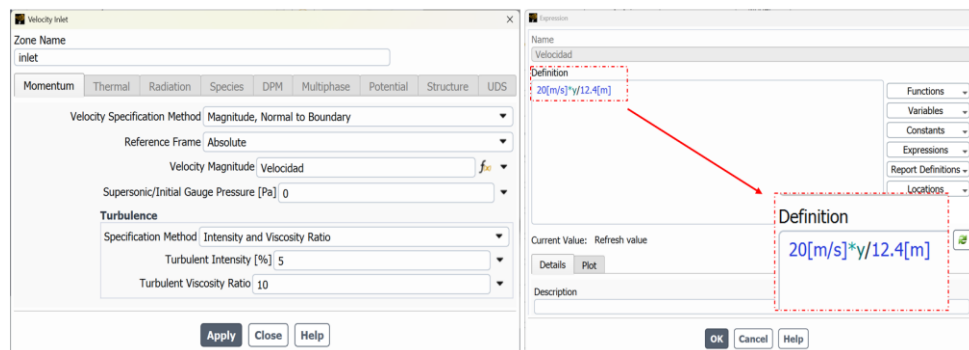


Nota. Restricciones físicas en los límites de volumen de control. Fuente: Elaboración propia

En la condición de entrada (Inlet) se configuró con un perfil de velocidades con una velocidad máxima de 20 m/s en el centro del globo.

Figura 30

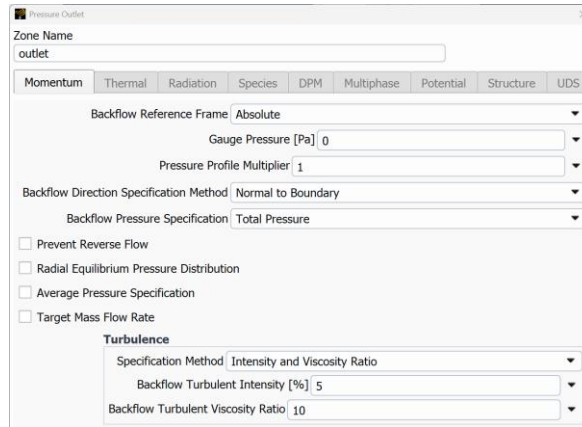
Definición matemática de velocidad en el eje vertical



Nota. Elaboración propia.

Figura 31

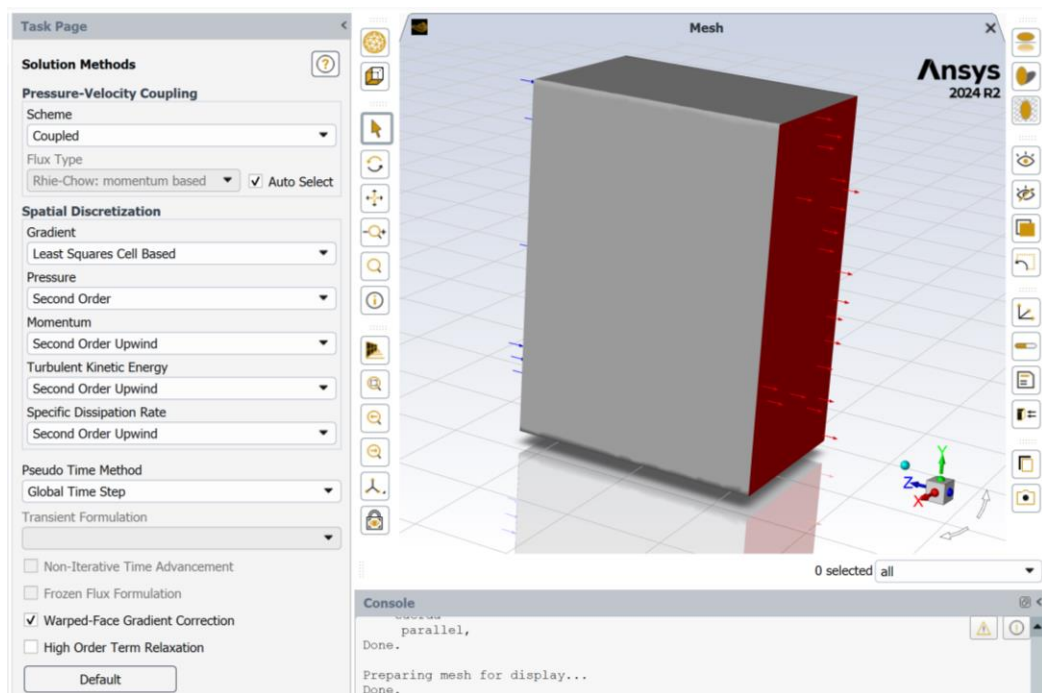
Configuración de la condición de contorno de salida (Pressure Outlet)



Nota. Se configuró una presión manométrica de 0 Pa. Fuente. Elaboración propia

Figura 32

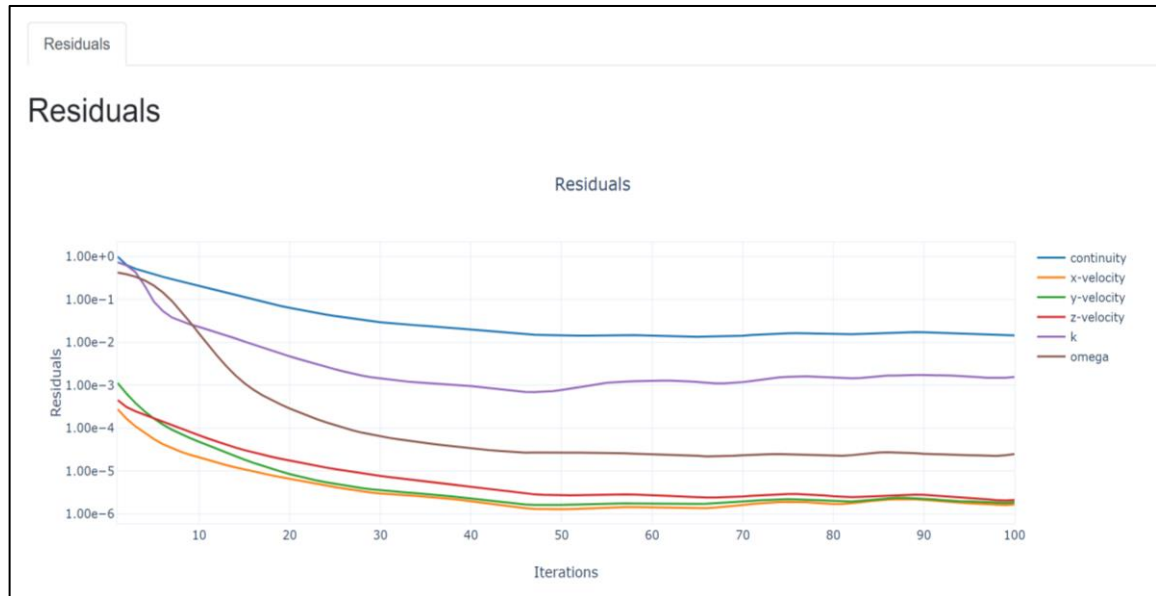
Configuración del método de solución



Nota. Elaboración propia

Figura 33

Monitoreo de convergencia mediante el historial de residuales



Nota. Se presenta el gráfico de residuales de la simulación. Fuente: Elaboración propia.

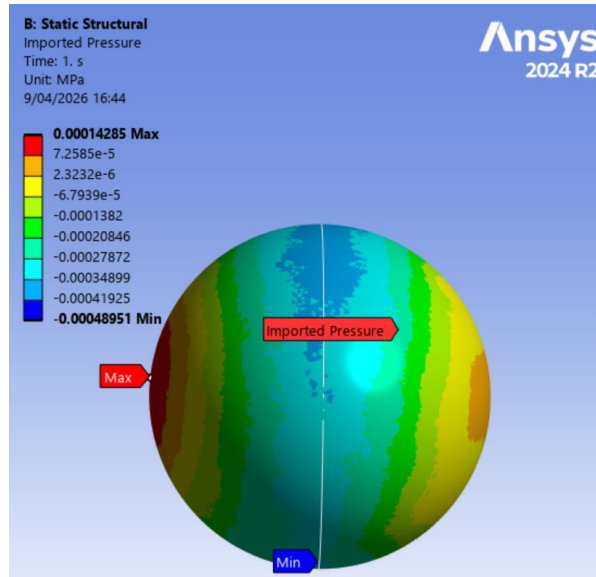
Se observa la evolución de las ecuaciones de continuidad, velocidad (x, y, z) y las variables de turbulencia (k y ω). La tendencia decreciente y la estabilización de las curvas por debajo de los criterios de tolerancia establecidos confirman la convergencia numérica del modelo, asegurando que la solución alcanzada es matemáticamente válida y estable.

- **Análisis de elementos finitos (FEA) – Static structural**

En el análisis FEA se utilizó la geometría sin el dominio de aire y las condiciones de frontera fue presiones importadas, una fuerza de empuje generado por los reportes de CFD y un fixed support en el punto de anclaje.

Figura 34

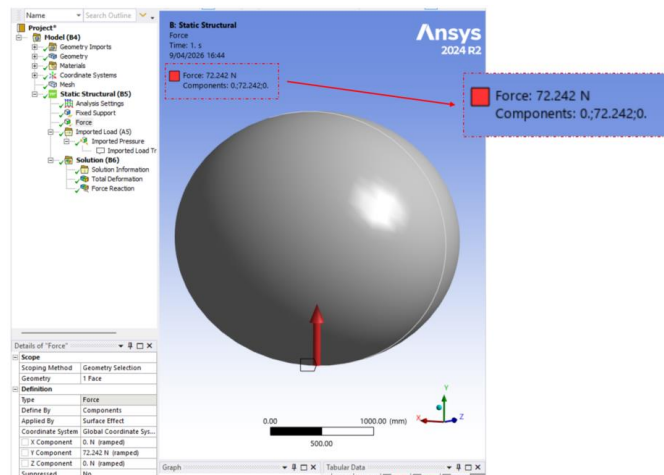
Distribución de presiones importadas desde el análisis CFD



Nota. Elaboración propia.

Figura 35

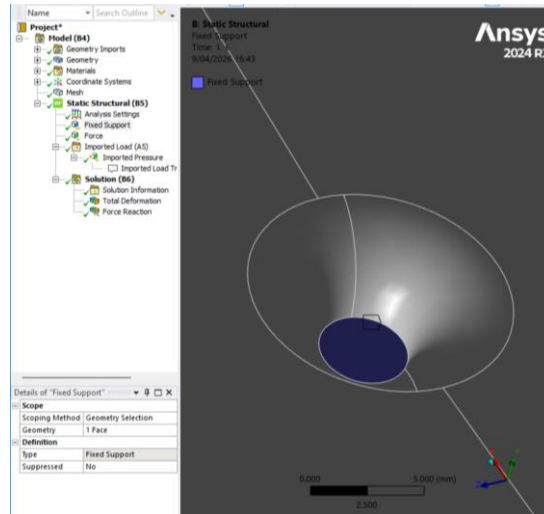
Aplicación de la fuerza de empuje aerostático



Nota. Se ilustra la aplicación de una fuerza vertical de 72.24 N, Elaboración propia.

Figura 36

Definición de condición de soporte fijo en el sistema estructural



Nota. Elaboración propia.

No se asignó un material específico al globo porque no se evaluó de esfuerzos internos ni deformaciones, sino la carga en el punto de anclaje que se muestra en resultados

2.3.2. Diseño de la arquitectura modular y distribuida del sistema automatizado regulador de tensiones de anclaje.

La arquitectura distribuida del sistema automatizado cuenta con 6 módulos funcionales los cuales son:

- Un módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica
- Dos módulos de control de altura y posicionamiento instrumental
- Tres módulos de anclaje inteligente con control activo de tensión

2.3.2.1. Diseño mecánico del módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica

- **Diseño del tambor de enrollamiento**

Se adoptó condiciones críticas la altura máxima de 200 m y el radio disponible de anclaje.

Tabla 3

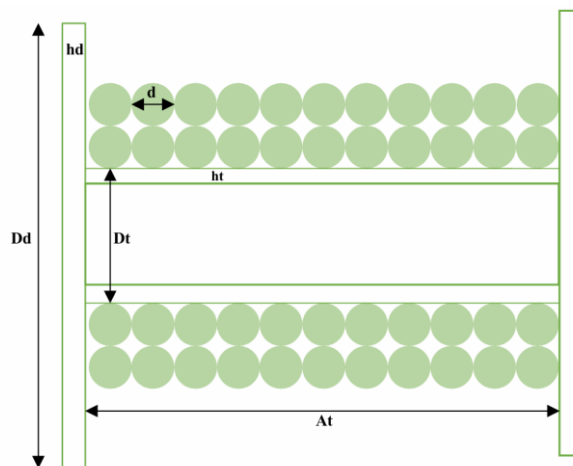
Partes principales del tambor central

Componente	Descripción	Parámetro
Tambor	Diámetro del tambor	Dt
Tambor	Grosor del tambor	ht
Tambor	Ancho del tambor	At
Tambor	Diámetro del disco de tope	Dd
Tambor	Grosor del disco de tope	hd
Cuerda	Diámetro de la cuerda	d

Nota. Elaboración propia

Figura 37

Geometría general del tambor central



Nota. Elaboración propia.

Determinación del espesor del tambor central

Según Concepción Velarde (2021), el espesor de la pared del tambor recibe la carga máxima por lo que se consideró el esfuerzo admisible del PETG y tensión de la cuerda.

Velasco et al. (2022) reportan un esfuerzo admisible de compresión del material varía entre 0.1277 y 11.3657 MPa.

El espesor del tambor se calcula con la siguiente fórmula:

$$ht = \frac{F}{\sigma_c \times p}$$

Donde:

F fuerza de la cuerda (N)

σ_c esfuerzo de compresión del material (MPa)

p distancia entre centros del diametro de la cuerda (mm)

Sin canaleta se consideró $d=2$ mm

$$ht = \frac{411.9}{11.3657 \text{ MPa} \times 2 \text{ mm}} = 18.1 \text{ mm} = 18 \text{ mm}$$

Espesor del tambor de 18 mm

Diseños de los discos de tope

Los discos de tope del tambor están sometidos a esfuerzos de flexión aproximados al 10 % debido a la tensión resultan de la cuerda (Concepción Velarde, 2021).

$$\sigma_f = 14.4 \times \left(1 - \frac{2}{3} \times \frac{D_c}{D_t}\right) \frac{F}{Dd^2}$$

Donde:

σ_f es el esfuerzo de flexión en N/cm²

D_c diametro del cubo del tambor (cm)

Dt diametro del tambor (cm)

hd espesor del disco de tope (cm)

F tensión de la cuerda (N)

El diámetro del cubo de tambor (*Dc*) fue de 14 mm, mientras que el diámetro del tambor (*Dt*) de 65 mm. Se obtuvo:

$$hd = \sqrt{14.4 \times \left(1 - \frac{2}{3} \times \frac{1.4 \text{ cm}}{6.5 \text{ cm}}\right) \frac{0.1 \times 411.9 \text{ N}}{1.1 \times 10^4 \text{ N/cm}^2}}$$

$$hd = 0.21 \text{ cm}$$

Espesor del disco de tope de 4 mm

Presión radial sobre el tambor central

La cuerda ocasiona una presión radial sobre el tambor calculada como:

$$P = \frac{2F}{d \times Dt}$$

Donde:

F es la fuerza de la cuerda en N

d es diámetro de la cuerda en mm

Dt es el diámetro del tambor en mm

$$P = \frac{2 \times 411.9}{2 \text{ mm} \times 65 \text{ mm}} = 6.3 \text{ Mpa}$$

Presión Radial de 6.3 Mpa

Factor de seguridad del tambor central

El factor de seguridad se definió como la relación entre esfuerzo de fluencia del material PTEG y el esfuerzo de compresión ocasionada por la cuerda.

$$FS = \frac{11.3657 \times 0.9}{6.3 \text{ Mpa}} = 1.6$$

- **Dimensionamiento del tambor**

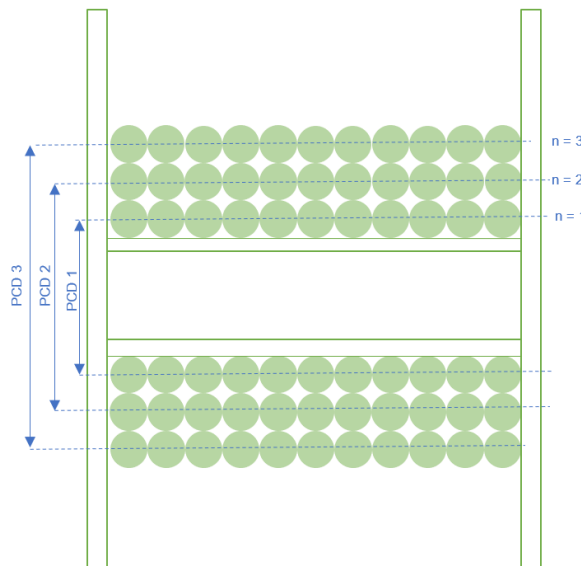
Según Trejos Cordero (2014) el fabricante Maxpull Machinery define el PCD como una capa estándar de cuerda alrededor del tambor que aumenta cada vez conforme las capas.

Se determinó el PCD (Paso del diámetro del círculo) en función del número de capas (n) hasta cubrir 220 m de cuerda. La expresión es:

$$PCD = Dt + d + 2(n - 1)(0.8)(d)$$

Figura 38

Paso del diámetro del círculo a diferentes capas



Nota. Elaboración propia.

El torque máximo correspondiente al PCD aumenta conforme las capas aumentan.

$$T_{max} = F \times \left(\frac{PCD}{2}\right)$$

Tabla 4

Resultados obtenidos de PCD y el torque máximo

Resultados obtenidos de PCD y el torque máximo				
Capas (n)	PCD (mm)	PCD(m)	T max (N.m)	Tmax (Kg.cm)
1	67.000	0.067	13.79865	140.7048341
2	70.200	0.070	14.45769	147.4250649
3	73.400	0.073	15.11673	154.1452958
4	76.600	0.077	15.77577	160.8655267
5	79.800	0.080	16.43481	167.5857576
6	83.000	0.083	17.09385	174.3059885
7	86.200	0.086	17.75289	181.0262193
8	89.400	0.089	18.41193	187.7464502
9	92.600	0.093	19.07097	194.4666811
10	95.800	0.096	19.73001	201.186912
11	99.000	0.099	20.38905	207.9071429
12	102.200	0.102	21.04809	214.6273737
13	105.400	0.105	21.70713	221.3476046
14	108.600	0.109	22.36617	228.0678355
15	111.800	0.112	23.02521	234.7880664
16	115.000	0.115	23.68425	241.5082973
17	118.200	0.118	24.34329	248.2285281
18	121.400	0.121	25.00233	254.948759
19	124.600	0.125	25.66137	261.6689899
20	127.800	0.128	26.32041	268.3892208
21	131.000	0.131	26.97945	275.1094517
22	134.200	0.134	27.63849	281.8296825
23	137.400	0.137	28.29753	288.5499134
24	140.600	0.141	28.95657	295.2701443
25	143.800	0.144	29.61561	301.9903752
26	147.000	0.147	30.27465	308.7106061
27	150.200	0.150	30.93369	315.4308369
28	153.400	0.153	31.59273	322.1510678
29	156.600	0.157	32.25177	328.8712987
30	159.800	0.160	32.91081	335.5915296
31	163.000	0.163	33.56985	342.3117605
32	166.200	0.166	34.22889	349.0319913
33	169.400	0.169	34.88793	355.7522222
34	172.600	0.173	35.54697	362.4724531
35	175.800	0.176	36.20601	369.192684
36	179.000	0.179	36.86505	375.9129149

Nota. Número de capas aumenta igual que el torque. Fuente: Elaboración propia.

Se determinó el número de espiras del tambor con un ancho At de 40 mm:

$$N = \frac{At}{d} = \frac{40}{2} = 20 \text{ espiras}$$

Se evaluó la longitud enrollada en el tambor, que depende del número de capas estimadas.

$$L_w = \pi(PCD)(N)$$

Donde:

L_w es la longitud de la cuerda en cada capa

L_t es la longitud total de la cuerda

Tabla 5

Resultados obtenidos para la longitud correspondiente de cuerda

Longitud total correspondiente de cuerda		
Capa(n)	L _w (m)	L _t (m)
1	4.20973328	4.20973328
2	4.410795168	8.620528448
3	4.611857056	13.2323855
4	4.812918944	18.04530445
5	5.013980832	23.05928528
6	5.21504272	28.274328
7	5.416104608	33.69043261
8	5.617166496	39.3075991
9	5.818228384	45.12582749
10	6.019290272	51.14511776
11	6.22035216	57.36546992
12	6.421414048	63.78688397
13	6.622475936	70.4093599
14	6.823537824	77.23289773
15	7.024599712	84.25749744
16	7.2256616	91.48315904
17	7.426723488	98.90988253
18	7.627785376	106.5376679
19	7.828847264	114.3665152
20	8.029909152	122.3964243
21	8.23097104	130.6273954
22	8.432032928	139.0594283
23	8.633094816	147.6925231
24	8.834156704	156.5266798
25	9.035218592	165.5618984
26	9.23628048	174.7981789
27	9.437342368	184.2355212
28	9.638404256	193.8739255
29	9.839466144	203.7133916
30	10.04052803	213.7539197
31	10.24158992	223.9955096
32	10.44265181	234.4381614
33	10.6437137	245.0818751
34	10.84477558	255.9266507
35	11.04583747	266.9724882
36	11.24689936	278.2193875

Nota. Para enrollar los 220 metros de cuerdas en un ancho de tambor de 40 mm, es necesario un total de 31 capas Fuente: Elaboración propia.

Tabla 6

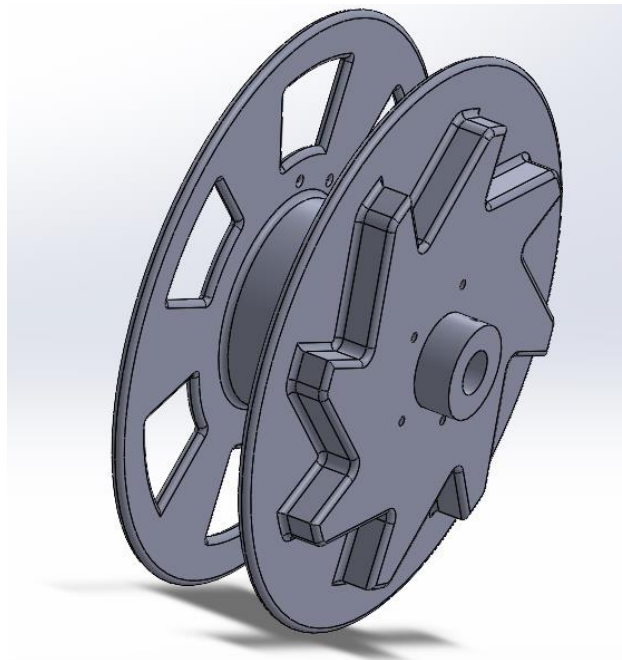
Dimensiones del tambor central

Componente	Descripción	Parámetro	Dimensión mm
Tambor	Diámetro del tambor	Dt	65
Tambor	Grosor del tambor	ht	18
Tambor	Ancho del tambor	At	40
Tambor	Diámetro del disco de tope	Dd	190
Tambor	Grosor del disco de tope	hd	4
Tambor	Diámetro del cubo central	dc	16

Nota. Elaboración propia.

Figura 39

Modelado CAD del tambor central con disco dentado



Nota. Para ver el detalle del modelado CAD del tambor con disco dentado revisar el plano 06 de anexos. Fuente: Elaboración propia.

- **Velocidad de operación del tambor**

La velocidad del tambor se calculó a partir de la velocidad tangencial y el diámetro medio.

$$Dm = \frac{Dint + Dext}{2}$$

Donde:

Dint es el diámetro de la primera capa de la cuerda en mm

Dext es el diámetro de la última capa de la cuerda en mm

$$Dm = \frac{67 + 163}{2} = 115 \text{ mm}$$

Por lo tanto:

$$n = \frac{v}{Dm \times \pi}$$

Donde:

v es la velocidad del cable en m/min

Dm es el diámetro medio del tambor en m

$$n = \frac{7 \text{ m/min}}{0.115 \times \pi} = 19.375 \text{ rpm}$$

- **Reductor de sistema de transmisión**

Se definió la relación de transmisión a partir de la velocidad y torque requeridos.

El tiempo de enrollamiento es:

$$t = \frac{220m}{7m/min} \times \frac{60s}{1 \text{ min}} = 1885.714s$$

Entonces, la potencia mecánica requerida:

$$P = \frac{404.86N \times 220m}{1885.714 s} = 47.234W$$

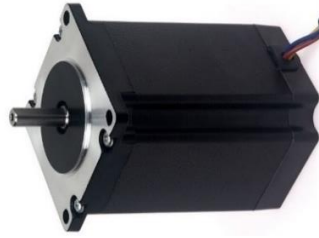
Considerando una eficiencia del 94% por etapa en un sistema de dos etapas

$$P_i = \frac{47.234W}{0.94^2} = 53.456W$$

Se seleccionó un Motor PaP Stepper Nema 23 - 3.0A 2.45N.m - 23HD86001Y-21B.

Figura 40

Motor PAP Nema 23 modelo 23HD86001Y-21B



Nota. Dicho motor se usó en el módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica. Tomado de <https://naylorlampmechatronics.com/motores-pap-steppers/1135-motor-pap-stepper-nema23-23hd86001y-21b.htm>

Tabla 7

Especificaciones Técnicas del motor PAP Nema 23

Especificaciones técnicas	
Corriente de fase	3A
Resistencia de fase	1.2 ohm
Inductancia de fase	4mH
Torque	2.45 Nm
Velocidad	300 rpm

Nota. Elaboración propia

La potencia mecánica del motor es:

$$P = T \times \omega = 2.45 \text{ Nm} \times 300 \frac{\text{rev}}{\text{min}} \times \frac{1 \text{ min}}{60 \text{ s}} \times \frac{2\pi \text{ rad}}{1 \text{ rev}} = 76.969 \text{ W}$$

En ese sentido la relación de transmisión:

$$i = \frac{300}{19.375} = 15.48$$

Con esta relación de transmisión ideal (sin pérdidas) es:

$$T_{\text{salida ideal}} = 2.45 \text{ Nm} \times 15.48 = 37.926 \text{ Nm}$$

Suficiente al torque requerido de 32.996 N·m. Por ello, se adoptó un sistema de transmisión mediante un tren de engranajes de dos etapas, con una relación de 1:4 por etapa, alcanzando una relación total de 16:1.

- **Diseño del sistema de transmisión de potencia**

Los engranajes helicoidales generan cargas radiales y axiales en los rodamientos, cuando son muy elevadas se recomienda utilizar engranajes helicoidales dobles por la capacidad de transmitir grandes cargas a altas velocidades de operación (Budynas y Nisbett, 2024). Se determinó el número mínimo de dientes para evitar interferencia.

$$m = \frac{N_g}{N_p}$$

Donde, el número mínimo de dientes del piñón corresponde:

$$N_p = \frac{2k \cos \psi}{(1 + 2m) \text{sen}^2 \phi_t} \left(m + \sqrt{m^2 + (1 + 2m) \text{sen}^2 \phi_t} \right)$$

La corona con un piñón especificado está dada por:

$$N_G = \frac{N_P^2 \operatorname{sen}^2 \phi_t - 4k^2 \cos^2 \psi}{4k \cos \psi - 2N_P \operatorname{sen}^2 \phi_t}$$

Teniendo el ángulo de la hélice ψ y el ángulo de presión en la dirección normal ϕ_n que difiere del ángulo de presión ϕ_t en la dirección de rotación debido a la angularidad de los dientes y se relacionan mediante:

$$\cos \psi = \frac{\tan \phi_n}{\tan \phi_t} \rightarrow \phi_t = \tan\left(\frac{\tan \phi_n}{\cos \psi}\right)^{-1}$$

Entonces para $m=4$ (relación de transmisión por cada etapa)

Se diseñó engranes con ángulos normal de presión $\phi_n = 20^\circ$ y el ángulo de la hélice $\psi = 30^\circ$ entonces ϕ_t es:

$$\phi_t = \tan\left(\frac{\tan 20^\circ}{\cos 30^\circ}\right)^{-1} = 22.8^\circ$$

Número mínimo de dientes para el piñón:

$$N_P = \frac{2(1) \cos 30^\circ}{(1 + 2(4)) \operatorname{sen}^2 22.8^\circ} \left(4 + \sqrt{4^2 + (1 + 2(4)) \operatorname{sen}^2 22.8^\circ} \right)$$

$$N_P = 10.465 = 11 \text{ dientes}$$

Número de dientes máximo para la corona:

$$N_G = \frac{11^2 \operatorname{sen}^2 22.8^\circ - 4(1)^2 \cos^2 30^\circ}{4(1) \cos 30^\circ - 2(11) \operatorname{sen}^2 22.8^\circ}$$

$$N_G = 94.57 = 95 \text{ dientes}$$

Se adoptaron engranajes de 11 y 44 dientes por etapa.

Tabla 8

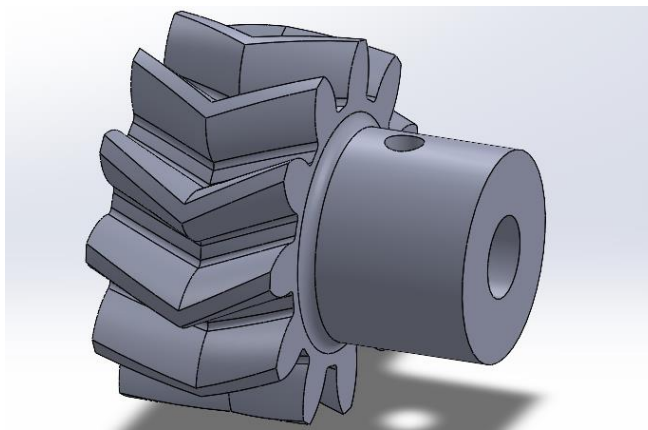
Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 1

SÍMBOLO	DESIGNACIÓN		VALOR	
Mr	Módulo real		2	
Z	Número de dientes		11	
β	Ángulo de presión		20	
β (rad)	Ángulo de presión en radianes		0.34906585	
α	Ángulo de la hélice		Grados	
			30	
α (rad)	Ángulo de la hélice en radianes		0.523599	
Ma	$Ma = Mr / \cos(\alpha)$	Módulo aparente	2.309401	
Dp	$Dp = Ma * Z$	Diámetro primitivo	25.40	
De	$De = Dp + (2 * Mr)$	Diámetro exterior	29.40	
H	$H = 2.167 * Mr$	Altura del diente	4.334	
Di	$Di = De - (2 * H)$	Diámetro interior	20.74	
Ni	$Ni = Z / \text{POTENCIA}(\cos \alpha \text{ (rad); } 3)$	Número de dientes imaginario	Valor	Aprox
			16.9	17
Ph	$Ph = (\pi * Dp) / \tan(\alpha \text{ (rad)})$	Paso de hélice	138.2300768	138
r	$r = 0.3 * Mr$	Radio del pie del diente	0.6	
Ct	$Ct = \cos \beta * Dp$	Círculo de trazado	23.87139865	
P	$P = \pi * Mr$	Paso	6.283	
e	$e = 1.57 * Mr$	Espesor del diente	3.140000	

Nota. Tabla con datos específicos y consideraciones de diseño para el sistema de engranajes- engranaje 1. Fuente: Elaboración propia.

Figura 41

Modelado CAD engranaje 1



Nota. Dicho engranaje fue acoplado al eje del motor PAP Nema 23. Fuente: Elaboración propia

Tabla 9

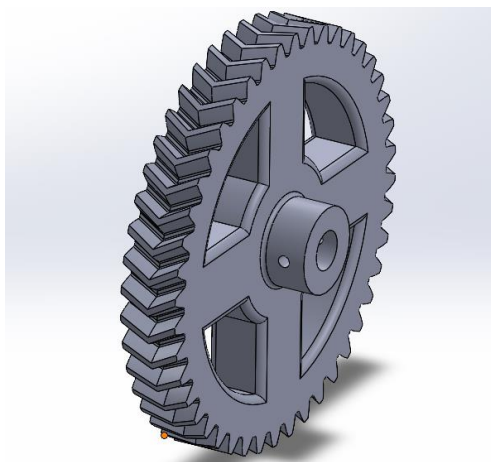
Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 2

SÍMBOLO	DESIGNACIÓN		VALOR	
Mr	Módulo real		2	
Z	Número de dientes		44	
β	Ángulo de presión		20	
β (rad)	Ángulo de presión en radianes		0.34906585	
α	Ángulo de la hélice		Grados	
α (rad)	Ángulo de la hélice en radianes		30	
Ma	$Ma = Mr / \cos(\alpha)$	Módulo aparente	2.309401	
Dp	$Dp = Ma * Z$	Diámetro primitivo	101.61	
De	$De = Dp + (2*Mr)$	Diámetro exterior	105.61	
H	$H = 2.167 * Mr$	Altura del diente	4.334	
Di	$Di = De - (2*H)$	Diámetro interior	96.95	
Ni	$Ni = Z / POTENCIA(\cos \alpha \text{ (rad); } 3)$	Número de dientes imaginario	Valor	Aprox
			67.7	68
Ph	$Ph = (\pi * Dp) / \tan(\alpha \text{ (rad)})$	Paso de hélice	552.920307	553
r	$r = 0.3 * Mr$	Radio del pie del diente	0.6	
Ct	$Ct = \cos \beta * Dp$	Círculo de trazado	95.48559461	
P	$P = \pi * Mr$	Paso	6.283	
e	$e = 1.57 * Mr$	Espesor del diente	3.140000	

Nota. Tabla con datos específicos y consideraciones de diseño para el sistema de engranajes- engranaje 2. Fuente: Elaboración propia.

