



**Escuela de
Ingeniería y Arquitectura
Universidad Zaragoza**

Trabajo de Fin de Grado

Diseño y análisis estructural de un dron contra incendios

Design and structural analysis of a firefighting drone

Autor

Pablo Monterde López

Director/es

David Ranz Angulo

Tomasz Balcerzak

Titulación

Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

ESCUELA DE INGENIERÍA Y ARQUITECTURA – ZARAGOZA

2023 – 2024

Resumen

El objetivo principal de este proyecto es diseñar un prototipo de dron que pueda actuar como herramienta en la lucha contra incendios, combinando rapidez, eficacia y seguridad. Este dispositivo deberá ser capaz de operar en terrenos difíciles, minimizar el tiempo de reacción en las emergencias y, lo más importante, reducir el riesgo para los equipos humanos. Para lograr esto, se desarrollará un modelo que utilice materiales compuestos de alta resistencia térmica y mecánica, que además de hacerlo ligero, garantizar un buen rendimiento en vuelo.

El desarrollo del proyecto se divide en varias etapas. Primero, se realiza un análisis inicial de los drones existentes en el mercado y sus configuraciones permitiendo identificar las características más relevantes y aplicables al diseño propuesto definiendo una base para el desarrollo de un prototipo.

El parte de una estructura de dron coaxial con cuatro brazos, equipada con motores eléctricos de alta potencia y un depósito de 600 litros. El cuerpo central del dron está fabricado con un material compuesto tipo sándwich que combina fibra de carbono y espuma térmica para soportar las altas temperaturas propias de los incendios. Este diseño garantiza ligereza, resistencia estructural y estabilidad en vuelo.

Para validar el diseño, se realiza un análisis estructural y aerodinámico, evaluando el comportamiento del dron bajo diferentes condiciones de carga, esto incluye pruebas de rotura, tensiones y desplazamientos máximos en los brazos. Asimismo, se optimiza la disposición del material en las zonas críticas para garantizar un equilibrio entre peso y resistencia.

Finalmente, este proyecto concluye con una comparación del diseño propuesto frente a otras alternativas disponibles, destacando las ventajas del uso de materiales compuestos y el enfoque en la funcionalidad específica para emergencias. Con este trabajo, se busca sentar las bases para el desarrollo de una herramienta innovadora que pueda contribuir significativamente a la lucha contra incendios, mitigando sus impactos y mejorando la seguridad de las operaciones.

Abstract

The main objective of this project is to design a drone prototype specifically designed for firefighting operations, emphasizing speed, efficiency, and safety. This device must be capable of operating in difficult terrains, minimizing response times during emergencies, and most importantly, reducing risks for human teams. To achieve this, a model will be developed using composite materials with high thermal and mechanical resistance, which will not only make it lightweight but also ensure optimal flight performance.

The development of the project is divided into several stages. First, an initial analysis of existing drones on the market and their configurations is carried out, allowing for the identification of the most relevant and applicable features to the proposed design, thus defining a foundation for the development of the prototype.

The design is based on a coaxial drone structure with four arms, equipped with high-power electric motors and a 600-liter tank. The central body of the drone is made of a sandwich-type composite material that combines carbon fiber and thermal foam to withstand the high temperatures typical of fires. This design ensures lightness, structural strength, and flight stability.

To validate the design, a structural and aerodynamic analysis is conducted, evaluating the drone's performance under different load conditions. This includes breakage tests, maximum stress, and displacement assessments on the arms. Additionally, the material distribution in critical areas is optimized to ensure a balance between weight and strength.

Finally, the project concludes with a comparison of the proposed design against other available alternatives, highlighting the advantages of using composite materials and focusing on specific functionality for emergencies. This work aims to lay the groundwork for the development of an innovative tool that can significantly contribute to firefighting efforts, mitigating their impacts and improving the safety of operations.

Índice

1.	Introducción.....	12
1.1.	Justificación del trabajo	12
1.2.	Estructura.....	12
2.	Objetivos.....	14
3.	Contexto inicial	15
3.1.	Incendios forestales	15
3.1.1.	Causas.....	16
3.1.2.	Consecuencias.....	17
3.1.3.	Conclusión	18
4.	Definición de Dron.....	19
4.1.	Tipos de drones.....	19
4.1.1.	Según su configuración	19
4.1.2.	Según su geometría.....	21
4.1.3.	Según su método de control	22
4.1.4.	Según su aplicación	23
5.	Estudio inicial	24
5.1.	Definición	24
5.2.	Análisis de referentes	25
5.3.	Análisis de líneas a seguir	28
5.3.1.	Configuración	28
5.3.2.	Geometría	29
5.4.	Limitaciones	30

5.4.1.	Limitaciones de peso.....	30
5.4.2.	Limitaciones de espacio	30
5.4.3.	Limitaciones de transporte	30
6.	Planteamiento de soluciones	32
6.1.	Especificaciones	32
6.1.1.	Capacidad de operaciones	32
6.1.2.	Sistema de propulsión.....	32
6.1.3.	Transporte.....	33
6.2.	Boceto inicial.....	34
7.	Selección de los materiales	42
7.1.	Selección de materiales	42
7.1.1.	Brazos	42
7.1.2.	Cuerpo.....	44
7.2.	Cálculo de masas.....	45
8.	Análisis de vuelo.....	46
8.1.	Diseño de las hélices	46
8.2.	Mallado de la estructura.....	48
8.3.	Condiciones de contorno	49
8.4.	Análisis	49
9.	Análisis estructural	53
9.1.	Mallado de la estructura.....	53
9.1.1.	Brazos	54
9.1.2.	Cuerpo.....	55
9.2.	Orientación del laminado	57
9.2.1.	Brazos	58
9.2.2.	Cuerpo.....	60



9.3.	Condiciones de contorno	60
9.4.	Análisis	62
9.5.	Optimización de la estructura.....	65
9.5.1.	Brazos	65
9.5.2.	Cuerpo	67
9.6.	Análisis final	69
9.7.	Justificación del análisis	72
9.7.1.	Justificación del material usado	72
9.7.2.	Justificación del laminado	72
10.	Conclusiones	74
	Bibliografía.....	77
	Anexo I. Diseño	79
	Anexo II. Justificación de las láminas.....	81
	Anexo III. Condiciones de contorno.....	82
	Anexo IV. Hojas de características.....	85



Índice de figuras

Ilustración 1. Registro de incendios forestales en el mundo – ESA (7)	16
Ilustración 2. Análisis de las causas de incendios, 2006-2015 (1)	16
Ilustración 3. Dron de ala fija Delair UX11	19
Ilustración 4 Dron de ala rotativa DJI Mavic Air 3	20
Ilustración 5. Configuración tipo H.(10)	21
Ilustración 6. Configuración tipo X.(10)	22
Ilustración 7. Configuración tipo Stretch X.(10)	22
Ilustración 8. Harrier Industrial. Fuente: Vulcan UAV.	25
Ilustración 9. Freefly Alta 8.	26
Ilustración 10. DJI AGRAS T40.	27
Ilustración 11. Griff 300. Fuente: dronelife.com	27
Ilustración 12. Sistema de dos hélices.	28
Ilustración 13. Sistema de dos hélices con giros opuestos del sistema coaxial.	28
Ilustración 14. Modelo compacto.(15)	29
Ilustración 15. Helibalde. (16)	32
Ilustración 16. Motores EMRAX 188.	33
Ilustración 17. Baterías AMPRIUS TECHNOLOGIES, INC.	33
Ilustración 18. Modelo inicial de dron.	34
Ilustración 19. Detalle de la unión de los brazos al cuerpo.	35
Ilustración 20. Vistas del modelo diseñado.	37
Ilustración 21. Detalle del tanque de agua.	38
Ilustración 22. Detalle del tren de aterrizaje.	38
Ilustración 23. Vista inferior del tren de aterrizaje.	39

Ilustración 24. Compartimento de las baterías.	40
Ilustración 25. Tapa de los compartimentos de las baterías.....	40
Ilustración 26. Vista interior del cuerpo.	41
Ilustración 27. Cubierta superior del cuerpo.....	41
Ilustración 28. Configuración de la estructura laminada.(18).....	42
Ilustración 29. Diagrama de esfuerzos del brazo.	43
Ilustración 30. Perfil aerodinámico Clark-Y.	46
Ilustración 31. Diseño final de la hélice.	47
Ilustración 32. Mallado del modelo completo.	48
Ilustración 33. Condiciones de contorno.....	49
Ilustración 34. Fuerza de elevación total del dron.	50
Ilustración 35. Fuerzas de elevación de cada motor.	50
Ilustración 36. Análisis del movimiento del aire a través del modelo y las hélices.	51
Ilustración 37. Detalle del movimiento del aire a través de las hélices de uno de los motores.	51
Ilustración 38. Análisis de presiones debidas al flujo de aire.....	52
Ilustración 39. Modelo de la estructura en elementos 2D.....	54
Ilustración 40. Mallado de la estructura del brazo.....	54
Ilustración 41. Detalle del extremo de unión del brazo con el cuerpo.	55
Ilustración 42. Detalle de unión del brazo con la zona de las hélices.	55
Ilustración 43. Mallado de la estructura del cuerpo inferior.	56
Ilustración 44. Detalle del mallado en la zona de unión del brazo.	56
Ilustración 45. Mallado de la estructura del cuerpo inferior.	56
Ilustración 46. Detalle del mallado en la zona de unión del brazo.	57
Ilustración 47. Detalle de las capas (líneas en blanco) en la zona del brazo.....	58
Ilustración 48. Orientación del laminado en el brazo.	58
Ilustración 49. Paredes laterales con laminado Tipo 2.....	59

Ilustración 50. Paredes superior e inferior con laminado Tipo 1	59
Ilustración 51. Orientación del laminado en el cuerpo.	60
Ilustración 52. Condición de simetría del modelo.....	61
Ilustración 53. Fuerza realizada por el motor.	61
Ilustración 54. Posibles zonas de fallo - Criterio de Tsai-Wu.	62
Ilustración 55. Detalle en la zona más desfavorable - Criterio de Tsai-Wu.	63
Ilustración 56. Desplazamiento de los brazos.	63
Ilustración 57. Análisis de tensión del cuerpo in.....	64
Ilustración 58. Vista de corte con 3 capas de laminado.....	65
Ilustración 59. Corte del brazo con el laminado a escala 2:1.....	66
Ilustración 60. Detalle de la caída de las telas a escala 2:1.....	66
Ilustración 61. Superficies nuevas creadas para el refuerzo.....	67
Ilustración 62. Integración de las nuevas superficies en el modelo.....	68
Ilustración 63. Plano de corte en el eje longitudinal del cuerpo. Detalle de la unión tipo T.	68
Ilustración 64. Detalle de las uniones.....	69
Ilustración 65. Posibles zonas de fallo - Criterio de Tsai-Wu.	69
Ilustración 66. Detalle de las zonas más desfavorables.	70
Ilustración 67. Desplazamientos totales de la estructura	70
Ilustración 68. Análisis de tensión de von Mises.....	71
Ilustración 69. Detalle de las tensiones de von Mises en la unión del brazo.....	71
Ilustración 70. Modelo definitivo del dron.....	75

Índice de tablas

Tabla 1. Pérdidas económicas según propiedad y tipo de producto	15
Tabla 2. Ventajas y desventajas de un dron de ala fija y un dron rotativo.	21
Tabla 3. Ventajas y desventajas de las configuraciones H, X y Stretch X. (10)	22
Tabla 4. Tabla resumen especificaciones.	25
Tabla 5. Características Harrier Industrial de Vulcan UAV.	25
Tabla 6. Características Freefly Alta 8.	26
Tabla 7. Configuración DJI AGRAS T40.	26
Tabla 8. Configuración Griff 300.....	27
Tabla 9. Orientación del laminado en la estructura de los brazos.....	43
Tabla 10. Orientación del laminado en la estructura del cuerpo.....	44
Tabla 11. Distribución del peso en cada una de las partes del dron.....	45
Tabla 12. Estudio del perfil aerodinámico.....	46
Tabla 13. Estudio comparativo de las distintas configuraciones de hélices.	47
Tabla 14. Comparativa de tensión y desplazamiento de diversos materiales con un peso similar.	72
Tabla 15. Comparativa de deformación de los núcleos Divinycell F90 y Honeycomb... ..	72

1. Introducción

Hoy en día, los incendios forestales son un problema a nivel global, siendo estos, uno de los mayores factores en la degradación forestal y una amenaza para bienes materiales e incluso vidas humanas. Solo en España, en el decenio 2006-2015 hubo un total de 131.113 siniestros, una media de 13.111 al año (1), y cobrando la vida de 37 miembros del personal de extinción, y 32 personas ajenas a este grupo. (2)

Actualmente, la extinción de incendios se lleva a cabo por el cuerpo de bomberos, usando métodos manuales con herramientas y líneas de contención, o medios aéreos, con aviones y helicópteros.

1.1. Justificación del trabajo

Toda esta tecnología, tiene diferentes inconvenientes, dificultades para acceder a diferentes terrenos, limitaciones a la hora de crear una respuesta rápida en los primeros minutos, y la puesta en riesgo de vidas humanas.

En este contexto, el desarrollo de un dron destinado a combatir estos incendios significa una solución innovadora a la hora de afrontar estas emergencias, combinando eficacia, rapidez y seguridad.

1.2. Estructura

En el presente TFG se estructura los pasos a seguir para crear un diseño básico y un análisis de la estructura. De esta forma, el trabajo se divide en tres grandes bloques.

En primer lugar, se crea un contexto inicial sobre este tipo de tecnología, llevando a cabo un estudio de diferentes diseños ya existentes y estableciendo los requerimientos para el diseño junto a los diferentes factores que podrían limitar el diseño.

Una vez detallado los requerimientos, se crea un primer boceto inicial con el programa *Inventor*, atendiendo a las necesidades generales, para más tarde, plantear diferentes alternativas que busquen una solución a las especificaciones necesarias para esta aplicación.

Con la propuesta de diseño final, se investiga los posibles materiales compuestos a usar, y la composición que estos deben tener en cuanto a número de capas y su orientación.

Mediante un análisis del comportamiento de la estructura, realizado con el *software Ansys Fluent* y *Ansys APDL*, cuando es sometida a diferentes esfuerzos, y un análisis de su rendimiento en vuelo. A continuación, con estos resultados se optimiza la estructura para cumplir las limitaciones atendiendo a criterios como el peso máximo de despegue (MTOW), y la fuerza de sustentación que deben proporcionar los motores.

Finalmente, se concluye el proyecto, con la comparación de este diseño final frente a otras alternativas tanto de estructura como de materiales de construcción.

2. Objetivos

Este proyecto busca dar solución a un objetivo principal:

Diseñar un prototipo de dron en un material compuesto que satisfaga las especificaciones necesarias para las tareas que va a desarrollar. Para ello se deberán cumplir diferentes objetivos secundarios:

- Estudio de las líneas a seguir para la creación de un dron similar y trasladar estas características al diseño final
- Diseño de un modelo, de acuerdo con los requerimientos y limitaciones establecidos en la fase de estudio
- Idear una posible composición de material para cumplir los requerimientos estructurales
- Estudiar el comportamiento de vuelo para ser capaz de producir la fuerza de elevación necesaria
- Validar el diseño mediante un análisis estructural con las condiciones más desfavorables

3. Contexto inicial

3.1. Incendios forestales

Cada año, incendios descontrolados afectan diversas regiones por todo el mundo. Estos incendios no solo impactan gravemente en el medio ambiente y los ecosistemas, sino también a las personas y la infraestructura local. Los costos asociados suelen calcularse a partir de las consecuencias donde se incluyen los gastos en extinción, seguros y daños materiales, pero, sobre todo, la pérdida de vidas humanas. Sin embargo, más allá de estas consecuencias, los incendios generan efectos mucho más profundos y duraderos sobre la sostenibilidad ambiental, social y económica.

A nivel nacional, la valoración de las pérdidas forestales se detalla en el *“Manual de Valoración de Pérdidas y Estimación del Impacto Ambiental por Incendios Forestales”*(3) y por el documento de valoración de los activos naturales de España *“VANE”*(4). Solo en España, en 2015, hubo un total de 11.810 siniestros lo que supuso un total de 109.782,85 hectáreas afectadas (1). Todo esto supuso una pérdida de 54.746.863€ sobre todo debido a la masa quemada con y sin aprovechamiento comercial. (5)

Producto	Utilidad pública		Estado CCAA		Consortio/Convenio		Pub.no catalogados		Total particulares		Total	
	Euros	%	Euros	%	Euros	%	Euros	%	Euros	%	Euros	%
Masas sin aprovechamiento comercial	11.314.598	58,49	181.317	89,05	1.637.170	33,59	1.236.023	50,19	11.312.888	40,60	25.681.996	46,91
Masas con aprovechamiento comercial	4.914.740	25,41	995	0,49	3.149.469	64,63	839.098	34,07	13.637.134	48,94	22.541.436	41,17
Corcho	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00
Resinas	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00
Frutos y setas	0	0,00	0	0,00	0	0,00	0	0,00	2.719	0,01	2.719	0,00
Leñas	192.372	0,99	0	0,00	0	0,00	6.740	0,27	1.438	0,01	200.550	0,37
Pastos	46.485	0,24	0	0,00	913	0,02	4.239	0,17	142.757	0,51	194.394	0,36
Caza	516	0,00	0	0,00	0	0,00	2.251	0,09	5.318	0,02	8.085	0,01
Otras pérdidas	2.359.400	12,20	168	0,08	929	0,02	151.060	6,13	153.865	0,55	2.665.422	4,87
Total productos	18.828.111	97,33	182.480	89,62	4.788.481	98,26	2.239.411	90,93	25.256.119	90,65	51.294.602	93,69
Gastos de extinción	516.515	2,67	21.134	10,38	84.840	1,74	223.450	9,07	2.606.322	9,35	3.452.261	6,31
TOTALES	19.344.626		203.614		4.873.321		2.462.861		27.862.441		54.746.863	

Tabla 1. Pérdidas económicas según propiedad y tipo de producto

A escala mundial, la mayoría de los incendios descontrolados, se producen en África y Sudamérica con una media de 240,58 y 51,67 millones de hectáreas quemadas anualmente, suponiendo solo en África más de dos tercios del área en todo el mundo. (6)

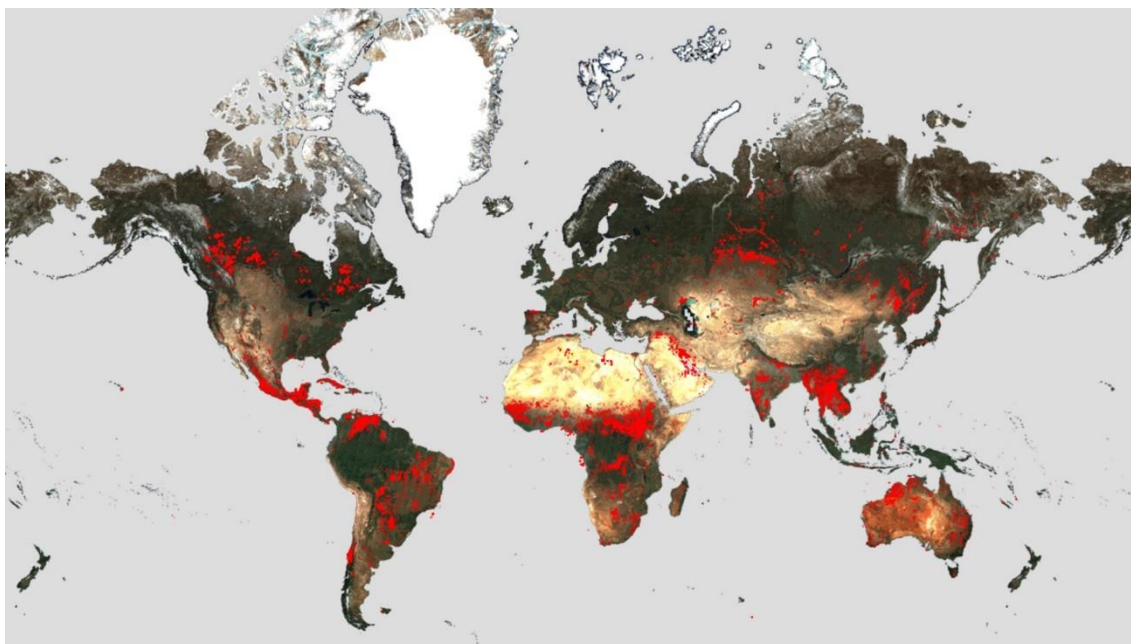


Ilustración 1. Registro de incendios forestales en el mundo – ESA (7)

Los incendios forestales representan un 5 por ciento de la tierra quemada, pero aportan más del 80 por ciento de las emisiones de gases de efecto invernadero.

3.1.1. Causas

El cambio climático, el uso insostenible de la tierra y la deforestación figuran entre los principales causantes de los incendios descontrolados. El cambio climático agrava el riesgo de estos desastres debido a la mayor incidencia de sequías, altas temperaturas del aire, baja humedad relativa, tormentas secas y fuertes vientos (8). Además, existen diferentes causas humanas, como incendios intencionados (representando un 60% de los casos en España)

CAUSA	Núm. Siniestros			Núm. Causantes Identificados	Superficies (ha)			
	Tipo de Causa		TOTAL		Vegetación Leñosa		Vegetación Herbácea	TOTAL FORESTAL
	Cierta	Supuesta			Arbolada	No Arbolada		
RAYO	5.854	594	6.448	6.448	19.188,85	23.230,28	3.392,85	45.811,98
NEGLIG. Y ACCIDENTES	20.953	15.856	36.809	11.658	101.175,05	135.376,71	46.818,37	283.370,13
INTENCIONADO	21.256	47.841	69.097	1.372	170.350,32	369.170,91	57.516,12	597.037,35
DESCONOCIDA	15.880	0	15.880	0	19.729,11	29.902,36	5.128,16	54.759,63
REPRODUCCIÓN	1.915	964	2.879	2.834	9.833,80	16.232,52	916,84	26.983,16
TOTALES	65.858	65.255	131.113	22.312	320.277,13	573.912,78	113.772,34	1.007.962,25

Ilustración 2. Análisis de las causas de incendios, 2006-2015 (1)

3.1.2. Consecuencias

Los incendios forestales tienen impactos complejos sobre los procesos ecológicos, debido a los diferentes paisajes y su vegetación. Estos impactos dependen de la intensidad, recurrencia y duración del incendio forestal y pueden tener diferentes efectos directos como pérdida de animales, pérdida de la vegetación y degradación del suelo, e indirectos desde la erosión del suelo y la contaminación del agua hasta el ensuciamiento de represas y deslizamientos de tierra.

- Impacto en el Suelo: cambios en las propiedades (físico, químico y biológico) y productividad del suelo. Están relacionados con generación de erosión, pérdida de nutrientes, disminución de la materia orgánica y alteración de la vegetación. (9)
- Impacto en el agua: cambios en el ciclo hidrológico dentro de la cuenca hidrográfica, debido a los cambios en las propiedades del suelo lo que supone una disminución en las tasas de infiltración, disponibilidad de agua y aumento de escurrimiento. A su vez las cenizas pueden aumentar la capacidad de infiltración y prevenir o retrasar la esorrentía e intensidades de precipitaciones. (9)
- Impacto en la Vegetación: debido a la destrucción de biomasa, consumiendo completamente la vegetación existente. Esto provoca la alteración drástica del ecosistema, que en muchos casos elimina especies clave, cambiando la composición y estructura de la flora. Además, muchas especies de plantas no logran regenerarse, lo que supone una pérdida de la biodiversidad. (9)
- Impacto en la fauna: como la muerte de individuos, perdida de habitat, territorios, refugio y alimentación, que puede generar desequilibrios en los ecosistemas tales como destrucción de formaciones vegetales o alteraciones en la composición de las especies, además de migraciones de animales mayores, aves, insectos y microorganismos provocando rupturas en la cadena biológica.(9)
- Impacto en la vida humana: sobre todo en la influencia de la salud de las personas, que puede conllevar la muerte, afectando especialmente en este sentido a los bomberos y personal de extinción. Aunque el efecto del humo y del polvo también puede ser nocivo, Se estima que, en todo el mundo, la contaminación

atmosférica provocada por estos incendios está asociada con 340.000 muertes prematuras debido a problemas respiratorios y cardiovasculares. (8)

3.1.3. Conclusión

Aunque no es imposible eliminar el riesgo de futuros incendios descontrolados, se pueden buscar soluciones para reducirlos. Hay que actuar urgentemente en el desarrollo de nuevos enfoques para la gestión de los incendios descontrolados y la mitigación de los efectos del cambio climático.



4. Definición de Dron

Un dron es un vehículo aéreo no tripulado, capaz de mantener un vuelo controlado sin la necesidad de un piloto a bordo. Estos vehículos son controlados de forma remota o programados para realizar vuelos autónomos mediante sistemas de navegación y sensores.

4.1. Tipos de drones

Actualmente existen diferentes tipos de clasificación según los criterios a estudiar. Estos son, según el tipo de configuración, teniendo en cuenta la disposición de todas sus partes, según su función, específico de cada dron para la finalidad con la que se diseñó, y según la *European Aviation Safety Agency* (EASA) donde se clasifican según sus características como la masa máxima de despegue (MTOW), velocidad máxima de vuelo, altura límite de operación...

4.1.1. Según su configuración

En primer lugar, se diferencian dos grandes grupos en cuanto a su estructura, es decir, la disposición del chasis y la forma en la que consiguen la sustentación en el aire.

De ala fija: tienen una composición similar a la de los aviones, con un cuerpo alargado y alas que generan la fuerza de sustentación en el aire, aprovechando la aerodinámica. De esta manera, necesitan menos capacidad de propulsión, logrando así una mayor eficiencia energética.



Ilustración 3. Dron de ala fija Delair UX11

Esta configuración destaca por tener una mayor velocidad, autonomía y gran aerodinámica, pero pueden tener problemas de estabilidad debido a factores

meteorológicos como el viento o la lluvia. Además, requiere una mayor área de aterrizaje y despegue, y tiene una menor capacidad de maniobrabilidad.

Todas estas características lo hacen ideal para misiones de las que se requiere una gran autonomía, como misiones de mapeo y vigilancia a larga escala.

De ala rotativa: su estructura está formada por un cuerpo y múltiples brazos, donde se encuentran las hélices con sus respectivos motores.



Ilustración 4 Dron de ala rotativa DJI Mavic Air 3

Esta configuración, le permite despegar y aterrizar verticalmente, sin la necesidad de pista de aterrizaje. Además, tienen una mayor estabilidad pudiendo mantener una posición estacionaria en el aire y una mayor capacidad de carga útil.

Estas características lo hacen ideal para diferentes actividades, como puede ser sistemas de vigilancia, seguridad e intervenciones de emergencia, fotografía aérea y espectáculo de luces.

A su vez, dentro de esta configuración se diferencian 5 tipos en función del número de brazos que poseen: tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros y octocópteros, teniendo tres, cuatro, seis y ocho brazos respectivamente, y coaxiales, si tiene más de un motor por brazo. Estos últimos, gracias a esta característica, son mucho más potentes lo que le da una mayor facilidad para levantar cargas.

Tabla 2. Ventajas y desventajas de un dron de ala fija y un dron rotativo.

	Dron de Ala Fija	Dron Rotativo
Ventajas	Mayor eficiencia energética para vuelos largos.	Puede despegar y aterrizar verticalmente.
	Mayor autonomía y alcance.	Alta maniobrabilidad, ideal para espacios reducidos.
	Velocidad de crucero más alta.	Capacidad de mantenerse estacionario en el aire.
	Ideal para cubrir grandes áreas rápidamente.	Más versátil en aplicaciones como fotografía aérea y rescate.
Desventajas	Requiere pista de aterrizaje	Menor eficiencia energética, especialmente en vuelos largos.
	Menor maniobrabilidad en espacios reducidos.	Tiempo de vuelo limitado por el alto consumo de energía.
	Dificultad para mantener vuelo estacionario.	Velocidad de crucero más baja.
	Complejidad logística para operar.	Menor capacidad para vuelos de larga distancia.

4.1.2. Según su geometría

El marco de un dron, o más conocido como “frame”, es una parte fundamental de la estructura, que sostiene y protege los componentes claves del dron, como la electrónica, motores y cámaras. El diseño tiene una influencia directa en la aerodinámica y estabilidad durante el vuelo además de aportar toda la resistencia.

Tipo H: es el diseño más simple y versátil para cuadricópteros, teniendo una estructura en forma de “H”, contando con dos barras paralelas conectadas por una barra transversal.



Ilustración 5. Configuración tipo H.(10)

Tipo X: su estructura se basa en barra cruzadas en forma de “X”. Es uno de los diseños más populares gracias a su equilibrio y rendimiento aerodinámico gracias a la simetría y posición de las hélices que minimizan las turbulencias.



Ilustración 6. Configuración tipo X.(10)

Tipo Stretch X: similar al tipo X, pero formando una estructura alargada, lo que lo hace asimétrico en el en el eje longitudinal. Esta geometría, permite centrar fácilmente el centro de gravedad para otorgar estabilidad, además de conseguir una mayor agilidad en el eje de inclinación debido a la separación de la parte delantera y trasera.



Ilustración 7. Configuración tipo Stretch X.(10)

Tabla 3. Ventajas y desventajas de las configuraciones H, X y Stretch X. (10)

Tipo de Marco	Forma	Ventajas	Desventajas
H	Rectangular con brazos más largos en el eje longitudinal	Mayor espacio para componentes, buena estabilidad en vuelo hacia adelante	Menor agilidad en giros
X	Forma de X con brazos equidistantes	Alta agilidad y equilibrio, favorecido para acrobacias	Espacio limitado para componentes
Stretch X	Forma de X estirada con brazos más largos en el eje longitudinal	Mejor control en vuelo hacia adelante, buena velocidad	Menor agilidad en giros comparado con X

4.1.3. Según su método de control

Todos los drones no necesitan piloto a bordo, pero dependiendo de cómo se pilote, pueden ser de dos tipos:

Dron autónomo: si se controla de forma autónoma, con una programación previa, sin la necesidad de un piloto en tiempo real.

Dron operado por control remoto: si se necesita un piloto que lo maneje en tiempo real.

4.1.4. Según su aplicación

Sin tener en cuenta la configuración y método de control, los drones también se pueden clasificar según el uso que se les dé a estos:

Drones de entrega: diseñados para transportar paquetes y envíos de mercancías, consiguiendo una entrega más rápida y directa.

Drones de periodismo: diseñados para la fotografía y grabación, lo que permite conseguir una toma aérea en el lugar del acontecimiento.

Drones de seguridad, búsqueda y emergencias: utilizados para intervenciones de búsqueda de personas en zonas de difícil acceso e intervenciones de rescate de alto riesgo

Drones militares: utilizados por las fuerzas armadas en ámbitos como la vigilancia, reconocimiento, apoyo y ataque

Drones de carreras: drones muy veloces y ligeros que tienen fines recreativos y diseñados para competir.

Todas estas y muchas más, son las diferentes utilidades que pueden tener, de esta forma, para cada función se adapta específicamente a su fin.

5. Estudio inicial

Los avances en los vehículos aéreos no tripulados han permitido su integración en diversas industrias, como el periodismo, el cine y el transporte, transformando la manera en que se realizan estas actividades. En el caso de los drones diseñados para la lucha contra incendios, representan un avance importante en la gestión de emergencias, ofreciendo soluciones rápidas y seguras.

Tras el análisis previo a cerca de los drones, sus posibles configuraciones y aplicaciones se lleva a cabo un estudio preliminar para identificar las necesidades específicas de esta aplicación y obtener una visión general de los factores clave a considerar.

5.1. Definición

El modo de operación de estos drones consistiría en rociar agua mezclada con retardantes de fuego, permitiendo realizar múltiples intervenciones en un mismo período de tiempo. Para cumplir con este objetivo, deben contar con una serie de características específicas.

En primer lugar, debe de estar dotado de un gran tanque que pueda almacenar todo el líquido y tener una gran estabilidad y maniobrabilidad para conseguir alcanzar el objetivo concreto.

Por otro lado, la estructura del dron debe ser capaz de soportar y aislar los componentes de altas temperaturas, por lo que sus materiales han de tener una alta resistencia al calor.

Un aspecto muy importante, es como este va a ser transportado al lugar del incidente y el tiempo de puesta en marcha tanto en una primera instancia como después de realizar una incursión.

Además, el dron requiere motores con suficiente potencia para elevar toda la carga, lo que implica un consumo significativo de energía. Por ello, las baterías deben contar con una alta capacidad, y deben de ser fácilmente intercambiables, permitiendo reemplazarlas rápidamente durante las operaciones para minimizar tiempos de inactividad.

Tabla 4. Tabla resumen especificaciones.

Requerimientos	
1	Tanque con capacidad para suficiente agua
2	Materiales con buenas propiedades mecánicas y térmicas
3	Facilidad para el transporte
4	Baterías diseñadas a medida

5.2. Análisis de referentes

Uno de los factores más relevantes, es la masa máxima de despegue, por lo que los referentes a seguir son los drones de carga pesada. En este sentido, se centra la idea en drones de entrega y drones de seguridad, búsqueda y emergencias.

Cabe recalcar que el termino MTOW, hace referencia a la capacidad máxima de despegue de cada dron, contando con la carga que transporta y su propio peso.

Tabla 5. Características Harrier Industrial de Vulcan UAV.

Nombre:	Harrier Industrial de Vulcan UAV
Configuración:	Coaxial
MTOW:	45 kg
Velocidad máxima:	50 mph
Autonomía (a plena carga):	20mins



Ilustración 8. Harrier Industrial. Fuente: Vulcan UAV.

El Harrier Industria en su serie 7, destaca por tener una capacidad de carga de hasta 15 kg y la capacidad de poder ser operado en condiciones de clima extremo, tanto de viento como de lluvia. Tiene un recubrimiento que lo hace resistente al agua y un sistema de ventilación para operaciones a altas temperatura. (11)

Tabla 6. Características Freefly Alta 8.

Nombre:	Freefly Alta 8
Configuración:	Octocóptero
MTOW:	34,86 kg
Velocidad máxima:	70km/h
Autonomía (a plena carga):	12mins



Ilustración 9. Freefly Alta 8.

Dron diseñado para aplicaciones cinematográficas, profesionales y exigentes. donde se prioriza la estabilidad, no comercializado actualmente. Su diseño lo hace capaz de cargar cámaras pesadas y sistemas de iluminación. (12)

Tabla 7. Configuración DJI AGRAS T40.

Nombre:	DJI AGRAS T40
Configuración:	coaxial
MTOW:	101 kg
Velocidad máxima:	6 m/s
Autonomía (a plena carga):	7mins



Ilustración 10. DJI AGRAS T40.

Dron diseñado para la industria agrícola, capaz de cargar hasta 50kg y equipado con rociadores, suministrados por una bomba de accionamiento magnético, radar de matriz en fase activa y visión binocular. (13)

Tabla 8. Configuración Griff 300.

Nombre:	Griff 300
Configuración:	coaxial
MTOW:	300 kg
Velocidad máxima:	60 km/h
Autonomía (a plena carga):	45mins



Ilustración 11. Griff 300. Fuente: dronelife.com

Dron de carga, no comercializado actualmente, capaz de cargar hasta 225kg durante 45 minutos. No tiene como objetivo el público en general, sino el ámbito profesional que, gracias a su capacidad de carga, podría ser usado para el rescate de personas o transporte de cargas muy pesadas. (14)

5.3. Análisis de líneas a seguir

Una vez realizado el estudio inicial de los diferentes referentes en el mercado, se identifican los aspectos clave que deben ser considerados. Este análisis previo permite resaltar las mejores prácticas, tecnologías y soluciones adoptadas por los modelos existentes, lo que nos da una base sólida a cerca de las características necesarias para el diseño

5.3.1. Configuración

En cuanto a la configuración, se sigue la línea de un **modelo coaxial**, contando con cuatro brazos y dos motores en cada uno de ellos. Esto supone diferentes ventajas:

Mayor potencia: al contar con un mayor número de motores con la misma cantidad de brazos, estos generan más fuerza de sustentación. Esto implica la capacidad de elevar mayor carga, sin la necesidad de variar la estructura.



Ilustración 12. Sistema de dos hélices.

Mayor estabilidad de vuelo: una disposición coaxial, implica un sistema de dos hélices en el mismo eje, girando a en direcciones opuestas. Esto hace que se generen fuerzas opuestas que lo equilibra, reducen las vibraciones y mejoran la estabilidad.



Ilustración 13. Sistema de dos hélices con giros opuestos del sistema coaxial.

Modelo compacto: al emplear dos hélices en el mismo eje, esta clase de drones tiene un diseño más sencillo y compacto lo que facilita su movilidad en espacios reducidos y facilita su transporte, con la posibilidad de hacer un chasis plegable.



Ilustración 14. Modelo compacto.(15)

Reducción de problemas mecánicos: al contar con un menor número de brazos, se reduce la complejidad y peso de la estructura.

Mayor maniobrabilidad: este tipo de configuración permite que se realicen movimientos precisos, con cambios de dirección rápidos o vuelo estático prolongado, especialmente en condiciones meteorológicas adversas.

Mayor seguridad: en caso de fallo de uno de los motores, el dron podría ser capaz de aterrizar de forma segura

5.3.2. Geometría

En cuanto a la geometría, a la hora de transportar cargas muy pesadas, es fundamental una buena estabilidad, en caso contrario, una pequeña variación podría suponer el colapso total y la caída. Buscando la geometría con el mayor equilibrio, se opta por seguir la línea de un *frame* tipo X. Esto supone diferentes ventajas:

Estructura estable: La distancia entre los motores es igual en todos los ejes, esto favorece la maniobrabilidad y el equilibrio, y un mayor rendimiento en todas las direcciones.

Rendimiento aerodinámico: al tener una simetría se logra un mayor rendimiento aerodinámico reduciendo la resistencia desigual en el vuelo.

Centro de gravedad alineado: al tener todos los ejes iguales, hace que el centro de gravedad se encuentre perfectamente en el punto medio del dron, lo que mejora su estabilidad

5.4. Limitaciones

Una vez definidas las líneas a seguir, se plantean las diferentes limitaciones y condicionantes que puede tener el modelo, para así, tener una idea más específica de como plantear una solución.