Figura 42

Modelado CAD engranaje 2



Nota. Dicho engranaje fue acoplado en la primera etapa del sistema de engranes. Fuente: Elaboración propia.

Tabla 10

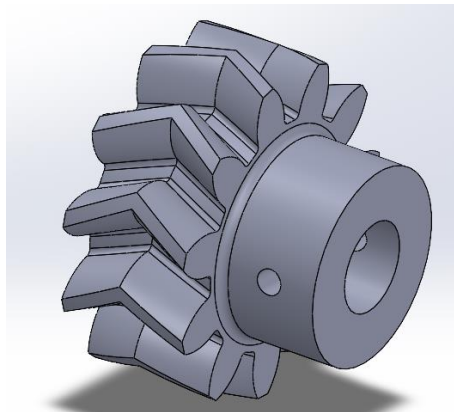
Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 3

SÍMBOLO	DESIGNACIÓN		VALOR	
Mr	Módulo real		2.5	
Z	Número de dientes		11	
β	Ángulo de presión		20	
β (rad)	Ángulo de presión en radianes		0.34906585	
α	Ángulo de la hélice		Grados	
			30	
α (rad)	Ángulo de la hélice en radianes		0.523599	
Ma	$Ma = Mr / \cos(\alpha)$	Módulo aparente	2.886751	
Dp	$Dp = Ma * Z$	Diámetro primitivo	31.75	
De	$De = Dp + (2 * Mr)$	Diámetro exterior	36.75	
H	$H = 2.167 * Mr$	Altura del diente	5.4175	
Di	$Di = De - (2 * H)$	Diámetro interior	25.92	
Ni	$Ni = Z / \text{POTENCIA}(\cos \alpha \text{ (rad); } 3)$	Número de dientes imaginario	Valor	Aprox
			16.9	17
Ph	$Ph = (\pi * Dp) / \tan(\alpha \text{ (rad)})$	Paso de hélice	172.7875959	173
r	$r = 0.3 * Mr$	Radio del pie del diente	0.75	
Ct	$Ct = \cos \beta * Dp$	Círculo de trazado	29.83924832	
P	$P = \pi * Mr$	Paso	7.854	
e	$e = 1.57 * Mr$	Espesor del diente	3.925000	

Nota. Tabla con datos específicos y consideraciones de diseño para el sistema de engranajes- engranaje 3. Fuente: Elaboración propia.

Figura 43

Modelo CAD engranaje 3



Nota. Dicho engranaje fue acoplado en la primera etapa del sistema de engranes. Fuente: Elaboración propia.

Tabla 11

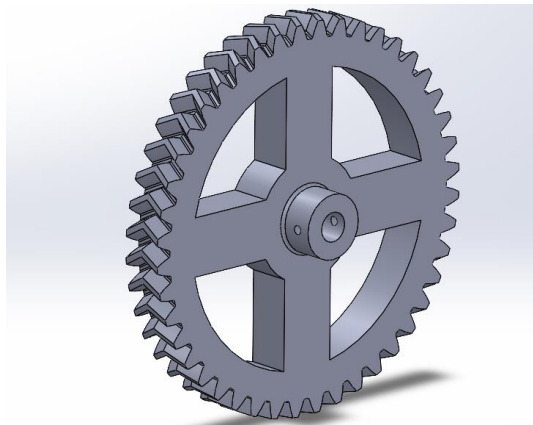
Datos de diseño del sistema de engranajes- engranaje 4

SÍMBOLO	DESIGNACIÓN		VALOR	
Mr	Módulo real		2.5	
Z	Número de dientes		44	
β	Ángulo de presión		20	
β (rad)	Ángulo de presión en radianes		0.34906585	
α	Ángulo de la hélice		Grados	
			30	
α (rad)	Ángulo de la hélice en radianes		0.523599	
Ma	$Ma = Mr / \cos(\alpha)$	Módulo aparente	2.886751	
Dp	$Dp = Ma * Z$	Diámetro primitivo	127.02	
De	$De = Dp + (2 * Mr)$	Diámetro exterior	132.02	
H	$H = 2.167 * Mr$	Altura del diente	5.4175	
Di	$Di = De - (2 * H)$	Diámetro interior	121.18	
Ni	$Ni = Z / POTENCIA(\cos \alpha \text{ (rad); } 3)$	Número de dientes imaginario	Valor	Aprox
			67.7	68
Ph	$Ph = (\pi * Dp) / \tan(\alpha \text{ (rad)})$	Paso de hélice	691.1503838	691
r	$r = 0.3 * Mr$	Radio del pie del diente	0.75	
Ct	$Ct = \cos \beta * Dp$	Círculo de trazado	119.3569933	
P	$P = \pi * Mr$	Paso	7.854	
e	$e = 1.57 * Mr$	Espesor del diente	3.925000	

Nota. Tabla con datos específicos y consideraciones de diseño para el sistema de engranajes- engranaje 4. Fuente: Elaboración propia.

Figura 44

Modelo CAD engranaje 4



Nota. Dicho engranaje fue acoplado en la segunda etapa del sistema de engranes. Fuente: Elaboración propia.

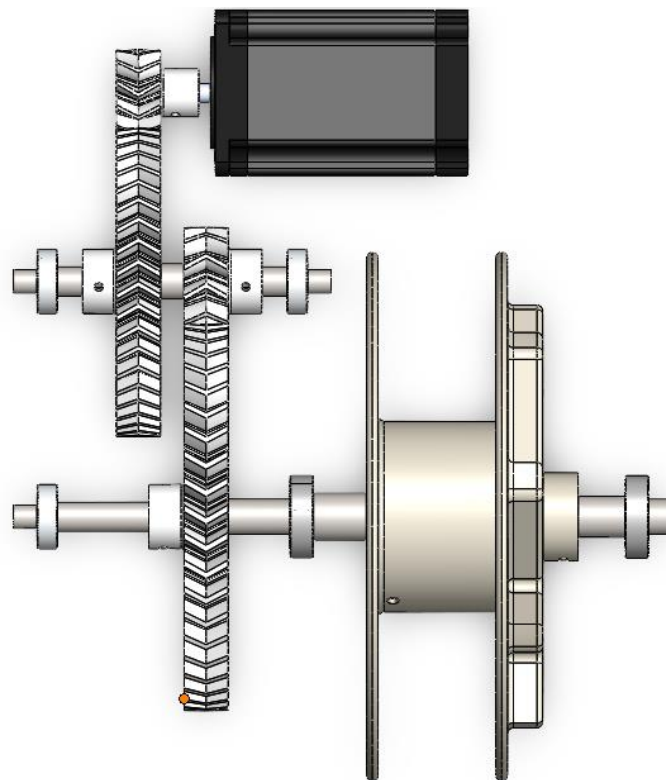
- **Diseño del tren de engranajes compuesto**

El tren de engranajes permite mayores relaciones de transmisión elevadas de manera más eficiente en comparación con un solo par de engranajes. Un único par puede alcanzar relaciones de 10 :1, sin embargo, en un tren compuesto es posible lograr relaciones mayores de 100:1 reduciendo además problemas dinámicos y el tamaño del sistema (Budynas y Nisbett, 2024).

Se empleó un tren de engranajes compuesto de dos etapas de 1:4 cumpliendo la relación requerida de 1:16.

Figura 45

Modelado CAD tren de engranajes compuesto



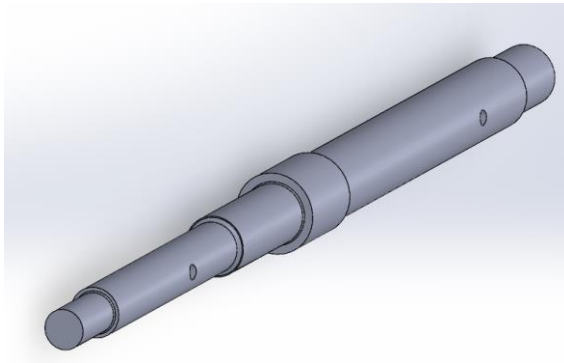
Nota. Ensamblaje del tren de engranajes. Fuente: Elaboración propia.

Consideraciones para ejes

Este sistema emplea ejes principales y secundarios con una geometría escalonada con radios para evitar concentraciones de esfuerzo.

Figura 46

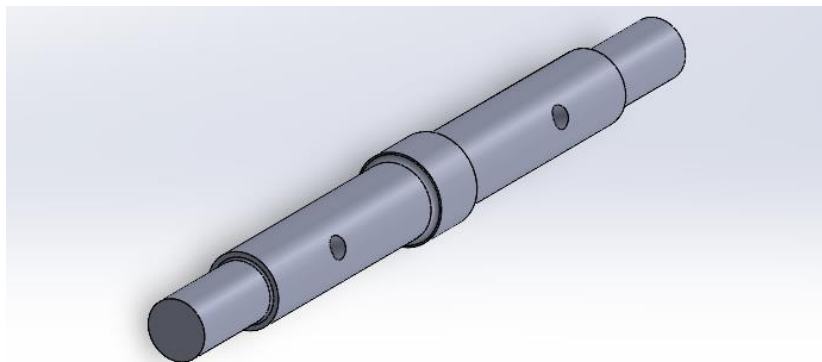
Modelado CAD del eje de transmisión principal



Nota. Dicho eje fue usado en la primera etapa del tren de engranajes; para más detalle revisar el plano 03 de anexos. Fuente: Elaboración propia.

Figura 47

Modelado CAD del eje de transmisión secundario



Nota. Dicho eje fue usado en la segunda etapa del tren de engranajes; para más detalle revisar el plano 03 de anexos Fuente: Elaboración propia.

2.3.2.2. Diseño mecánico de los módulos de anclaje inteligente con control activo de tensión

- **Diseño del tambor de anclaje**

Se empleó la misma metodología del módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica.

Tabla 12

Datos de diseño del tambor de enrollamiento

Descripción	Medida
Tensión en la cuerda F	200 N
Diámetro de la cuerda	1.5 mm
Factor de seguridad	1.5
Cantidad de cuerda	270 m
Diámetro del tambor Dt	40 mm
Grosor del tambor ht	12 mm
Ancho del tambor At	75 mm
Diámetro del disco Dd	100 mm
Grosor del disco de tope hd	3 mm
Diámetro del cubo central dc	16 mm
Número de capas	25
Número de espiras N	50
Torque máximo en la última capa	9.91 N.m

Nota. Elaboración propia.

- **Diseño del sistema de transmisión**

Se seleccionó un motor DC con encoder del alto torque que cumpla con los requerimientos técnicos.

Figura 48

Motor DC con encoder de alto torque



Nota. Tomado de <https://www.electromania.pe/producto/motorreductor-de-metal-con-encoder-12v-83rpm-45kg/>

Tabla 13

Tabla resumen del diseño del sistema de transmisión de una etapa

Descripción	Medida
Velocidad del tambor	31.695 rpm
Relación de transmisión	2.5
T salida	11 Nm
Número de dientes Piñón	10
Número de dientes Corona	25
Módulo de los engranajes	3

Nota. Elaboración propia.

2.3.2.3. Diseño mecánico de los módulos de control de altura y posicionamiento instrumental

Se aplicó la misma metodología aplicada en los módulos previamente desarrollados, haciendo uso de motores paso a paso tipo Nema 17. A diferencia de los otros sistemas, este módulo tuvo como función principal el desplazamiento vertical (ascenso y descenso) de un sensor con carga despreciable.

Figura 49

Motor PAP NEMA 17 modelo 17HD48002-22B



Nota. Tomado de <https://naylampmechatronics.com/motores-pap-steppers/1133-motor-pap-stepper-nema17-17hd48002-22b.html>

Tabla 14

Datos de los módulos de control de altura y posicionamiento instrumental

Descripción	Medida
Tensión en la cuerda F	0 N
Diámetro de la cuerda	2
Cantidad de cuerda	420
Diámetro del tambor Dt	40 mm
Grosor del tambor ht	12 mm
Ancho del tambor At	80 mm
Diámetro del disco Dd	170 mm
Grosor del disco de tope hd	4 mm
Diámetro del cubo central dc	8
Número de capas	35
Número de espiras N	40
Velocidad del tambor	23.114 rpm

Nota. Elaboración propia.

2.3.2.4. Diseño electrónico para los módulos de control de altura y posicionamiento instrumental y para el módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica

A diferencia del diseño mecánico modular, el diseño electrónico se integró en una sola PCB, centralizando el control, la alimentación y la comunicación de los subsistemas.

Tabla 15

Tabla de componentes electrónicos

Módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica y módulo de control de altura y posición instrumental		
Nº	DESCRIPCIÓN	CANT.
1	Caja de paso de 200 x 200 x 80 mm	1
2	Driver PaP TB6600 4.0A	1
3	Adaptador Bornera a Jack-DC hembra	1
4	Adaptador Bornera a Jack-DC macho	1
5	Borneras doble	3
6	Interruptor switch tipo palanca on-off	1
7	Regulador de Voltaje DC-DC Step Down LM2596	1
8	Módulo expansor IO PCF8574	2
9	Transceiver LORA 433MHz RA-02 SX1278 UFL	1
10	Antena 433MHz 3.0dBi con extensión SMA-K a UFL/IPX/IPEX	1
11	Raspberry Pi PICO	1
12	Módulo RTC DS1307 + EEPROM AT24C32 (I2C) con pila	1
13	Driver PaP DRV8825 1.5 A con disipador de calor	2
14	Módulo Lector de memoria Micro SD Card 74LVC125A	1
15	Módulo Bluetooth HC06	1
16	Ventilador axial 40*40mm 5VDC	2
17	Micro Servo MG90S 2.5Kg	2

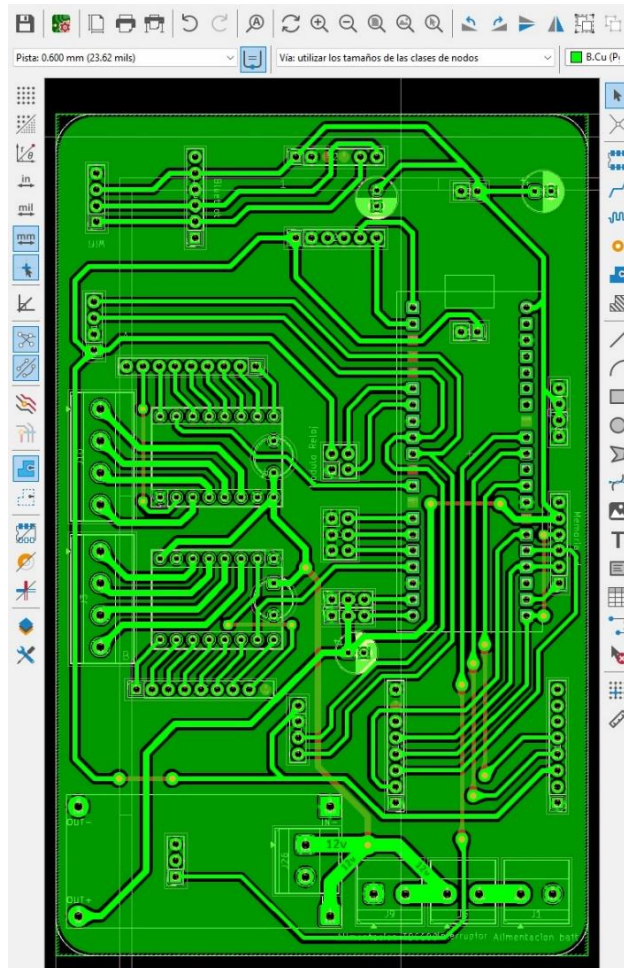
18	Condesador electrolítico de 100 <i>uf</i> 16 V	2
19	Motor PaP Stepper Nema 23 - 3.0A 2.45N.m - 23HD86001Y-21B	1
20	Motor PaP Stepper Nema 17 - 1.7A 0.56N.m - 17HD48002- 22B	2
21	Módulo Regulador AMS1117 de 4.5-7V a 3.3V, hasta 800 mA	1
22	Sensor de voltaje 0-25V DC	1
23	Convertor de nivel lógico 4CH 5V/3.3V	1
24	Bornera de 4 Pines	2
25	Fuente de alimentación conmutada AC/DC	1
26	Header hembra - 40 pin	5
27	Bornera enchufable macho	1
28	Bornera enchufable hembra	1
29	Tarjeta SD 4GB	1
30	Cables de conexión	varios
31	Terminales de cable aislado tipo punta hueca	varios
32	Pernos para sujeción	varios

Nota. Cada uno de estos componentes se eligió con el fin de garantizar la funcionalidad de los módulos mecánicos en mención. Fuente: Elaboración propia

El proceso de diseño partió con la selección de componentes según los requerimientos del sistema, incluyendo motores Nema 23 y Nema 17 analizados por fichas técnicas. Luego se definieron los módulos electrónicos y se desarrolló el esquema y ruteado del circuito en KiCad, considerando las recomendaciones del fabricante.

Figura 50

Placa diseñada para los módulos en mención en el entorno de KiCad



Nota. El diseño se muestra el ruteado que conectará cada componente con el microcontrolador. Fuente: Elaboración propia.

Además, se incluyó un módulo de adquisición de datos meteorológicos para el control de altura y posicionamiento, cuya función definió el comportamiento del sistema como actuador. El diseño electrónico se orientó a asegurar la correcta adquisición, procesamiento e integración de estos datos.

Tabla 16*Tabla de componentes electrónicos del módulo de medición*

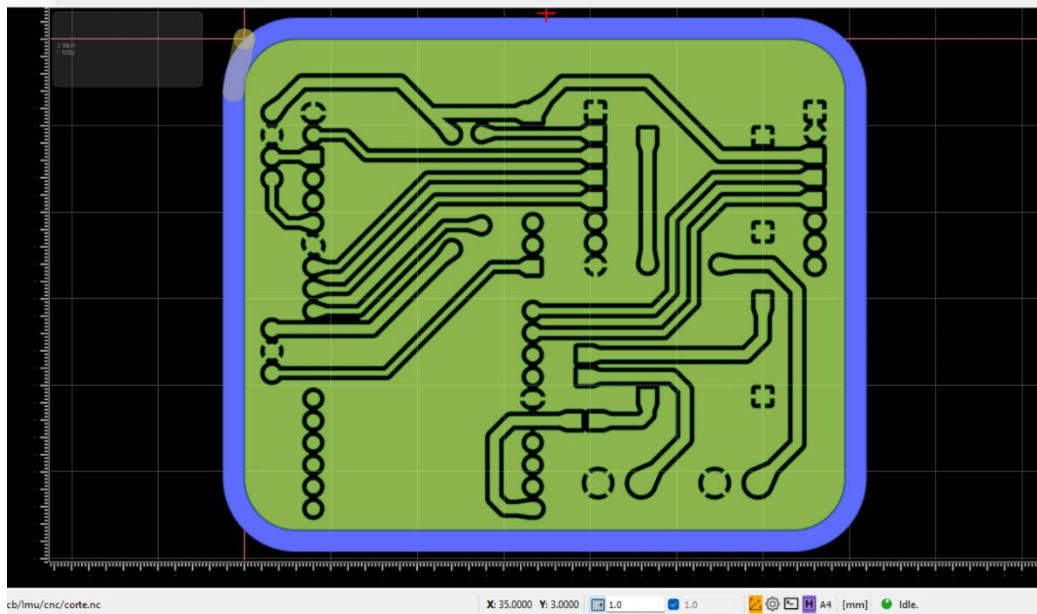
Módulo de medición		
N°	DESCRIPCIÓN	CANT.
1	Cubierta impresa en 3D	1
2	Batería cilíndrica	1
3	Transceiver LORA 433MHz RA-02 SX1278 UFL	1
4	Antena 433MHz 3.0dBi con extensión SMA-K a UFL/IPX/IPEX	1
5	Módulo RTC DS1307 + EEPROM AT24C32 (I2C) con pila	1
6	Interruptor switch on-off	1
7	UPS	1
8	ESP32-DevKitC V4 - 38-pin ESP32 WiFi micro-USB	1
9	Header hembra - 40 pin	1
10	Sensor barométrico	1
11	Sensor IMU	
12	Anemómetro ultrasónico	

Nota. Elaboración propia.

Aunque se consideraron diversos componentes, los elementos clave fueron el sensor barométrico, el módulo LoRa, el microcontrolador y la fuente de energía, que permitieron la adquisición, procesamiento y transmisión de datos.

Figura 51

Diseño de la placa de medición



Nota. Elaboración propia.

2.3.2.5. Diseño electrónico para los módulos de anclaje inteligente con control activo de tensión

El diseño electrónico de los módulos de anclaje se basó en una arquitectura distribuida de tres nodos independientes, bajo criterios de modularidad, escalabilidad e integración. Cada módulo fue concebido como una unidad autónoma para adquisición de datos, acondicionamiento, control y comunicación. Se definió que el módulo 3 incluya almacenamiento de datos, mientras que los módulos 1 y 2 mantuvieron configuraciones equivalentes, centralizando el registro en un solo nodo. El diseño partió de la selección de componentes según los requerimientos del sistema, incluyendo microcontroladores, módulos para celdas de carga, comunicación inalámbrica, drivers de potencia,

reguladores y elementos de alimentación, junto con componentes auxiliares de interconexión y protección.

Tabla 17

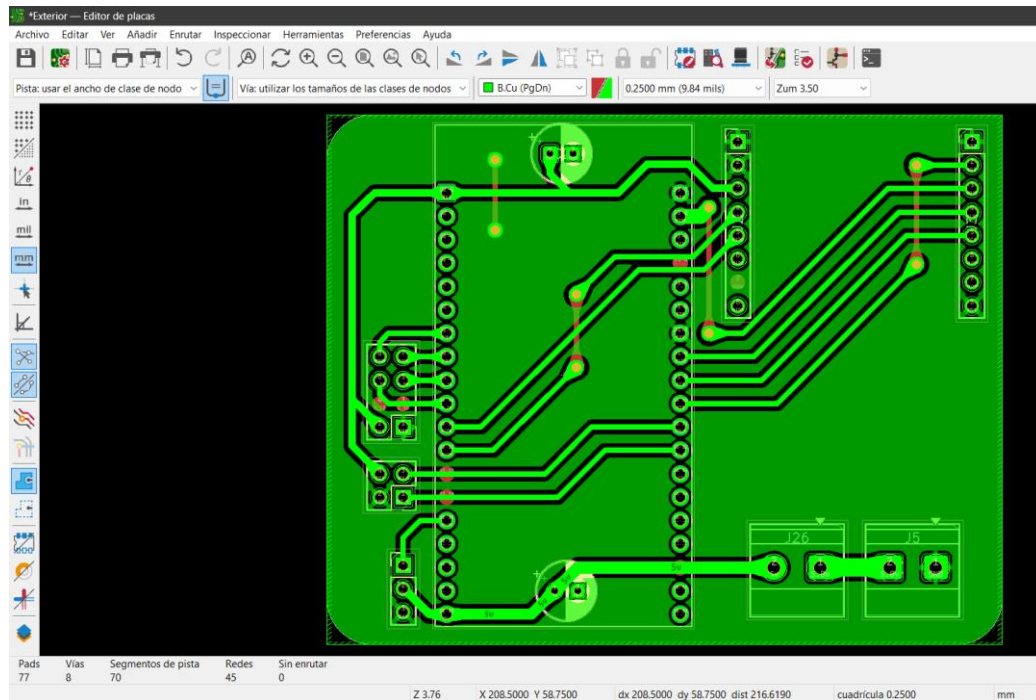
Componentes electrónicos del módulo de anclaje inteligente

Módulo de anclaje con control activo de tensión (módulo 1 y 2)		
Nº	DESCRIPCIÓN	CANT.
1	Caja de paso de 150 x 150 x 80 mm	1
2	Driver Puente H BTS7960 43A	1
3	Transceiver LORA 433MHz RA-02 SX1278 UFL	1
4	Antena 433MHz 3.0dBi con extensión SMA-K a UFL/IPX/IPEX	1
5	ESP32-DevKitC V4 - 38-pin ESP32 WiFi micro-USB	1
6	Adaptador Bornera a Jack-DC hembra	1
7	Adaptador Bornera a Jack-DC macho	1
8	Switch / Interruptor ON/OFF	1
9	Regulador de voltaje DC-DC STEP DOWN 5A ajustable con XL4015	1
10	Cables Jumper hembra-hembra	12
11	Bornera de 2 Pines	2
12	Módulo HX711 Transmisor de celda de carga	1
13	Celda de carga 50kg	1
14	Motorreductor de metal 12V 83RPM 45Kg.cm	1
15	Micro Servo MG90S 2.5Kg	1
16	Batería seca 12V 4AH DH-1240	1

Nota. Cada componente descrito es utilizado en los nodos 1 y 2, ya que llevan los mismos componentes. Fuente: Elaboración propia.

Figura 52

Placa diseñada para los módulos 1 y 2 de anclaje inteligente



Nota. Se muestra el diseño o ruteado realizado en el software KiCad. Fuente: Elaboración propia.

En el módulo con datalogger se integraron un RTC y una memoria SD, considerando buses compatibles y la asignación de pines del microcontrolador. Esto permitió una topología diferenciada, manteniendo compatibilidad con los demás nodos.

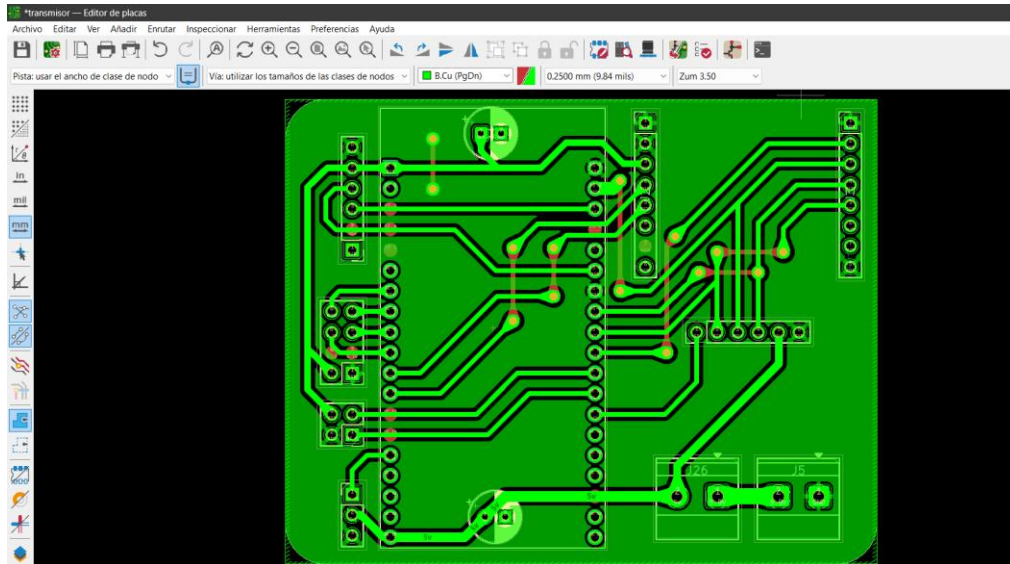
Tabla 18*Componentes electrónicos del módulo de anclaje inteligente datalogger*

Módulo de anclaje con control activo de tensión-datalogger (módulo 3)		
N°	Descripción	CANT.
1	Caja de paso de 150 x 150 x 80 mm	1
2	Módulo RTC DS3231 + EEPROM AT24C32	1
3	Driver Puente H BTS7960 43A	1
4	Transceiver LORA 433mhz RA-02 SX1278 UFL	1
5	Antena 433mhz 3.0dbi con extensión SMA-K a UFL/IPX/IPEX	1
6	ESP32-devkitc V4 - 38-pin ESP32 wifi micro-USB	1
7	Módulo Lector de memoria Micro SD Card 74LVC125A	1
8	Adaptador Bornera a Jack-DC hembra	1
9	Adaptador Bornera a Jack-DC macho	1
10	Switch / Interruptor ON/OFF	1
11	Regulador de voltaje DC-DC STEP DOWN 5A ajustable con XL4015	1
12	Cables Jumper hembra-hembra	12
13	Bornera de 2 Pines	2
14	Módulo HX711 Transmisor de celda de carga	1
15	Celda de carga 50kg	1
16	Motorreductor de metal 12V 83RPM 45Kg.cm	1
17	Micro Servo MG90S 2.5Kg	1
18	Batería seca 12V 4AH DH-1240	1

Nota. La presente tabla muestra los componentes electrónicos utilizado para módulo encargado de guardar información. Fuente: Elaboración propia.

Figura 53

Placa diseñada para los módulos de anclaje inteligente



Nota. Diseño realizado en KiCad del módulo datalogger. Fuente: Elaboración propia.

2.3.2.6. Funcionamiento del sistema electromecánico

El sistema desarrollado corresponde a un sistema electromecánico distribuido, diseñado para la regulación de tensiones de anclaje y el control de altura de un globo aerostático cautivo. Su arquitectura está basada en múltiples nodos interconectados mediante comunicación inalámbrica LoRa, lo cual permite la adquisición, transmisión, procesamiento y actuación de variables físicas en tiempo real.

El sistema se compone de tres bloques principales: (i) nodo instrumental o de medición, encargado de la adquisición de variables físicas; (ii) módulo receptor central viniendo a ser el de control de altura y posicionamiento instrumental y módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica; y (iii) módulos periféricos de anclaje inteligente

con control activo de tensión, orientados a la regulación de tensiones en los cables de sujeción.

El objetivo fundamental del sistema es garantizar la estabilidad del globo aerostático mediante el control de su altura, empleando una estrategia de control automatizado basada en retroalimentación.

- **Clasificación del sistema de control**

Desde el punto de vista de la teoría de control, el sistema implementado corresponde a un sistema de lazo cerrado, dado que existe un proceso continuo de retroalimentación en el cual la variable de interés (altura del sistema) es medida, transmitida, procesada y comparada con un valor de referencia para la toma de decisiones.

No obstante, el sistema no emplea un controlador continuo convencional (como un controlador PID), sino que utiliza una estrategia de control discreta basada en comparación por tramos con histéresis.

Histéresis y su implementación

La histéresis es un mecanismo de control que introduce una banda de tolerancia alrededor del valor objetivo, dentro de la cual no se ejecutan acciones correctivas. Su finalidad es evitar que pequeñas fluctuaciones o ruido en la medición provoquen cambios constantes en los actuadores.

En el sistema desarrollado, la histéresis se aplica en el nodo central durante la etapa de toma de decisiones. La altura medida es comparada con la altura objetivo, y se define una banda de tolerancia de 5 cm.

Transmisión LoRa

La transmisión se realiza mediante tecnología LoRa en la banda de 433 MHz, la cual pertenece a las bandas ISM (Industrial, Scientific and Medical), permitiendo su uso sin licencia en diversas aplicaciones.

Es importante destacar que la histéresis no modifica la medición del sensor, sino que actúa como un filtro lógico en la etapa de control, permitiendo evitar oscilaciones continuas y mejorando la estabilidad del sistema.

- **Arquitectura del sistema**

- i) Nodo instrumental o de medición**

El nodo de medición tiene como función principal la adquisición de variables físicas relevantes, tales como presión, velocidad del viento y orientación. Este nodo está implementado mediante un microcontrolador ESP32.

- a) Sobremuestreo**

A través del sensor barométrico se realiza la medición de la presión atmosférica, expresada en hPa. A partir de estos valores, la altura es determinada en el sistema mediante el principio de medición barométrica, el cual establece que la presión atmosférica disminuye a medida que aumenta la altitud. Este procedimiento se fundamenta en la ecuación empleada también por Haibo et al. (2018).

$$h = 44330 \left(1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{0.1903} \right)$$

Asimismo, con la altura ya calculada, se consideran tres mediciones consecutivas con el propósito de capturar variaciones instantáneas y minimizar el efecto de errores puntuales, mejorando así la precisión del sistema.

b) Filtro de mediana

De las muestras obtenidas, se selecciona el valor central ordenado, eliminando valores atípicos. Este método es eficaz para suprimir picos de ruido.

c) Filtro de media móvil exponencial (EMA)

Posteriormente, se aplica un suavizado adicional mediante un promedio ponderado, donde el valor actual tiene un peso mayor (por ejemplo, 70%) y el valor anterior un peso menor (30%). Este proceso permite obtener una señal estable y continua.

ii) Nodo central de control o módulo de control de altura y posicionamiento instrumental y de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica

Contiene al microcontrolador Raspberry Pi Pico

Proceso de control

El proceso de control se desarrolla de manera secuencial e inicia con la recepción del valor de altura transmitido por los nodos previos. Posteriormente, dicha medición es corregida respecto a una referencia base obtenida durante la fase de calibración inicial, con el objetivo de trabajar con una altura relativa. A continuación, se calcula el error como la diferencia entre la altura objetivo definida por el usuario y la altura actual del sistema. Finalmente, en función de este error, se realiza la toma de decisión correspondiente, determinando la acción que deben ejecutar los actuadores.

Modos de operación

El sistema emplea motores paso a paso diferenciados según su función; el motor NEMA 23 se encarga del movimiento principal de elevación y descenso debido a su mayor capacidad de torque, mientras que los motores NEMA 17 realizan ajustes finos de posición, especialmente durante el modo de operación “ping-pong”, permitiendo mayor precisión en desplazamientos pequeños y repetitivos. Asimismo, el sistema opera mediante una máquina de estados que organiza su funcionamiento en fases de configuración, calibración, ascenso, operación en modo “ping-pong”, descenso y emergencia. Tras la configuración y calibración inicial, el sistema asciende hasta alcanzar la altura objetivo y posteriormente ejecuta desplazamientos controlados entre niveles definidos, permaneciendo en cada uno durante un tiempo determinado para evaluar su estabilidad.

iii) Nodos periféricos de anclaje inteligente o de control activo de tensión

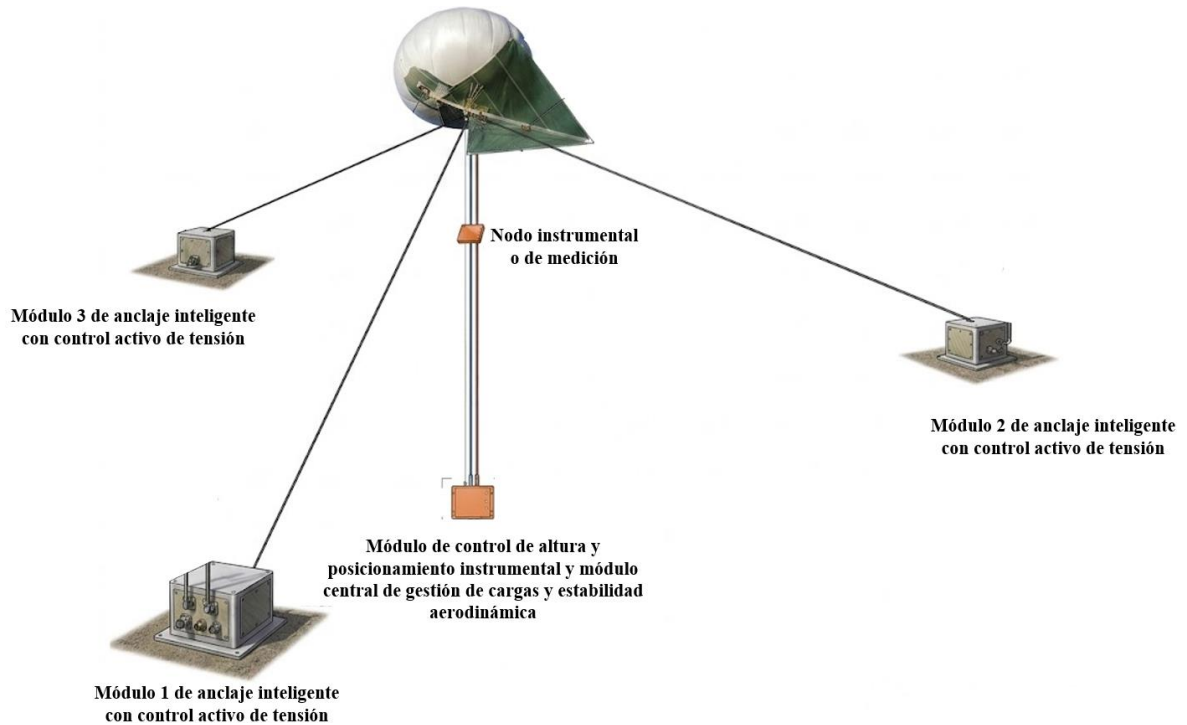
Estos nodos se encargan de regular las tensiones en los cables de anclaje. Y actuar de acuerdo a la configuración o comandos previamente definidos en el módulo central correspondiente.

- **Comandos del sistema**

Los comandos del sistema corresponden a instrucciones predefinidas que el usuario introduce mediante la interfaz de comunicación Bluetooth con el nodo central. Estas instrucciones son interpretadas por el sistema para ejecutar acciones específicas, tales como iniciar procesos, detener operaciones, activar modos de emergencia o reiniciar el sistema.

Figura 54

Imagen ilustrativa de la distribución de módulos



Nota. La figura muestra cada uno de los módulos en el espacio de manera explicativa.

Fuente: Elaboración propia

2.3.3. Manufactura de los módulos funcionales que conforman el sistema automatizado

2.3.3.1. Manufactura mecánica de cada uno de los módulos

La manufactura mecánica de los módulos que conforman el sistema se desarrolló de manera secuencial, iniciando con la fabricación de los componentes del sistema periférico y del sistema central. En esta etapa, se empleó tecnología de impresión 3D para la elaboración de engranajes, ejes y cubiertas, considerando criterios de diseño como la geometría funcional, tolerancias dimensionales y compatibilidad entre componentes. En el caso del sistema periférico, se imprimieron los engranajes y ejes necesarios para la transmisión de

movimiento, mientras que para el sistema central se fabricaron tanto los engranajes como las cubiertas protectoras.

Tabla 19

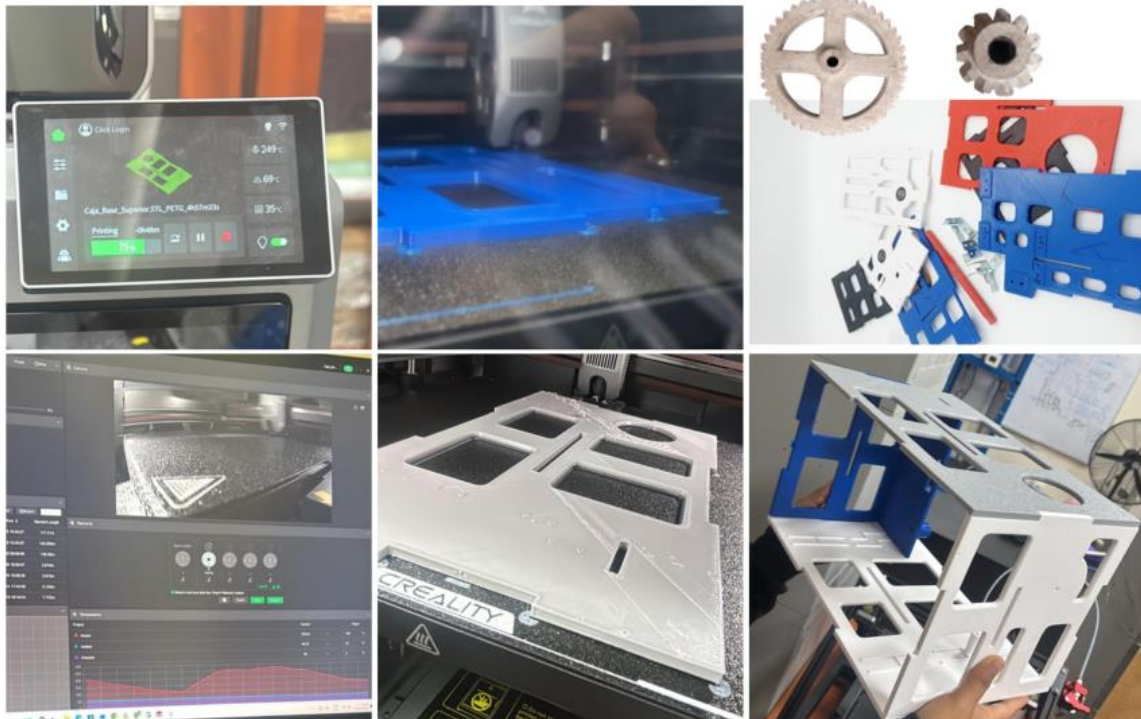
Parámetros de impresión 3D

Parámetro	Valor
Material	PETG
Tecnología	FDM
Relleno (Infill)	100%
Altura de capa	0.2 mm
Temperatura de extrusión	230°C
Temperatura de cama	80 °C
Velocidad de impresión	250 mm/s
Generador de Perímetros	Arachne
Uso de soportes	Según geometría
Patrón de relleno	Rectilíneo

Nota. Los elementos de cada módulo se fabricaron mediante manufactura aditiva con tecnología en impresión 3D con material PETG. Fuente: Elaboración propia.

Figura 55

Piezas impresas en 3D



Nota. Se muestra el resultado de la impresión y parte del proceso de impresión de las piezas en impresora 3D. Fuente: Elaboración propia.

Posteriormente, se procedió al mecanizado mediante torneado de ejes destinados a los módulos de control de altura y posicionamiento instrumental, y el módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica. Este proceso se realizó con el objetivo de obtener elementos con mayor precisión dimensional y resistencia mecánica, asegurando un adecuado acoplamiento con los demás componentes del sistema y una correcta transmisión de esfuerzos durante la operación.

Figura 56

Manufactura de ejes mediante torneado



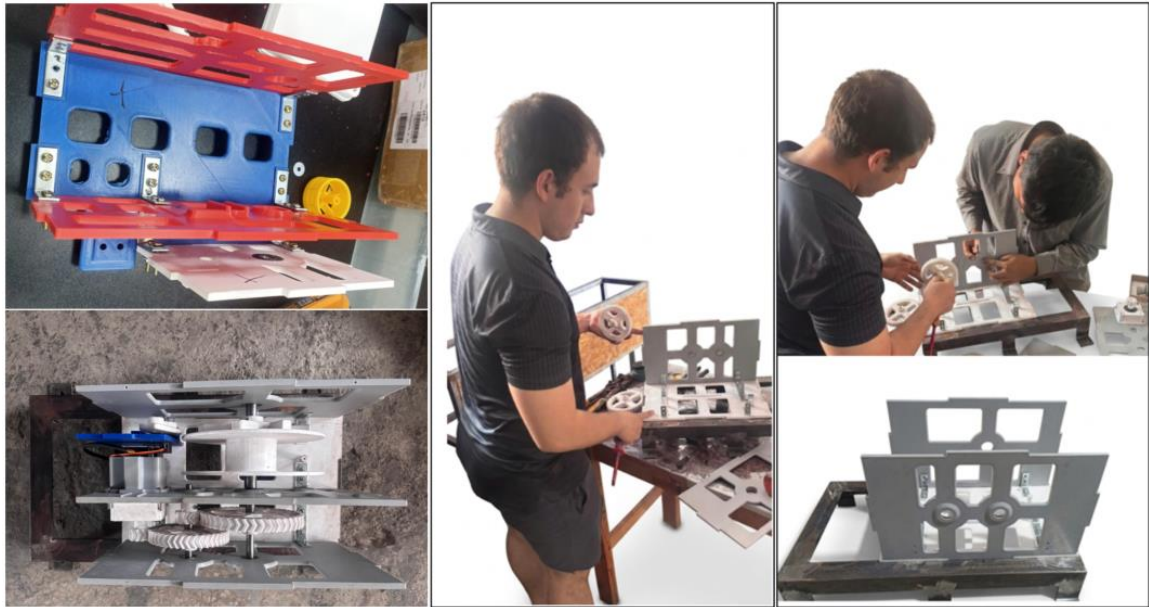
Nota. Cada eje se fabricó de acuerdo con cada pieza que llevará acoplado con el fin de evitar holguras al momento del ensamble. Fuente: Elaboración propia.

Una vez fabricados todos los elementos, se llevó a cabo el ensamblaje de cada uno de los módulos. El armado se realizó utilizando pernos y arandelas como elementos de unión, seleccionados en función de criterios prácticos de montaje, desmontaje y disponibilidad. Esta elección permitió una adecuada fijación de los componentes, así como la posibilidad de realizar ajustes o mantenimientos posteriores sin comprometer la integridad estructural del sistema.

Adicionalmente, se manufacturó las bases estructurales empleando acero, considerando criterios de diseño orientados a garantizar la estabilidad del sistema durante su instalación en campo. Estas bases fueron diseñadas para permitir su correcta fijación al suelo, proporcionando rigidez y soporte a los módulos. Con el fin de prevenir la corrosión y prolongar la vida útil de los componentes, se aplicó un recubrimiento de pintura protectora sobre las superficies metálicas.

Figura 57

Proceso de ensamblaje de los módulos mecánicos

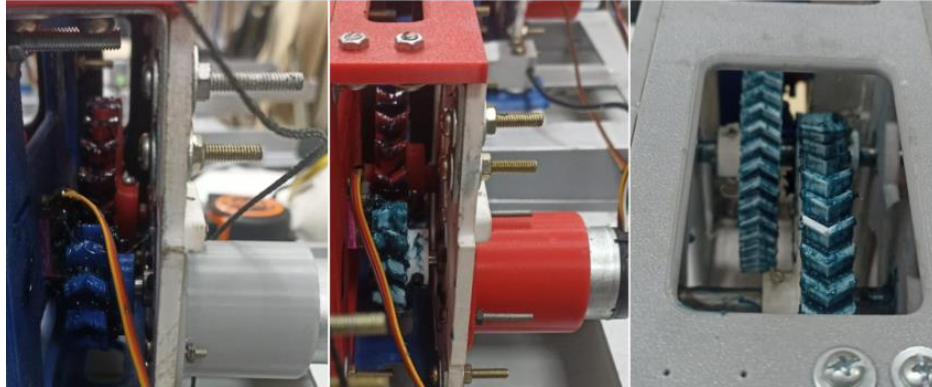


Nota. Se muestra el ensamble de las piezas sobre las bases de acero previamente manufacturadas. Fuente: Elaboración propia.

Finalmente, previo a la puesta en funcionamiento del sistema, se realizó la lubricación de los engranajes mediante la aplicación de grasa, con el propósito de reducir la fricción, minimizar el desgaste y asegurar un funcionamiento suave y eficiente de los mecanismos de transmisión. Este procedimiento forma parte de las consideraciones básicas de mantenimiento preventivo para garantizar el correcto desempeño del sistema en operación.

Figura 58

Lubricación de los engranajes



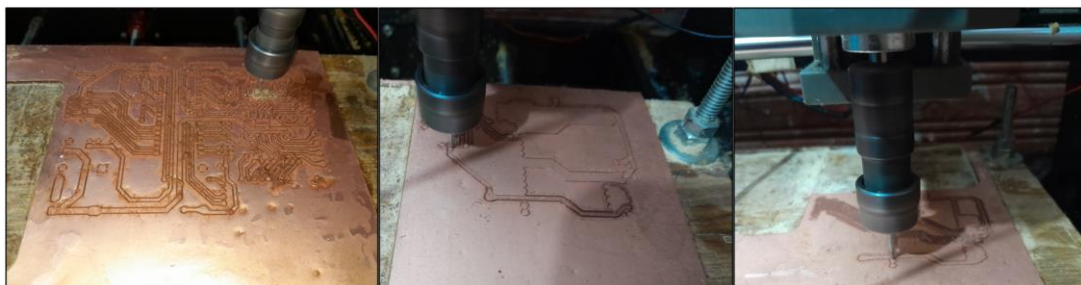
Nota. Proceso de lubricación se usó la grasa multiuso azul. Fuente: Elaboración propia.

2.3.3.2. Manufactura electrónica de cada uno de los módulos

La manufactura de los módulos electrónicos se centró en la fabricación, ensamblaje e integración de componentes, bajo criterios de precisión, confiabilidad y mantenimiento. Las PCB se fabricaron mediante CNC a partir de los archivos de diseño, asegurando el aislamiento de pistas y la perforación adecuada.

Figura 59

Manufactura de placas PCB en máquina CNC



Nota. Se muestra parte del proceso de manufactura de las placas PCB donde serán ensamblados los componentes electrónicos. Fuente: Elaboración propia.

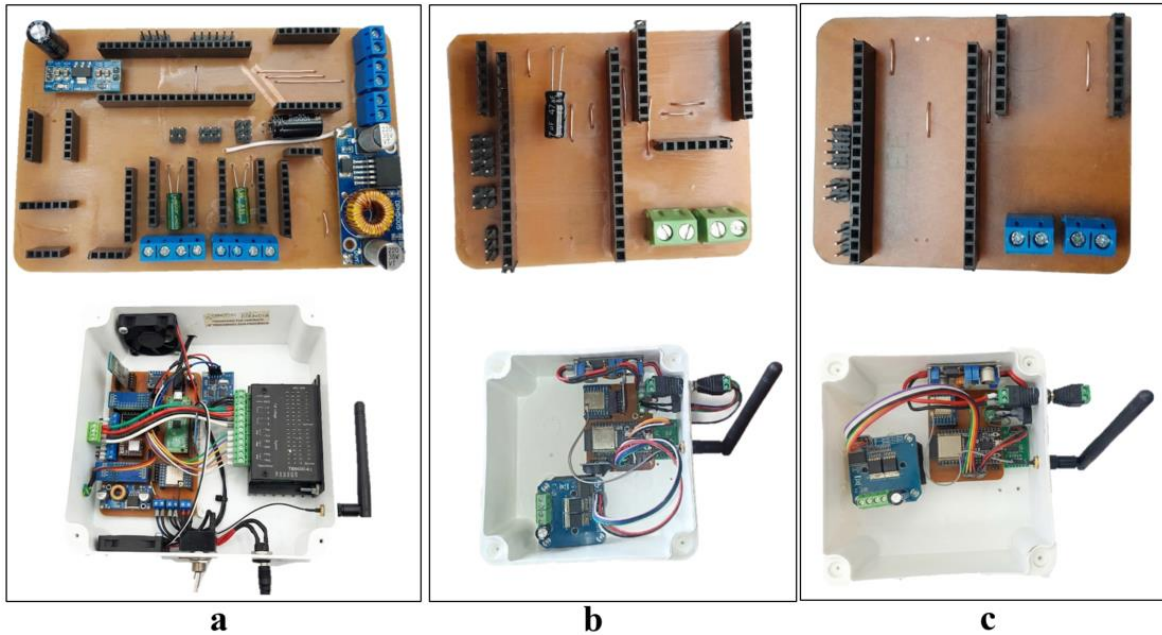
Posterior a ello, se realizó el proceso de soldadura de los componentes electrónicos sobre las PCB. Esta etapa se ejecutó de manera manual utilizando una aleación de estaño-plomo, asegurando una adecuada humectación y adherencia en cada punto de conexión. Se priorizó la incorporación de elementos que faciliten el modularidad del sistema, tales como borneras de tornillo en las etapas de potencia, permitiendo una conexión firme y segura de los conductores eléctricos, así como el uso de conectores tipo header (macho y hembra), los cuales posibilitan el montaje desmontable de microcontroladores y módulos de comunicación, facilitando tareas de mantenimiento, reemplazo o actualización sin afectar la integridad de la placa.

Además, se procedió al ensamblaje de los diferentes módulos electrónicos, integrando cada uno de los dispositivos requeridos para el funcionamiento del sistema. Entre estos se incluyen sensores barométricos, drivers de potencia, módulos de comunicación, relojes de tiempo real (RTC) y módulos de almacenamiento de datos (SD). La disposición de estos componentes se realizó respetando la organización funcional de cada módulo, garantizando una adecuada distribución espacial, evitando interferencias y asegurando la correcta interconexión entre elementos.

Finalmente, una vez completado el ensamblaje, se llevaron a cabo pruebas de verificación eléctrica y funcional. Estas incluyeron ensayos de continuidad en las conexiones, comprobación de alimentación en los distintos nodos del circuito y evaluaciones básicas de funcionamiento de los módulos integrados.

Figura 60

Ensamblaje de los componentes que conforman las placas electrónicas



Nota. Se muestra las placas ensambladas de a) Módulo de control de altura y posicionamiento instrumental y módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica; b) Módulo 3 de anclaje inteligente con control activo de tensión y c) Módulos 1 y 2 de anclaje inteligente con control activo de tensión. Fuente: Elaboración propia.

2.3.4. Validación del desempeño del sistema automatizado mediante pruebas de campo bajo condiciones variables de velocidad y dirección del viento

2.3.4.1. Validación del sistema mecánico en conjunto electromecánico

La validación del sistema se desarrolló mediante pruebas de campo progresivas, orientadas a evaluar la interacción entre los subsistemas mecánico y electrónico en condiciones reales de operación. En una primera etapa, se efectuó una prueba inicial de elevación utilizando un globo aerostático de volumen reducido (0.23 m^3), en un área despejada del campo de Bayóvar. Esta prueba permitió realizar una verificación preliminar de la integración del

sistema; sin embargo, durante su ejecución se identificaron ciertos desajustes en la coordinación de los módulos electrónicos, así como limitaciones asociadas al reducido volumen del globo, el cual no generaba la fuerza de empuje suficiente para un izaje representativo. Estos resultados fueron considerados como parte del proceso iterativo de validación, permitiendo identificar aspectos clave a optimizar en etapas posteriores.

Figura 61

Prueba del globo con volumen reducido



Nota. Prueba realizada en un área despejada en Bayóvar. Fuente: Elaboración propia.

Luego, el procedimiento inicia con la selección de un terreno con topografía predominantemente plana. La configuración del sistema se basa en una distribución radial simétrica:

- Punto central: Se establece un centro de operaciones donde se ubican los módulos centrales de control y potencia (Receptor Base).
- Nodos periféricos: Se instalan tres unidades de anclaje distribuidas en la periferia. Partiendo del punto central, se divide el plano de 360° en tres sectores iguales de 120 grado.
- Radio de acción: Cada nodo periférico se sitúa a una distancia de 50 metros respecto al centro, permitiendo que el cordaje de anclaje forme un cono de estabilidad óptimo.

El orden de los nodos es indistinto gracias a la naturaleza autónoma de su comunicación.

Figura 62

Área y distribución de los nodos electromecánicos



Nota. La figura muestra la nueva área de ensayo ubicada en terrenos de Petroperú, distinta a la empleada en la fase experimental a escala. Se identifica el nodo central con sus coordenadas geográficas, así como la distribución de los nodos periféricos que conforman el sistema de anclaje. Tomado de Google Earth.

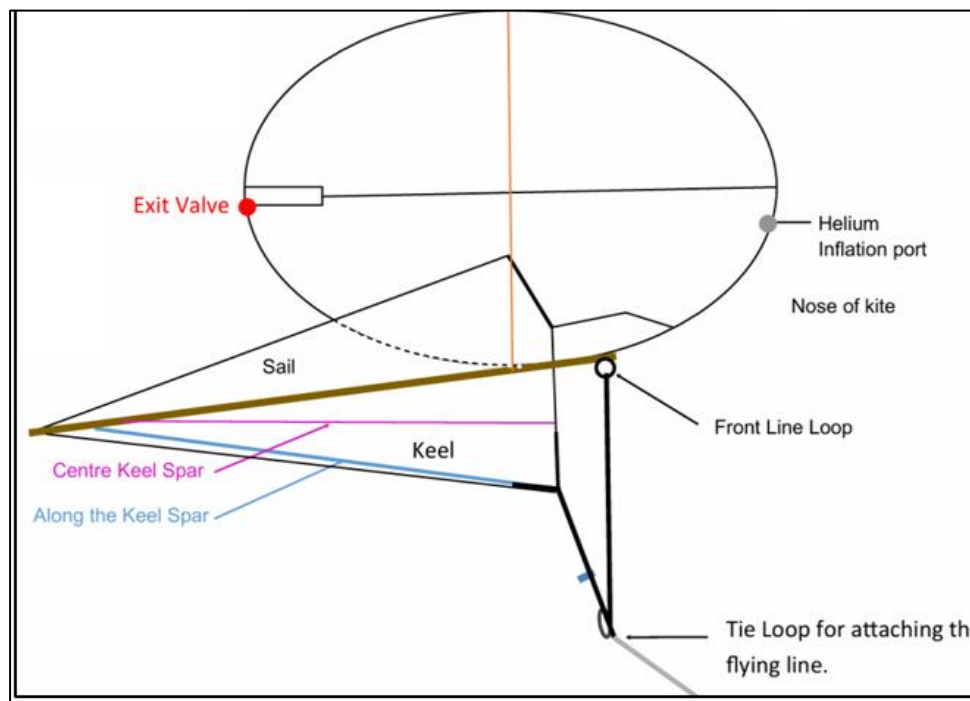
Con ello, se procedió a la validación con el globo aerostático de capacidad nominal (9 m³), lo que permitió evaluar el sistema en condiciones más cercanas a su operación real. Durante esta prueba conjunta del sistema electromecánico, se evidenciaron fenómenos propios de la interacción con el entorno, tales como enredos en las cuerdas de anclaje y una mayor demanda de fuerza de tracción debido a la intensidad variable del viento. Estas condiciones pusieron en evidencia la sensibilidad del sistema ante perturbaciones externas y la necesidad

de mejorar la estrategia de operación. Lejos de considerarse fallas, estos hallazgos constituyeron insumos fundamentales para el refinamiento del sistema, permitiendo replantear criterios de control, distribución de cargas y gestión de las líneas de anclaje.

En conjunto, estas pruebas permitieron validar el comportamiento global del sistema, evidenciando su capacidad de funcionamiento y, al mismo tiempo, proporcionando información relevante para la mejora continua del diseño, especialmente en lo referente a la interacción entre los componentes mecánicos y electrónicos bajo condiciones reales de campo

Figura 63.

Criterios de armado de globo



Nota. Elaboración propia

Figura 64

Armado e inflado del globo aerostático cautivo



Nota. El globo fue armado e inflado siguiendo el manual. Fuente: Elaboración propia.

Figura 65

Preparación de los módulos en el punto central



Nota. Preparaciones de los módulos en el punto central. Fuente: Elaboración Propia.

Figura 66

Módulos periféricos preparados



Nota. Se observa a los tres módulos de anclaje inteligente con control activo de tensión; en funcionamiento, elevando el globo aerostático cautivo. Fuente: Elaboración propia.

2.3.4.2. Alternativa de solución planteada

A partir de los resultados obtenidos en las pruebas de validación, se planteó una alternativa de solución orientada a mejorar la estabilidad operativa del sistema y optimizar su desempeño en campo. Esta estrategia consistió en una reconfiguración del esquema de control, adoptando un enfoque híbrido entre operación manual y automatizada.

En esta nueva configuración, el control de los huinches laterales fue realizado de manera manual, permitiendo una respuesta más inmediata y adaptable ante las variaciones del viento y evitando problemas asociados al enredo de cuerdas. Por otro lado, el izaje principal del sistema se mantuvo automatizado mediante el módulo central, el cual opera con un motor de

mayor capacidad (NEMA 23), garantizando la fuerza necesaria para el control de la altura del globo aerostático.

Como parte de esta optimización, se decidió prescindir del uso de los módulos periféricos que empleaban motores paso a paso tipo NEMA 17, simplificando así la arquitectura del sistema y reduciendo la complejidad operativa. Esta decisión permitió concentrar la capacidad de control en el módulo central, logrando una operación más robusta y confiable.

Figura 67

Instalación final del módulo central



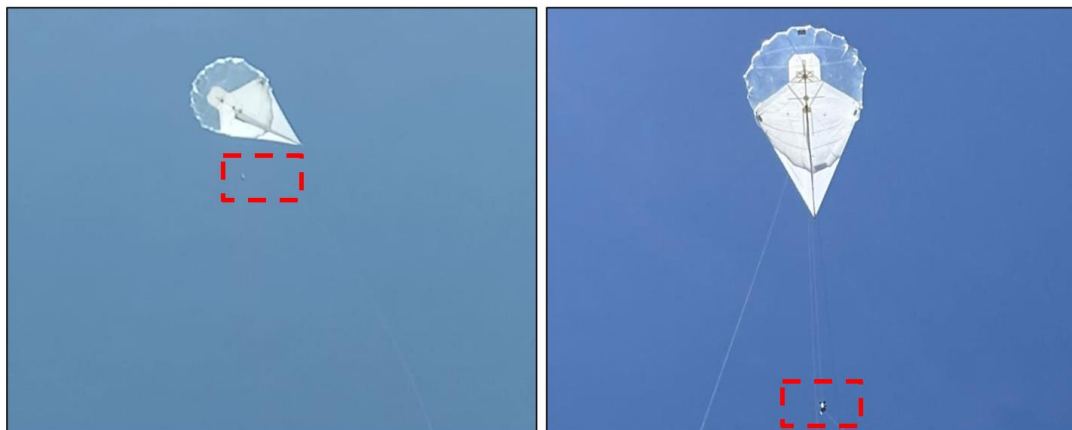
Nota. Se evidencia al módulo accionado solo por el motor PAP Nema 23, ya no se cuenta con los módulos de control de altura y posicionamiento instrumental. Fuente: Elaboración propia.

Adicionalmente, el sistema de medición fue acoplado a la cuerda principal del globo, lo que permitió obtener datos más representativos del comportamiento global del sistema sin interferir en la dinámica de los puntos de anclaje laterales. Esta modificación contribuyó a mejorar la calidad de los datos registrados y a simplificar la instrumentación.

La implementación de esta alternativa permitió obtener una operación más estable, reduciendo la ocurrencia de eventos no deseados y facilitando el control del sistema en condiciones reales. Como resultado, se lograron resultados satisfactorios en términos de estabilidad, control y adquisición de datos, validando la viabilidad de esta configuración como solución práctica para la operación del sistema.

Figura 68

Nodo de medición acoplado a una sola cuerda



Nota. Se aprecia al nodo de medición acoplado a la cuerda del módulo central de gestión de carga y estabilidad aerodinámica. Fuente: Elaboración propia.

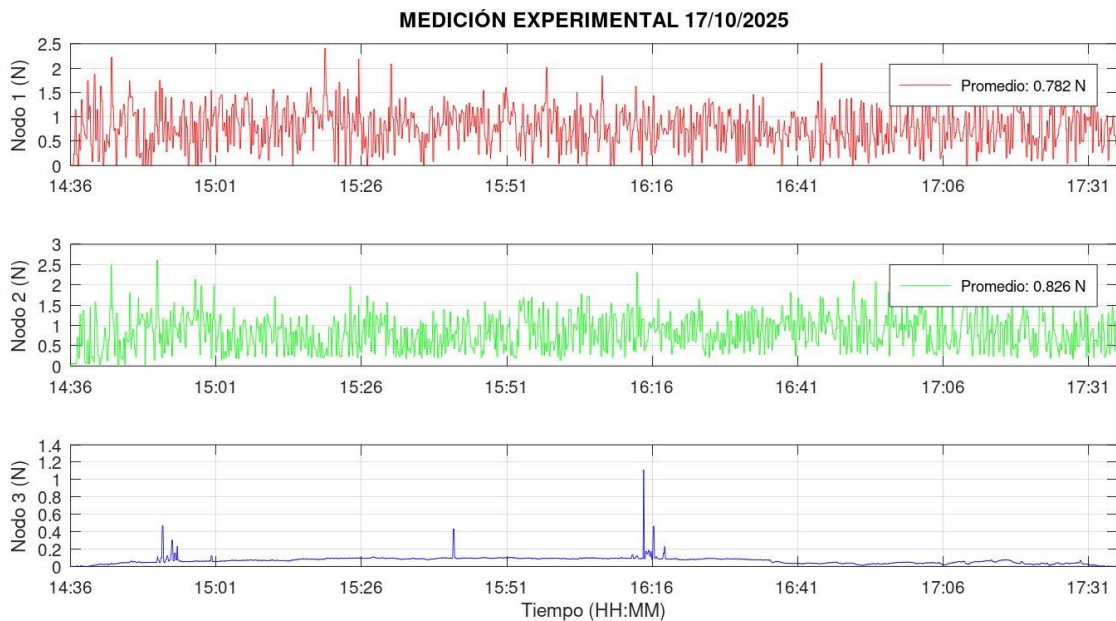
III. RESULTADOS

3.1. Resultados de caracterización experimental del comportamiento del globo a escala.

Se observa que los nodos 1 y 2 presentan valores de fuerza significativamente más altos y fluctuantes, mientras que el nodo 3 muestra valores casi constantes y cercanos a 0 N. El comportamiento evidenciado indica que el viento desplazó el globo hacia la zona de los nodos 1 y 2, provocando que sus cuerdas permanecieran tensionadas; en cambio, la cuerda del nodo 3 se mantuvo libre o con baja tensión, dado que la dirección del viento redujo la carga sobre ese punto de anclaje.

Figura 69

Resultados de medición de cada nodo con el globo a escala



Nota. En el gráfico se muestran las fluctuaciones de fuerza registradas por los tres módulos (nodos) de medición conectados a las cuerdas del globo a escala. Fuente: Elaboración propia.

3.2. Resultados de caracterización analítica del globo a escala.

Resolviendo el sistema de ecuaciones:

$$T_1 = 1.969 \text{ N}$$

$$T_2 = 1.973 \text{ N}$$

$$T_3 \approx 0$$

Se concluye que cuando el viento actúa entre las cuerdas 1 y 2 estas se tensionan mientras que la cuerda 3 se afloja.

3.3. Resultados de caracterización analítica del globo real.

Resolviendo el sistema de ecuaciones:

$$T_1 = 155.294 \text{ N}$$

$$T_2 = 183.5059 \text{ N}$$

$$T_3 \approx 0$$

En una sola cuerda, se consideró la fuerza de arrastre en dirección hacia arriba (eje Z), en ese sentido la fuerza en una sola cuerda es:

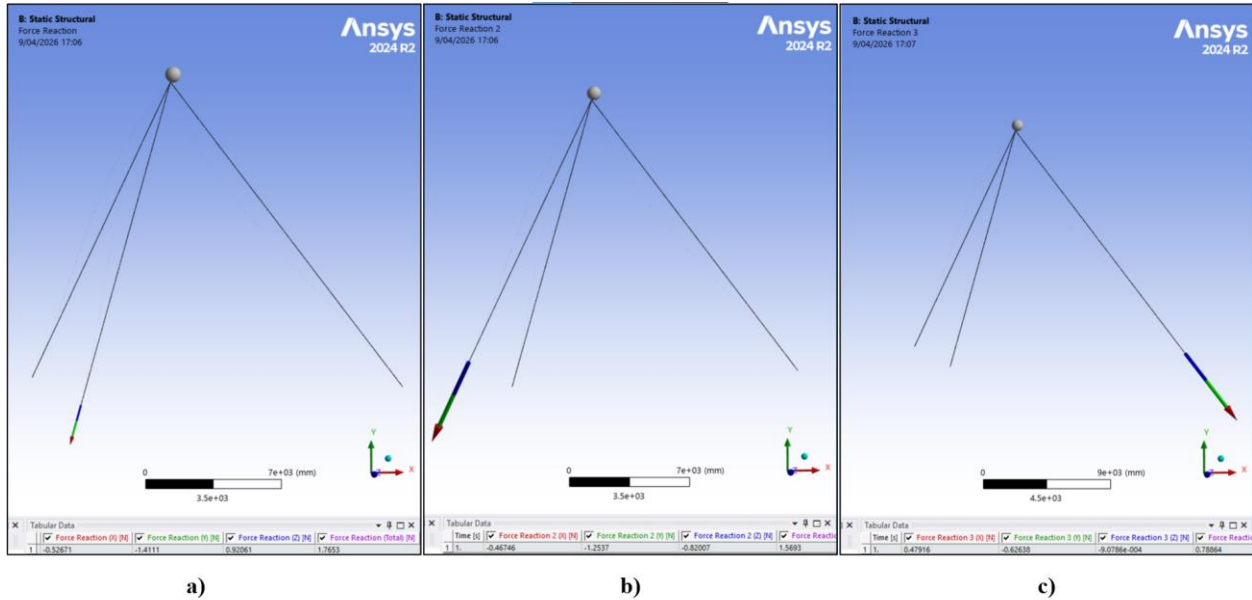
$$T = 139.209 + 78.112 = 217.321 \text{ N}$$

3.4. Resultados de caracterización del globo a escala mediante Interacción Fluido Estructura (FSI)

De acuerdo con la simulación numérica para el globo a escala, en conjunto con las tres cuerdas dispuestas en nodos, se observa los valores obtenidos en la nota de la figura 72.