5.4.1. Limitaciones de peso

Las limitaciones de peso para un dron tienen un impacto significativo en su diseño, rendimiento y aplicaciones. Cuanto mayor es el peso, mayor es la fuerza que tiene que ejercer los motores lo que implica un mayor tamaño, coste y consumo de estos.

Un peso excedido puede suponer dificultades para mantenerse en el aire durante largos periodos, esto limita tanto su autonomía como su alcance operativo. Además, puede comprometer la estabilidad y la precisión en las maniobras, especialmente bajo condiciones meteorológicas adversas.

Otro factor clave es la disposición de las masas, para conseguir un centro de gravedad optimo, y que no afecte a la estabilidad.

5.4.2. Limitaciones de espacio

Un factor importante a la hora del diseño es el tamaño, y por tanto el espacio que tiene para albergar todos los componentes. Para un dron, uno de los componentes de mayores dimensiones son las baterías, por lo que antes del diseño de este, se debe seleccionar la forma en la que va a ser alimentado.

Por otro lugar, la amplitud de los brazos debe de ser tal que haya una distancia suficiente para que las hélices no supongan un problema para la estructura.

5.4.3. Limitaciones de transporte

El transporte es un factor crucial para esta aplicación, influyendo directamente en la capacidad de reacción ante una emergencia, un aspecto determinante en situaciones de emergencia.

En este sentido, el dron debe ser diseñado para facilitar su transporte, permitiendo poder ser preparado para la operación en un corto periodo de tiempo, evitando procedimientos largos y complicados.



6. Planteamiento de soluciones

Una vez creada la idea sobre las necesidades del diseño, las líneas a seguir, y las diferentes limitaciones que se van a encontrar, se pasa a la formulación de todas las condiciones específicas que se requieren para esta aplicación en concreto.

6.1. Especificaciones

6.1.1. Capacidad de operaciones

En primer lugar, se estudia la capacidad que debería tener el depósito, para ello, se toma como referente el helicóptero bombardero tipo 2 (MIKE). Estos vehículos descargan el agua mediante un helibalde de 1200l, con un tiempo de 30 a 40 minutos entre operaciones. (16)



Ilustración 15. Helibalde. (16)

En cuanto a los drones, están pensados para tener un tiempo de 15 minutos, por lo que, para cubrir las mismas capacidades operativas, se propone una carga inicial de 600l. Esto implica que además de todo el peso de la estructura y componentes electrónicos, deberá realizar una fuerza adicional de 5.886 N y además, se deberá de diseñar el espacio que contenga esta carga.

6.1.2. Sistema de propulsión

El sistema de propulsión está compuesto por, hélices, que crearán la fuerza de levantamiento y sustentación, los motores, que accionarán y determinarán la velocidad de rotación de las hélices y las baterías, que alimentarán a este sistema.

Para el accionamiento de las hélices, se han escogido los motores eléctricos EM-RAX 188, con un tamaño de 188mm de diámetro y 79mm de altura. Dichos motores pueden ejercer una fuerza máxima de 100Nm a una velocidad de giro de 8000rpm. Además, tienen una potencia máxima de 60kW y una eficiencia de hasta el 96%.

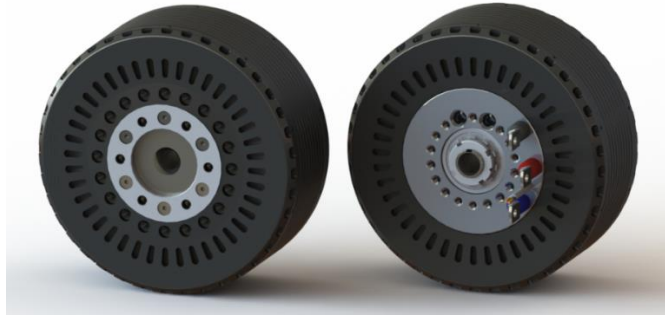


Ilustración 16. Motores EMRAX 188.

A la hora del diseño de las baterías, para un cálculo inicial, se toma una potencia media consumida por los motores de 30kW y un tiempo de uso de 15min, de esta forma, es necesario unas baterías de 7,5 kW/h por cada motor.

Con todas estas necesidades, se han escogido las baterías de la empresa AMPRIUS TECHNOLOGIES, INC. Que cuentan con una densidad de energía de hasta 1200Wh/l y un peso de 450kg/l, así, el espacio destinado para cada batería es de $6,25dm^3$ con un peso de 16,67kg. Más detalle en el Anexo I



Ilustración 17. Baterías AMPRIUS TECHNOLOGIES, INC.

6.1.3. Transporte

Para el transporte hasta el lugar del accidente, se ha determinado que la opción más práctica es utilizar un camión rígido de dos ejes mediano. Por este motivo, el dron debe ser capaz de ajustarse a un espacio máximo de 7,5 metros de largo, 2,60 metros de ancho y 3,5 metros de alto (17).

Para garantizar que no haya impedimentos durante el traslado, la solución más adecuada es diseñar los brazos del dron de manera que sean articulados y puedan plegarse, reduciendo así su envergadura y optimizando el transporte.

6.2. Boceto inicial

Tras el análisis de las posibilidades, este apartado se centra en el desarrollo de un diseño que se ajuste de manera óptima a los requisitos del proyecto.

Se parte de la base más sencilla, un dron de cuatro brazos con simetría y un *frame* tipo X. En cuanto al tamaño de este, se tienen en cuenta por un lado el diámetro de las hélices, y el tamaño del depósito. De esta manera, se escoge una longitud de los brazos de 1,6m y un cuerpo de 1m.

Una de las partes fundamentales de la estructura es el cuerpo, encargado de soportar los esfuerzos creados por los brazos y la carga que transporta. Es responsable de mantener la estabilidad estructural y asegurar que las fuerzas no dañan la integridad del diseño.

El modelo, parte de la base de un cuadrilátero, al que se le cortan las esquinas a 45º de manera que haya suficiente espacio para los brazos, además en uno de los laterales se extienden dichas esquinas para formar una cola. Esto dotara al dron de una diferenciación en cuanto a la dirección de avance en su eje longitudinal, además de mejorar la aerodinámica.

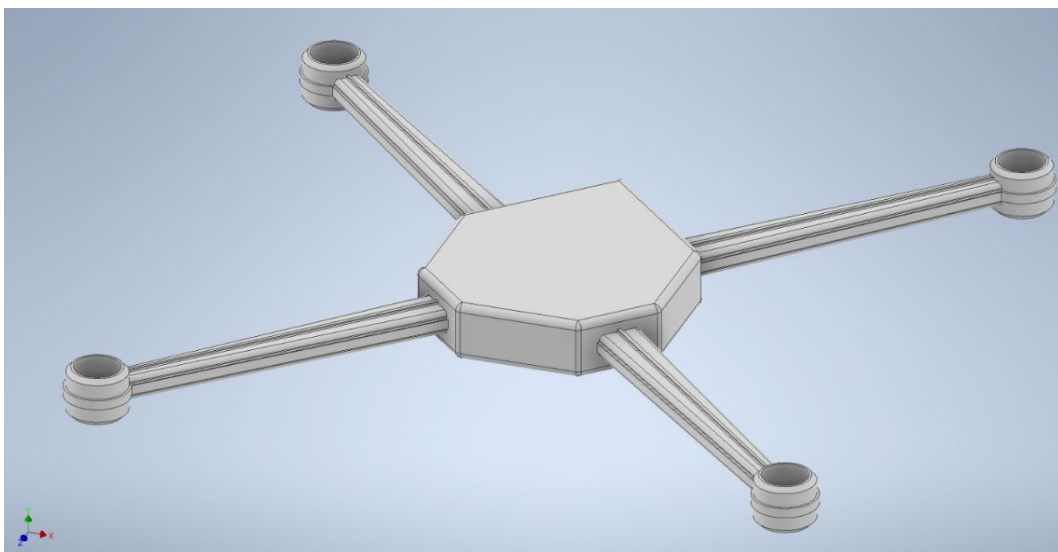


Ilustración 18. Modelo inicial de dron.

En cuanto a los brazos, van a ser los encargados de transmitir toda la fuerza que ejercen los motores a la estructura principal. Se comienza con una estructura rectangular que encajara en el interior del cuerpo y se va reduciendo su tamaño a medida que estos llegan a los motores.

Estos deben de ser rígidos y evitar la flexión en su eje longitudinal, para ello, se crean diferentes nervios a lo largo de estos y se redondean las esquinas.

Una vez creada la geometría de la que partir, se empiezan a modelar los diferentes requerimientos para cumplir las especificaciones.

En primer lugar, se investiga la forma en la que poder compactar el modelo para permitir el transporte, por lo que opta por en dotar a los brazos de rotación, de forma que se puedan plegar dos a dos. Para ello, se crea un hueco en el cuerpo, con el espacio suficiente que permita rotar 45° los brazos.

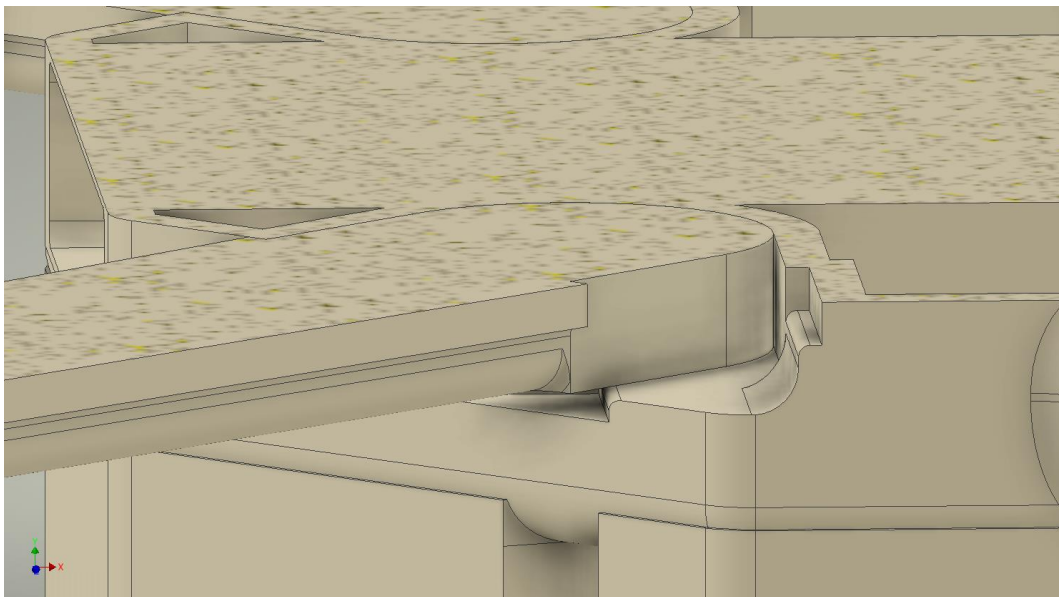


Ilustración 19. Detalle de la unión de los brazos al cuerpo.

Es muy importante crear un bloqueo del brazo en ambas posiciones para que este no se mueva y no haya apenas holgura, de lo contrario, se crearían vibraciones que afectarían al vuelo y se permitiría el paso de aire caliente que podría dañar los componentes del interior.

La geometría para esta rotación se diseña de manera que exista un bloqueo en diferentes partes. Para ello se crea el espacio justo que necesitan los brazos en las dos posiciones, y se modela el interior de manera que no haya ningún impedimento a la hora de realizar el giro. El bloqueo se consigue mediante los salientes creados para rigidizar los brazos, y el cambio de la geometría en el eje longitudinal del brazo en el momento de contacto con el cuerpo.



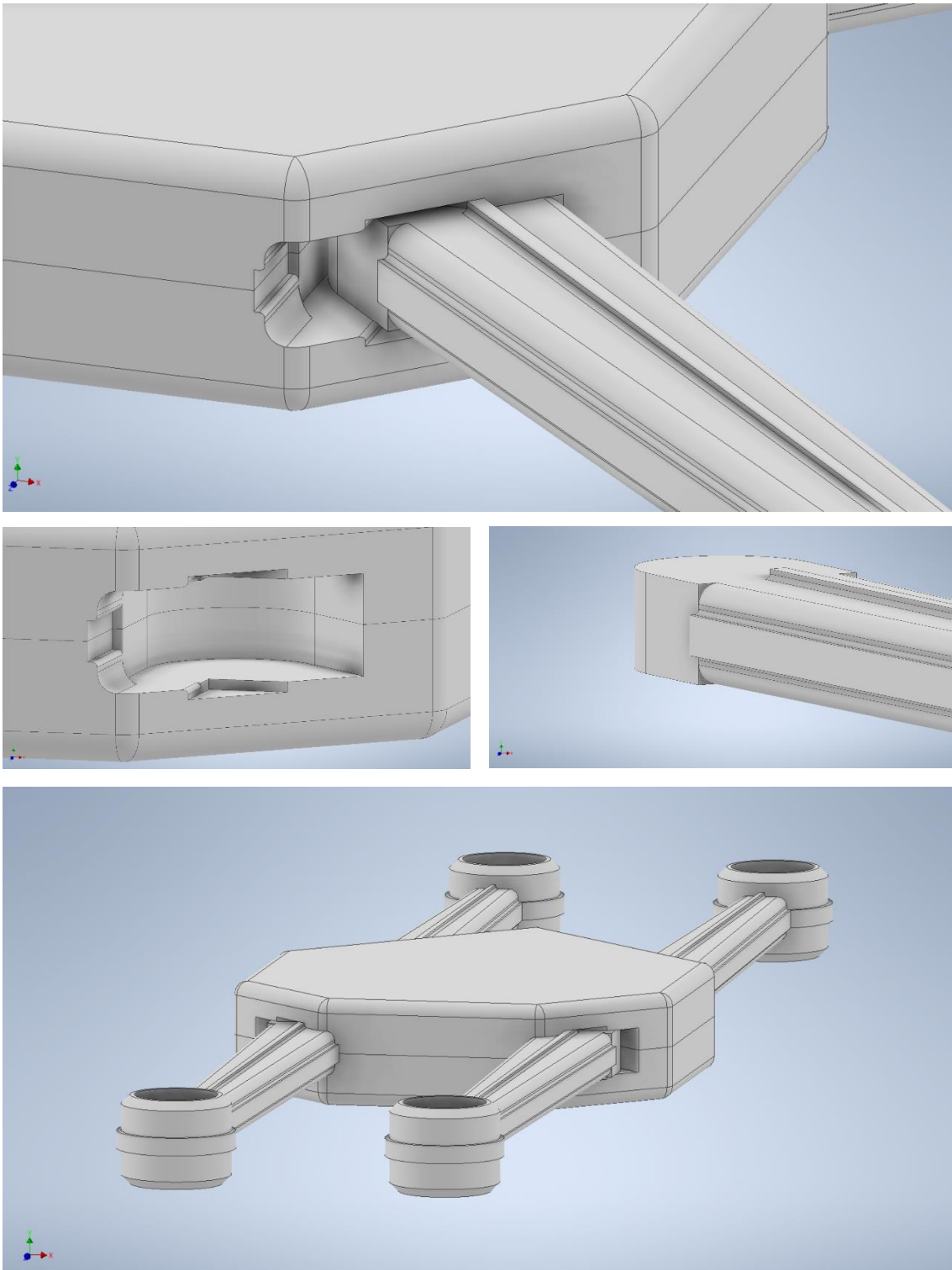


Ilustración 20. Vistas del modelo diseñado.

El segundo tema que se va a tratar es el diseño del **tanque** donde almacenar todo el líquido. Para ello, se calcula el área de la base del cuerpo, y se escoge una altura de tal manera que encierre un volumen de 600l, además se curvan las esquinas superiores de manera que encaje perfectamente con la base del cuerpo.

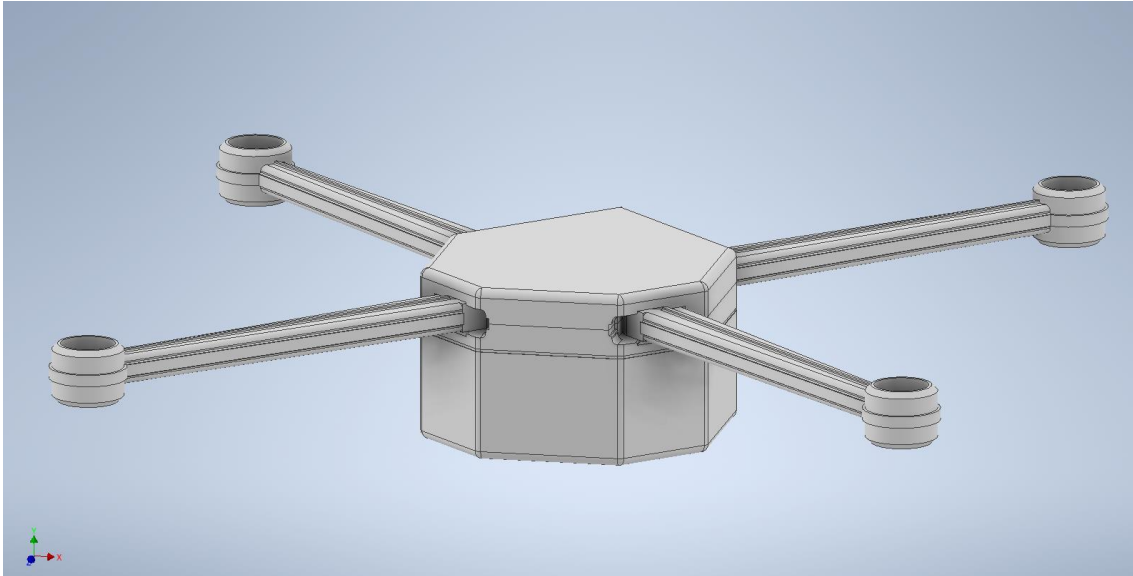


Ilustración 21. Detalle del tanque de agua.

El dron se apoya en el suelo gracias a un tren de aterrizaje. Este consiste en barras, que parten desde la base del cuerpo y atraviesa el tanque gracias a unas hendiduras con la geometría específica de estas barras. Además, se les da a estas un cierto ángulo y se unen mediante barras transversales para conseguir una mayor resistencia.

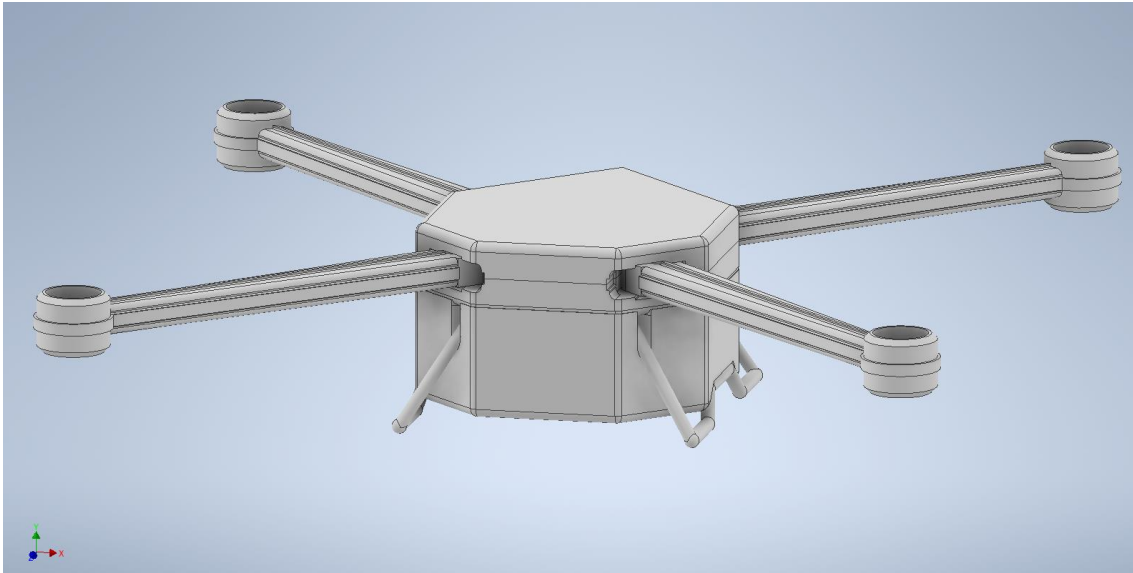


Ilustración 22. Detalle del tren de aterrizaje.