Figura 70

Resultados del modelo FSI globo a escala



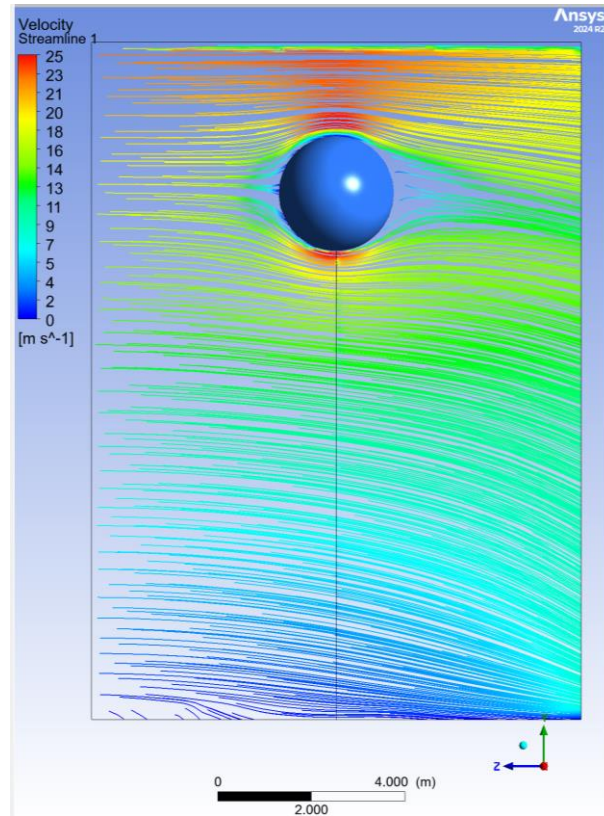
Nota. a) Tensión en el nodo 1 $T_1=1.5693$ N; b) Tensión en el nodo 2 $T_2=1.7653$ N y c) Tensión en el nodo 3 $T_3=0.78864$ N. Fuente: Elaboración propia.

3.5. Resultados de caracterización del globo real mediante Interacción Fluido Estructura (FSI).

Se muestra un perfil de velocidad que varía aproximadamente desde 0 y 25 m/s, el cual es coherente con el perfil de entrada definido. En el área donde el aire impacta con el globo la velocidad es 0 a 2 m/s generando un punto de estancamiento que indica que la energía cinética del flujo se transforma en presión. Asimismo, en las regiones laterales se alcanzan calores de 22 a 25 m/s evidenciando una aceleración del flujo alrededor del globo. Por otro lado, en el área posterior se muestra velocidad de 5 a 10 m/S asociadas a la separación del flujo y formación de estela, fenómeno que representa pérdida de energía y es fundamental en la generación de la fuerza de arrastre.

Figura 71

Perfil de velocidad globo real en el plano XZ

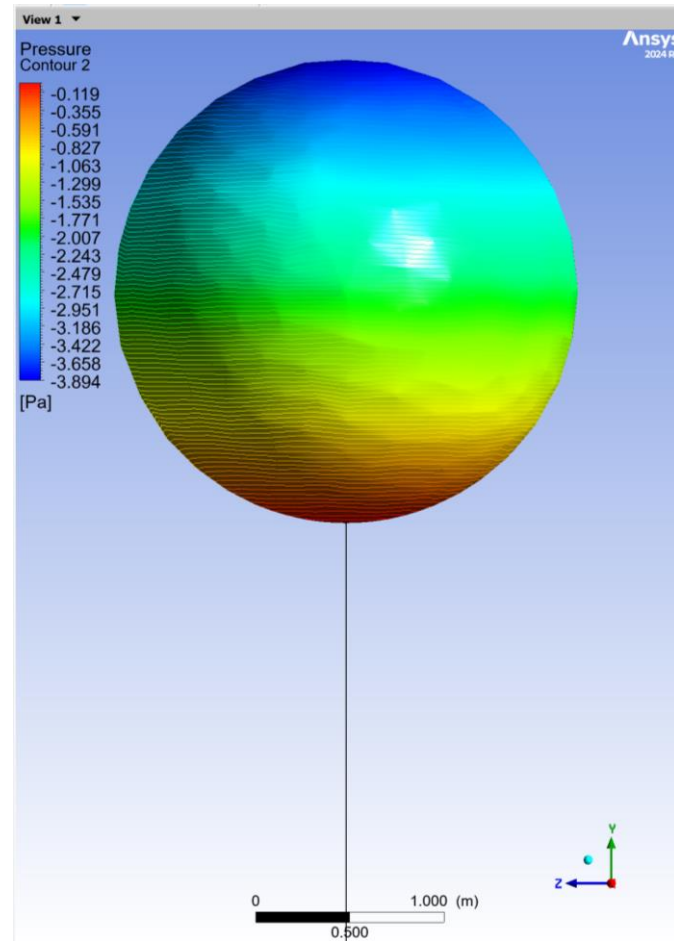


Nota. Elaboración propia.

Asimismo, en la siguiente figura se muestra que la presión interna del globo va desde los -0.119 Pa hasta la parte superior en -3.894 Pa aproximadamente y expresados como presión manométrica tomando como referencia la salida del dominio definida en 0 Pa por lo que dicho valores indican que la presión interna del helio es menor a dicha referencia. Este gradiente donde la presión disminuye con la altura fundamenta el comportamiento hidrostático del gas en equilibrio bajo la acción de la gravedad.

Figura 72

Presión por empuje (helio)



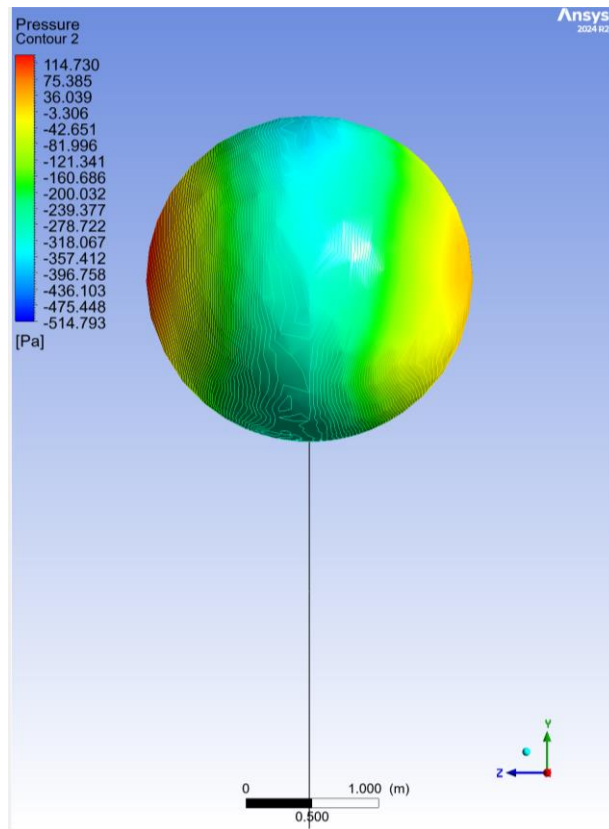
Nota. Elaboración propia.

En la figura 75 se observa unas presiones externas en el globo que varían entre 114.7 Pa y -398 Pa aproximadamente explicando la interacción del flujo aire con la superficie del globo. En el área del globo donde impacta el aire el flujo experimenta una desaceleración progresiva hasta alcanzar el estancamiento tendiendo la velocidad a cero, en consecuencia, la energía cinética del flujo se convierte en presión estática generando presión manifestando una fuerza de empuje sobre el globo. Asimismo, conforme el flujo rodea la geometría, su velocidad se incrementa lo que

conlleva una disminución de la presión estática generando presiones negativas significativas. En definitiva, la distribución de presiones evidencia que la carga aerodinámica sobre el globo está gobernada por el gradiente de presión entre las zonas que se muestran

Figura 73

Presión por arrastre (Flujo de aire)

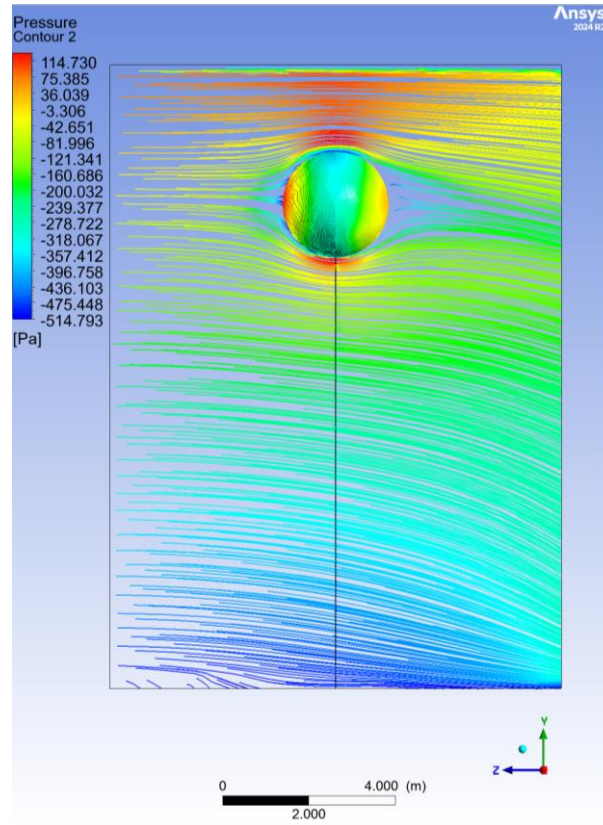


Nota. Elaboración propia.

En la figura 75 se evidencia la relación entre el campo de velocidades y la distribución de presiones, mostrando la interacción significativa entre ambas variables. Estos resultados confirman que la distribución de presión sobre el globo está directamente condicionada por las variaciones de campo de velocidades definiendo así las cargas aerodinámicas que actúan sobre la estructura.

Figura 74

Relación velocidad- presión

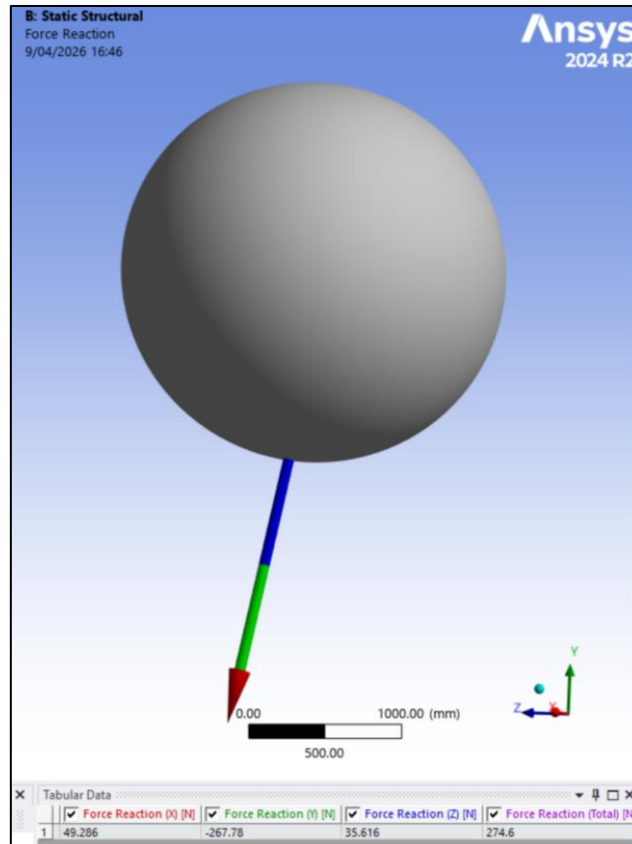


Nota. Elaboración propia.

Finalmente, se presenta la fuerza de reacción obtenida del análisis estructural. Los valores calculados son 49.286 N en el eje X, -267.78 N en el eje Y y 35.616 N en el eje Z obteniéndose una fuerza resultante de 274.6 N.

Figura 75

Carga aerodinámica en el sistema de anclaje



Nota. Elaboración propia.

3.6. Tabla resúmenes de resultados del globo a escala y globo real

Se evidencia que el modelo analítico no considera la tensión en T3, mostrando limitaciones frente a la realidad, pero con una gran aproximación al modelo real. Por otro lado, el modelo FSI representa mejor la distribución de cargas al incluir efectos aerodinámicos. Asimismo, en los resultados experimentales se confirmó la influencia real de la carga aerodinámica y validan que el FSI es una aproximación más cerca al comportamiento real del sistema.

Tabla 20*Tabla resumen del globo a escala*

Método	Globo a escala		
Modelo FSI	$T_1=1.5693$ N	$T_2=1.7653$ N	$T_3=0.78864$ N
Analítico	$T_1=1.969$ N	$T_2=1.973$ N	$T_3=0$ N
Experimental	$T_{1\text{máx.}}=2.5$ N	$T_{2\text{máx.}}=2.58$ N	$T_{3\text{máx.}}=0.1$ N

Nota. Elaboración propia.**Tabla 21***Tabla resumen del globo real*

Método	Globo real		
Modelo FSI	No modelado con tres anclajes por alto		$T=274.6$ N
	requerimiento computacional		
Analítico	$T_1=155.294$ N	$T_2=183.5059$ N	$T_3=0$ N
Experimental	No evaluado experimentalmente por condiciones no equivalente		

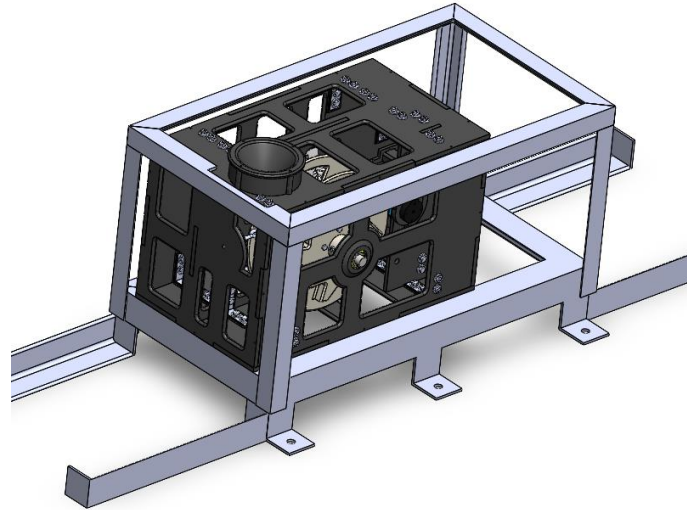
Nota. Elaboración propia.

A partir de estos resultados se diseñó un módulo central con capacidad de 400 N y módulos de anclaje de 200 N cada uno, garantizando un margen de adecuado frente a las cargas aerodinámicas y condiciones reales de operación con un factor de seguridad de 1.5 aproximadamente.

3.7. Diseño de los módulos funcionales del sistema automatizado

Figura 76

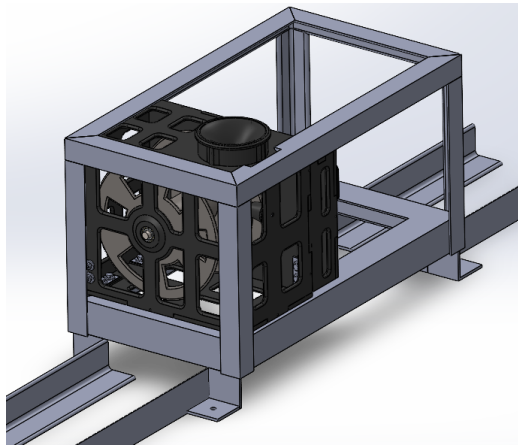
Módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica



Nota. Módulo central vista estequiométrica. Fuente: Elaboración propia

Figura 77

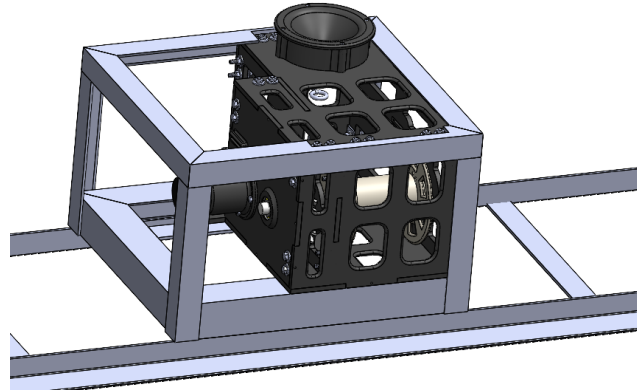
Módulo control de altura y posicionamiento instrumental



Nota. Módulo control de altura vista estequiométrica. Fuente: Elaboración propia

Figura 78

Módulo de anclaje inteligente con control activo de tensión

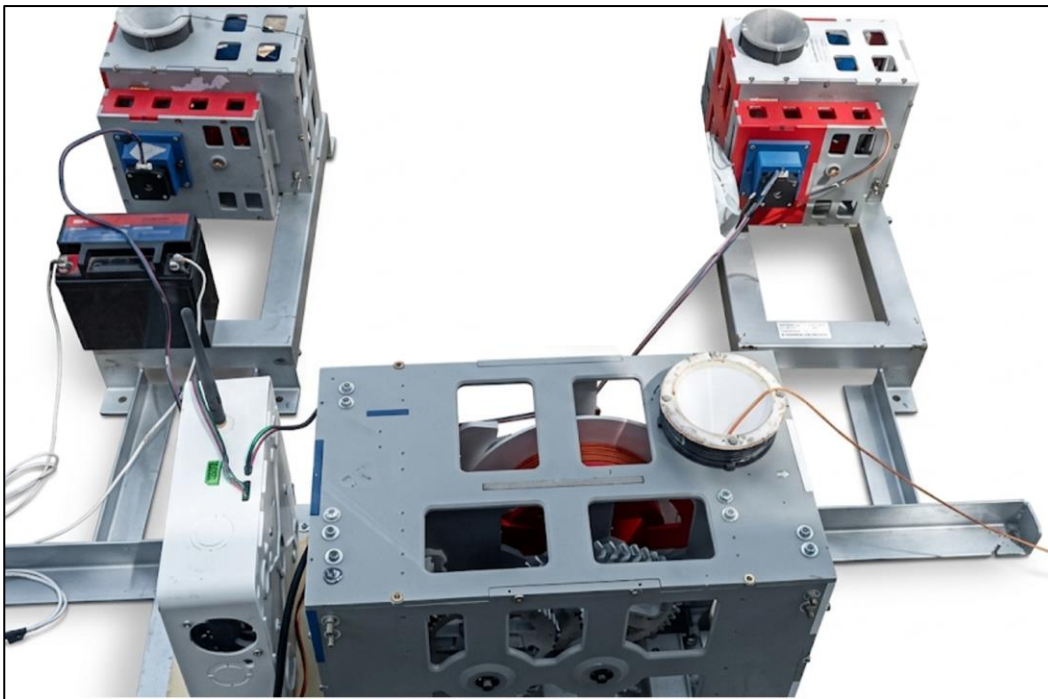


Nota. Módulo de anclaje vista estequiométrica. Fuente: Elaboración propia

3.8. Módulos manufacturados del sistema automatizado

Figura 79

Módulo central con módulos control de altura

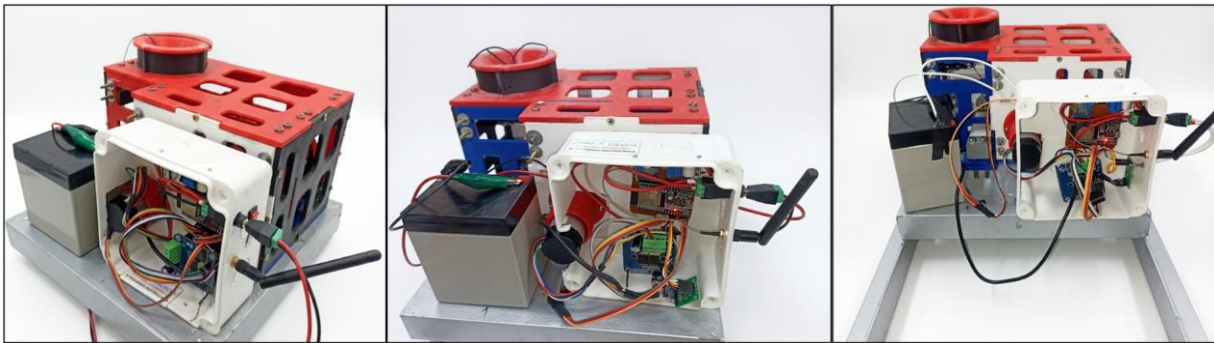


Fuente: Elaboración propia

En la figura 81 se muestra módulo más robusto corresponde al central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica accionado por el motor PAP Nema 23 mientras que los dos más pequeños son los Módulo de control de altura y posicionamiento instrumental y cada uno es accionado por motores PAP Nema 17.

Figura 80

Módulos de anclaje inteligente



Nota. Se evidencia el sistema mecánico y electrónico de los nodos periféricos del sistema.

Fuente: Elaboración propia.

3.9. Validación del sistema automatizado en conjunto

Durante esta fase experimental, el sistema integró todos los módulos manufacturados y ensamblados con el objetivo de recopilar mediciones en condiciones reales de operación. En este contexto, se analizaron dos momentos de prueba, prestando especial atención al comportamiento del viento y su influencia en las señales registradas.

El perfil de viento obtenido muestra una alta variabilidad temporal, caracterizada por la presencia constante de picos. Estos picos corresponden a ráfagas de viento, es decir, incrementos súbitos y de corta duración en la velocidad del flujo de aire. En la gráfica, este

comportamiento se representa como ruido, el cual no debe interpretarse como una tendencia estable del sistema, sino como perturbaciones externas propias del entorno.

Por otro lado, la tendencia del viento corresponde a una señal suavizada que permite identificar el comportamiento general del flujo de aire a lo largo del tiempo. A diferencia del ruido, esta tendencia refleja la evolución promedio de la velocidad del viento, eliminando las variaciones rápidas asociadas a las ráfagas. De este modo, se puede distinguir entre fluctuaciones instantáneas y el patrón dominante del entorno.

Figura 81

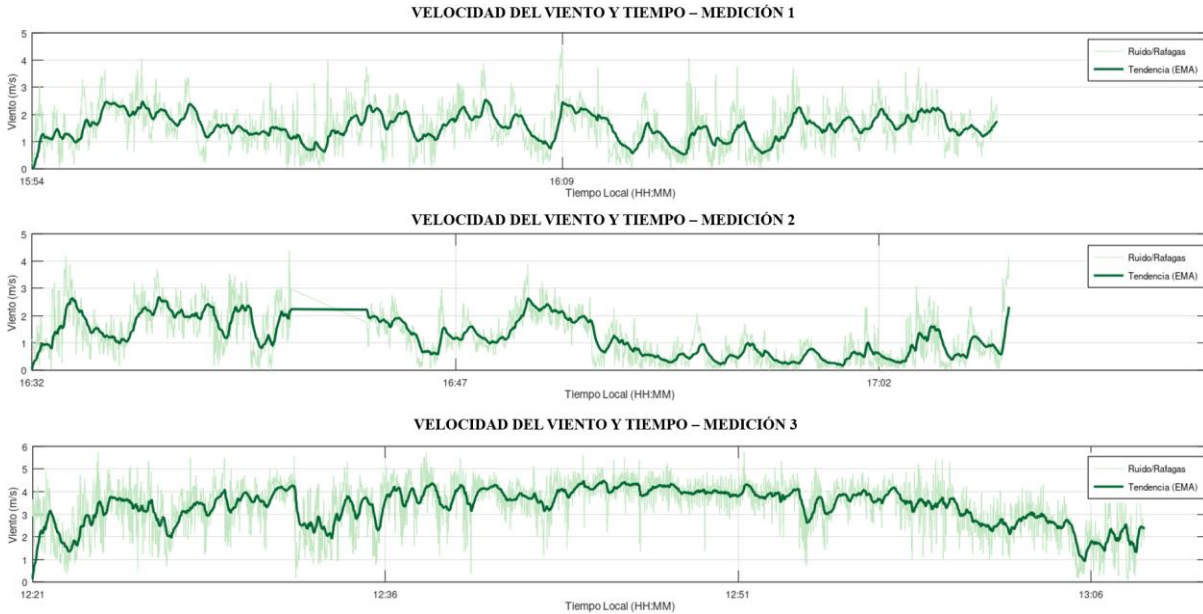
Elevación del globo haciendo uso de todo el sistema



Nota. Elaboración propia

Figura 82

Resultados de medición de viento preliminares (29 y 30 marzo del presente año)



Fuente: Elaboración propia

Los resultados evidencian que el entorno de prueba presenta una condición de viento persistente con alta presencia de ráfagas, lo cual se traduce en una señal con picos frecuentes. Esta característica indica que el sistema estuvo expuesto a un régimen de flujo no uniforme, donde predominan las perturbaciones sobre un comportamiento estable; los gráficos fueron elaborados en software de licencia abierta. Fuente: Elaboración propia.

Adicionalmente, se debe considerar que el globo incorpora una cola estabilizadora, la cual, bajo condiciones de viento, actúa incrementando la superficie de interacción con el flujo de aire. Este efecto generó una componente de fuerza adicional que tendía a orientar y traccionar el sistema hacia arriba, incrementando la tensión en las cuerdas de anclaje. Como resultado, se produjo una

mayor exigencia mecánica sobre el sistema, especialmente en presencia de ráfagas, donde dicha fuerza se intensifica de manera no uniforme.

En este sentido, se observa que la alta variabilidad del viento, sumada al efecto aerodinámico de la cola del globo, introduce complejidad tanto en la medición como en la respuesta del sistema. Por ello, desde el punto de vista de diseño, resulta conveniente optar por un sistema electrónico con un funcionamiento más simplificado, capaz de reducir la sensibilidad ante este tipo de perturbaciones y facilitar la interpretación de los datos obtenidos; dicha solución rápida se presenta en la siguiente sección.

3.10. Alternativa de solución planteada

En una primera etapa, correspondiente a la calibración e inicio del ascenso, se observó que el sistema partió desde condiciones cercanas al nivel del suelo, registrando valores iniciales de altura próximos a cero, incluso con ligeras variaciones negativas atribuibles al proceso de calibración del sensor. Durante este intervalo, la altura se incrementó progresivamente hasta aproximadamente 70-80 m, mientras que la presión atmosférica experimentó una disminución significativa, evidenciando la correcta correlación entre ambas variables y validando el adecuado funcionamiento del sistema de medición.

Posteriormente, en la etapa de primer ascenso y primera medición, el globo alcanzó una altura moderada, manteniéndose en un rango aproximado de 60 a 90 m. En esta fase se evidenciaron oscilaciones tanto en la altura como en la presión, lo cual se atribuyó a perturbaciones externas, principalmente la acción del viento y ajustes en el sistema de anclaje. No obstante, se observó una tendencia general a la estabilización, indicando un comportamiento parcialmente controlado del sistema.

En una tercera etapa, correspondiente al segundo ascenso, se registró el incremento más significativo en la altura del globo, alcanzando valores máximos cercanos a 150-180 m. Este ascenso estuvo acompañado de una disminución adicional de la presión atmosférica. Sin embargo, durante esta fase se presentaron oscilaciones más pronunciadas, lo que evidenció condiciones de inestabilidad dinámica, posiblemente asociadas a variaciones en la tensión de las cuerdas de anclaje y a la ausencia de un control completamente estabilizado.

A continuación, se identificó una etapa de estabilización en altura, en la cual el globo mantuvo una altitud relativamente constante, en un rango aproximado de 110 a 130 m durante un periodo prolongado. De manera consistente, la presión atmosférica también mostró un comportamiento estable. Esta condición indicó que el sistema alcanzó un estado de equilibrio, en el cual las fuerzas de empuje, peso y tensión en las cuerdas se encontraban balanceadas. Esta etapa resultó ser la más representativa para el análisis experimental, debido a la estabilidad de las variables registradas.

Finalmente, en la etapa de descenso, se observó una disminución progresiva de la altura desde aproximadamente 120 m hasta valores cercanos a 50 m. De forma inversa, la presión atmosférica presentó un incremento sostenido, coherente con la reducción de la altitud. Este comportamiento confirmó un descenso controlado del globo, asociado a la recuperación de las líneas de anclaje o a la reducción de la fuerza de empuje.

En conjunto, el análisis permitió evidenciar que el sistema atravesó cinco etapas bien definidas: inicio y calibración, ascenso inicial, ascenso principal, estabilización y descenso, mostrando en todo momento coherencia física entre las variables de presión y altura, así como el comportamiento esperado de un globo aerostático cautivo bajo condiciones reales de operación.

Figura 83

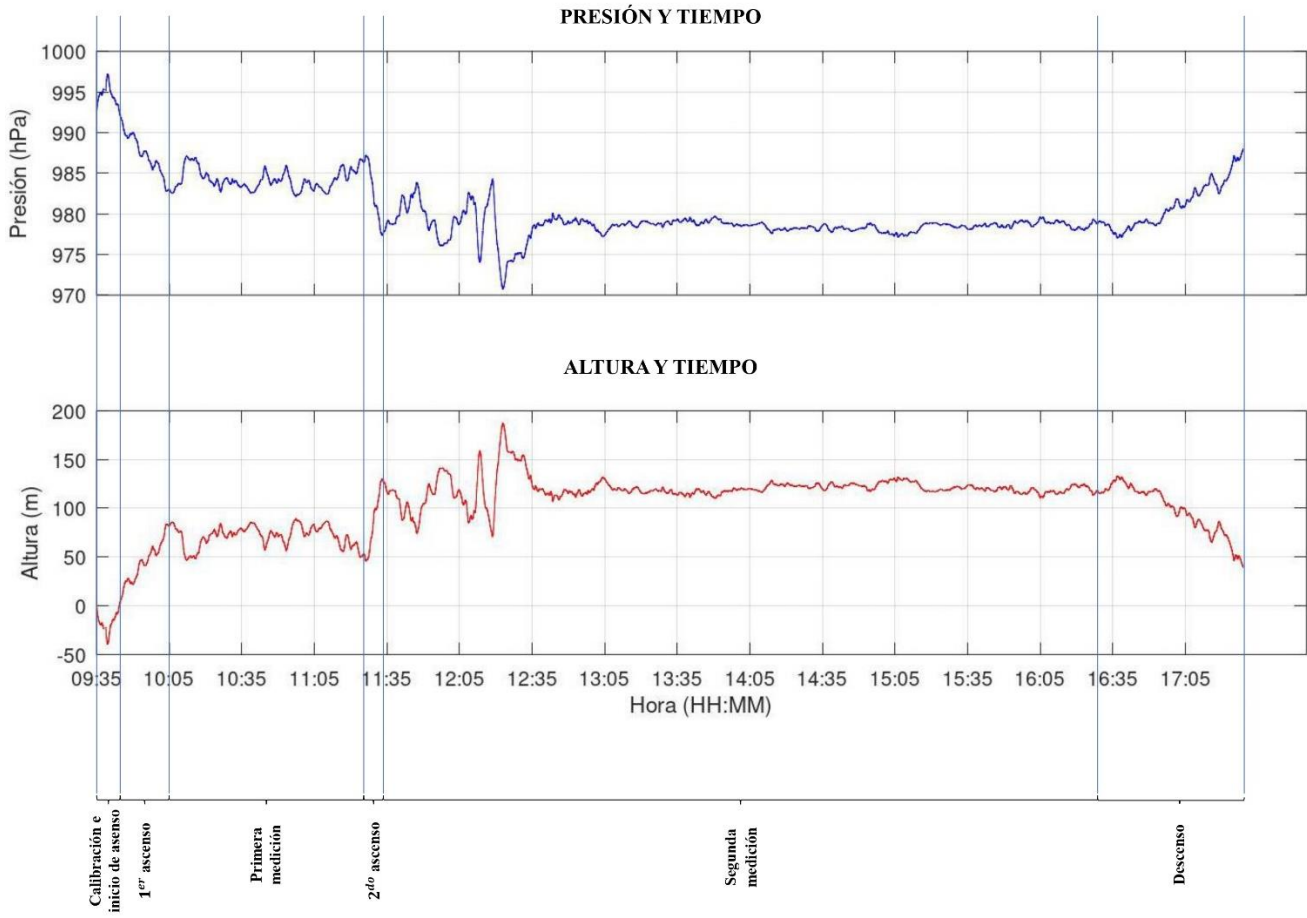
Globo izado en comparación con la torre meteorológica



Nota. Elaboración propia.

Figura 84

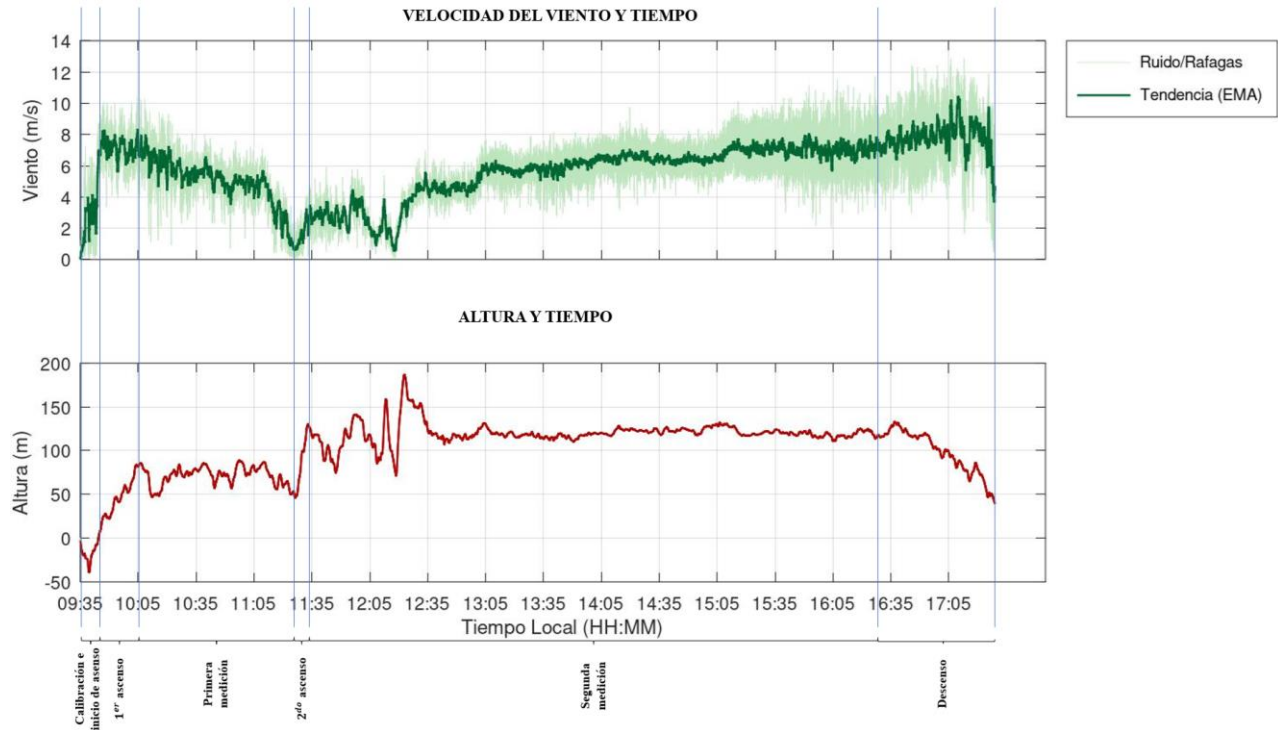
Gráficas de presión y altura (31 de marzo)



Nota. Gráficos elaborados en software de licencia abierta, teniendo en cuenta las mediciones realizadas el día de la experimentación. Fuente: Elaboración propia.

Figura 85

Velocidad del viento (una componente) en comparación de la altura del globo (31 marzo)



Nota. L figura muestra las variaciones del viento respecto a la altura y a los tramos con el que el globo se ha mantenido elevado; cabe resaltar que la altura varía por que el globo se encuentra demasiado quieto y, por las ráfagas de viento, es que se encuentra inclinado o moviéndose de su posición; los gráficos fueron elaborados en software de licencia abierta. Fuente: Elaboración propia.

IV. DISCUSIÓN

Los resultados evidencian que la estabilidad de un globo aerostático cautivo depende de la distribución de tensiones en las cuerdas de anclaje lo cual es consistente con los fundamentos de la interacción fluido-estructura. La evidencia experimental confirma que el sistema responde de manera sensible a las perturbaciones del viento, generando redistribuciones de carga entre los puntos de anclaje.

En particular, debido a la cometa del globo se incrementa las tensiones en las cuerdas alineadas con la dirección del flujo generando mayor carga en dos puntos de anclaje y una descarga imparcial en el tercero evidenciando un comportamiento no lineal. El cual guarda concordancia con lo expuesto por Ce Pang et al. (2024), quienes señalan que el incremento de la velocidad del viento produce un aumento en la tensión del cable y una mayor inclinación del sistema. Si bien las condiciones experimentales difieren, la tendencia observada es equivalente, lo que valida experimentalmente el comportamiento dinámico descrito en dicho antecedente.

Por otro lado, el modelo FSI mostró una mejor aproximación al comportamiento real superando al modelo analítico. Esto se debe a su enfoque entre fluido y estructura lo que confirma la importancia de uso de herramientas numéricas avanzadas para el análisis y diseño de sistemas sometidas a cargas aerodinámicas variables.

Al comparar estos resultados con lo reportado por Ramelli et al. (2020), se identifica que los globos aerostáticos cautivos pueden operar bajo condiciones de viento moderado y manteniendo su estabilidad, no se consideran sistemas de regulación de tensión. En contraste, la presente investigación evidencia que la estabilidad no depende solo de la resistencia estructural sino la capacidad de regulación activa de tensiones.

En relación con los estudios de globos de vuelo libre, como el de Gemignani y Marcuccio (2021), se observa que la ausencia de sistemas de control externo limita la estabilidad frente a oscilaciones. En este trabajo, el uso de anclajes múltiples permite mitigar estos efectos lo que sugiere ventajas en aplicaciones que requieren estabilidad y precisión en la medición.

Desde una perspectiva más general, los resultados permiten inferir que la implementación del sistema automatizado de regulación de tensiones puede escalarse a otros contextos donde existan estructuras flexibles sometidas a cargas aerodinámicas variables, como torres ligeras, sistemas de cableado o plataformas suspendidas. En este sentido, la investigación no solo aporta una solución específica, sino que también valida un enfoque de diseño basado en la integración de modelamiento, experimentación y control.

No obstante, durante el desarrollo del proyecto se presentaron limitaciones en la sincronización de los módulos de control y en el sistema de comunicación, lo cual afectó la respuesta integrada del sistema durante las pruebas de campo. Estas dificultades no invalidan los resultados, pero sí evidencian la complejidad inherente a la implementación de sistemas mecatrónicos distribuidos en entornos reales.

V. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Conclusiones

- El modelo de interacción fluido-estructura (FSI) representa de manera más realista el comportamiento aerodinámico del globo frente al modelo analítico, al considerar efectos acoplados y distribuciones no uniformes de carga, permitiendo una mejor estimación de las tensiones en los anclajes bajo condiciones reales de operación.
- Se estableció que la arquitectura modular y distribuida del sistema permite una integración eficiente de los subsistemas. Desde el punto de vista mecánico, el diseño de los módulos de anclaje independientes, junto con la incorporación de un anclaje central adicional, garantiza la estabilidad del sistema y permite funciones de seguridad y el desplazamiento vertical de sensores, mejorando su operatividad. En cuanto al sistema electrónico, la coordinación mediante telemetría asegura la comunicación entre módulos, mientras que la implementación de placas PCB reduce el cableado y el espacio ocupado, incrementando la confiabilidad y el orden del sistema. Este enfoque integral facilita el mantenimiento, la escalabilidad y el reemplazo de componentes comerciales.
- La manufactura de los módulos resultó técnicamente viable mediante el uso de fabricación aditiva con material PETG al 100%, complementada con procesos de mecanizado CNC para la elaboración de placas PCB y componentes estructurales. Asimismo, se emplearon ejes de acero y engranajes ensamblados con adecuada lubricación, garantizando un correcto desempeño mecánico. El uso de cuerdas de Kevlar de alta resistencia contribuyó a la integridad estructural del sistema. En conjunto, estos procesos permitieron desarrollar

un sistema funcional, transportable y de bajo costo, adecuado para su implementación en campo.

- La validación experimental evidenció que el sistema responde a las condiciones reales del viento, presentando redistribución de tensiones y comportamiento aerodinámico influenciado por el efecto tipo cometa del globo. Se observó que la longitud de las cuerdas y el radio de anclaje influyen directamente en la estabilidad e interferencias del sistema, siendo necesario optimizar estos parámetros en función de la altura operativa. En conjunto, los resultados confirman la viabilidad del sistema, aunque resaltan la necesidad de mejoras en control, sincronización y configuración geométrica para condiciones más exigentes.

Recomendaciones

- Se recomienda desarrollar el modelamiento de interacción fluido-estructura (FSI) considerando la geometría real del sistema, incluyendo la cometa del globo aerostático, con el fin de obtener una representación más precisa de las cargas aerodinámicas y del comportamiento dinámico bajo condiciones reales de operación.
- Se recomienda optimizar el diseño mecánico mediante un análisis de esfuerzos y deformaciones en los componentes críticos, especialmente en engranajes y ejes fabricados en PETG, evaluando la incorporación de materiales metálicos que incrementen la resistencia estructural. Asimismo, se plantea considerar soluciones como un tambor escalonado con guía tipo husillo para garantizar un enrollamiento adecuado del cable, así como diseñar acoples versátiles que permitan el uso de distintos tipos de motores. En cuanto al sistema electrónico, se sugiere implementar tecnologías de comunicación más robustas, como LoRaWAN con integración a la nube; de igual manera, se recomienda

optimizar la implementación de celdas de carga para obtener mediciones más precisas de las tensiones. Finalmente, se propone medir la potencia consumida por el sistema con el fin de estimar la autonomía de las baterías, e implementar un sistema de control de motores mediante pulsadores que permita la inversión de giro de manera segura y eficiente.

- Se recomienda rediseñar componentes estructurales críticos utilizando materiales como acero, debido a las altas cargas generadas por el efecto aerodinámico tipo cometa, incrementando así el factor de seguridad. Además, optimizar el sistema de enrollamiento considerando el uso de cuerdas de mayor diámetro o con recubrimiento, evitando enredos y desplazamientos entre capas. También se sugiere encapsular los sistemas electrónicos mediante módulos protegidos contra polvo y lluvia, garantizando su operación en condiciones ambientales adversas
- Se recomienda que, en futuras evaluaciones experimentales, se implementen sistemas de control independientes para los módulos de anclaje y el módulo central, con el fin de evitar interferencias en la comunicación. Asimismo, se sugiere mejorar los procedimientos de inflado y anclaje del globo mediante la incorporación de puntos de sujeción preliminares que faciliten su estabilización inicial. Del mismo modo, se recomienda ampliar las pruebas en diferentes condiciones de viento y configuraciones operativas para validar de manera integral el desempeño del sistema. En cuanto al nodo de medición, se propone diseñarlo bajo un esquema tipo péndulo, de modo que pueda mantenerse estable independientemente del punto de sujeción, garantizando así mayor precisión en la adquisición de datos.

VI. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Budynas, R., y Nisbett, K. (2024). *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley: Vol. Undécima e.*

Ce Pang, Zeqing He, Kaiyin Song, & Shenghong Cao. (2024). *Analysis of Wind Field Response Characteristics of Tethered.*

Concepción Velarde, L. (2021). *Diseño de un Winche de Izaje con Capacidad 10 TM para Aplicaciones en Minicentrales Hidroeléctricas.*
<https://repositorio.utp.edu.pe/handle/20.500.12867/5239>

Dexheimer, D., Airey, M., Roesler, E., Longbottom, C., Nicoll, K., Kneifel, S., Mei, F., Harrison, R. G., Marlton, G., & Williams, P. D. (2019). *Evaluation of ARM tethered-balloon system instrumentation for supercooled liquid water and distributed temperature sensing in mixed-phase Arctic clouds.* 6845-6864.

Gemignani, M., & Marcuccio, S. (2021). Dynamic characterization of a high-altitude balloon during a flight campaign for the detection of ISM radio background in the stratosphere. *Aerospace*, 8(1), 1-20. <https://doi.org/10.3390/aerospace8010021>

Gutiérrez, W., García, M., Magaña, V., y Escalante, J. (2007). *Diseño y construcción de un globo meteorológico cautivo instrumentado.* 3, 29-42.
<https://dialnet.unirioja.es/servlet/autor?codigo=1987991>

Haibo, Y., Dong, K., & Gu, T. (2018). *HiMeter: Telling You the Height Rather than the Altitude.* 1-20. <https://doi.org/10.3390/s18061712>

Liang, W., Zhao, X., Wu, P., Li, Y., & Lv, S. (2024). Design and Development of Miniature Measuring Instrument for Parachute Cords Dynamic Load for Stepless Parachute Opening. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 24(19). <https://doi.org/10.3390/s24196232>

- Lozada, J. (2014). *Investigación Aplicada: Definición , Propiedad Intelectual e Industria*. 34-39.
<http://201.159.222.118/openjournal/index.php/uti/article/view/30>
- Parella Stracuzzi, S., y Martins Pestana, F. (2010). *Metodología de la investigación*.
<https://gc.scalahed.com/recursos/files/r161r/w23578w/w23578w.pdf>
- Ramelli, F., Beck, A., Henneberger, J., & Lohmann, U. (2020). Using a holographic imager on a tethered balloon system for microphysical observations of boundary layer clouds. *Atmospheric Measurement Techniques*, 13(2), 925-939. <https://doi.org/10.5194/amt-13-925-2020>
- Trejos Cordero, E. (2014). *Proyecto: diseño de máquina de embobinado para cable y máquina auxiliar de frenado*.
https://repositoriotec.tec.ac.cr/bitstream/handle/2238/3917/sistema_embobinado_frenado.pdf
- Velasco, M. A., Quevedo, Y. N., y Bonilla, C. A. (2022). *Determinación de propiedades mecánicas a tensión y compresión de PETG procesado mediante fabricación por filamento fundido*. 170-175. https://somim.org.mx/memorias/memorias2022/articulos/A2_179.pdf
- Yan, C., Yang, J., Zhang, D., Zhang, S., & Zhang, T. (2025). *Comprehensive Design and Experimental Validation of Tethered Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles*. 1-26.

DEDICATORIA

A mis padres, por su amor incondicional, su apoyo constante y por ser el pilar fundamental en cada etapa de mi vida. Gracias por inculcarme valores, esfuerzo y perseverancia, que han sido clave para alcanzar este logro.

A mi familia, por su comprensión y aliento en los momentos más difíciles, y por celebrar conmigo cada pequeño avance en este camino.

A todas aquellas personas que, de una u otra forma, contribuyeron en mi formación personal y profesional, brindándome motivación para seguir adelante.

Luis Angel Altamirano Heredia

A mis padres, **Frain Díaz Alarcón** y **Edisa Araujo Avellaneda**, por su amor, su apoyo constante y por enseñarme, con su ejemplo, a seguir adelante incluso cuando el camino se hacía difícil.

A mis hermanas, **Nayara** y **Mitzy**, por recordarme, con su sencillez, lo verdaderamente importante.

Y a mí mismo, por no rendirme.

Dyer Airthon Díaz Araujo

AGRADECIMIENTOS

Se renueva el agradecimiento al CONCYTEC a través del programa PROCENCIA, en el marco del concurso "E041-2023-02 Proyectos de Investigación Aplicada" según contrato PE501083423-2023-PROCENCIA “Desarrollo de prototipo de globo aerostático cautivo perfilador de velocidades de vientos y de parámetros meteorológicos para prospección de recursos energéticos eólicos renovables”, que brindó el soporte de materiales, insumos, equipos, instrumentos, herramientas entre otros para el desarrollo de este proyecto de investigación, el cual ha sido fundamental para su ejecución.

Asimismo, se agradece al Instituto de Investigación en Energías Renovables (INRER), donde se inició y desarrolló la presente investigación, por proporcionar las facilidades, recursos y el entorno adecuado para llevar a cabo este trabajo.

De manera especial, se agradece al investigador principal, MSc. Ing. Henry Oswaldo Pinedo Nava, por su orientación, apoyo constante y valiosos aportes durante todo el proceso de investigación.

A Petroperú – Terminal Bayóvar, por brindar el espacio de estancia y el área necesaria para el desarrollo experimental de esta investigación.

Finalmente, agradezco a todas las personas que, directa o indirectamente, contribuyeron al desarrollo y culminación de esta tesis.

Anexo 2

Campaña experimental Bayóvar



Anexo 3

Cuerdas utilizadas para la elevación y control del globo aerostático cautivo



Anexo 4

Código del módulo de medición

```
/*
  PROYECTO: GLOBO - PROCIENCIA
*/
#include <SPI.h>
#include <Wire.h>
#include <RadioLib.h>
#include <DFRobot_ICP10111.h>
#include <WiFi.h>
#include "esp_wifi.h"
#include <stdlib.h>
// --- PINES ---
constexpr int LORA_SS = 5;
constexpr int LORA_RST = 26;
constexpr int LORA_DIO0 = 27;
#define I2C_SDA 21
#define I2C_SCL 22
// --- PROTOCOLO RED ---
#define NODE_EMITOR 0x01
#define MSG_TELEMETRY 0x10
// --- FILTROS ---
const float EMA_ALPHA = 0.7;
const int MUESTRAS_OVERSAMPLING = 3;
// --- OBJETOS ---
Module mod(LORA_SS, LORA_DIO0, LORA_RST, RADIOLIB_NC);
SX1278 radio(&mod);
DFRobot_ICP10111 icp;
// --- PAQUETE UNIVERSAL 12 BYTES ---
struct __attribute__((packed)) Packet {
  uint8_t nodeID;      // 0x01 = Emisor
  uint8_t msgType;     // 0x10 = TELEMETRY
  uint8_t payload[8]; // [0-3]=altitud_cm(i32), [4-5]=seq(u16), [6-7]=reservado
  uint16_t crc;
};
// --- VARIABLES ---
uint16_t seqNum = 0;
float ema_acumulado = 0;
bool ema_inicializado = false;
int32_t buffer_lecturas[3];

// --- FUNCIONES ---
int compararEnteros(const void* a, const void* b) {
  return (*(int32_t*)a - *(int32_t*)b);
}
uint16_t calcCRC16(const uint8_t* buf, size_t len) {
  uint16_t crc = 0xFFFF;
  while (len--) {
    crc ^= (uint16_t)(*buf++) << 8;
    for (uint8_t j = 0; j < 8; j++) {
      crc = (crc & 0x8000) ? (crc << 1) ^ 0x1021 : crc << 1;
    }
  }
}
```

```

    }
    return crc;
}
int32_t aplicarFiltroEMA(int32_t nuevoValor) {
    if (!ema_inicializado) {
        ema_acumulado = (float)nuevoValor;
        ema_inicializado = true;
    } else {
        ema_acumulado = ((float)nuevoValor * EMA_ALPHA) + (ema_acumulado * (1.0 -
EMA_ALPHA));
    }
    return (int32_t)ema_acumulado;
}
void setup() {
    WiFi.mode(WIFI_OFF);
    esp_wifi_stop();
    Serial.begin(115200);
    Wire.begin(I2C_SDA, I2C_SCL);
    while (icp.begin() != 0) { delay(100); }
    SPI.begin();
    // Explicit header ahora (sin implicitHeader)
    int state = radio.begin(433.0, 250.0, 7, 5, 0xF3, 20, 8, 0);
    if (state == RADIOLIB_ERR_NONE) {
        Serial.println(F("Emisor V3 (12 bytes, explicit) OK"));
    } else {
        Serial.print(F("LoRa ERROR: "));
        while (1)
        void loop() {
            // 1. Oversampling
            for (int i = 0; i < MUESTRAS_OVERSAMPLING; i++) {
                float lectura_m = icp.getElevation();
                delay(5);
            }
            // 2. Mediana
            qsort(buffer_lecturas, MUESTRAS_OVERSAMPLING, sizeof(int32_t),
compararEnteros);
            int32_t mediana = buffer_lecturas[MUESTRAS_OVERSAMPLING / 2];
            // 3. EMA
            int32_t altitud_filtrada = aplicarFiltroEMA(mediana);
            // 4. Armar paquete universal
            Packet pkt;
            pkt.nodeID = NODE_EMISOR;
            pkt.msgType = MSG_TELEMETRY;

            memcpy(&pkt.payload[4], &seqNum, 2); // bytes 4-5: secuencia
            // 5. CRC sobre los primeros 10 bytes (excluye el campo crc)
            pkt.crc = calcCRC16((uint8_t*)&pkt, 10);
            // 6. Enviar
            int state = radio.transmit((uint8_t*)&pkt, sizeof(Packet));
            if (state == RADIOLIB_ERR_NONE) {
                Serial.printf("TX OK | Seq:%d | Med:%d | Filt:%d\n", seqNum, mediana,
altitud_filtrada);
            } else {
                Serial.printf("TX ERR: %d\n", state);
            }
        }
    }
}

```

Anexo 5

Código del módulo de control de altura y posicionamiento instrumental y de módulo central de gestión de cargas y estabilidad aerodinámica

```
// =====  
//  MACROS DE USUARIO  
// =====  
#define USAR_USB true  
#define HISTERESIS_CM 15  
  
#define PP_MAX_PPS 1000.0  
  
#define VEL_ASCENSO_M2 1000.0  
#define VEL_BAJADA_N17 1000.0  
  
// --- PERFIL SUBIDA (Rápido) ---  
#define N23_DELAY_TARGET 250  
#define N23_DELAY_START 1800  
  
// --- PERFIL BAJADA / SOS (Lento - Torque Máximo) ---  
#define N23_DELAY_BAJADA_TARGET 500  
#define N23_DELAY_BAJADA_START 1500  
  
#define DIR_ASC_TIEMPO_M2 1.0  
  
#define DIR_PP_M1 -1.0  
#define DIR_PP_M2 1.0  
  
#define DIR_BAJ_M1 -1.0  
#define DIR_BAJ_M2 -1.0  
  
// =====  
//  PROTOCOLO RED  
// =====  
#define NODE_PICO 0x00  
#define NODE_EMITOR 0x01  
#define NODE_EXT1 0x10  
#define NODE_EXT2 0x11  
#define NODE_EXT3 0x12  
#define NODE_BROADCAST 0xFF  
  
#define MSG_CMD_START 0x01  
#define MSG_CMD_STOP 0x02  
#define MSG_CMD_SOS 0x03  
#define MSG_CMD_SOS_STOP 0x04  
#define MSG_REGULACION 0x50  
#define MSG_TELEMETRY 0x10  
#define MSG_TENSION 0x20  
#define MSG_ACK 0x30  
  
#include <Arduino.h>  
#include <SPI.h>  
#include <RadioLib.h>
```

```

#include <Wire.h>
#include <SD.h>
#include <RTCLib.h>
#include <AccelStepper.h>
#include <Servo.h>
#include "pico/mutex.h"
#include "hardware/watchdog.h"

#define LORA_MISO 16
#define LORA_MOSI 19
#define LORA_SCK 18
#define LORA_CS 20
#define LORA_RST 26
#define LORA_DIO0 22

#define SD_CS 17
#define RTC_SDA 4
#define RTC_SCL 5
#define SERVO_FRENO_PIN 15
#define SERVO2_PIN 14

#define EXP_SDA 6
#define EXP_SCL 7
#define ADDR_EXP1 0x20
#define ADDR_EXP2 0x26

#define MASK_N17_BASE 0xB0
#define BIT_DIR 0x40
#define MASK_N17_OFF 0x91

#define N23_ENA 10
#define N23_DIR 11
#define N23_PUL 12
#define N17_1_STEP 9
#define N17_2_STEP 13

#define BT_TX 0
#define BT_RX 1

#define VBAT_PIN 27
const float VBAT_FACTOR = 5.0;
const float VBAT_REF = 3.3;
const float VBAT_RES = 4095.0;

// =====
//  PAQUETE UNIVERSAL 12 BYTES
//  =====
struct __attribute__((packed)) Packet {
    uint8_t nodeID;
    uint8_t msgType;
    uint8_t payload[8];
    uint16_t crc;
};

// =====
//  VARIABLES GLOBALES
//  =====

```

```

Module mod(LORA_CS, LORA_DIO0, LORA_RST, RADIOLIB_NC, SPI);
SX1278 radio(&mod);
RTC_DS1307 rtc;
Servo servoFreno;
Servo servo2;
mutex_t xSysMutex;
enum SystemState { CONFIGURACION,
                   CALIBRANDO,
                   ASCENSO,
                   PING_PONG,
                   BAJADA,
                   SOS_RECOGIENDO,
                   FINALIZADO };

struct SharedData {
    SystemState estado = CONFIGURACION;
    float altitud_m = 0;
    long objetivo_max_cm = 0;
    long tramo_cm = 0;
    long tiempo_espera_ms = 5000;
    long tiempo_ascenso_ms = 0;
    bool n23_run = false;
    bool n23_dir = HIGH;
    int n23_delay_target = N23_DELAY_TARGET;
    bool n17_active = false;
    float n17_spd_1 = 0;
    float n17_spd_2 = 0;
} sys;
uint8_t cache_mask_1 = 0;
uint8_t cache_mask_2 = 0;
char logFilename[16];
bool sdOK = false;
bool rtcOK = false;
void updateExpander(uint8_t addr, uint8_t &cache, bool direction) {
    uint8_t new_mask = MASK_N17_BASE;
    if (direction) new_mask |= BIT_DIR;
    else new_mask &= ~BIT_DIR;

    if (new_mask != cache) {
        Wire1.beginTransaction(addr);
        Wire1.write(new_mask);
        Wire1.endTransmission();
        cache = new_mask;
    }
}
void n1_fwd() {
    updateExpander(ADDR_EXP1, cache_mask_1, false);
    gpio_put(N17_1_STEP, 1);
    sleep_us(2);
    gpio_put(N17_1_STEP, 0);
}
void n1_bwd() {
    updateExpander(ADDR_EXP1, cache_mask_1, true);
    gpio_put(N17_1_STEP, 1);
    sleep_us(2);
    gpio_put(N17_1_STEP, 0);
}
}
}
}

```

Anexo 6

Código del módulo 1; 2 y 3 de anclaje inteligente con control activo de tensión

```
/* PROYECTO: GLOBO - SUBSISTEMA EXTERIOR
*/

#include <Arduino.h>
#include <SPI.h>
#include <RadioLib.h>
#include <HX711.h>
#include <ESP32Servo.h>

// CONFIGURACIÓN DE NODO (CAMBIAR AQUÍ)
#define NODE_ID 0x11 // 0x10=EXT1, 0x11=EXT2 DE ACUERDO AL NODO SE CAMBIA
#define IS_DATALOGGER (NODE_ID == 0x12)

#if IS_DATALOGGER
#include <Wire.h>
#include <SD.h>
#include <RTClib.h>
#endif
// PROTOCOLO
#define NODE_PICO 0x00
#define NODE_EXT1 0x10
#define NODE_EXT2 0x11
#define NODE_EXT3 0x12
#define MSG_CMD_START 0x01
#define MSG_CMD_STOP 0x02
#define MSG_CMD_SOS 0x03
#define MSG_CMD_SOS_STOP 0x04
#define MSG_CMD_REVERSA 0x40
#define MSG_TENSION 0x20
#define MSG_REGULACION 0x50
// PINES
#define LORA_SCK 18
#define LORA_MOSI 23
#define LORA_MISO 19
#define LORA_CS 5
#define LORA_RST 14
#define LORA_DIO0 27
#define HX711_DT 16
#define HX711_SCK 17
#define R_EN_PIN 26
#define SERVO_EXT_PIN 13
#define SD_CS 4
// REGULACIÓN
#define RECOLECCION_TIMEOUT_MS 4000 // Esperar 4s a que lleguen tensiones
#define REVERSA_DURACION_MS 10000 // Reversa 10 segundos

enum ExtState { EXT_IDLE,
                EXT_RUNNING,
                EXT_RECOLECTANDO,
                EXT_CORRECTING,
                EXT_SOS,
```

```

        EXT_STOPPED };
volatile ExtState estado = EXT_IDLE;

struct __attribute__((packed)) Packet {
    uint8_t nodeID;
    uint8_t msgType;
    uint8_t payload[8];
    uint16_t crc;
};
Module mod(LORA_CS, LORA_DIO0, LORA_RST, RADIOLIB_NC);
SX1278 radio(&mod);
HX711 scale;
Servo servoExt;
TaskHandle_t TaskServoH;

#ifdef IS_DATALOGGER
RTC_DS3231 rtc;
bool rtcOK = false;
bool sdOK = false;
char logFilename[16];
float tension_ext1 = 0, tension_ext2 = 0;
bool recibido_ext1 = false, recibido_ext2 = false;
unsigned long recoleccionStart = 0;
#endif
unsigned long motorStartTime = 0, motorDuration_ms = 0, correccionStartTime = 0;
float tension_local = 0;
volatile bool rxFlag = false;

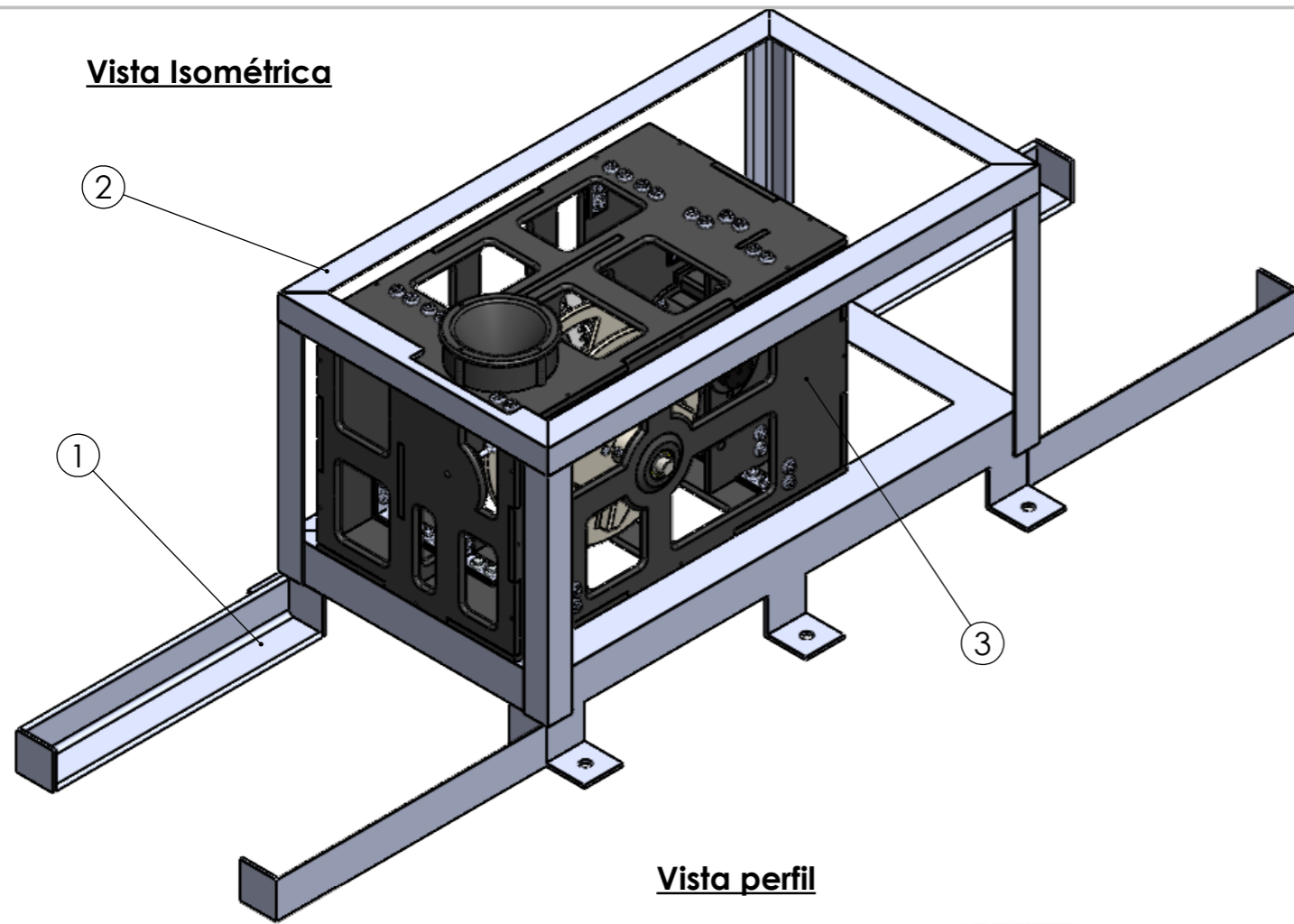
void setFlag() {
    rxFlag = true;
}
uint16_t calcCRC(const uint8_t *buf, size_t len) {
    uint16_t crc = 0xFFFF;
    while (len--) {
        crc ^= (uint16_t)(*buf++) << 8;
        for (uint8_t j = 0; j < 8; j++)
        }
    return crc;
}
const char *estadoStr(ExtState e) {
    switch (e) {
        case EXT_IDLE: return "IDLE";
        case EXT_RUNNING: return "RUNNING";
        case EXT_SOS: return "SOS";
        case EXT_STOPPED: return "STOPPED";
    }
    void motorStart() {
        digitalWrite(L_EN_PIN, HIGH);
        digitalWrite(R_EN_PIN, HIGH);
        ledcWrite(RPWM_PIN, 255);
        ledcWrite(LPWM_PIN, 0);
        Serial.println(F("Motor START (FWD)"));
    }
    Serial.printf(" | SD: %s", sdOK ? "OK" : "FALLO");
#endif
    Serial.println();
    lastPrint = millis();
}

```

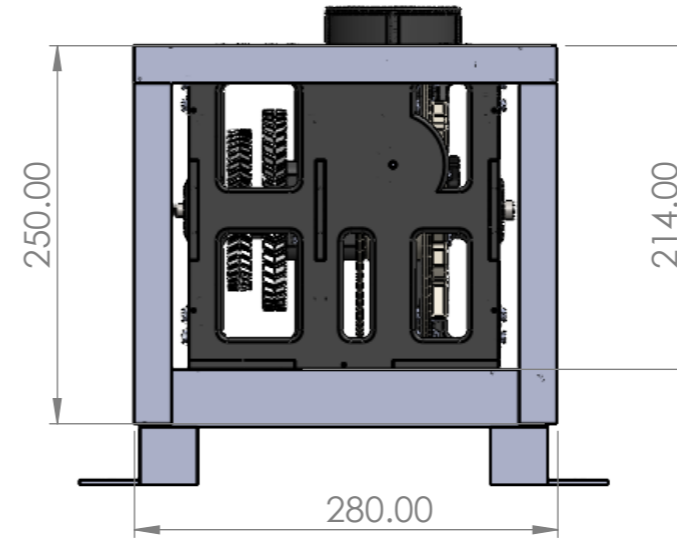
Anexo 7
Anexo de planos

LISTADO GENERAL DE PLANOS			
N° PLANO	TIPO DE PLANO	DESIGNACIÓN	TÍTULO
01	ENSAMBLE	ENSAMBLE GENERAL DEL MÓDULO CENTRAL (VISTAS PRINCIPALES)	MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
02	PARTE	EJES DE TRANSMISIÓN PRINCIPAL Y SECUNDARIO DEL MÓDULO CENTRAL	MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
03	PARTE	ENGRANAJES HELICOIDALES DEL MÓDULO CENTRAL	MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
04	PARTE	ENGRANAJES HELICOIDALES DEL MÓDULO CENTRAL	MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
05	PARTE	TAMBOR DEL MÓDULO CENTRAL	MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
06	PARTE	ESTRUCTURA METÁLICA DEL MÓDULO CENTRAL	MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
07	ENSAMBLE	ENSAMBLE GENERAL DEL MÓDULO CONTROL DE ALTURA	MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL
08	PARTE	EJE DE TRANSMISIÓN DEL MÓDULO CONTROL DE ALTURA	MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL
09	PARTE	TAMBOR DEL MÓDULO CENTRAL	MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL
10	PARTE	ESTRUCTURA METÁLICA DEL MÓDULO CONTROL DE ALTURA	MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL
11	ENSAMBLE	ENSAMBLE GENERAL DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSIÓN
12	PARTE	EJE DE TRANSMISIÓN DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSIÓN
13	PARTE	ENGRANAJES HELICOIDALES DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSIÓN
14	PARTE	TAMBOR DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSIÓN
15	PARTE	ESTRUCTURA METÁLICA DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSIÓN