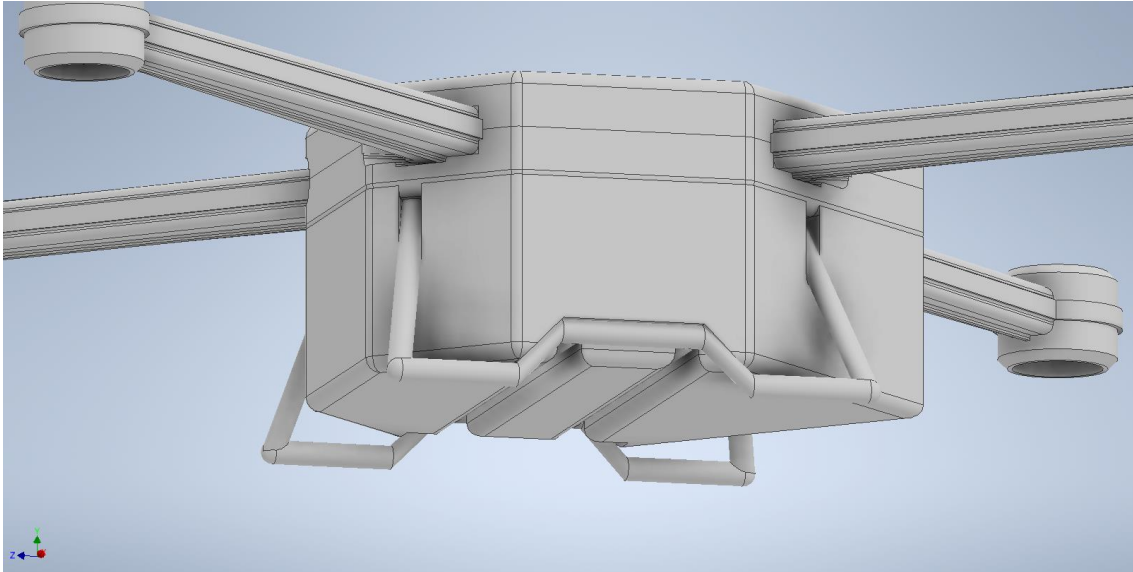


Ilustración 23. Vista inferior del tren de aterrizaje.

Con esto, se soporta la estructura entera cuando está tocando tierra y, además, ayuda a sostener e impide que se desplace el tanque, mejorando así su estabilidad y equilibrio.

Por último, se modela los espacios interiores, uno para los componentes electrónicos. Las baterías son el componente de mayor tamaño. Estas deben de poder ser intercambiables fácilmente para reducir el tiempo de puesta en marcha, y estar bien aisladas para soportar grandes temperaturas. De esta manera, se ubican en un lugar de fácil acceso como los laterales del cuerpo, en un espacio independiente al resto de componentes para no tener que desmontar el conjunto entero al cambiarlas, todo ello, está aislado por dos tapas que hermetizan el espacio.

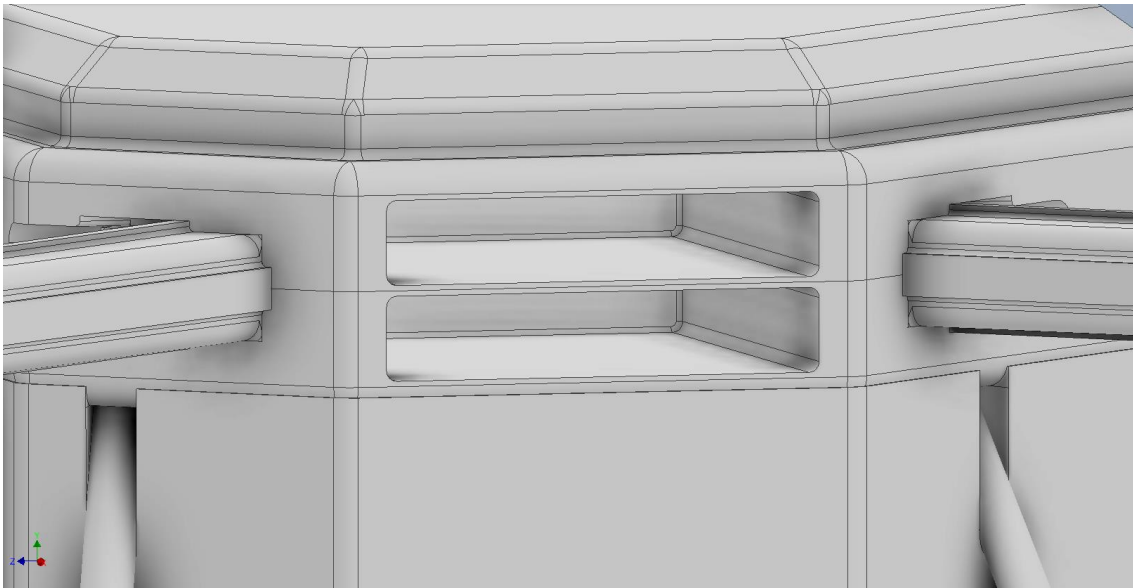


Ilustración 24. Compartimento de las baterías.

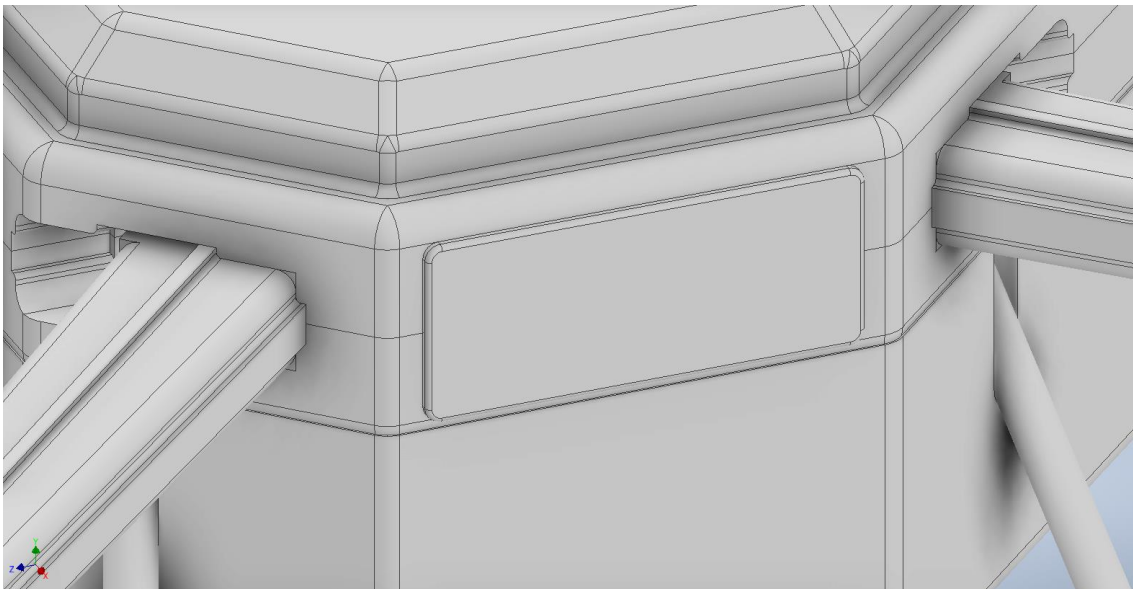


Ilustración 25. Tapa de los compartimentos de las baterías.

Posteriormente se modela una cubierta en la parte superior del cuerpo para poder ser desmontada y así poder revisar los componentes electrónicos y se crea un espacio reservado para la cámara que dé al operador una visión clara a -60° .

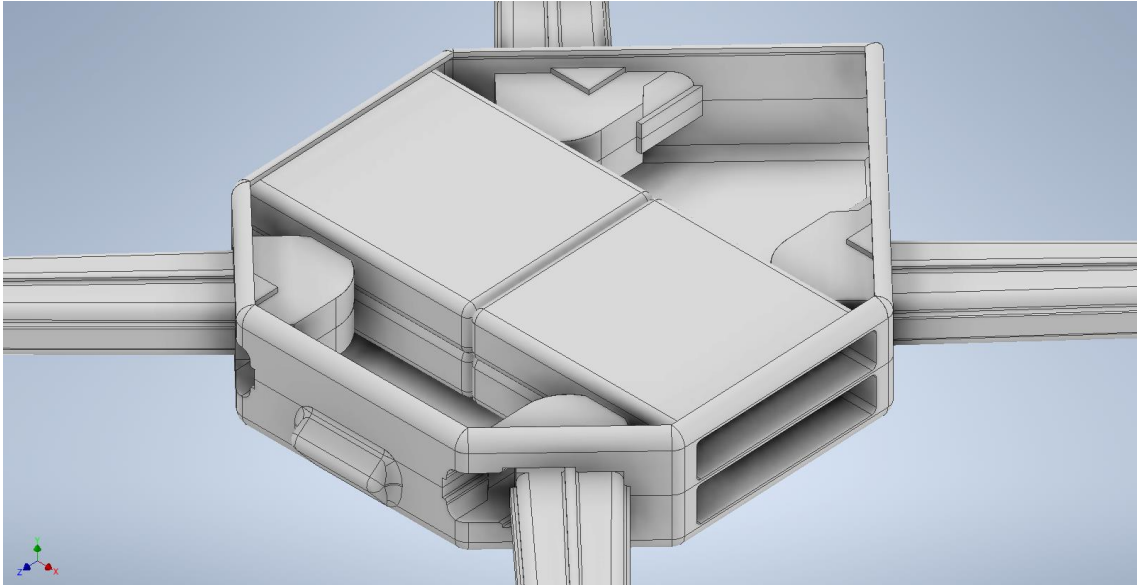


Ilustración 26. Vista interior del cuerpo.

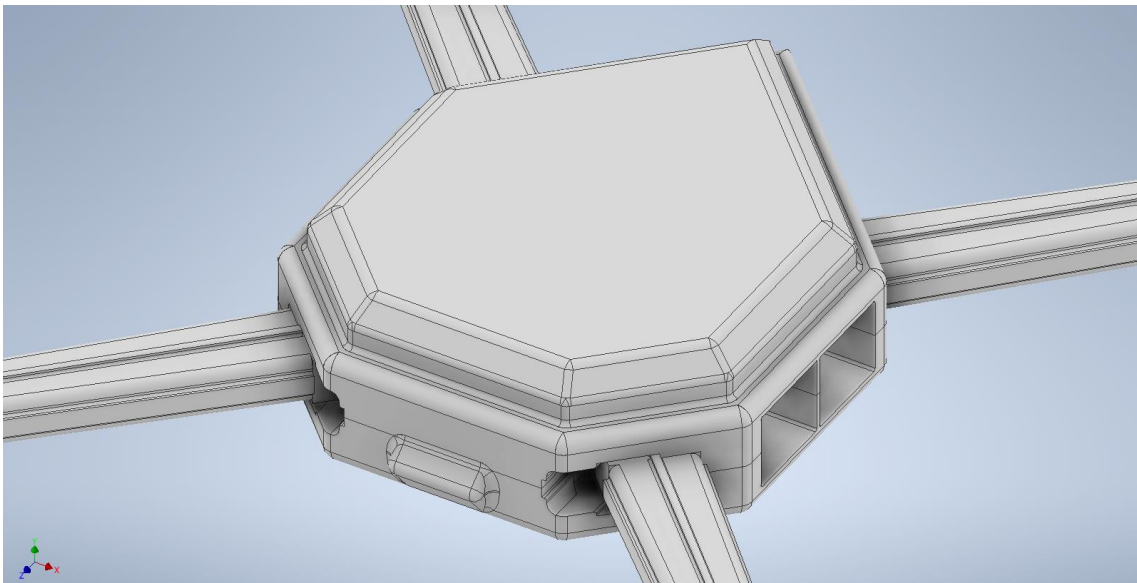


Ilustración 27. Cubierta superior del cuerpo.

7. Selección de los materiales

7.1. Selección de materiales

La selección de los materiales de construcción son una parte fundamental en cuanto al diseño, marcando características del modelo como la rigidez o el peso. Para esta aplicación, los materiales deben ser ligeros para optimizar el consumo de energía y maximizar la autonomía, sin sacrificar la resistencia y durabilidad.

Para esta estructura, se escoge un material laminado formado por múltiples capas que puede tener un núcleo. Estas capas se disponen estratégicamente para aprovechar las propiedades mecánicas y térmicas de cada material, logrando así un rendimiento superior al de los materiales isótropos.

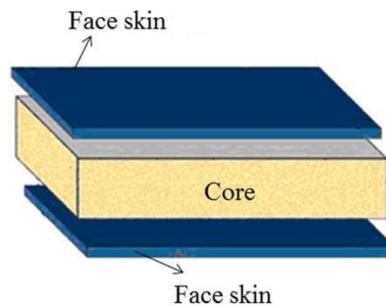


Ilustración 28. Configuración de la estructura laminada.(18)

En este caso, debido a las diferentes cargas aplicadas en el modelo y la disposición de estas, se decide crear dos diferentes compuestos, uno con núcleo para la parte del cuerpo, y otro únicamente por telas de fibra de carbono para los brazos.

7.1.1. Brazos

En el caso de los brazos, los esfuerzos que influyen son aquellos generados por las fuerzas de los motores, y el peso de los diferentes componentes. Al ser la fuerza de los motores mucha mayor que las demás, se opta por un laminado únicamente formado por telas de fibra de carbono.

Con todo esto, para el estudio de las fuerzas se realiza un diagrama de esfuerzos, aproximando la geometría, a una barra en voladizo y empotrada.

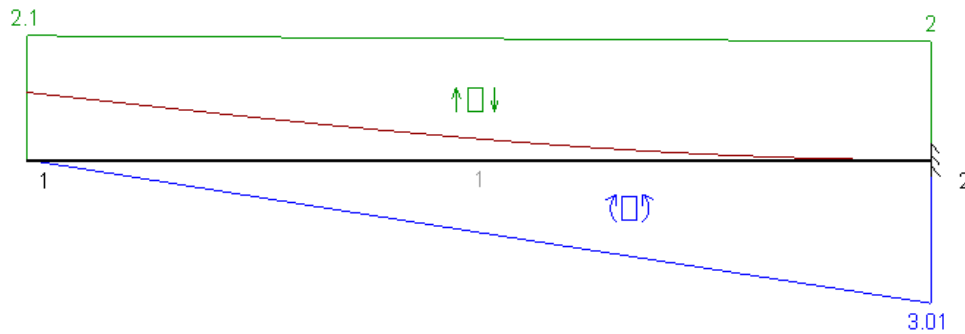


Ilustración 29. Diagrama de esfuerzos del brazo.

Como se esperaba, el caso más desfavorable se encuentra en el apoyo del brazo con el cuerpo, con un esfuerzo cortante de 2kN y un momento flector de 3,01kNm. Para conseguir el mejor comportamiento mecánico, las fibras se orientan en la misma dirección que la carga aplicada.

Conocidos los esfuerzos que se debe soportar y las direcciones de las fibras, se propone dos tipos de laminados según la dirección del esfuerzo:

Tabla 9. Orientación del laminado en la estructura de los brazos.

Material	TIPO 1	TIPO 2	Espesor	Espesor total
Carbono	45	45	0,15	0,15
Carbono	-45	-45	0,15	0,3
Carbono	0	90	0,15	0,45
Carbono	0	-45	0,15	0,6
Carbono	0	45	0,15	0,75
Carbono	90	0	0,15	0,9
Carbono	0	45	0,15	1,05
Carbono	0	-45	0,15	1,2
Carbono	0	0	0,15	1,35
Carbono	90	90	0,15	1,5
Carbono	90	90	0,15	1,65
Carbono	0	0	0,15	1,8
Carbono	0	-45	0,15	1,95
Carbono	0	45	0,15	2,1
Carbono	90	0	0,15	2,25
Carbono	0	45	0,15	2,4
Carbono	0	-45	0,15	2,55
Carbono	0	90	0,15	2,7
Carbono	-45	-45	0,15	2,85
Carbono	45	45	0,15	3

*Reglas de laminado seguidas en el Anexo II

7.1.2. Cuerpo

Para el cuerpo, se tiene una gran variedad de cargas, aplicadas en diferentes puntos, por lo que para este caso se va a usar un laminado con una configuración apta para soportar cargas en distintas direcciones. Este estará formado por paneles sándwich de fibra de carbono y espuma *Divinycell F90*, una espuma reciclable y compatible con resinas que ofrece excelentes propiedades en cuanto a la resistencia al fuego, de hasta 200°C, y buenas características mecánicas (19). Gracias a esta composición, aseguramos que el dron es capaz de resistir altas temperaturas propias de un incendio.

Se ha seleccionado esta configuración debido a su relación de peso y sus propiedades estructurales, como la alta resistencia mecánica proporcionada por la fibra de carbono y la capacidad de absorción de energía y resistencia térmica del núcleo de espuma. Hoja de características en el anexo IV.

Para este caso, la estructura laminar propuesta, está compuesta por un total de once capas, distribuidas de forma simétrica en conjuntos de cinco capas de fibra de carbono separado por un núcleo de espuma. Para un primer análisis, se estudia el caso con un espesor del núcleo de 6mm y 0,15mm de cada capa de fibra de carbono.

Tabla 10. Orientación del laminado en la estructura del cuerpo.

Material	Orientación	Espesor	Espesor total
Carbono	45	0,15	0,15
Carbono	-45	0,15	0,3
Carbono	90	0,15	0,45
Carbono	0	0,15	0,6
Carbono	0	0,15	0,75
Carbono	45	0,15	0,9
Carbono	-45	0,15	1,05
Carbono	0	0,15	1,2
<i>Divinycell F90</i>	0	10	11,2
Carbono	0	0,15	11,35
Carbono	-45	0,15	11,5
Carbono	45	0,15	11,65
Carbono	0	0,15	11,8
Carbono	0	0,15	11,95
Carbono	90	0,15	12,1
Carbono	-45	0,15	12,25
Carbono	45	0,15	12,4

*Reglas de laminado seguidas en el Anexo II

7.2. Cálculo de masas

Una vez seleccionado los materiales a usar, el número de capas y los espesores de estas, se pueden calcular todo el peso de la estructura junto al peso de los demás componentes. Este valor es muy importante ya que determina el peso que hay que levantar, e influenciará directamente en la velocidad de rotación de las hélices para conseguir la sustentación.

Tabla 11. Distribución del peso en cada una de las partes del dron.

Tabla de masas (kg)	
Brazos	20,40
Cuerpo	28,74
Tanque	600,00
Tren de aterrizaje	10,15
Baterías	133,12
Motores	63,20
TOTAL	855,46

Como se observa en la tabla, la mayoría del peso corresponde al tanque lleno de líquido, con un 70% de la masa total, y seguido por las baterías, con un 15,5%. Ambas masas están localizadas en el cuerpo, por lo que se debe crear una buena estructura con sus respectivos refuerzos en las peores zonas.

8. Análisis de vuelo

A la hora del diseño de un dron, es importante garantizar que el diseño aerodinámico cumpla con los requerimientos operativos. En este análisis de vuelo se va a evaluar la capacidad del dron de en dos aspectos principales, comprobar si tiene la capacidad de generar la sustentación para levantar la estructura y la carga adicional, y analizar los flujos de aire que crea, para garantizar la estabilidad y eficiencia en el vuelo.

8.1. Diseño de las hélices

El diseño de las hélices determina la capacidad para generar sustentación. Estas convierten la energía mecánica suministrada por los motores en energía aerodinámica, produciendo el empuje necesario para levantar el dron y mantenerlo en el aire. Una vez conocido el peso de la estructura, sabemos que cada una de estas, deberá realizar 1049N.

Para su diseño, lo primero es determinar el perfil aerodinámico a usar, para ello, se comparan las soluciones más comunes en este sector mediante una tabla ponderando cada característica.

Tabla 12. Estudio del perfil aerodinámico.

Perfil	Capacidad de carga	Eficiencia aerodinámica	Facilidad de fabricación	Robustez estructural	Puntuación
Clark-Y	4	3	5	5	17
NACA 4412	5	4	3	3	15
NACA 66-021	4	5	2	3	14
Eppler 193	3	5	3	2	13
NACA 23012	4	4	3	4	15

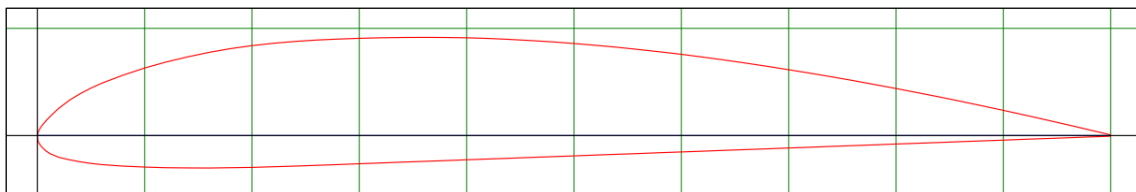


Ilustración 30. Perfil aerodinámico Clark-Y.

Para su diseño, se han analizado diferentes diámetros y ángulos de ataque, con ello, se calcula la velocidad necesaria para sustentar toda la carga y junto a la hoja de características se aproxima la potencia que consumida.

Tabla 13. Estudio comparativo de las distintas configuraciones de hélices.

D [m]	Ángulo	F [N]	CP	n [rev/s]	n [rev/min]	P [kW]
0,9	15	1049,01	0,10546	112,40	6744,05	62,21
1	15	1049,01	0,10546	91,04	5462,68	47,09
1,2	15	1049,01	0,10546	63,23	3793,53	27,39
1,2	20	1049,01	0,10182	64,35	3860,74	28,19
1,4	15	1049,01	0,10546	46,45	2787,08	15,52
1,4	20	1049,01	0,10182	47,27	2836,46	16,10

De esta forma, se escoge aquellos parámetros que requieran de una menor potencia para accionar la hélice, esto supondrá un menor consumo de las baterías y por tanto una mayor autonomía. Se detalla en el Anexo I

Por último, con todas las especificaciones necesarias, se termina de modelar.

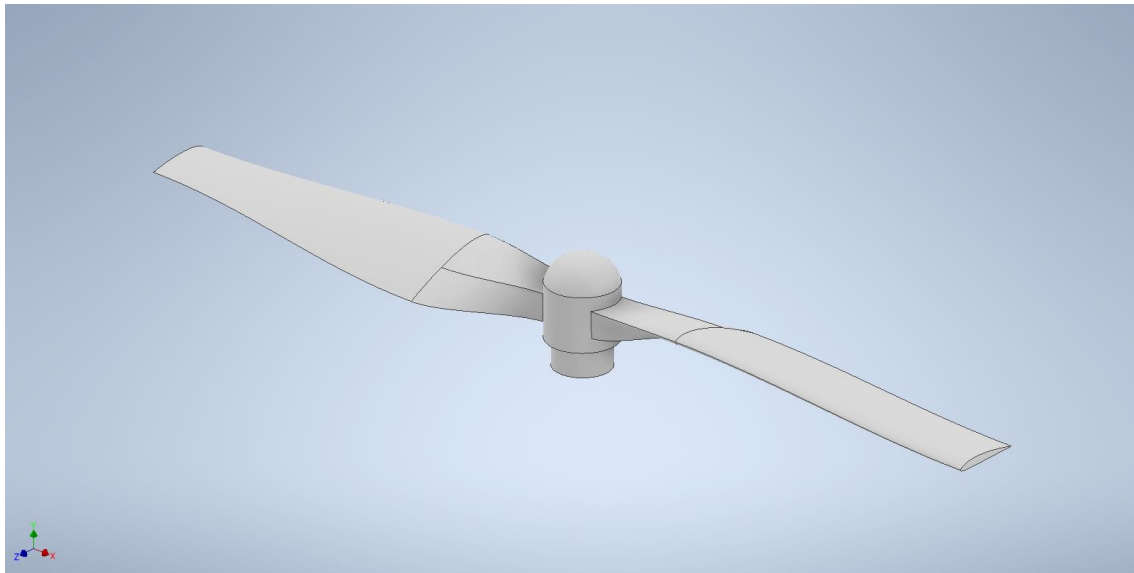


Ilustración 31. Diseño final de la hélice.

8.2. Mallado de la estructura

El mallado de la estructura es una parte fundamental para este tipo de análisis, ya que se requiere de una malla muy detallada, de lo contrario, los resultados podrían variar drásticamente. Con el fin de reducir la dificultad de la estructura, se crea un modelo más simple del chasis, y así poder aumentar la malla de las hélices.

Para este tipo de análisis, se analiza el comportamiento del aire en mientras que las parte sólidas únicamente representan la frontera que condiciona que condiciona el flujo. Por lo tanto, como primer paso, es necesario adaptar la estructura para definir adecuadamente el dominio del flujo de aire.

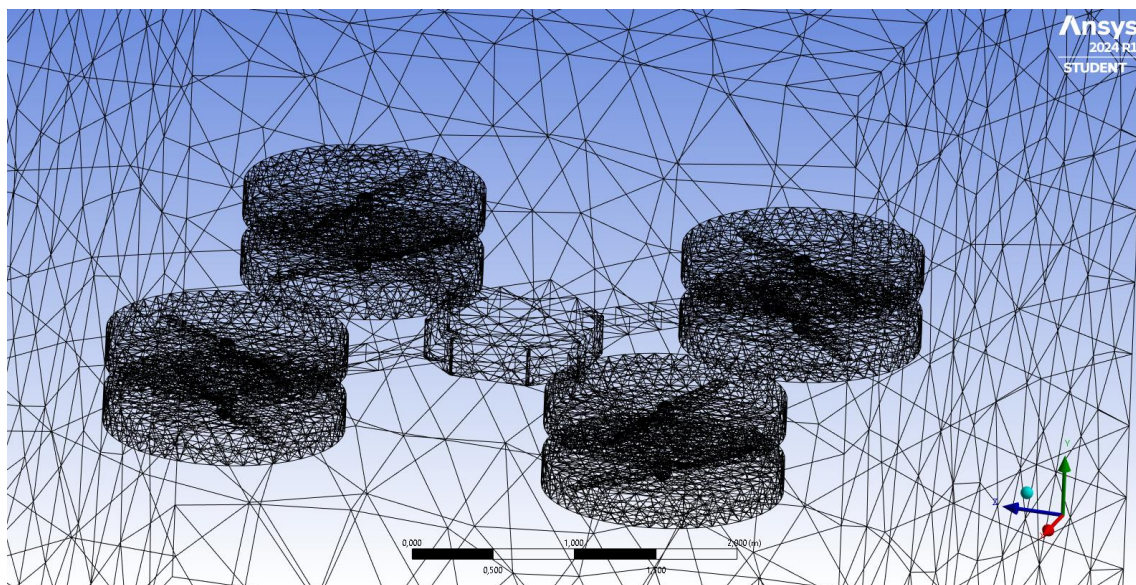


Ilustración 32. Mallado del modelo completo.

La imagen muestra la estructura encerrada en un cubo, donde en su interior circular el aire libremente, además, se aprecian varios cilindros en el lugar de las hélices que corresponde al aire cercano a ellas y que se verá acelerado por su giro. Cabe destacar que como se ha comentado anteriormente, la malla visible con forma de dron no conforma un sólido, únicamente el dominio del aire y restringe su movimiento dentro del cubo.

8.3. Condiciones de contorno

Por último, antes de realizar el análisis, se necesita conocer las condiciones de contorno, que determinan cómo interactúa el fluido, con los bordes del entorno simulado.

Para ello, se toman como paredes las caras laterales del cubo que envuelve la estructura, y las caras superior e inferior, como superficies libres de paso, con una presión de 1atm.

Por otro lado, se aplica una rotación a los cilindros que envuelven las hélices, y que crearan el aire en movimiento del fluido produciendo el empuje para levantar y sustentar la superficie.

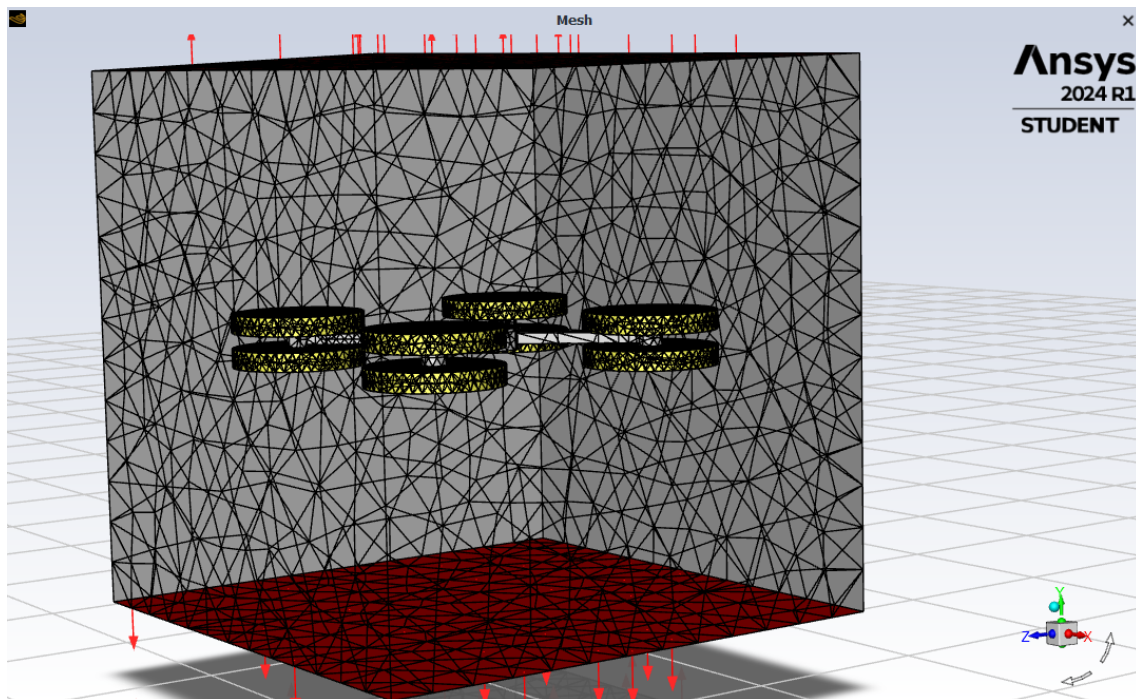


Ilustración 33. Condiciones de contorno.

8.4. Análisis

Una vez creada la malla e impuestas las condiciones de contorno, se procede al análisis de la fuerza de elevación generada por las hélices, mediante un proceso

iterativo. Como criterio de convergencia se impone una desviación menor de 0,1% entre iteraciones tanto para la fuerza que realiza cada motor, como para el conjunto de ellos.

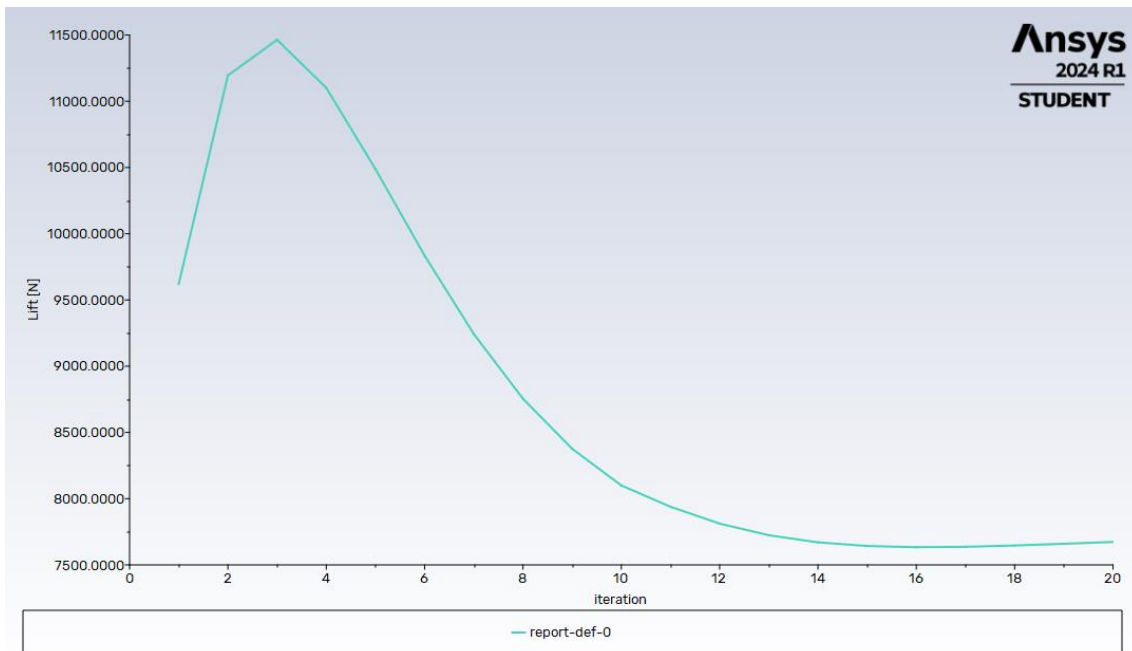


Ilustración 34. Fuerza de elevación total del dron.

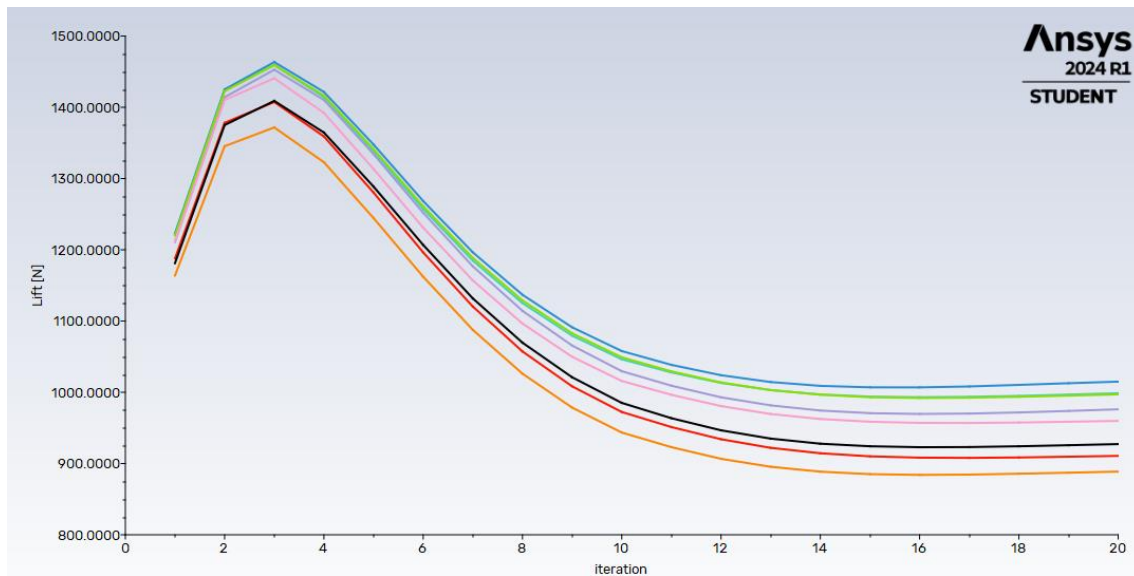


Ilustración 35. Fuerzas de elevación de cada motor.

Como se puede ver en la imagen, la solución converge hacia 7650N, esta es la fuerza desarrollada por los 8 motores. Los cálculos teóricos con la misma velocidad indicaban que podía alcanzar los 8392N, esta diferencia se debe a dos principales causas:

En primer lugar, el mallado de la estructura. Se ha probado que, reduciendo el tamaño de los elementos, se consigue una geometría más continua sin aristas indebidas lo que mejora la aerodinámica y por tanto la fuerza de empuje que realizan las hélices.

Por otra parte, la disposición coaxial de dos motores reduce la eficiencia de las hélices inferiores, esto se debe a que el aire que llega a estas, esta previamente acelerado por las hélices superiores, esto se puede ver en las líneas de trayectoria del aire que circula por ellas.

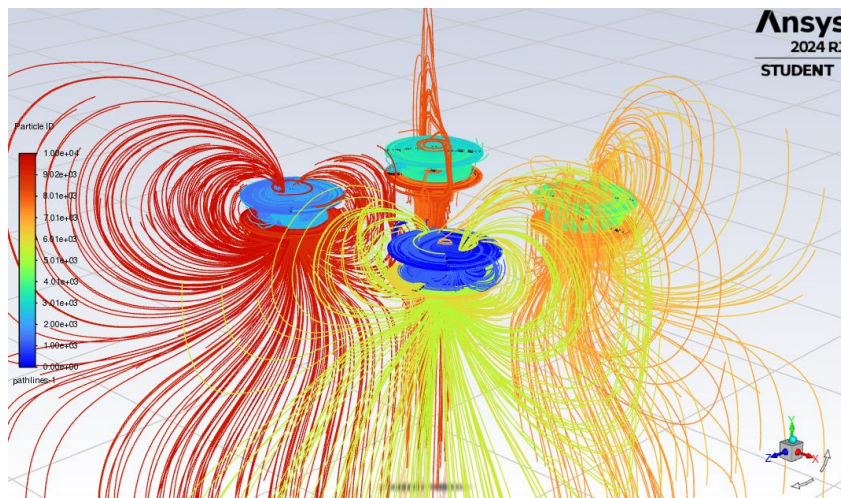


Ilustración 36. Análisis del movimiento del aire a través del modelo y las hélices.