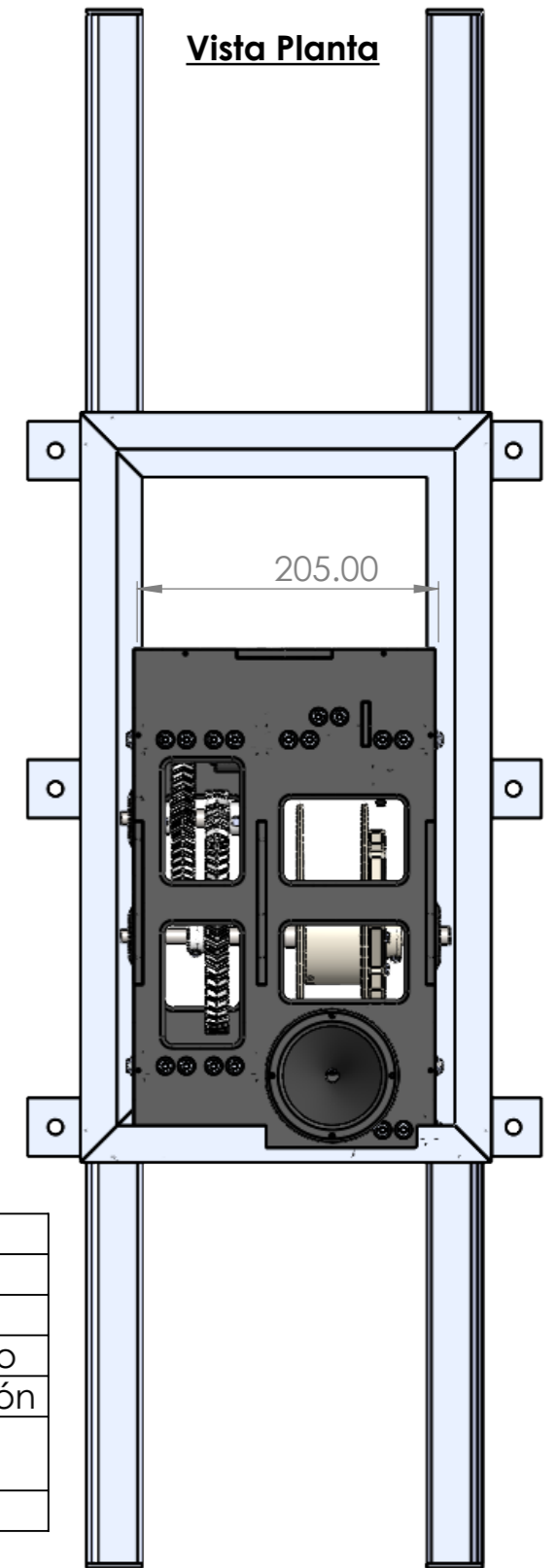
Vista Isométrica



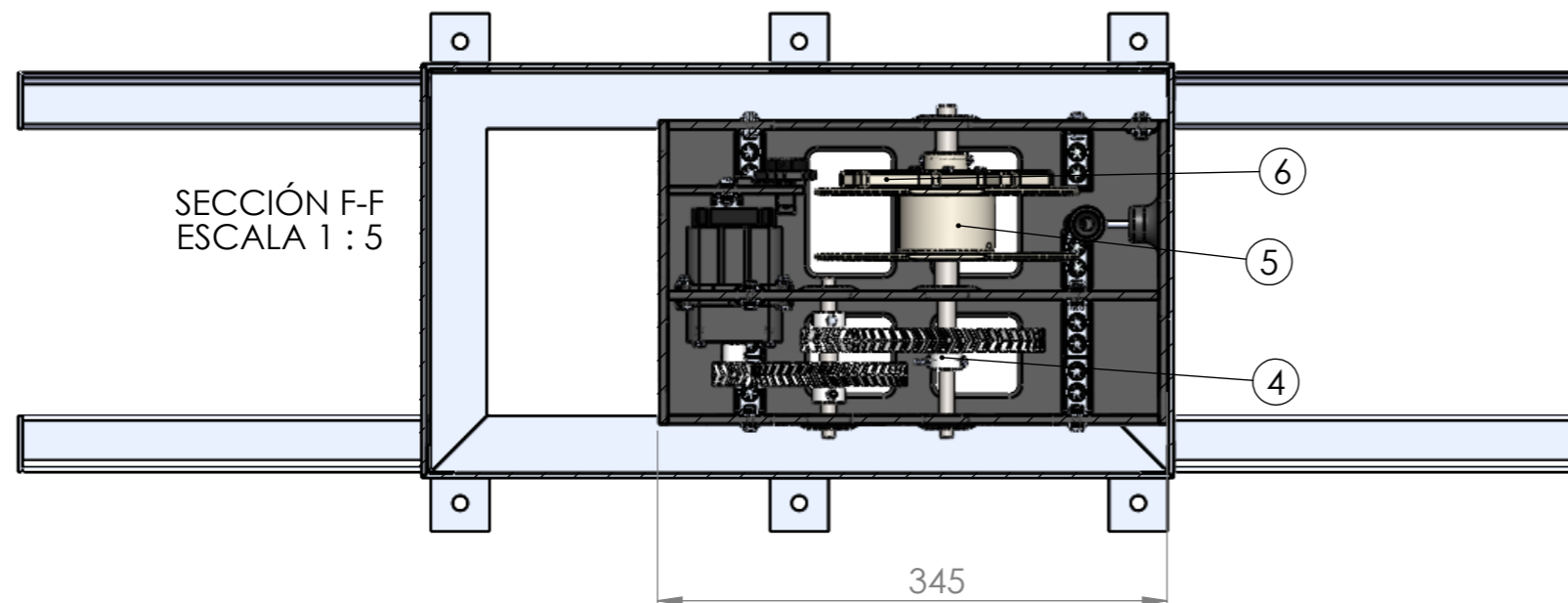
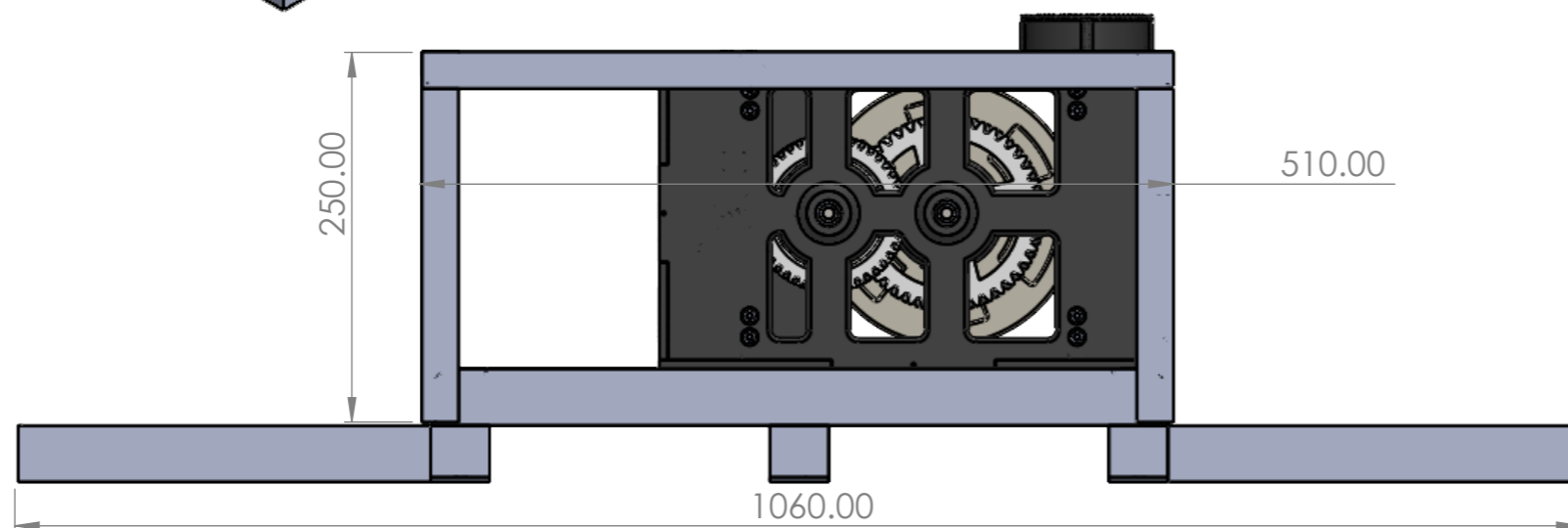
Vista frontal



Vista Planta



Vista perfil



ITEM	CANT	DESCRIPCIÓN
1	1	Base Metálica
2	1	Portabase Metálica
3	1	Estructura del Módulo
4	1	Ensamble de transmisión
5	1	Ensamble de enrollamiento
6	1	Ensamble de freno



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
 ESCUELA PROFESIONAL DE
 INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
 DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
 LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:
**MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS
 Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA**

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO: 01

MATERIAL: -

UNIDAD: mm

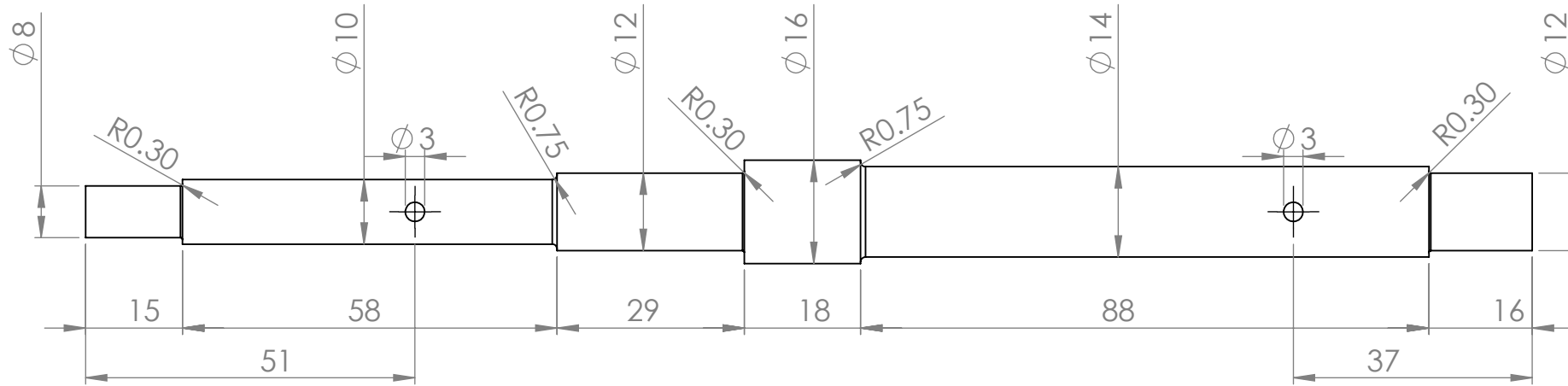
DESIGNACIÓN
**ENSAMBLE GENERAL DEL MÓDULO CENTRAL
 (VISTAS PRINCIPALES)**

A3

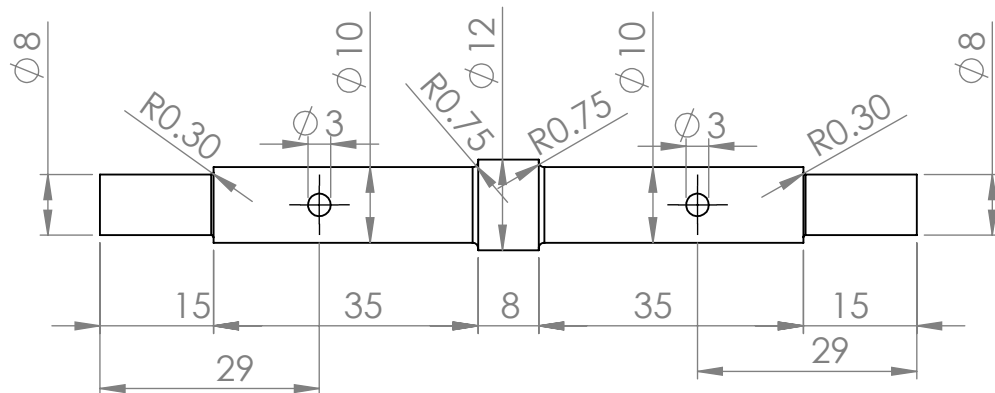
ESCALA: 1:5



HOJA 1 DE 1 137

Eje Principal

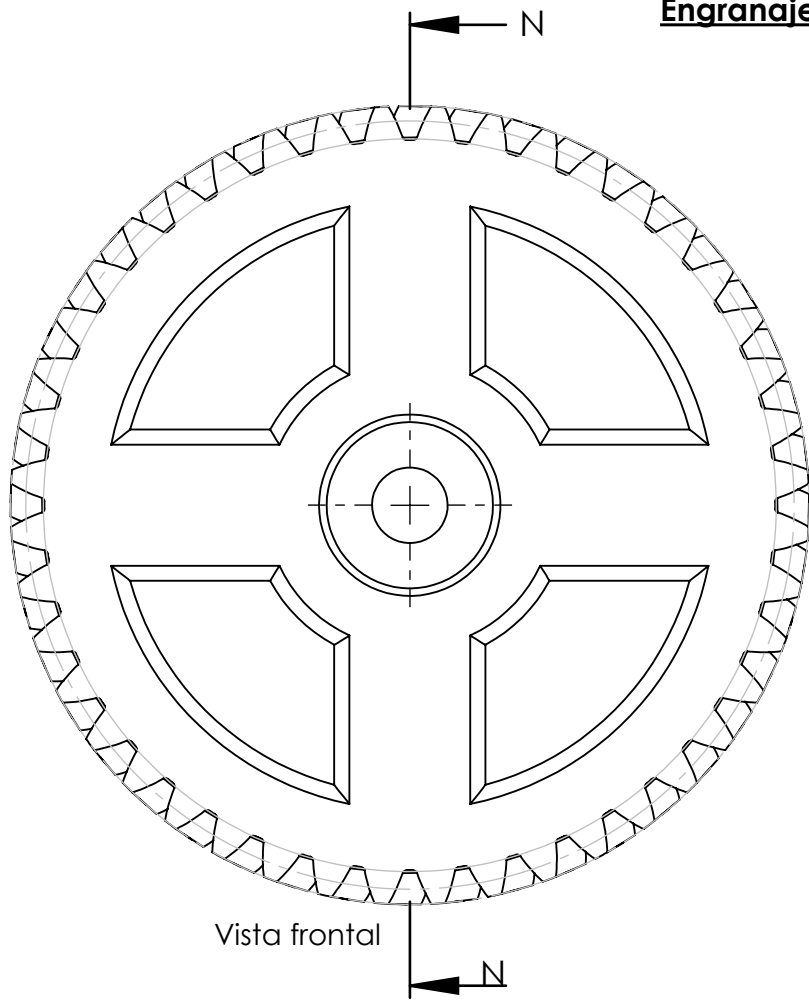


Eje secundario

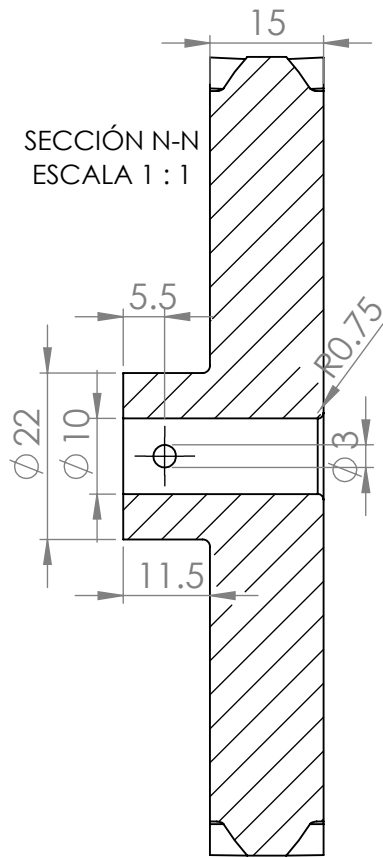


 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA		
AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
FECHA: 15/03/2026		DESIGNACIÓN EJES DE TRANSMISIÓN PRINCIPAL Y SECUNDARIO DEL MÓDULO CENTRAL
N°. DE PLANO: 02		
MATERIAL: ACERO AL CARBONO		A4
UNIDAD: mm	ESCALA: S/E	HOJA 1 DE 1

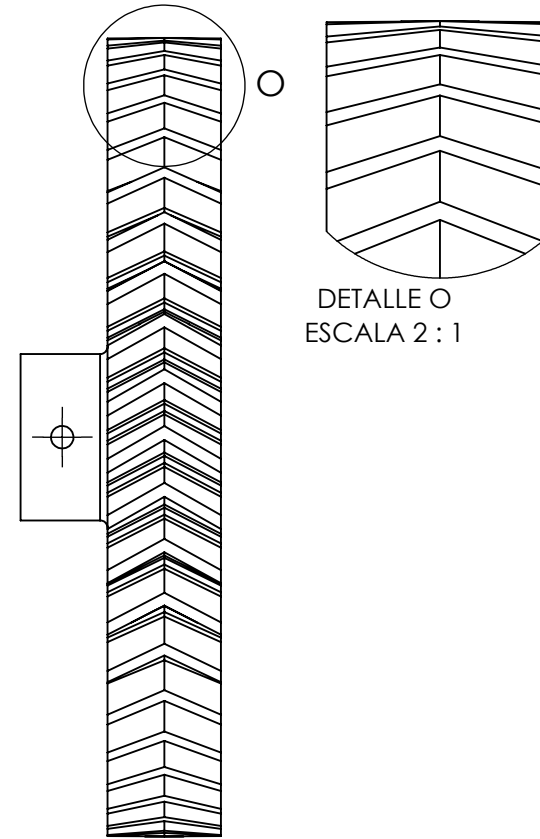
Engranaje Helicoidal Z44 M2



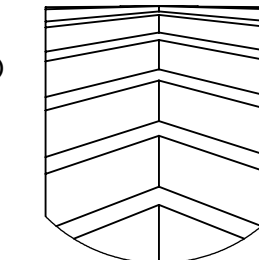
Vista frontal



SECCIÓN N-N
ESCALA 1 : 1



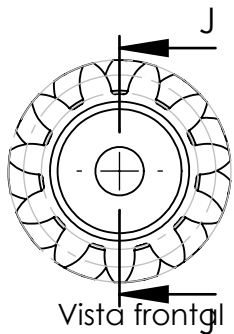
Vista perfil



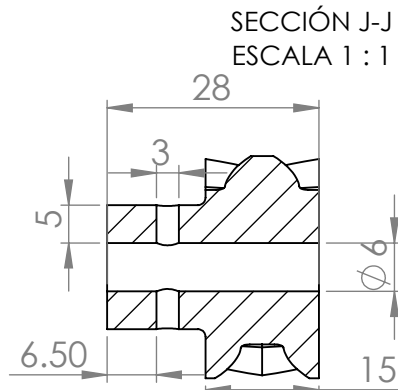
DETALLE O
ESCALA 2 : 1

Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100 %

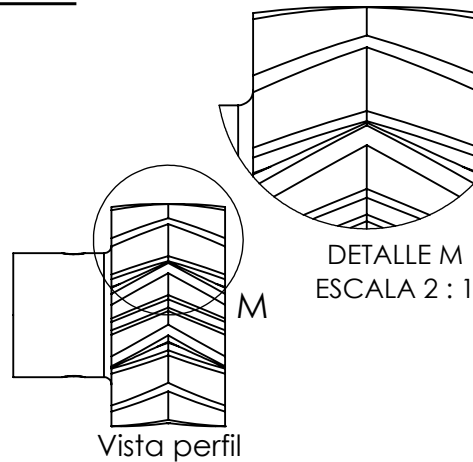
Engranaje Helicoidal Z11 M2



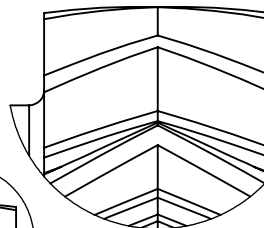
Vista frontal





SECCIÓN J-J
ESCALA 1 : 1



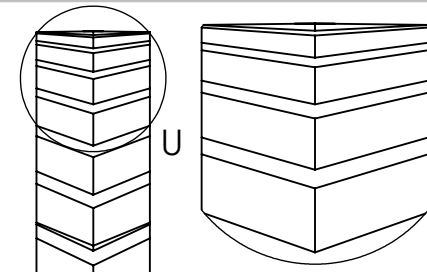
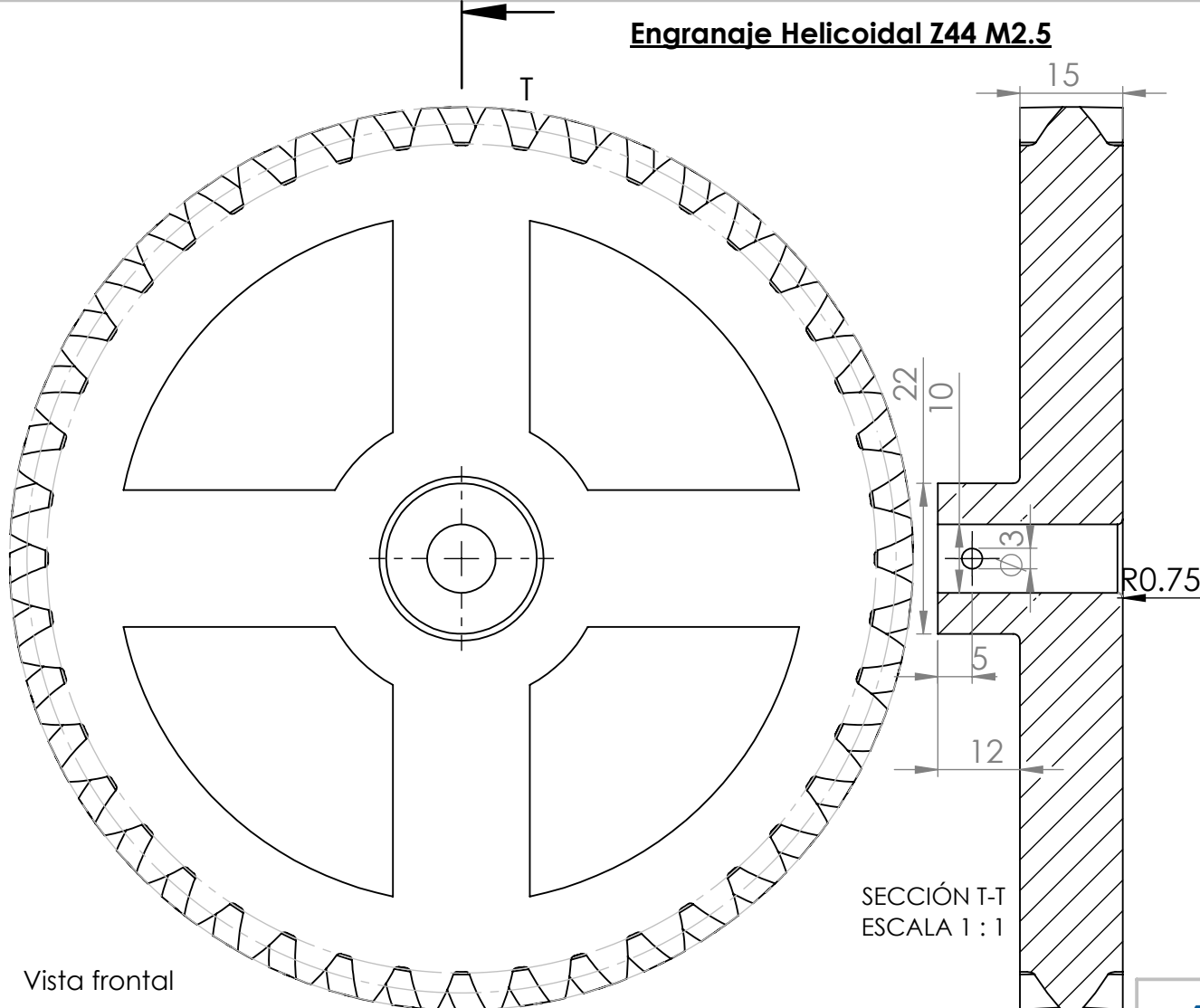
Vista perfil



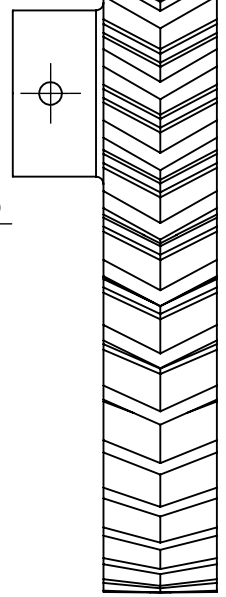
DETALLE M
ESCALA 2 : 1

 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA		
AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
FECHA: 15/03/2026	DESIGNACIÓN ENGRANAJES HELICOIDALES DEL MÓDULO CENTRAL	
N°. DE PLANO: 03	A4	
MATERIAL: PETG	ESCALA: S/E	HOJA 1 DE 2
UNIDAD: mm	139	

Engranaje Helicoidal Z44 M2.5



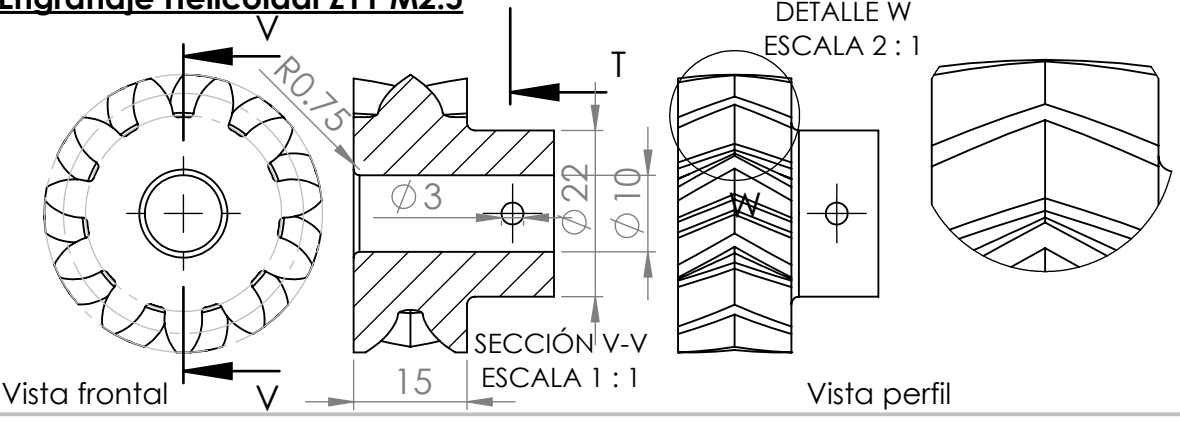
DETALLE U
ESCALA 2 : 1



Vista perfil

Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100 %

Engranaje Helicoidal Z11 M2.5



DETALLE W
ESCALA 2 : 1

SECCIÓN V-V
ESCALA 1 : 1

Vista perfil

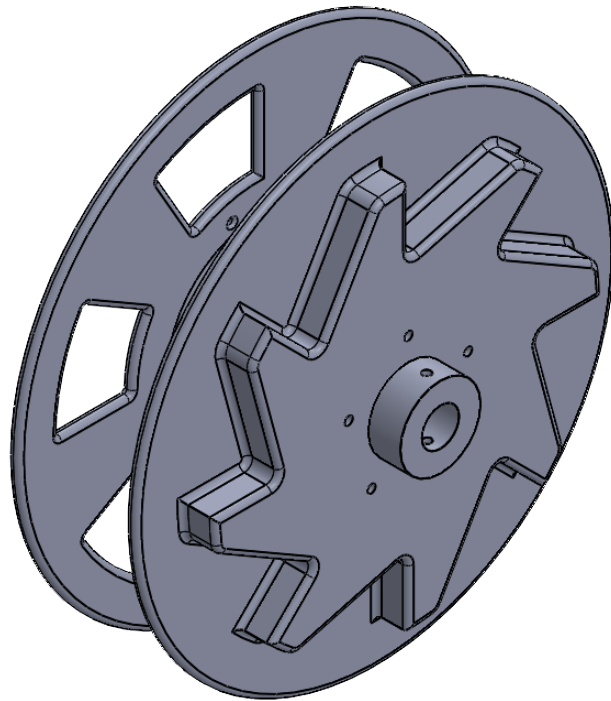


UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

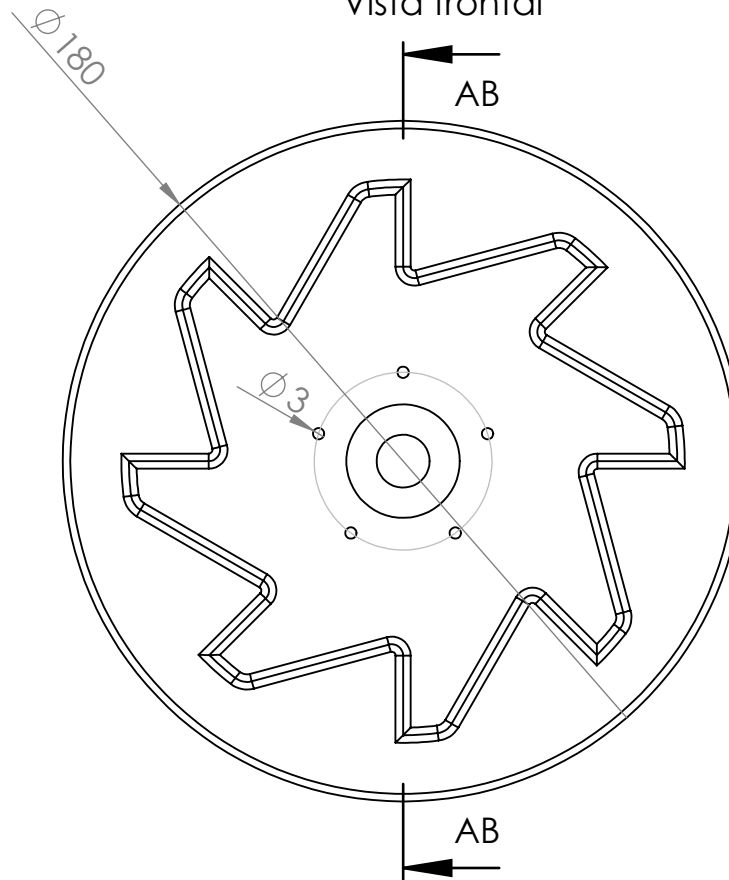


AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA	
FECHA: 15/03/2026	Nº. DE PLANO: 04	DESIGNACIÓN: ENGRANAJES HELICOIDALES DEL MÓDULO CENTRAL	A4
MATERIAL: PETG	UNIDAD: mm	ESCALA: S/E	HOJA 2 DE 2 140