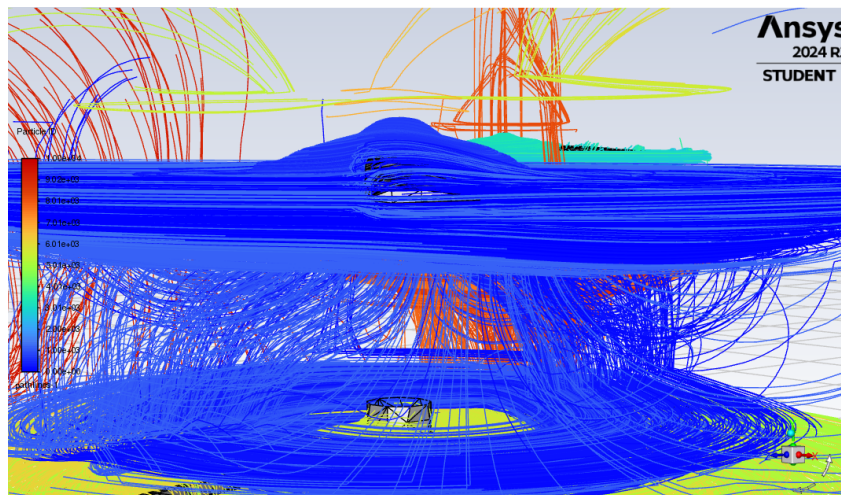


Ilustración 37. Detalle del movimiento del aire a través de las hélices de uno de los motores.

En esta imagen se puede ver dicho fenómeno, donde aparecen con diferentes colores el aire que es acelerado por cada hélice. Debido a esto, para satisfacer el requerimiento de los 8392N, las hélices deberían girar a 3300 rpm en lugar de las 2.787 rpm que arrojan los cálculos teóricos.

Por último, se analiza la presión a la que está sometida las hélices debido a la fuerza del aire.

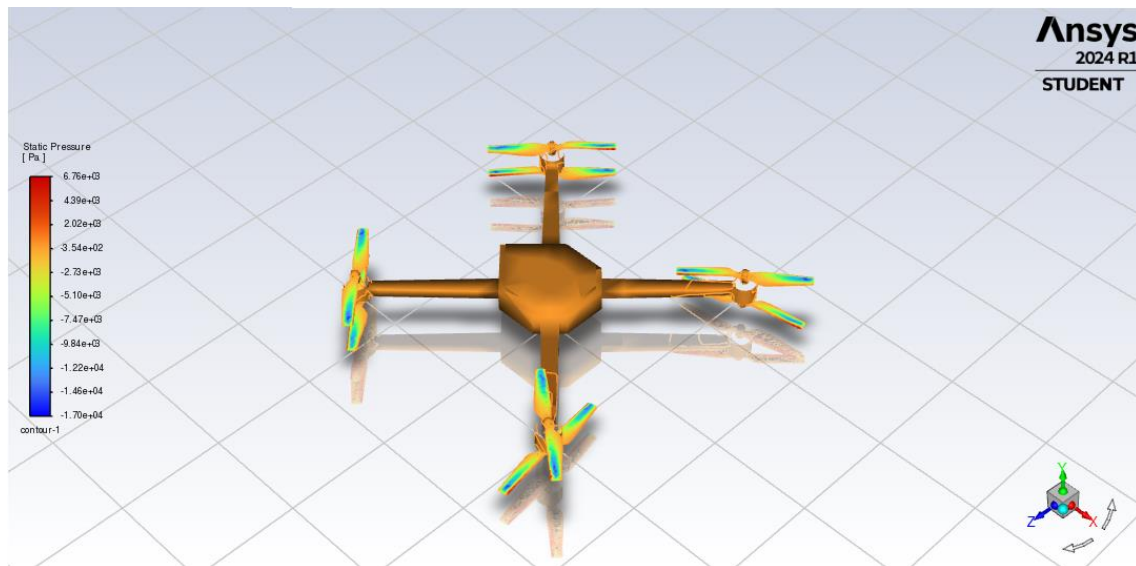


Ilustración 38. Análisis de presiones debidas al flujo de aire.

9. Análisis estructural

Una vez modelada la estructura, calculado los pesos y la fuerza que desarrolla cada motor, el siguiente paso consiste en llevar a cabo un análisis del comportamiento estructural bajo las diferentes condiciones de carga. Este análisis es fundamental para validar el diseño inicial y comprobar que la estructura cumple con los requisitos de resistencia y estabilidad.

En este apartado se describen los materiales seleccionados, las condiciones de contorno aplicadas, los tipos de carga considerados y los criterios de evaluación.

Para este apartado, se considera el caso más desfavorable de carga, es decir, está en el aire, con el funcionamiento de los motores al máximo y el tanque lleno. De esta forma, para el análisis no se estudia el comportamiento estructural del tren de aterrizaje, ni del tanque.

9.1. Mallado de la estructura.

El mallado del diseño es una parte fundamental que consiste en dividir la estructura continua en superficies más pequeñas llamadas elementos. Estos elementos, se relacionan entre ellos mediante los nodos, de esta forma, se aproxima el comportamiento de toda la estructura compleja gracias al comportamiento en conjunto de estos elementos.

Antes de proceder con el mallado es necesario adaptar la geometría modelada en elementos de dos dimensiones, es decir, en superficies, de esta forma el grosor de la estructura final se obtendrá gracias al material usado y reduciendo el coste computacional. Además, se dividen las diferentes partes de la estructura en dos mitades para facilitar la creación de los materiales compuestos y que las capas sigan la orientación requerida.

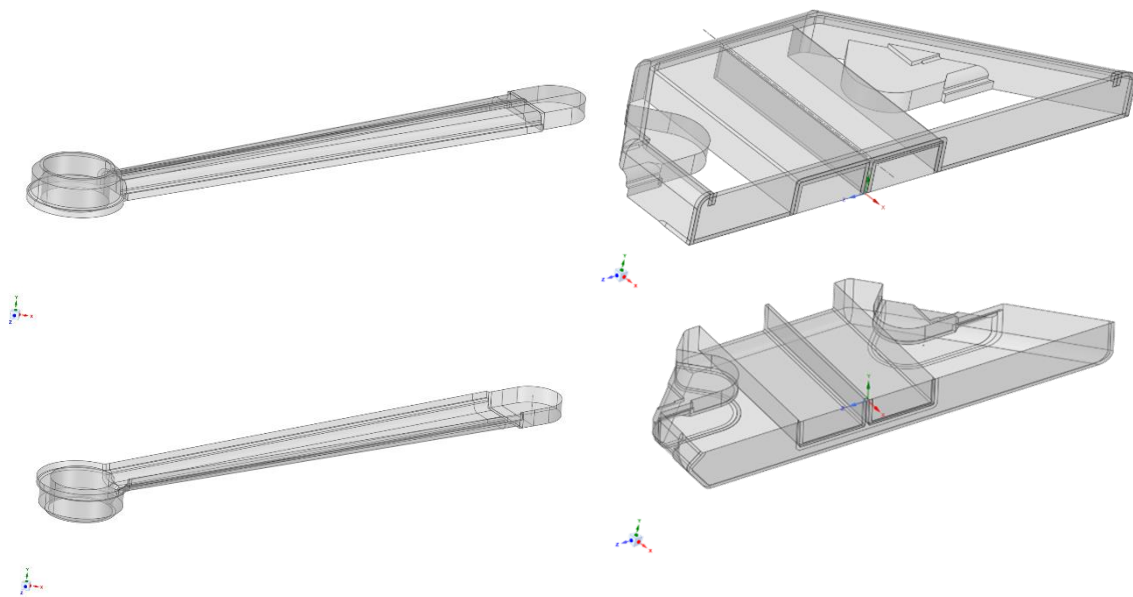


Ilustración 39. Modelo de la estructura en elementos 2D.

9.1.1. Brazos

Para los brazos se han usado elementos lineales con predominancia de cuadriláteros, y un tamaño de 0,01m, ya que la mayor parte de este es una superficie continua donde no hay cambios en la forma.

Los puntos más críticos son los lugares donde cambia la geometría y en las uniones con los diferentes elementos. De este modo, se crean superficies de mallado con elementos de 0,003m y 0,001m

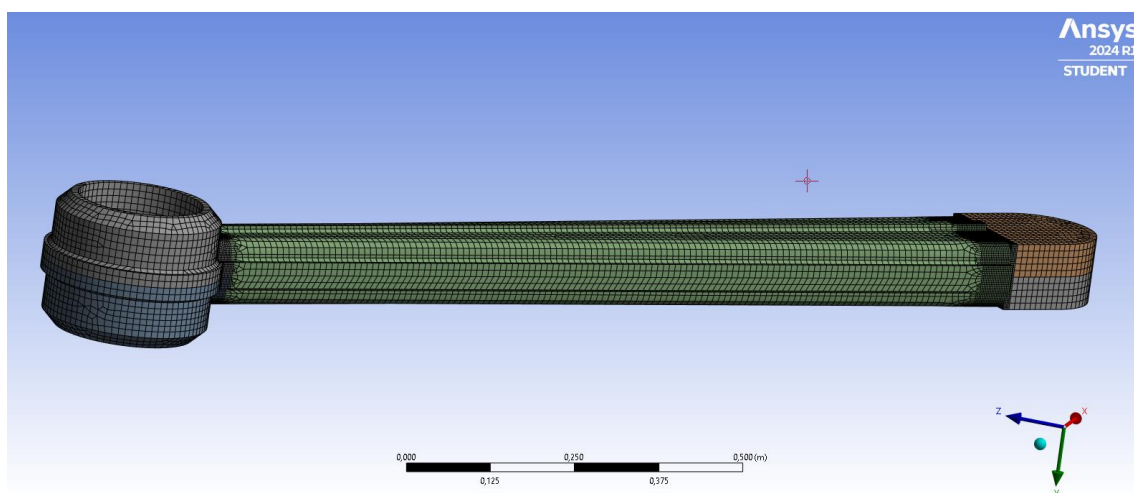


Ilustración 40. Mallado de la estructura del brazo.

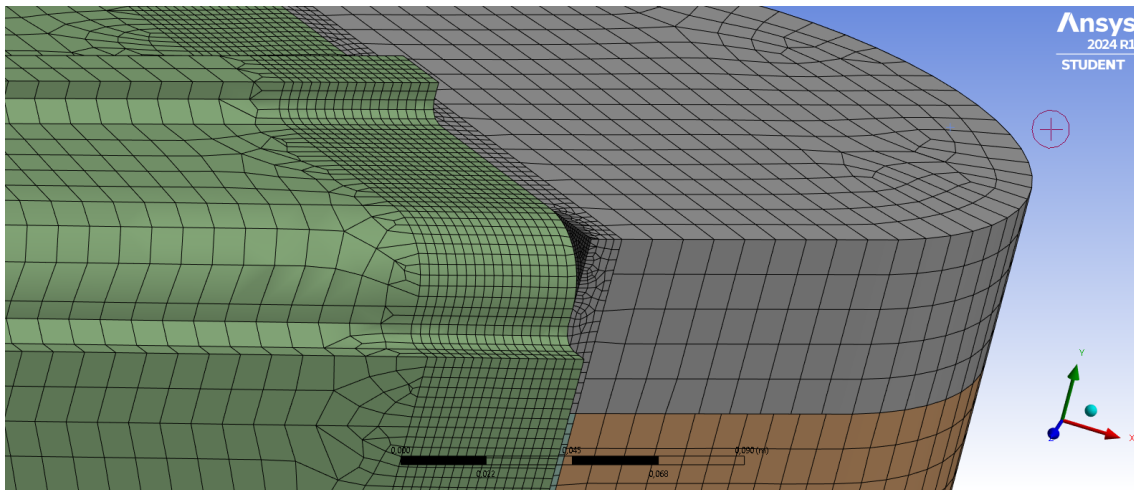


Ilustración 41. Detalle del extremo de unión del brazo con el cuerpo.

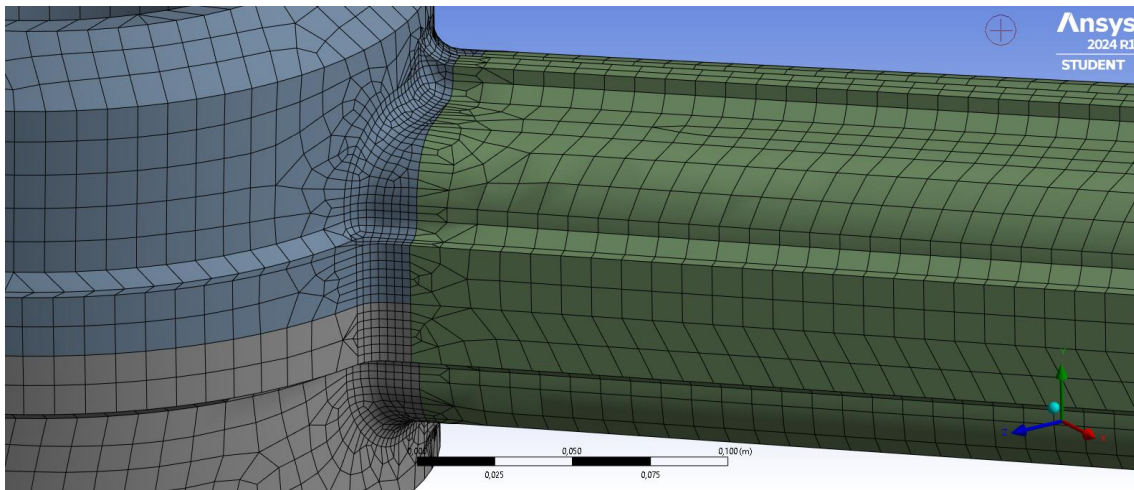


Ilustración 42. Detalle de unión del brazo con la zona de las hélices.

9.1.2. Cuerpo

Del mismo modo, para el cuerpo se escogen elementos lineales con predominancia de los cuadriláteros, y un tamaño de 0,01m. Igualmente, se seleccionan las superficies donde se van a crear más esfuerzos y aquellas que tengan un tamaño reducido. De este modo, se crean superficies de mallado con elementos de 0,007m y 0,001m

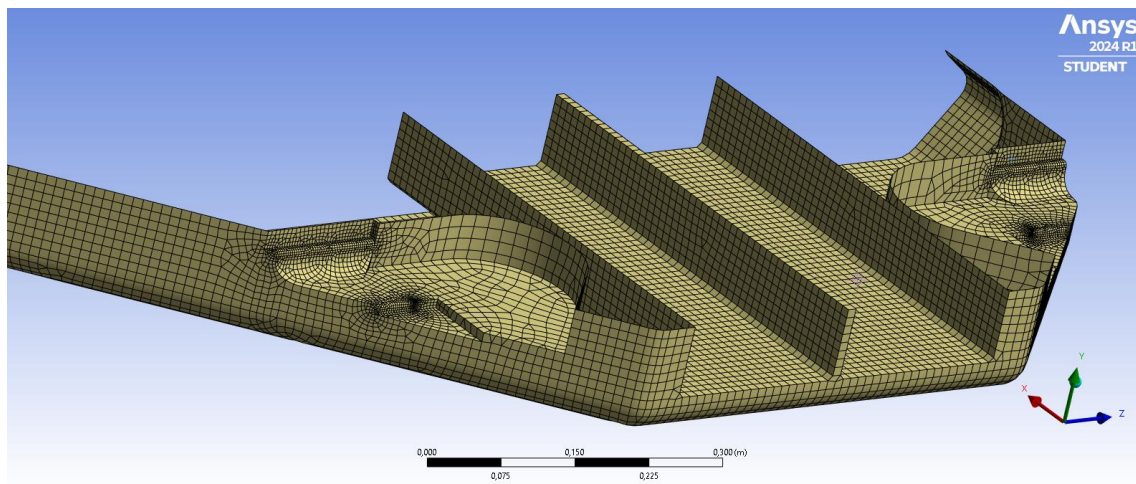


Ilustración 43. Mallado de la estructura del cuerpo inferior.

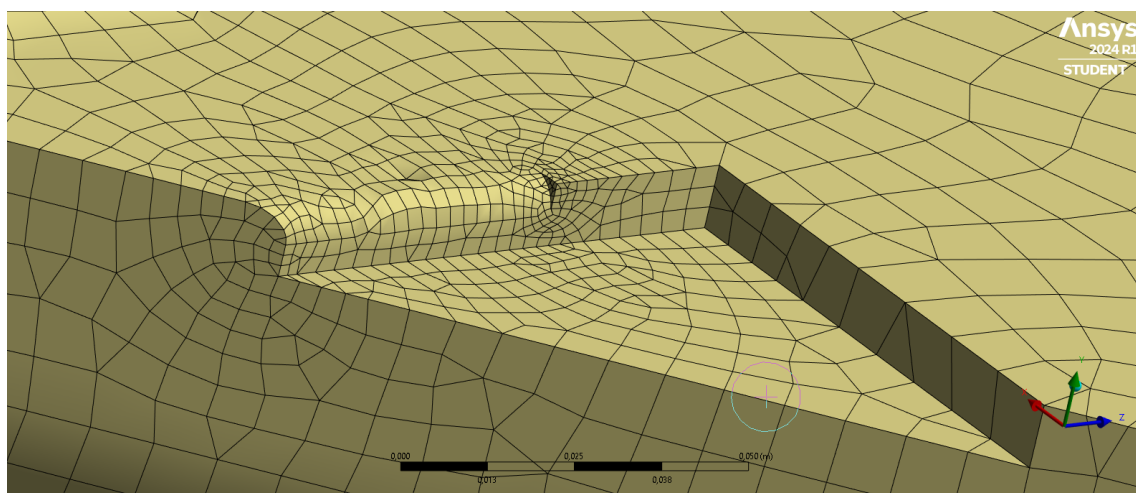


Ilustración 44. Detalle del mallado en la zona de unión del brazo.

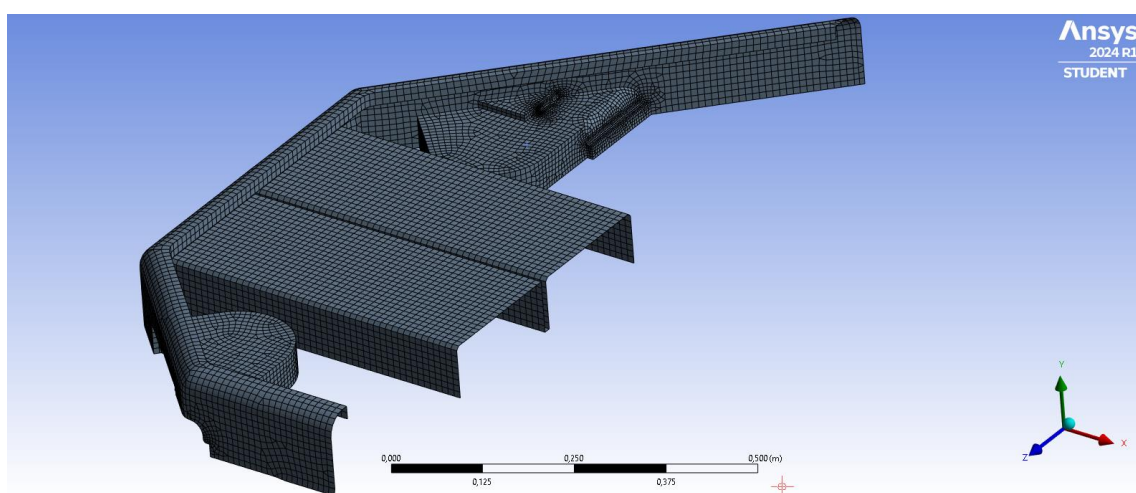


Ilustración 45. Mallado de la estructura del cuerpo inferior.

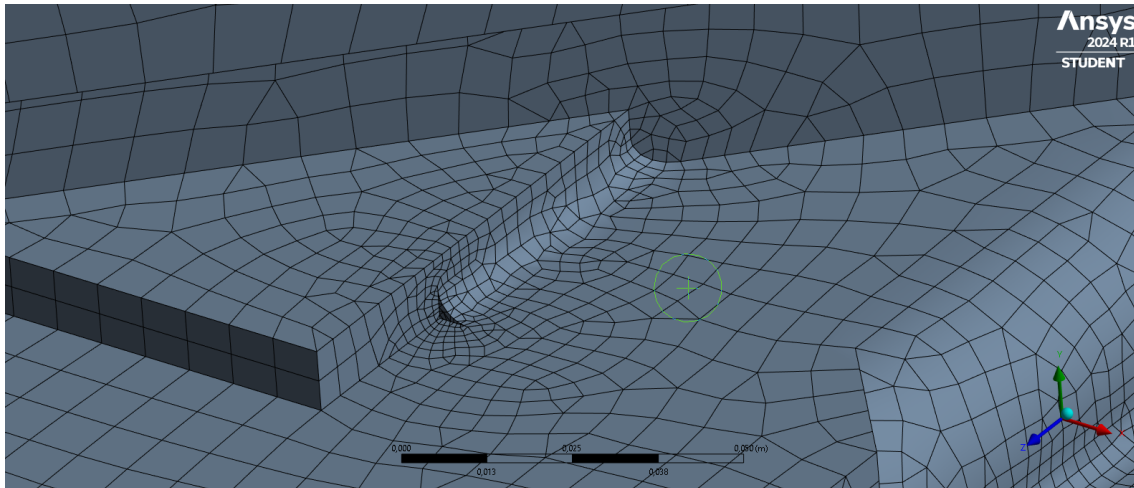


Ilustración 46. Detalle del mallado en la zona de unión del brazo.

9.2. Orientación del laminado

Tras haber definido el mallado de la estructura, y la orientación de las diferentes capas que conforman el material, se pasa a la orientación del laminado en la estructura. Esta orientación determinará el comportamiento mecánico del material usado ya que las propiedades de estos materiales anisótropos varían dependiendo de la orientación de las fibras.

Esta orientación, depende del tipo de esfuerzo al que está sometido cada parte de la geometría. Cabe destacar que todas las capas se modelan hacia el interior de la pieza, es decir, la capa visible tendrá las mismas medias que el modelo.

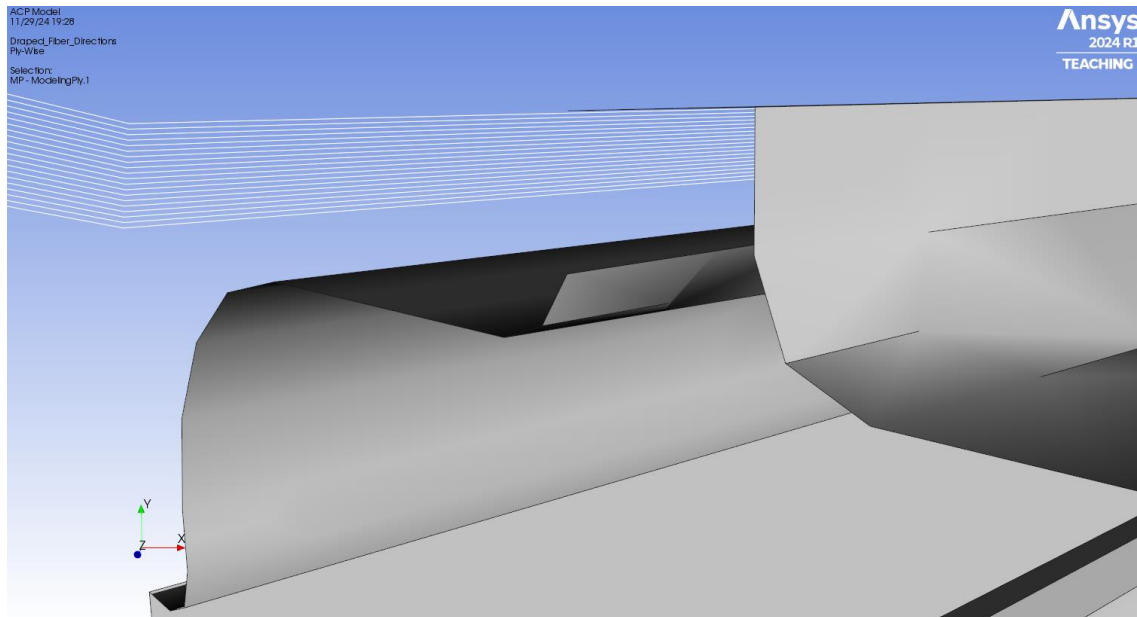


Ilustración 47. Detalle de las capas (líneas en blanco) en la zona del brazo.

9.2.1. Brazos

Para la orientación de las fibras, es necesario conocer las fuerzas a las que está sometida la estructura, en este caso, para los brazos los esfuerzos más importantes están creados por la fuerza de los motores, que crearán un momento flector y un esfuerzo cortante. Para tener la mayor resistencia, se usan dos tipos de fibras dependiendo de la acción de estas fuerzas en cada zona.

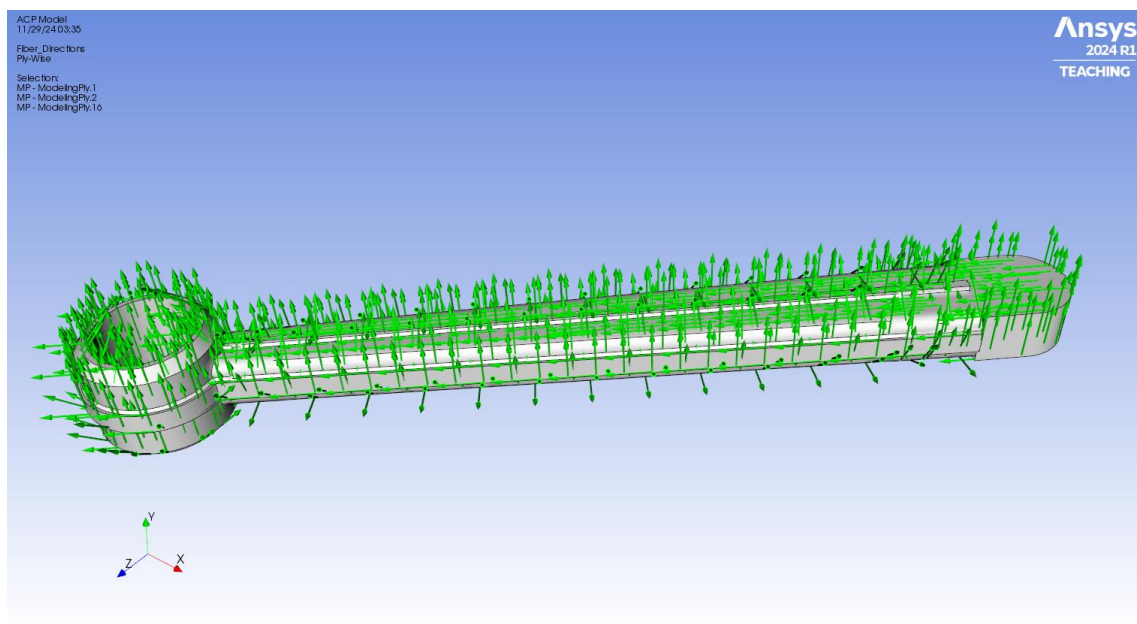


Ilustración 48. Orientación del laminado en el brazo.

Como se puede ver en la imagen, las fibras correspondientes a las paredes laterales de los brazos se orientan en la dirección Y, utilizando así el laminado Tipo 2, con la mayoría de las fibras a 45° y -45° , mientras que las caras superior e inferior, se orientan en la dirección del eje longitudinal del brazo, con el laminado Tipo 1, donde la mayoría de las caras están orientadas a 0° . Esto se crea de esta forma ya que, dependiendo de la orientación de la pared, horizontal o vertical, los esfuerzos son diferentes, y por tanto se necesitan diferentes laminados.

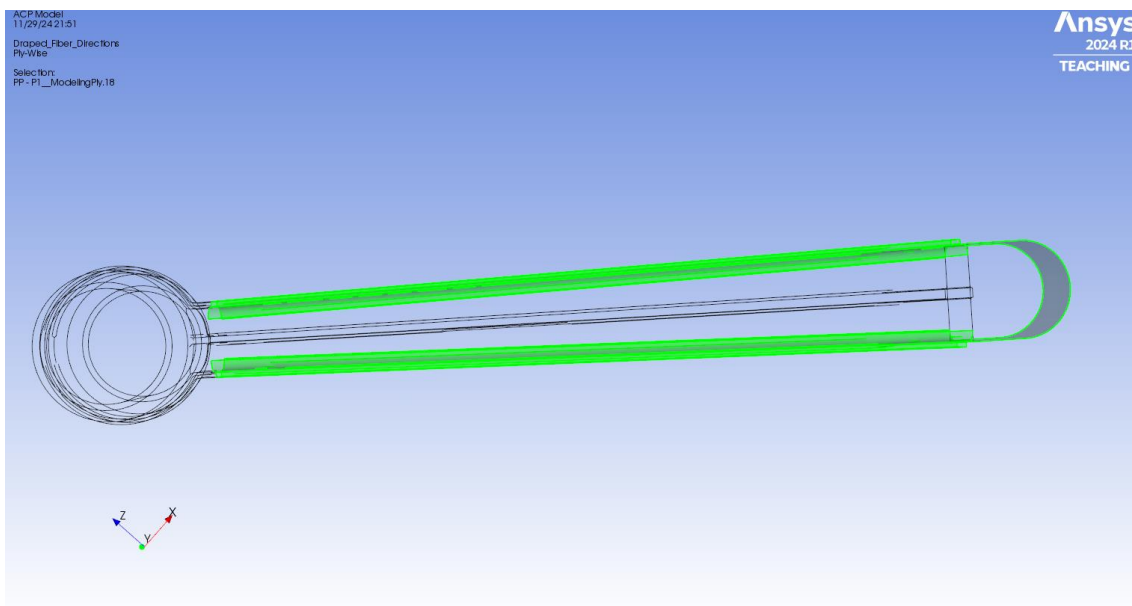


Ilustración 49. Paredes laterales con laminado Tipo 2

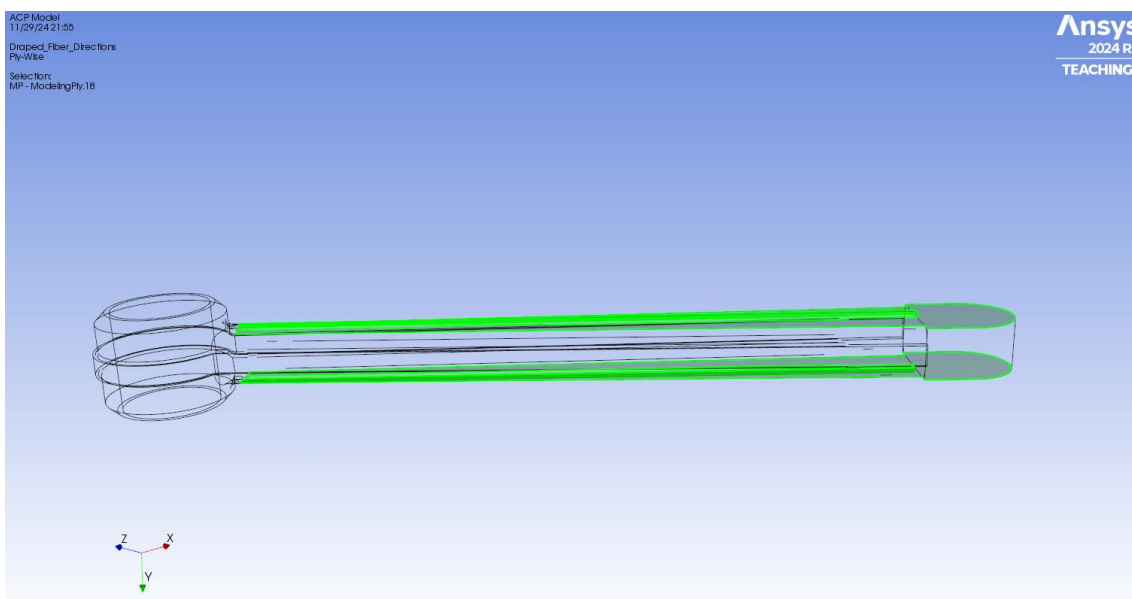


Ilustración 50. Paredes superior e inferior con laminado Tipo 1

9.2.2. Cuerpo

En el caso del cuerpo, las cargas más significativas son la fuerza que los brazos hacen en los apoyos con este, y el peso del tanque, ambas en la dirección Y, por lo que el laminado se orienta, en la medida de lo posible, hacia el eje Y

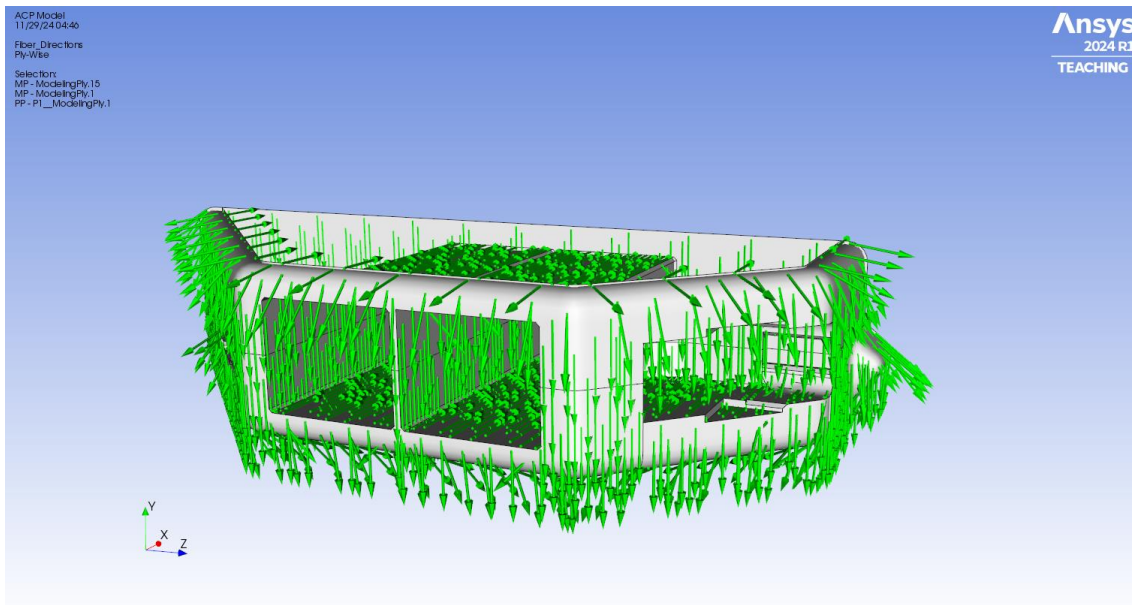


Ilustración 51. Orientación del laminado en el cuerpo.

9.3. Condiciones de contorno

La forma en la que las cargas y contactos se disponen en la geometría es mediante las condiciones de contorno. Para este análisis se tienen las siguientes condiciones:

En primer lugar, debido a la dificultad del modelo, se ensaya únicamente una mitad, aplicando condiciones de simetría en el eje XY partiendo la estructura en dos mitades que se comportaran de la misma manera. De esta forma, al ser una estructura completamente simétrica, se reducen las necesidades computacionales.

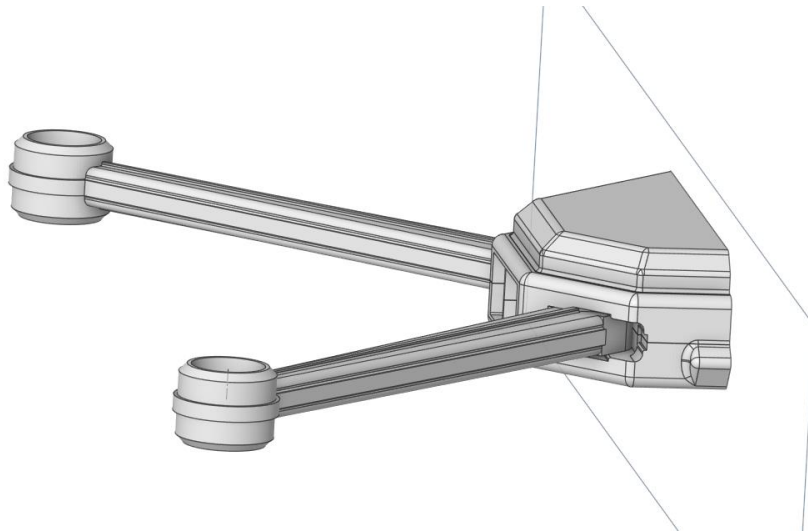


Ilustración 52. Condición de simetría del modelo.

Para los apoyos, se estudia el caso más desfavorable, es decir, cuando los motores están funcionando a plena potencia, levantado la estructura y la carga que contiene el tranque es máxima. De esta forma, se permite el desplazamiento del modelo entorno al eje Y, restringiendo el movimiento en torno a el eje X y Z.

En cuanto a las fuerzas que soporta la estructura, tenemos únicamente la fuerza creada por motores. Por otro lado, se crean cargas simulando el peso de las baterías, el peso de los motores y el del tanque lleno. Más detalle en el Anexo III.

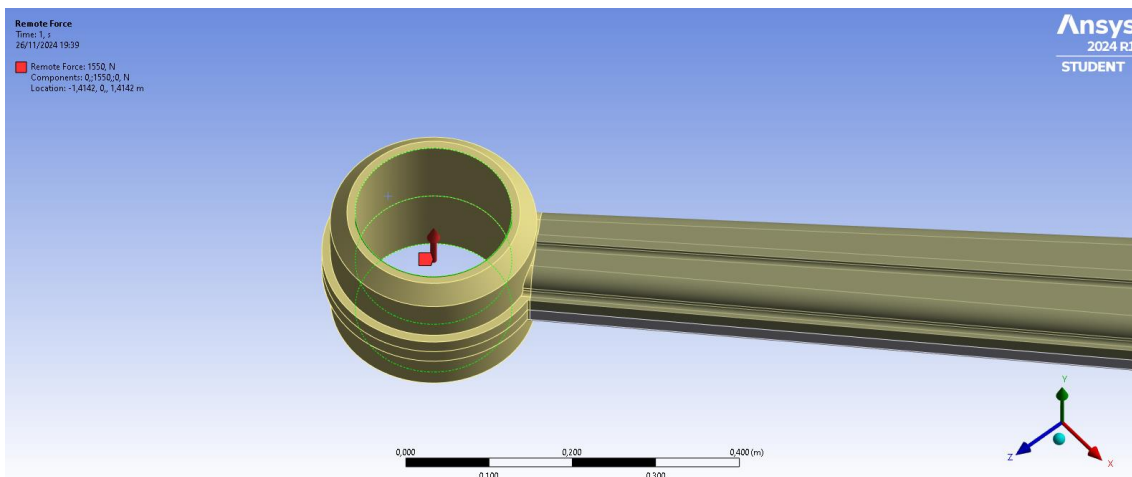


Ilustración 53. Fuerza realizada por el motor.