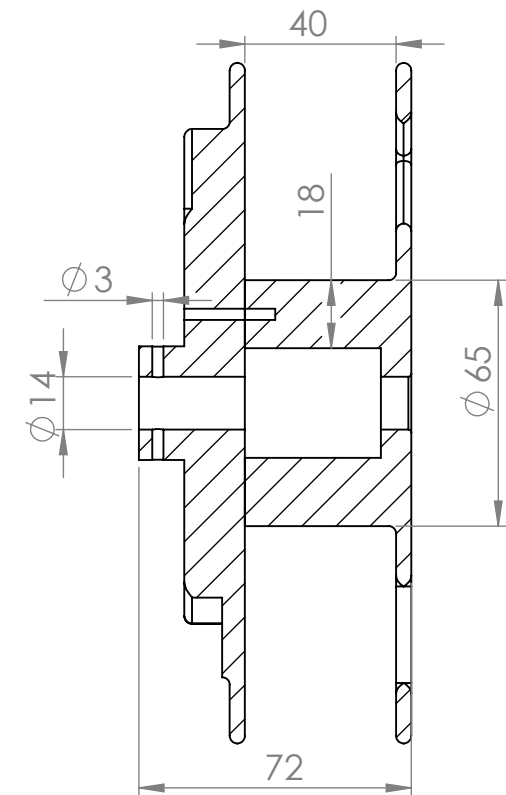
Vista Isométrica



Vista frontal



SECCIÓN AB-AB
ESCALA 1 : 2



Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100 %

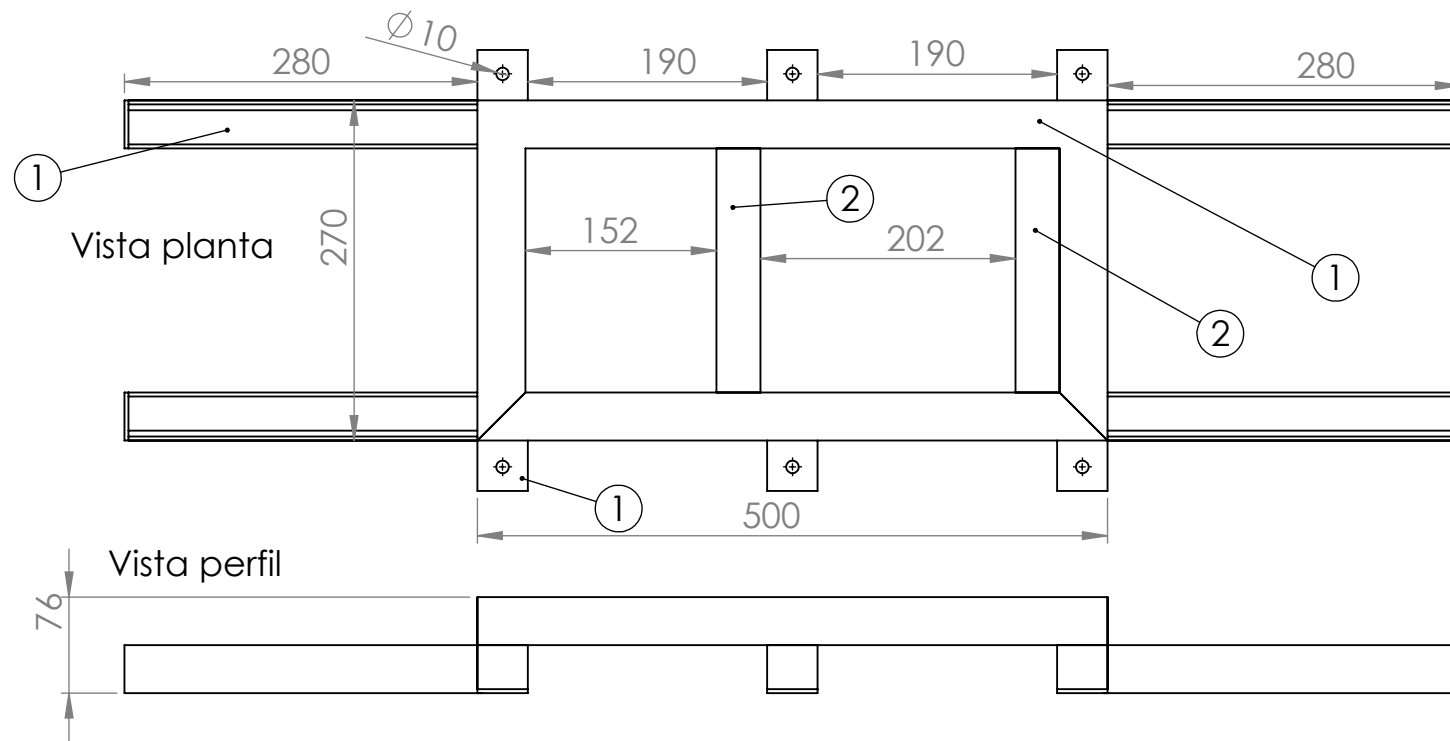


UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

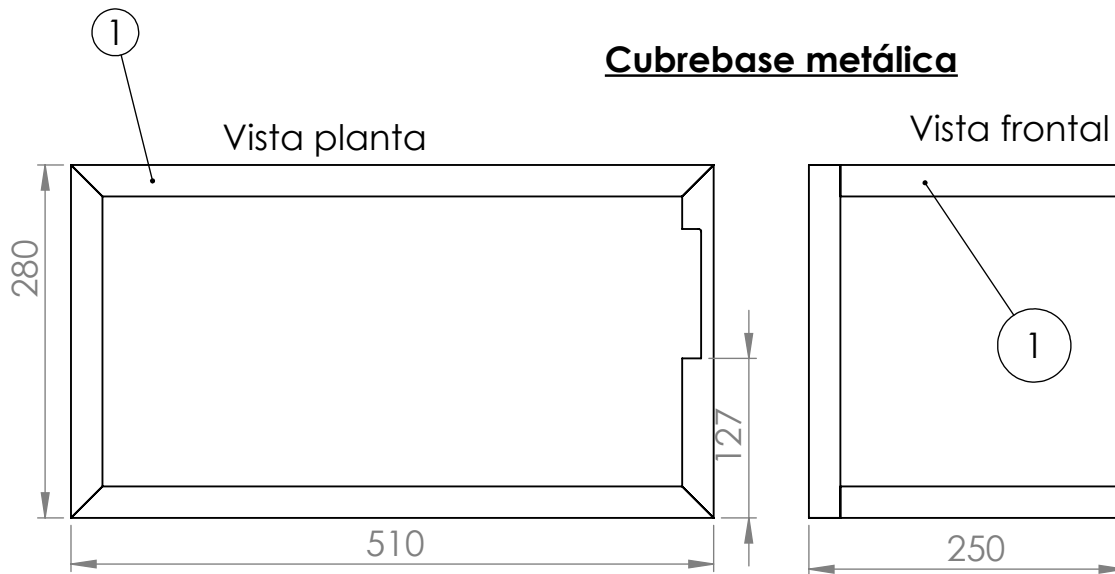


AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA	
FECHA:	15/03/2026		
Nº. DE PLANO:	05	DESIGNACIÓN TAMBOR DEL MÓDULO CENTRAL	A4
MATERIAL:	PETG		
UNIDAD:	mm	ESCALA: 1/2	HOJA 1 DE 1



Base metálica



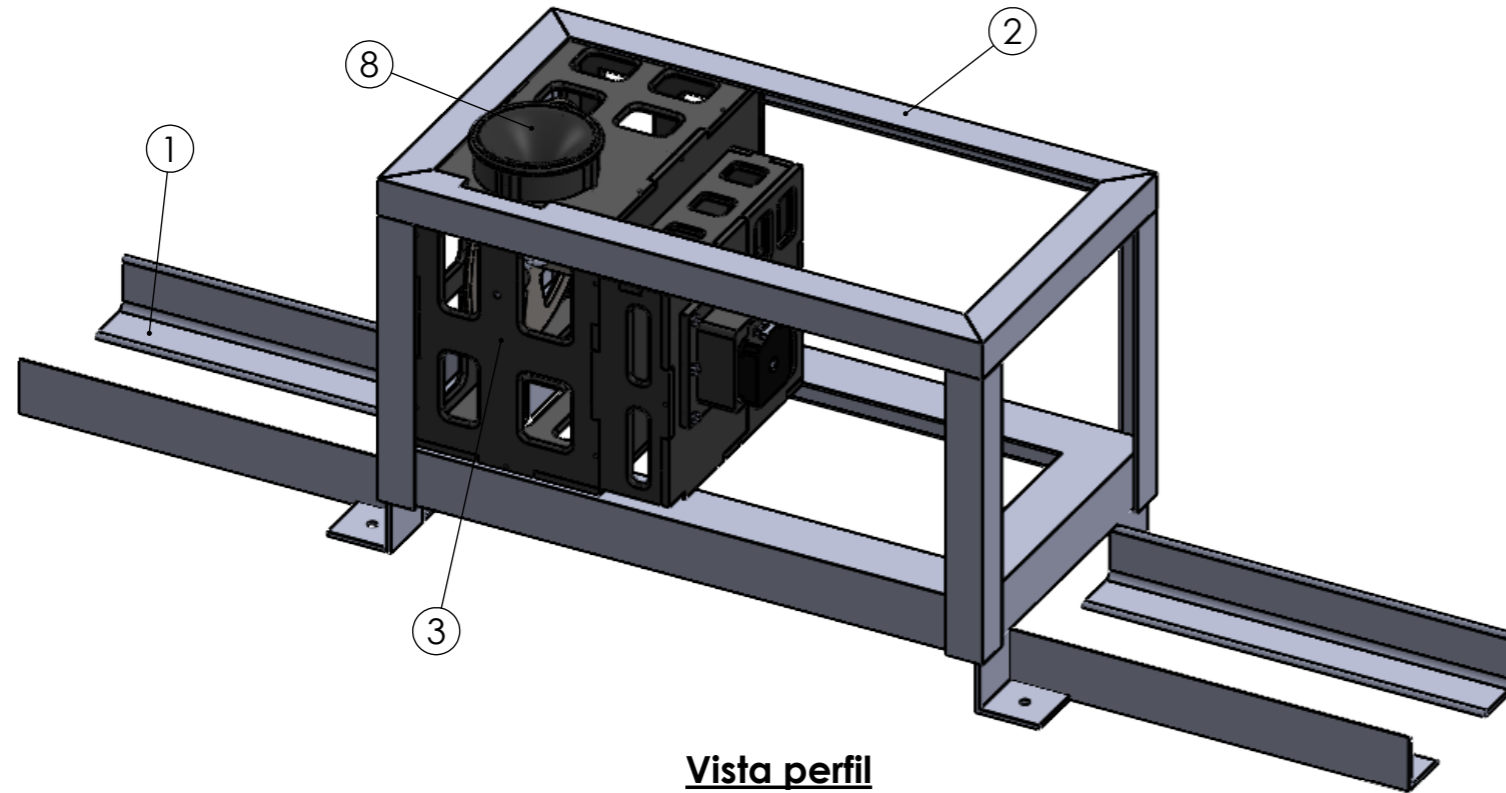
Cubrebase metálica



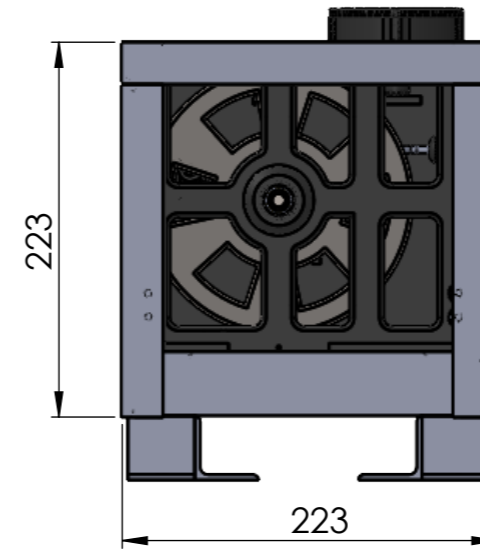
ITEM	DESCRIPCIÓN	DIMENSIONES
1	Perfil L	1 1/2" x 1/8" 3 mm
2	Platina de acero	1 1/2" x 1 1/2" x 1/8" 3mm

 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA		
AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO CENTRAL DE GESTIÓN DE CARGAS Y ESTABILIDAD AERODINÁMICA
FECHA: 15/03/2026	DESIGNACIÓN ESTRUCTURA METÁLICA DEL MÓDULO CENTRAL	
N°. DE PLANO: 06	A4	
MATERIAL: ACERO	ESCALA: 1/6	HOJA 1 DE 1
UNIDAD: mm	142	

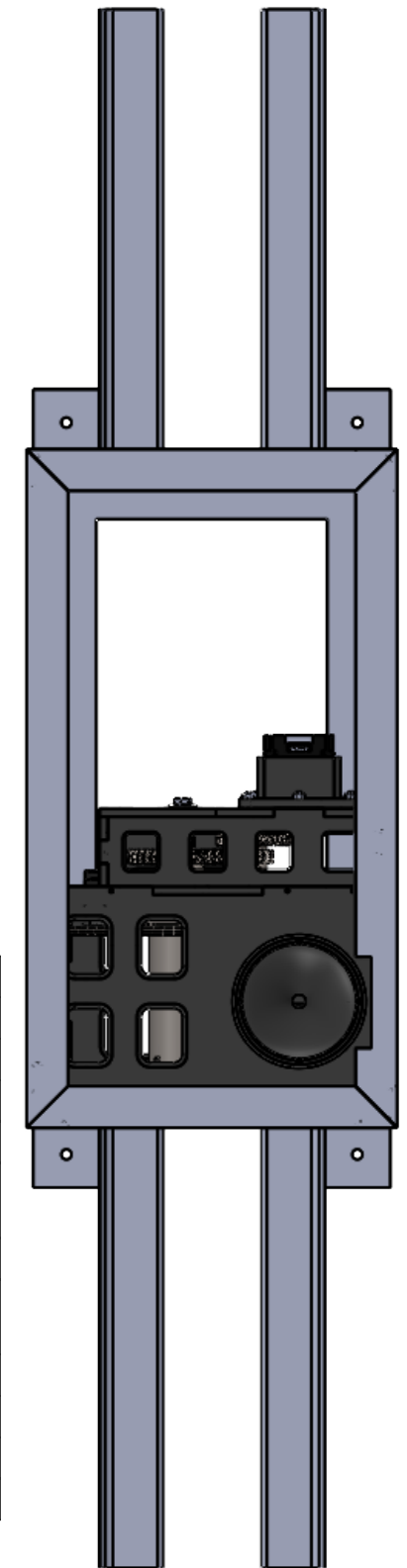
Vista Isométrica



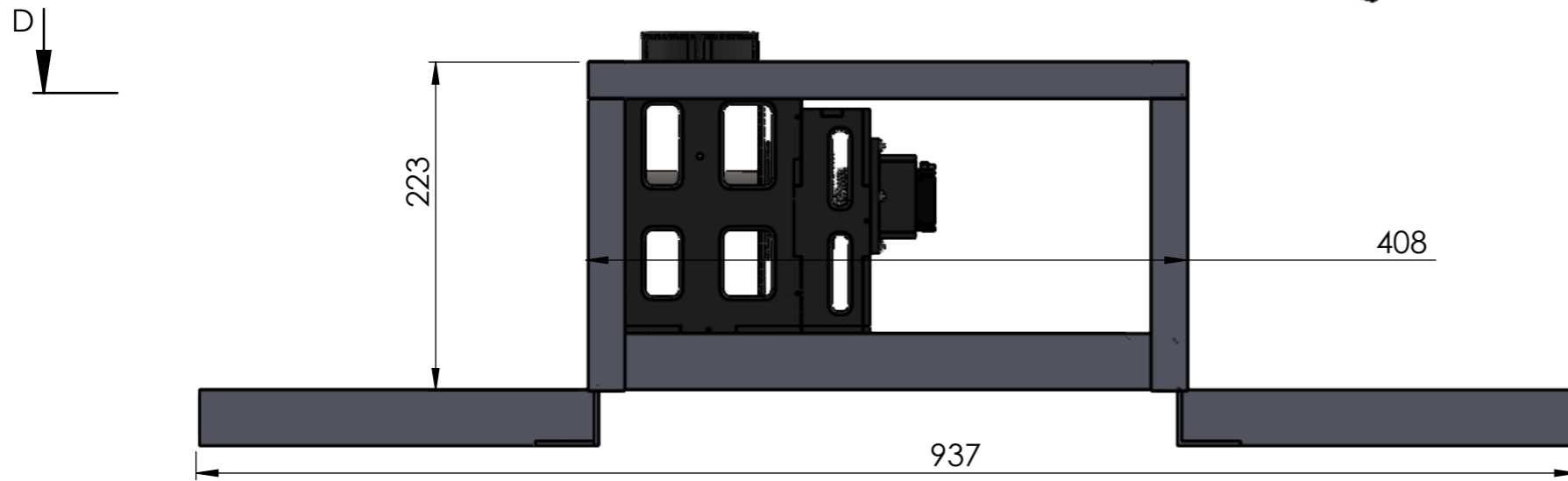
Vista frontal



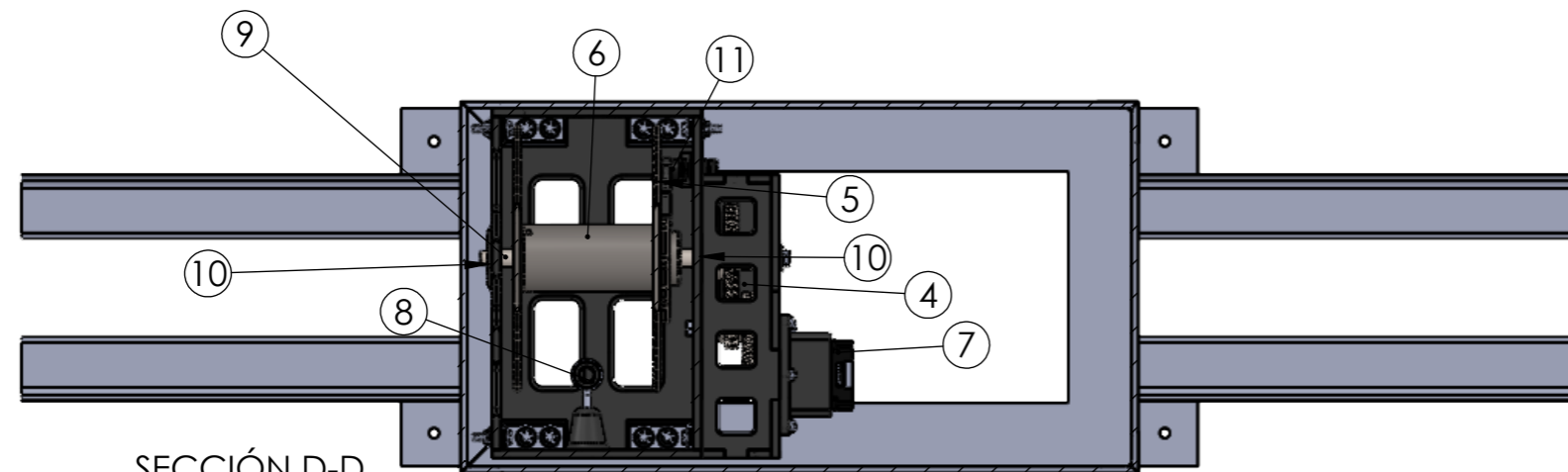
Vista planta



Vista perfil



ITEM	CANT	DESCRIPCIÓN
1	1	Base Metálica
2	1	Portabase Metálica
3	1	Estructura del Módulo
4	1	Ensamble de transmisión
5	1	Ensamble de freno
6	1	Tambor
7	1	Motor Pap Stepper Nema 17- 1.7A 0.56N.m
8	1	Guía de salida de cuerda
9	1	Eje de transmisión
10	2	Rodamiento 608ZZ
11	1	Micro Servo MG90S



SECCIÓN D-D
ESCALA 1 : 4.5



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:

**MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y
POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL**

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO: 07

MATERIAL: -

UNIDAD: mm

DESIGNACIÓN

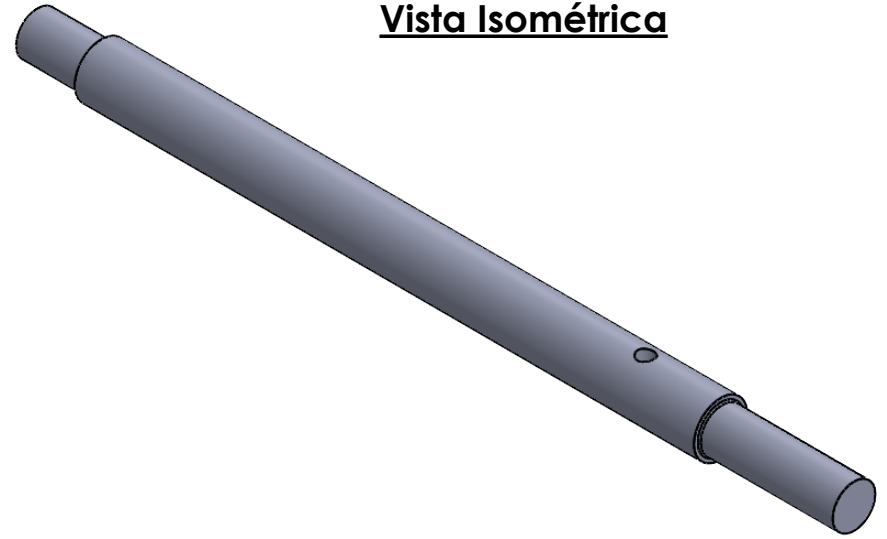
**ENSAMBLE GENERAL DEL MÓDULO
CONTROL DE ALTURA**

ESCALA: 1:4.5

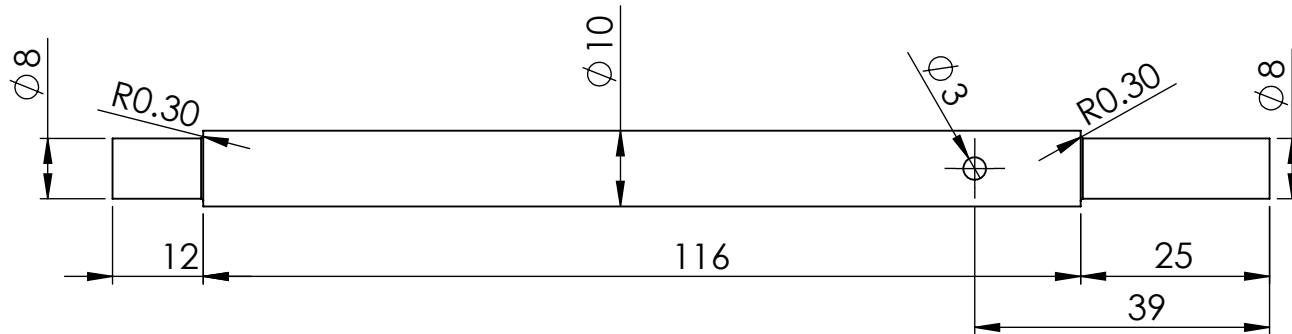
A3

HOJA 1 DE 1

Vista Isométrica



Vista planta



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:

**MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y
POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL**

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO:
08

DESIGNACIÓN
**EJE DE TRANSMISIÓN DEL MÓDULO
CONTROL DE ALTURA**

A4

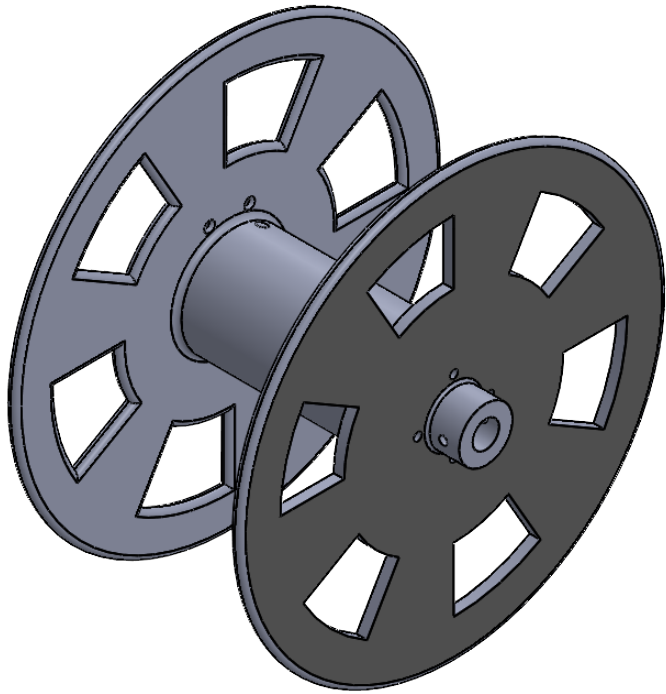
MATERIAL: ACERO AL CARBONO

UNIDAD:
mm

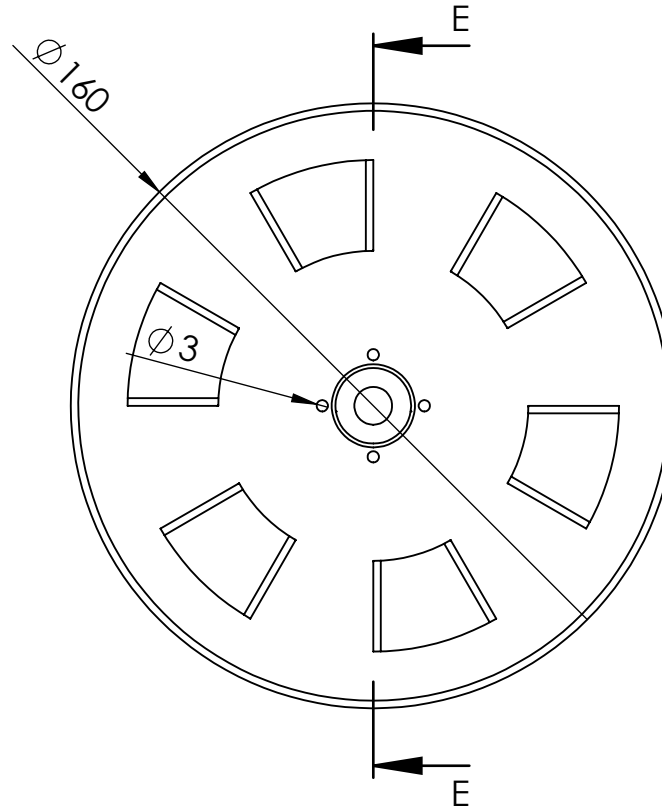
ESCALA:
S/E

HOJA 1 DE 1

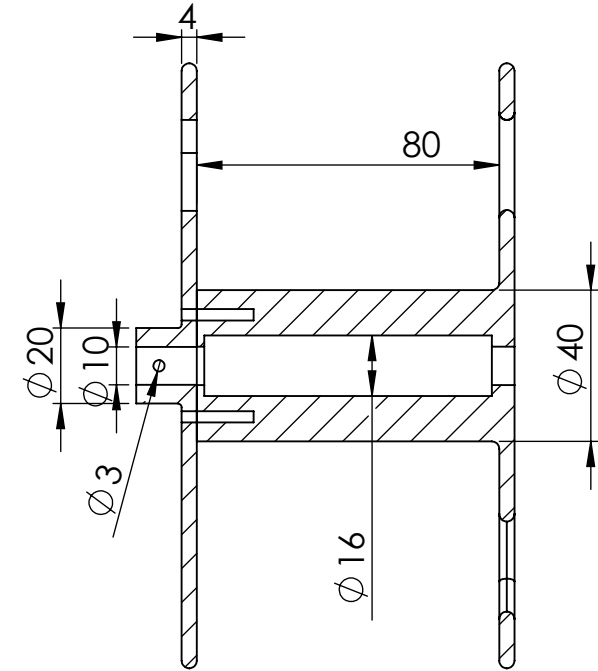
Vista Isométrica



Vista frontal



**SECCIÓN E-E
ESCALA 1 : 2**



Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100%



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:

**MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y
POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL**

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO:
09

DESIGNACIÓN **TAMBOR DEL MÓDULO
CONTROL DE ALTURA**

A4

MATERIAL: PETG

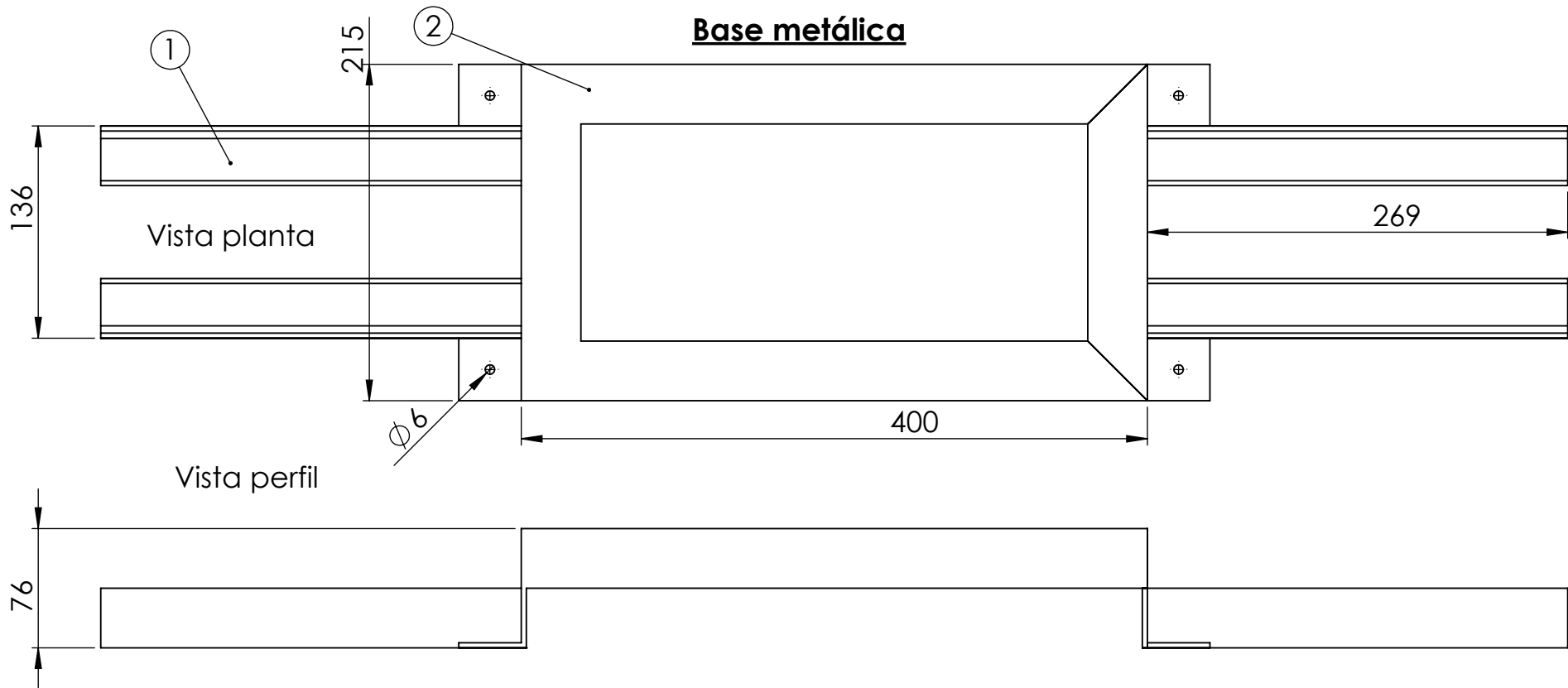
UNIDAD:
mm

ESCALA:
1/2

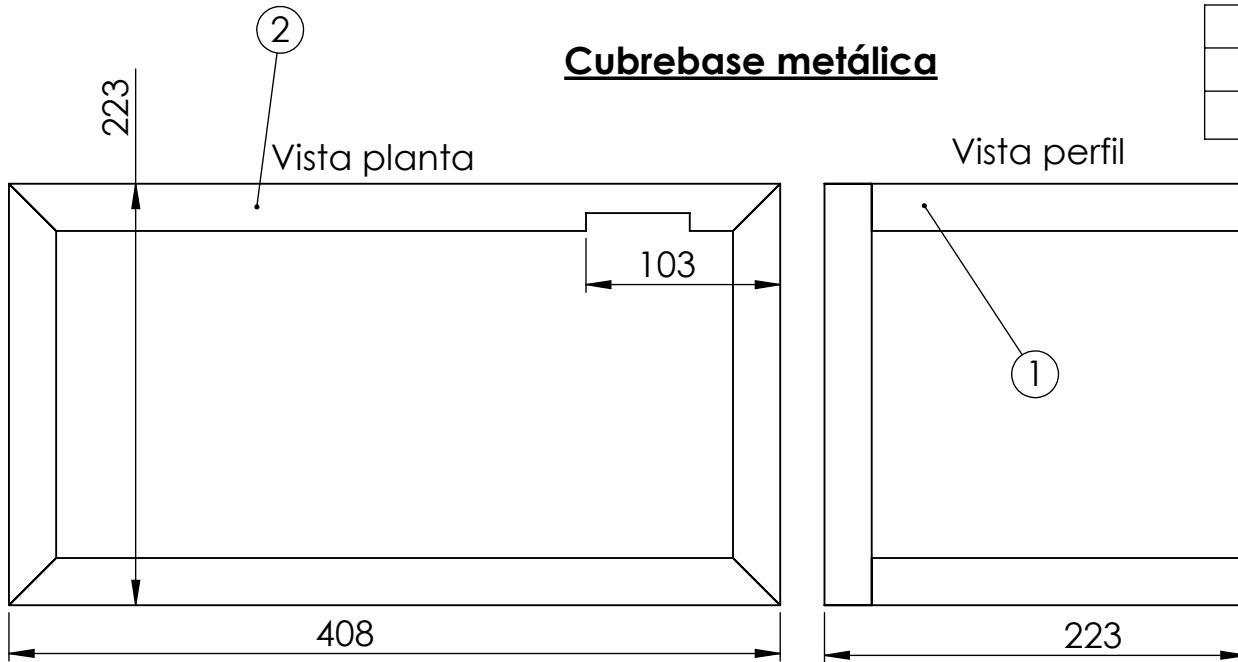
HOJA 1 DE 1

145

Base metálica



Cubrebase metálica



ITEM	DESCRIPCIÓN	DIMENSIONES
1	Platina de acero	1 1/2" X 1/8" 3mm
2	Perfil L	1 1/2" x 1 1/2" x 1/8" 3mm



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
 ESCUELA PROFESIONAL DE
 INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
 DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
 LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:
**MÓDULO DE CONTROL DE ALTURA Y
 POSICIONAMIENTO INSTRUMENTAL**

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO:
 10

DESIGNACIÓN
**ESTRUCTURA METÁLICA DEL MÓDULO
 CONTROL DE ALTURA**

A4

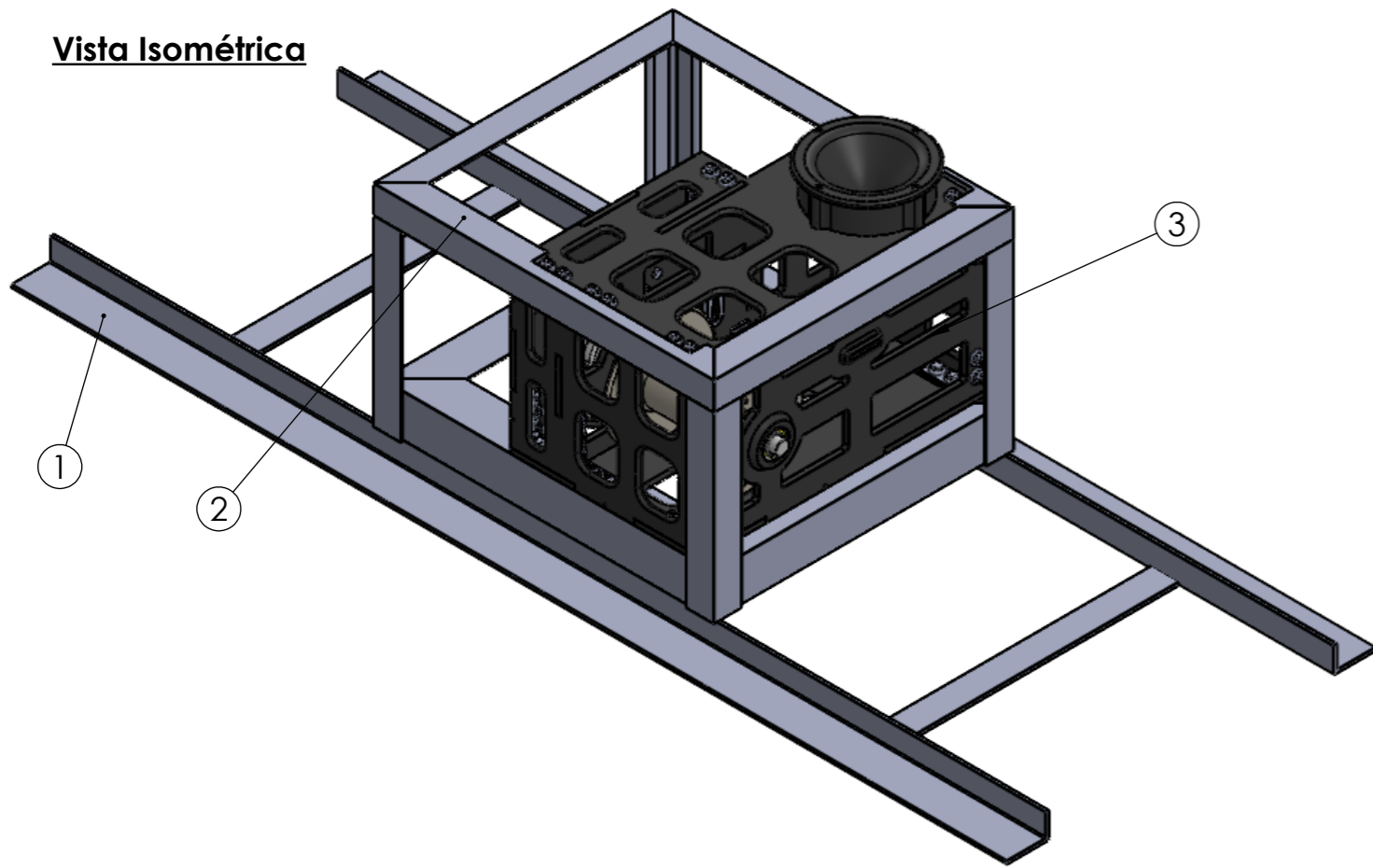
MATERIAL: ACERO

UNIDAD:
 mm

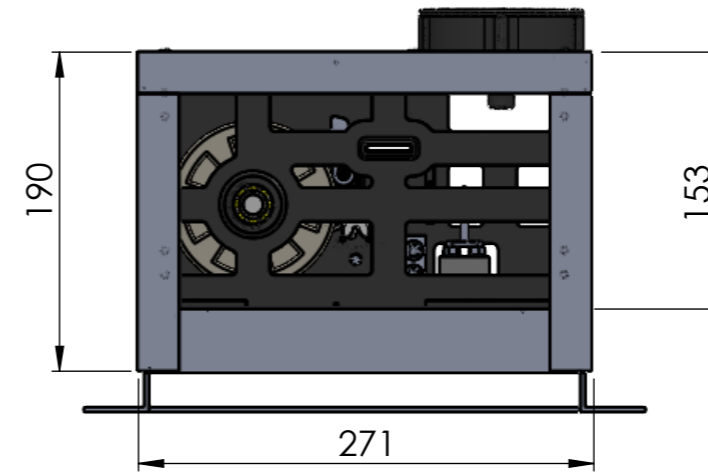
ESCALA:
 1/4

HOJA 1 DE 1 146

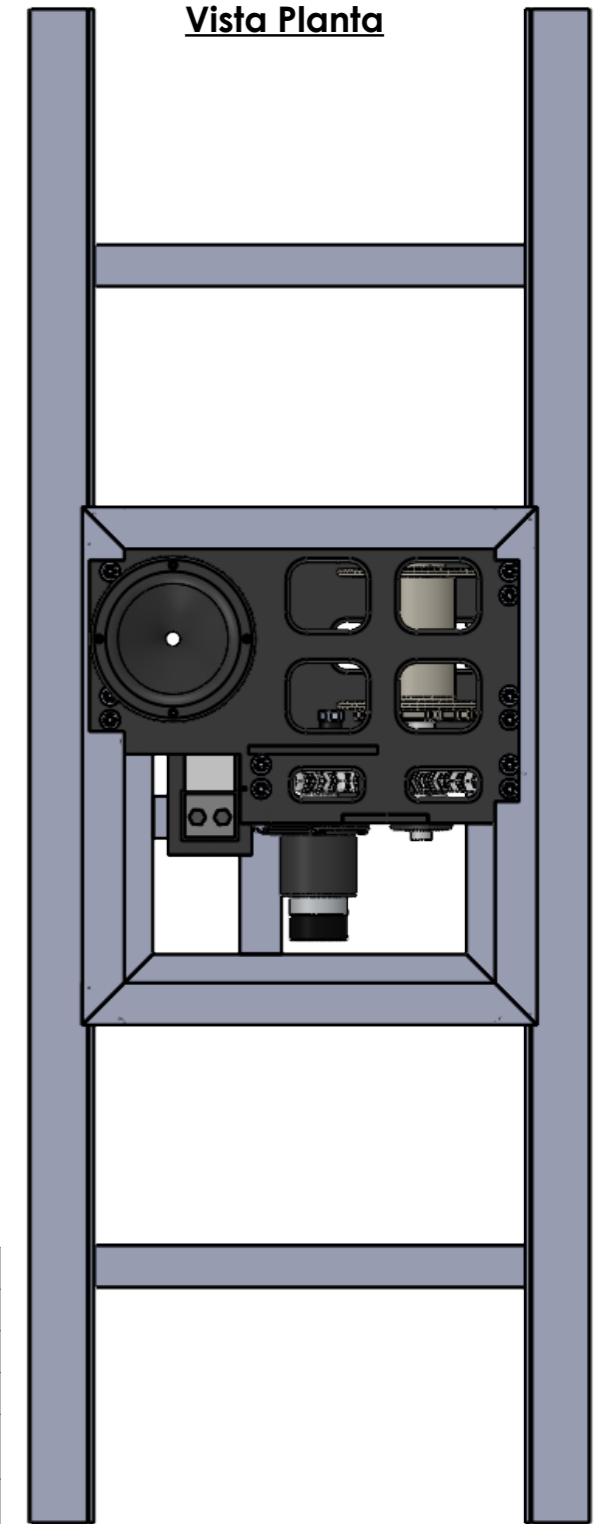
Vista Isométrica



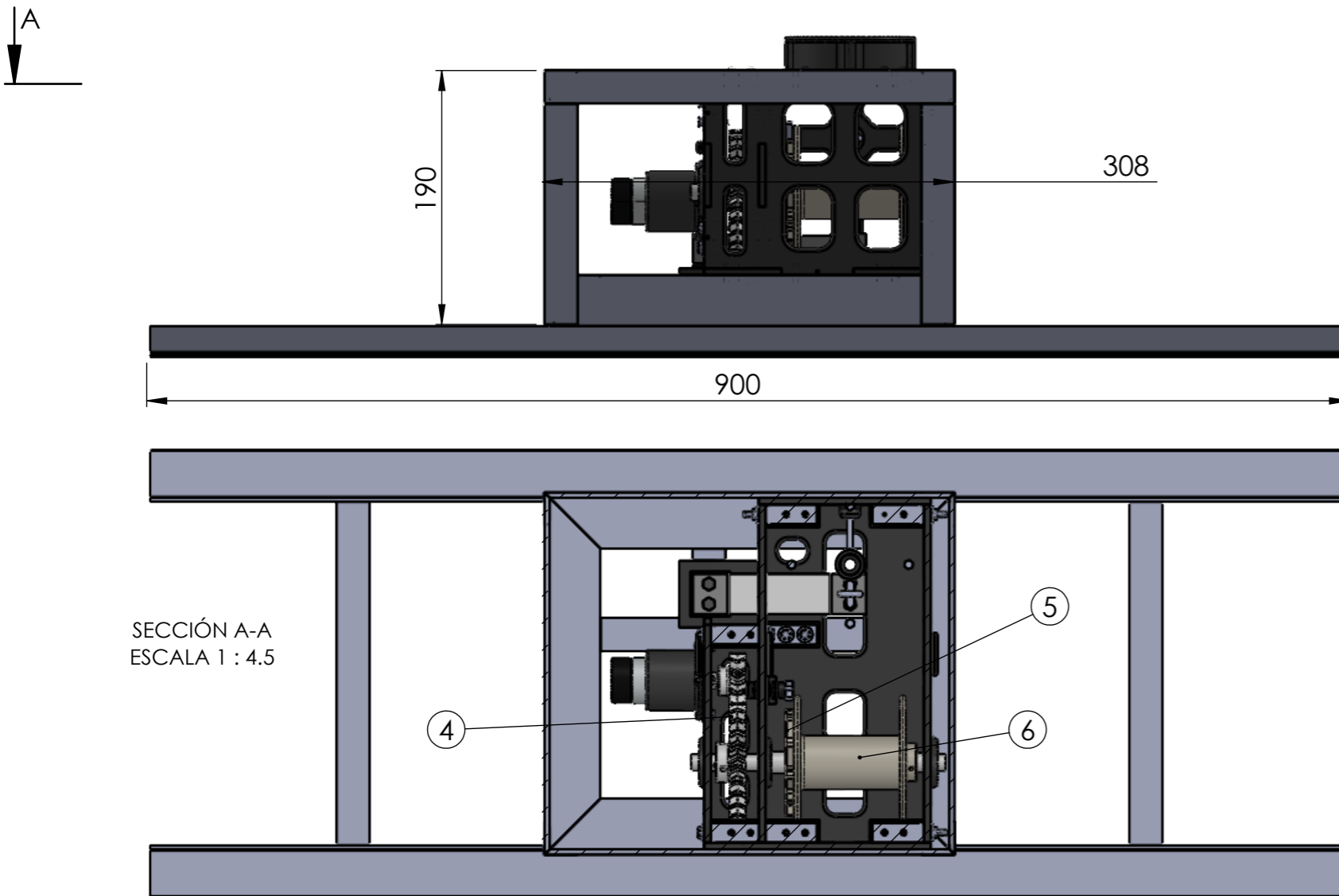
Vista frontal



Vista Planta



Vista Perfil



SECCIÓN A-A
ESCALA 1 : 4.5

ITEM	CANT	DESCRIPCIÓN
1	1	Base Metálica
2	1	Portabase Metálica
3	1	Estructura del Módulo
4	1	Ensamble de transmisión
5	1	Ensamble de freno
6	1	Ensamble de enrollamiento



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:

MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSION

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO: 11

MATERIAL: -

UNIDAD: mm

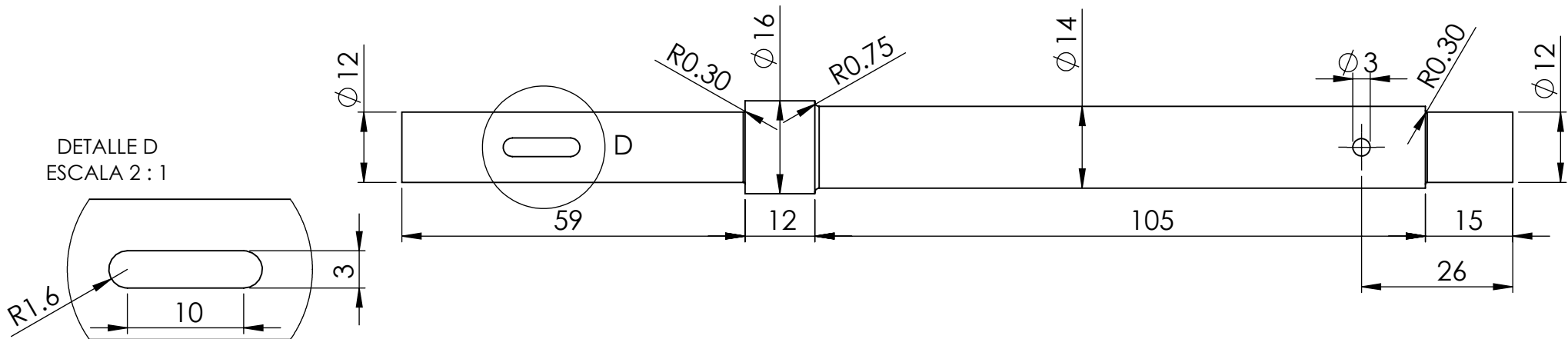
DESIGNACIÓN

ENSAMBLE GENERAL DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE

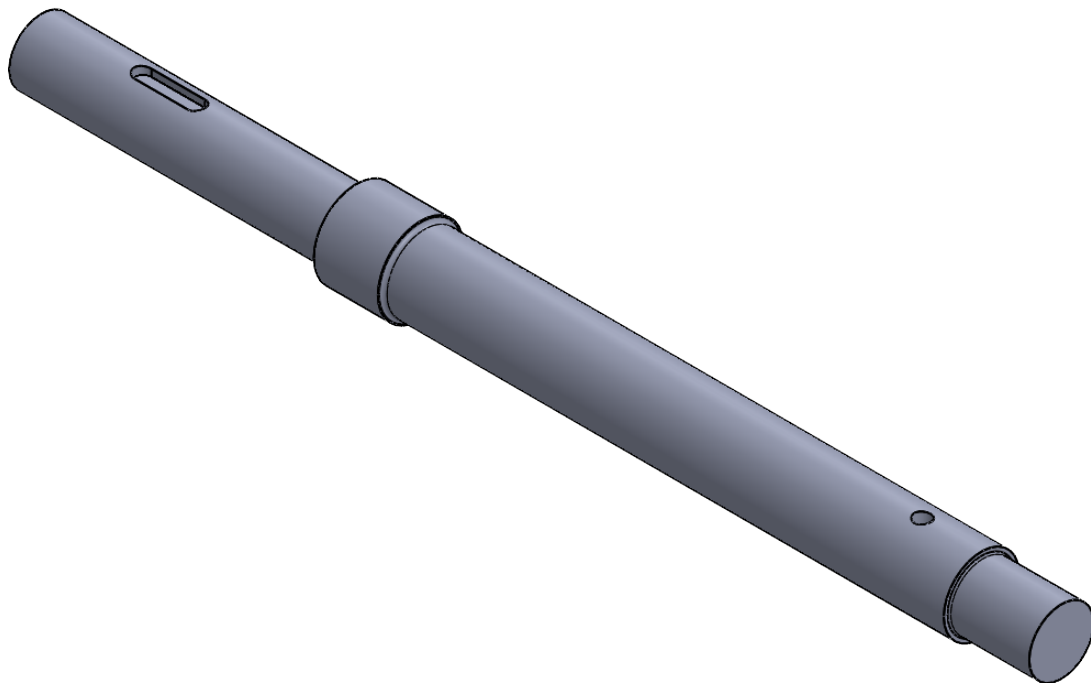
A3

ESCALA: 1:4.5

HOJA 1 DE 1 147



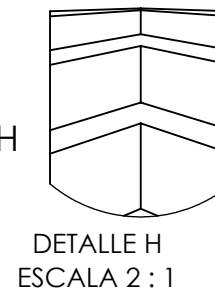
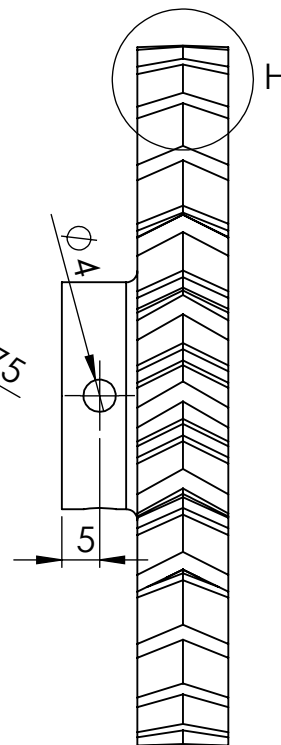
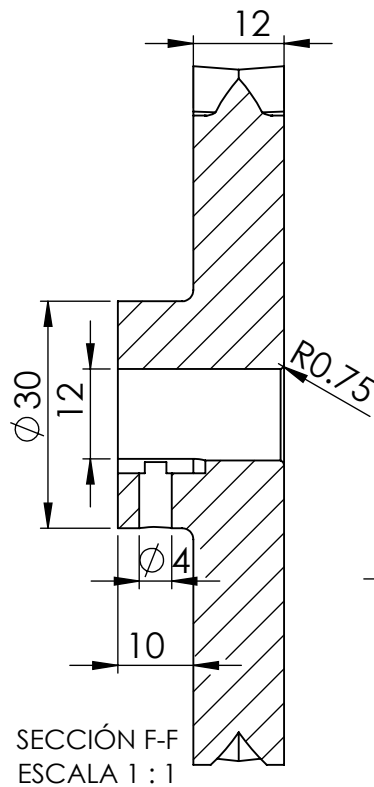
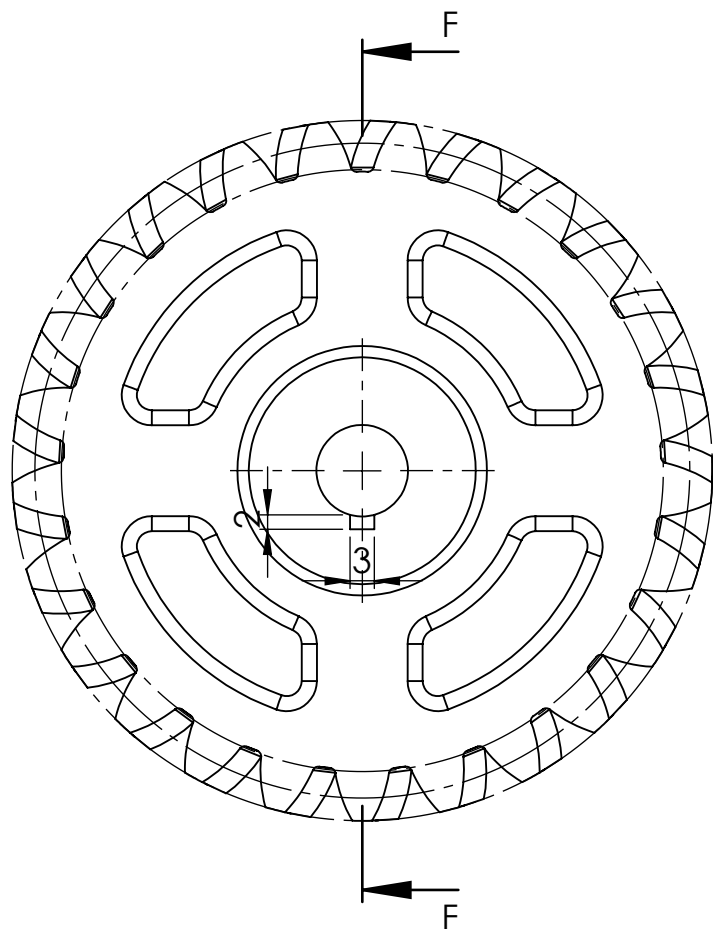
Vista Isométrica



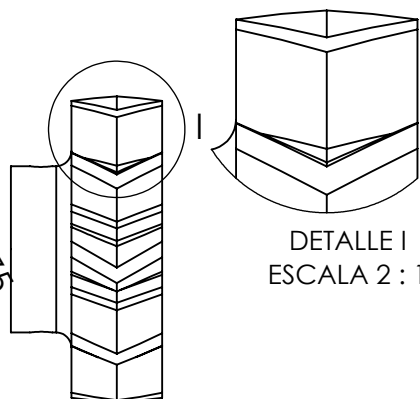
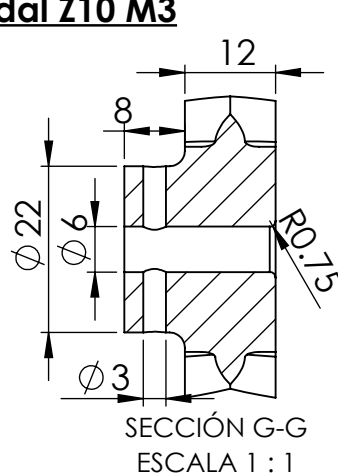
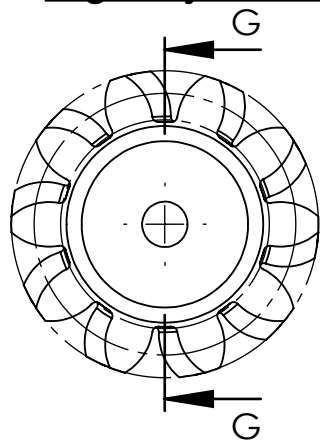
Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100%

 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA			
AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSION	
FECHA: 15/03/2026			
N°. DE PLANO: 12		DESIGNACIÓN EJE DE TRANSMISIÓN DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	A4
MATERIAL: PETG			
UNIDAD: mm		ESCALA: S/E	HOJA 1 DE 1

Engranaje Helicoidal Z25 M3





Engranaje Helicoidal Z10 M3

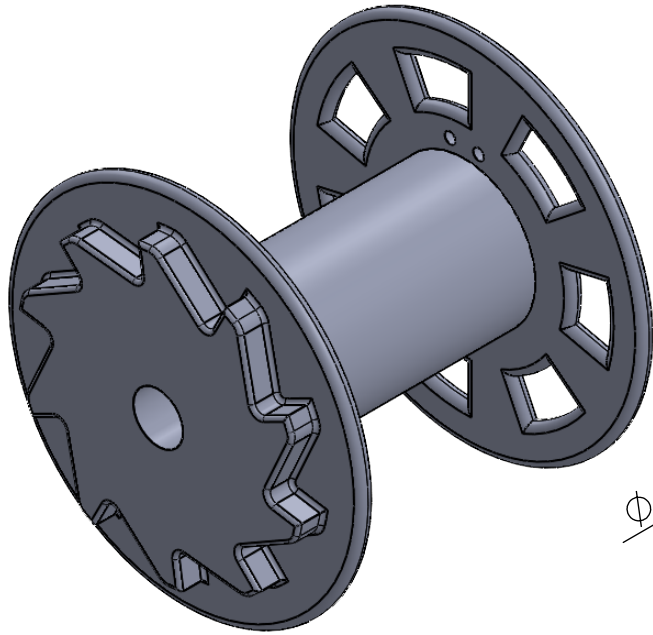


DETALLE I
ESCALA 2 : 1

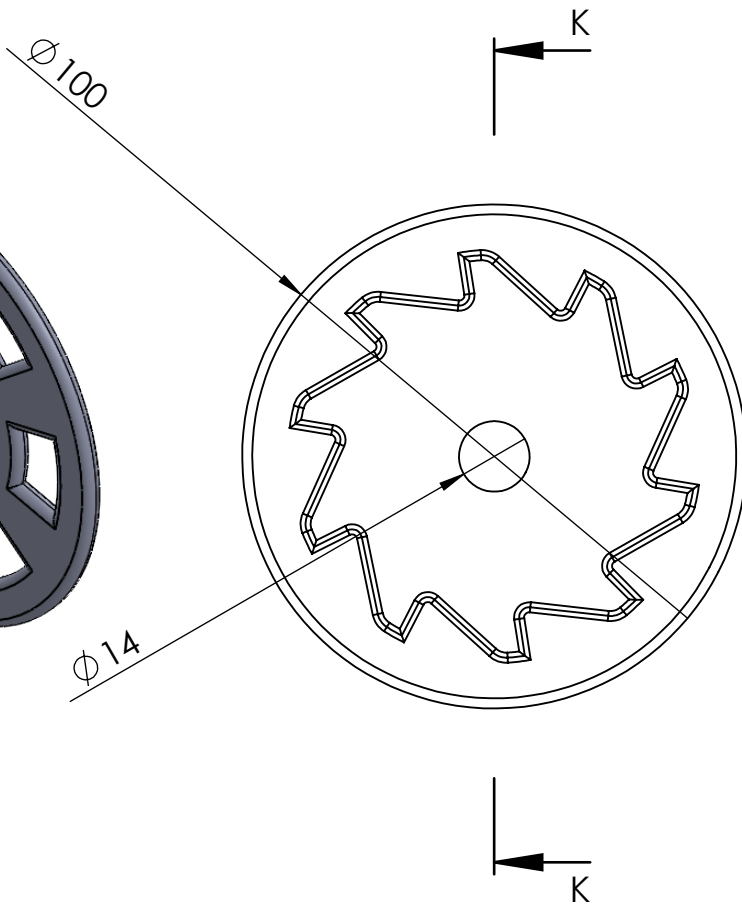
Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100%

 UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA		
AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSION
FECHA: 15/03/2026	DESIGNACIÓN ENGRANAJES HELICOIDALES DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	
N°. DE PLANO: 13		
MATERIAL: PETG	A4	
UNIDAD: mm	ESCALA: S/E	HOJA 1 DE 1

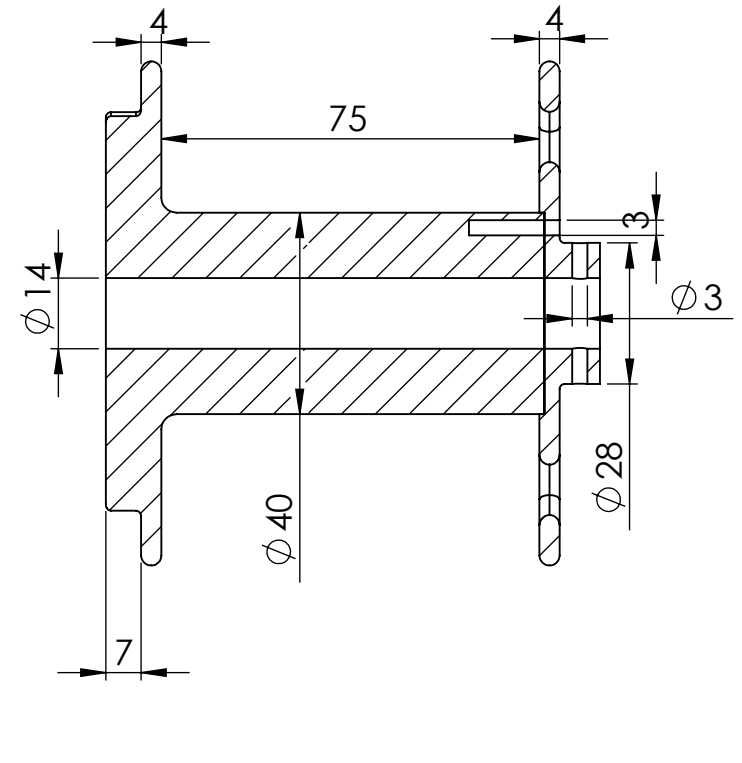
Vista Isométrica



Vista frontal



**SECCIÓN K-K
ESCALA 1 : 1.5**



Nota: Manufactura aditiva con densidad al 100%

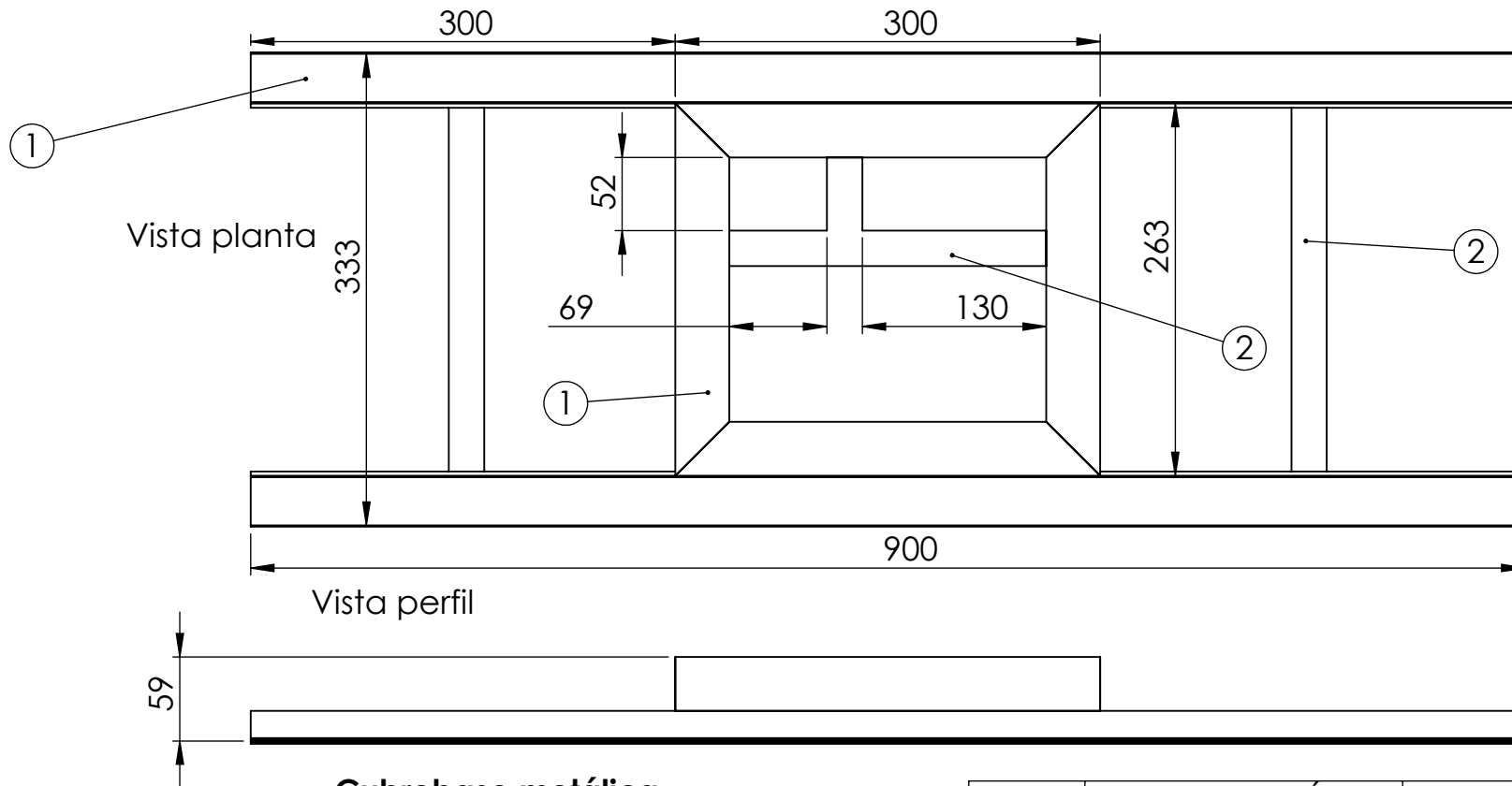


UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
ESCUELA PROFESIONAL DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

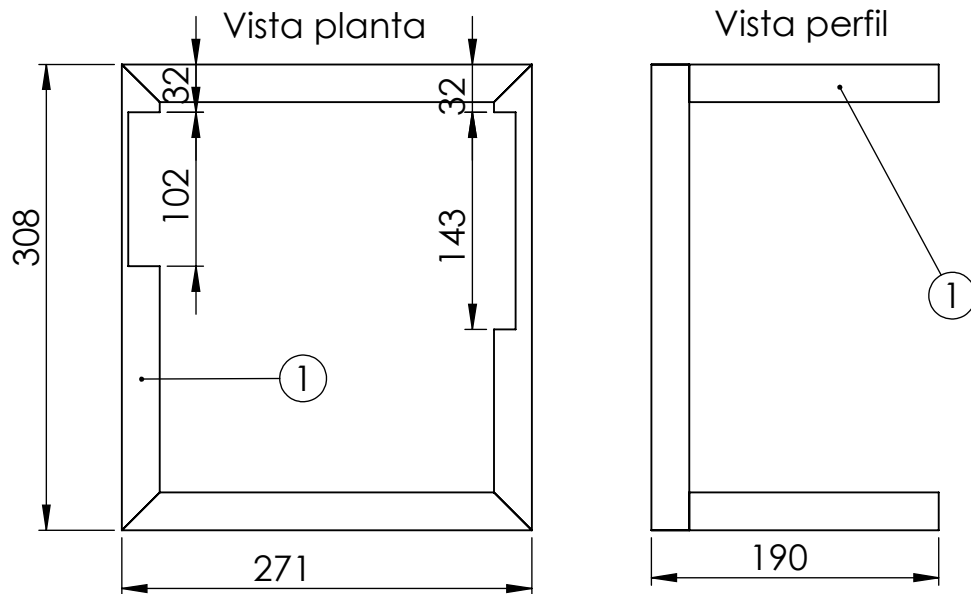


AUTORES: DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA		TÍTULO: MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON CONTROL ACTIVO DE TENSION	
FECHA: 15/03/2026			
Nº. DE PLANO: 14		DESIGNACIÓN TAMBOR DEL MÓDULO ANCLAJE INTELIGENTE	A4
MATERIAL: PETG			
UNIDAD: mm		ESCALA: 1/1.5	HOJA 1 DE 1
		150	

Base metálica



Cubrebase metálica



ITEM	DESCRIPCIÓN	DIMENSIONES
1	Perfil L	1 1/2" x 1/8" 3mm
2	Platina de acero	1 1/2" x 1/2" x 1/8" 3mm



UNIVERSIDAD NACIONAL DE JAÉN
 ESCUELA PROFESIONAL DE
 INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



AUTORES:
 DYER AIRTHON DÍAZ ARAUJO
 LUIS ANGEL ALTAMIRANO HEREDIA

TÍTULO:
**MÓDULO DE ANCLAJE INTELIGENTE CON
 CONTROL ACTIVO DE TENSION**

FECHA: 15/03/2026

Nº. DE PLANO:
 15

DESIGNACIÓN
**ESTRUCTURA METÁLICA DEL MÓDULO
 ANCLAJE INTELIGENTE**

A4

MATERIAL:
 ACERO

UNIDAD:
 mm

ESCALA:
 1/5

HOJA 1 DE 1

151