9.4. Análisis

Una vez creado todos los requerimientos, se hace un análisis estacionario de la estructura para el peor caso.

Al tratarse de una estructura creada con materiales compuestos, se estudia el criterio Tsai-Wu para determinar la inversa del factor de seguridad de los vaciados ortrópicos compuestos. Este criterio tiene en cuenta la energía de deformación total (la energía distorsión y la energía de dilatación) para predecir errores (20). De esta forma si este valor es menor que uno, corresponderá a un fallo en alguna de las capas.

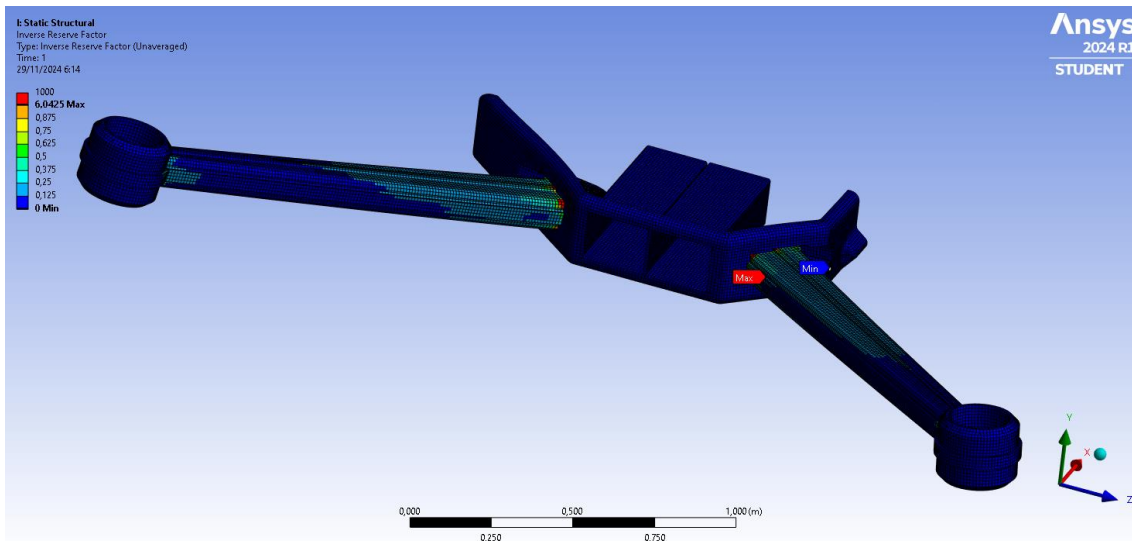


Ilustración 54. Posibles zonas de fallo - Criterio de Tsai-Wu.

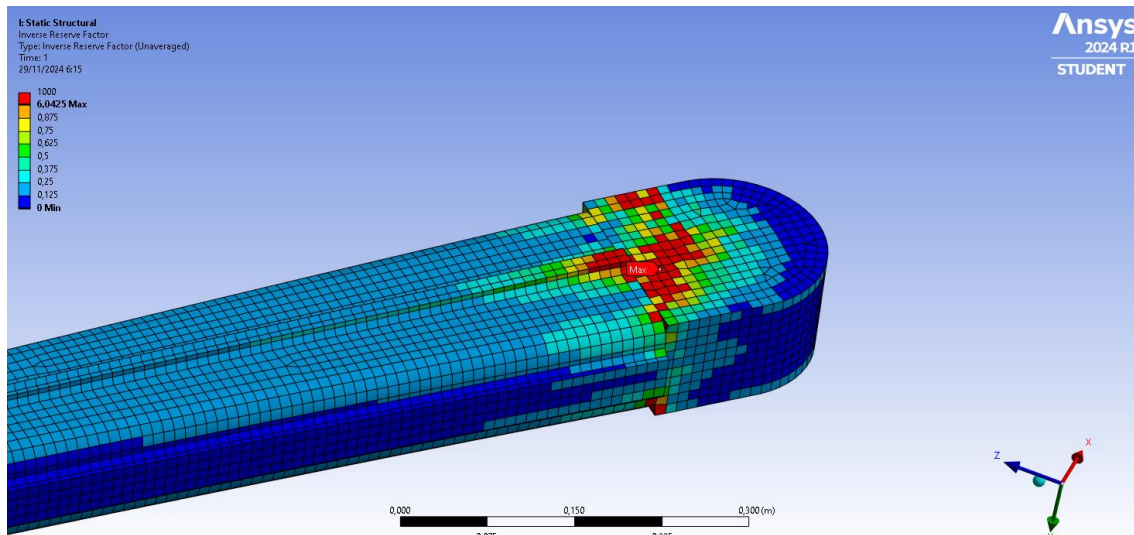


Ilustración 55. Detalle en la zona más desfavorable - Criterio de Tsai-Wu.

Los resultados muestran en rojo los diferentes fallos, se encuentran en las zonas de los brazos en contacto con el cuerpo, debido a las reacciones que hace la estructura al impedir su movimiento en el eje Y, además, los cambios en la geometría, el espesor y las esquinas en ángulo recto crean un mayor conflicto debido a concentradores de tensiones, donde la capa exterior, que se encuentra en la superficie, sufrirá mucha flexión hasta su rotura.

Para comprobar esta flexión, se analiza el desplazamiento total del modelo y en especial el de los brazos, ya que un gran cambio en la estructura podría afectar al eje de las hélices, reduciendo la estabilidad en el aire pudiendo llegar al colapso.

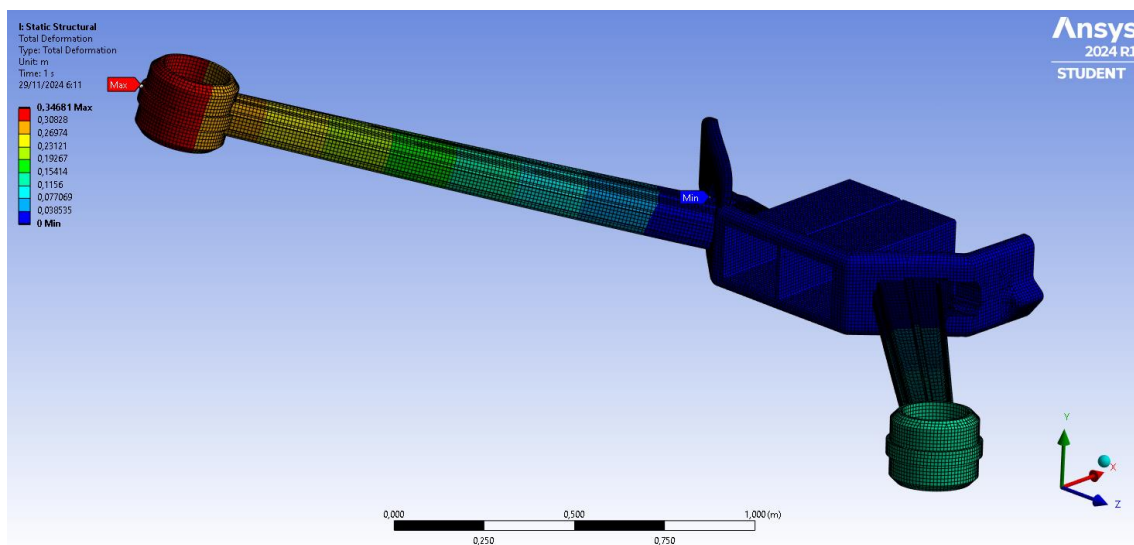


Ilustración 56. Desplazamiento de los brazos.

El desplazamiento máximo se encuentra en los brazos, en concreto en el trasero, ya que sufre más debido a la geometría trasera del cuerpo. Este desplazamiento de 0,34m es totalmente inadmisibles, inclinando el brazo en más de 13º lo que provocaría la pérdida de la estabilidad.

Para evaluar cómo se distribuyen las fuerzas y cargas, se realiza un análisis de las tensiones del modelo, esto ayuda a predecir fallos estructurales.

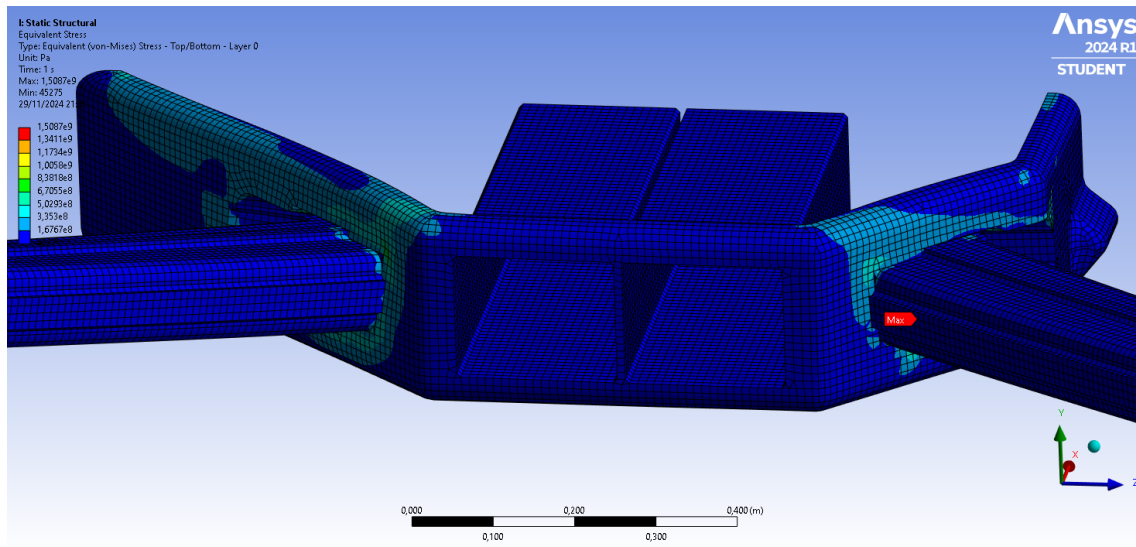


Ilustración 57. Análisis de tensión del cuerpo in.

En la imagen se aprecia que mucha parte de la geometría no presenta grandes tensiones, esto se debe a que toda la estructura se ha modelado con el mismo número de capas y espesores, sin tener en cuenta aquellas zonas sometidas a mayor tensión. Para mejorar el modelo, nos deberíamos centrar en cambiar la composición en estas zonas.

9.5. Optimización de la estructura

Después del análisis inicial, se procede a reforzar la estructura para evitar estos puntos de fallo. Se ha visto en los análisis de tensiones que hay zonas que apenas trabajan, por lo que, para lograr una optimización adecuada, los refuerzos se crean exclusivamente en los puntos con críticos.

Además, como criterio para una buena optimización, se busca un Tsai-Wu menor que 0,5 y un desplazamiento máximo del brazo en el eje Y de menos del 1% de la longitud del brazo, es decir unos 15mm.

9.5.1. Brazos

Una deformación excesiva debido a la flexión puede cambiar el ángulo de los rotores reduciendo la eficiencia y crear microfisuras debido a deformaciones repetidas.

De este modo, con el fin de reducir los desplazamientos provocados por el momento flector, se refuerza cada zona de la estructura con dos capas de material adicional a lo largo de la longitud del brazo, es decir, se pasa de tener 20 láminas a 60, con la misma disposición.

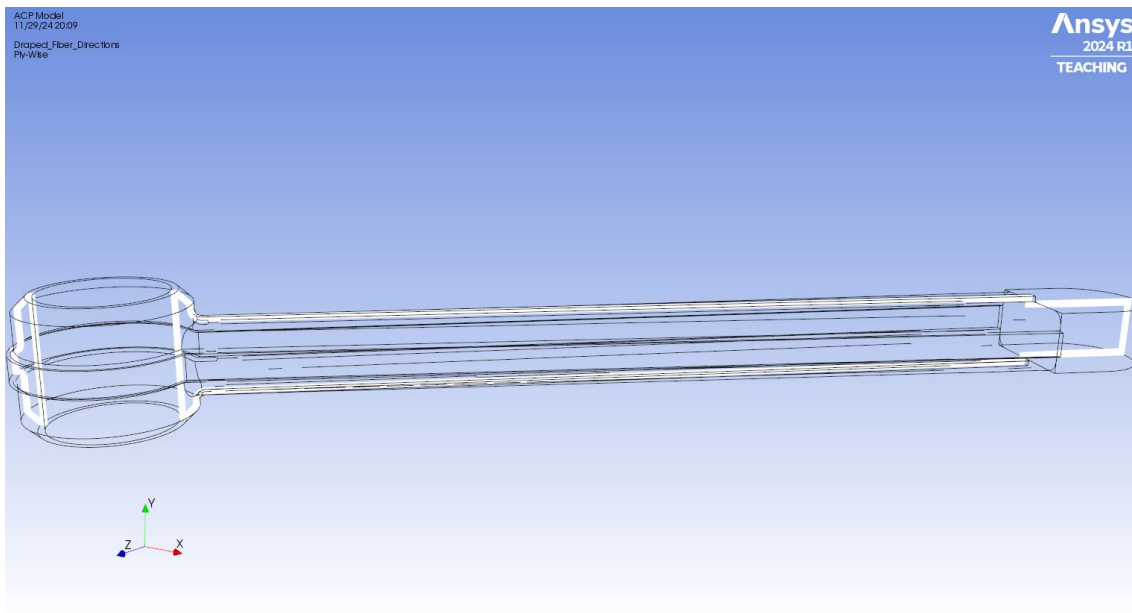


Ilustración 58. Vista de corte con 3 capas de laminado.

Además, se refuerza aún más la parte cercana al contacto con el cuerpo, que es el caso más desfavorable con otra capa.

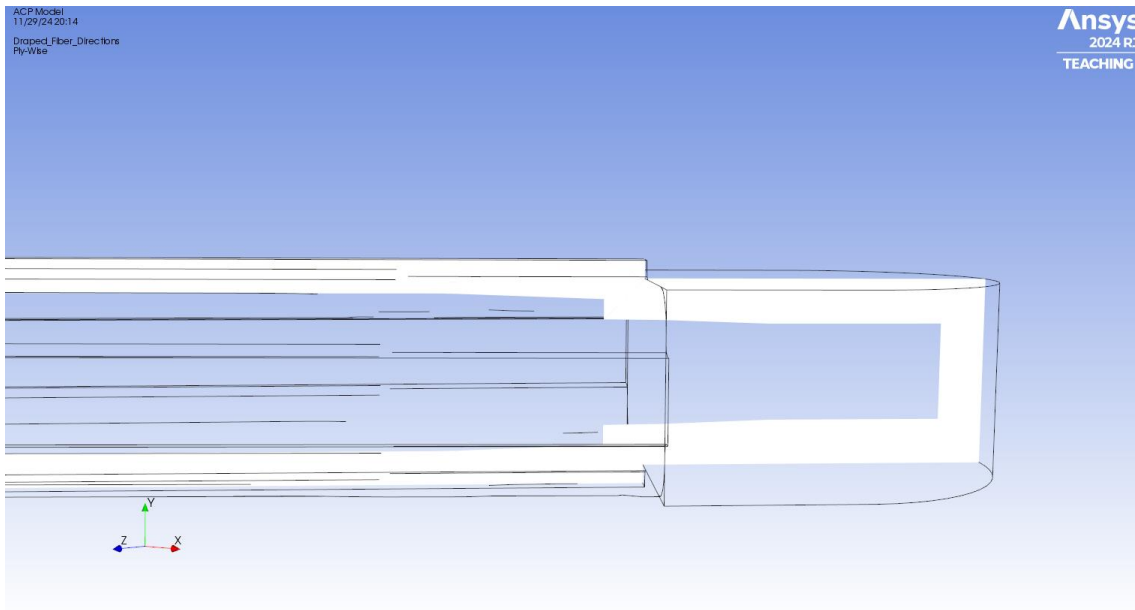


Ilustración 59. Corte del brazo con el laminado a escala 2:1.

Para asegurar una buena transmisión de las cargas al reducir el número de telas, esta se crea con una caída de 10° y entre las otras dos nuevas creadas anteriormente de forma que la envuelvan.

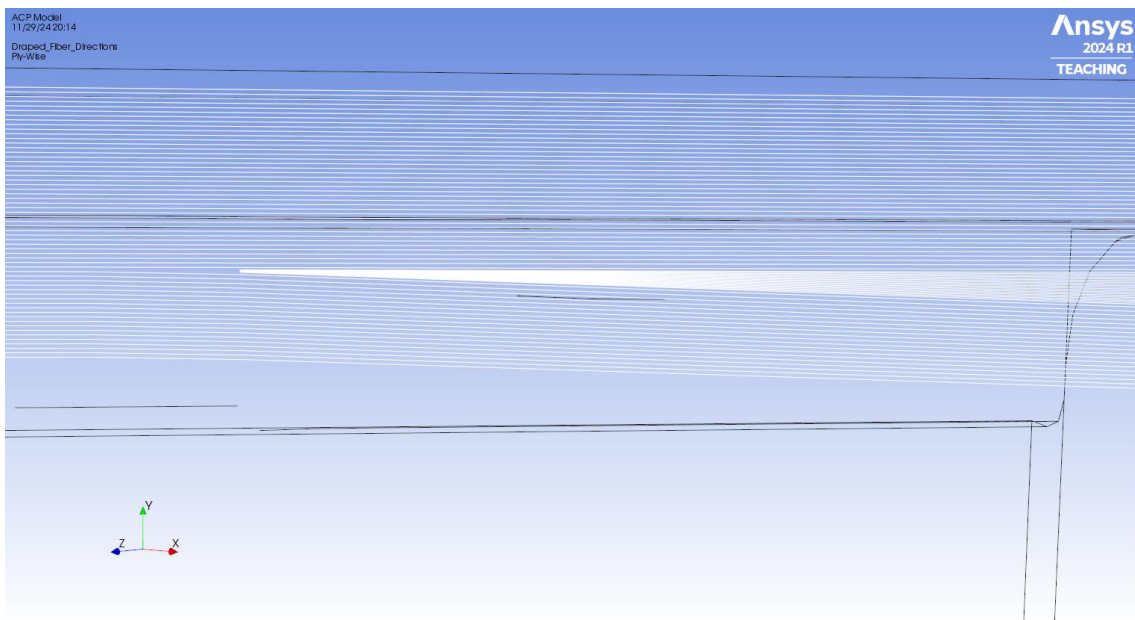


Ilustración 60. Detalle de la caída de las telas a escala 2:1.

9.5.2. Cuerpo

Para el caso del cuerpo, reforzar la estructura es más complicado debido a geometría y todas las cargas que se dispone. Se comienza creando una nueva superficie que una el contacto con el brazo con la base del cuerpo, y otra transversal a este que lo corte por la mitad, buscando reducir así la flexión y reducir las tensiones.

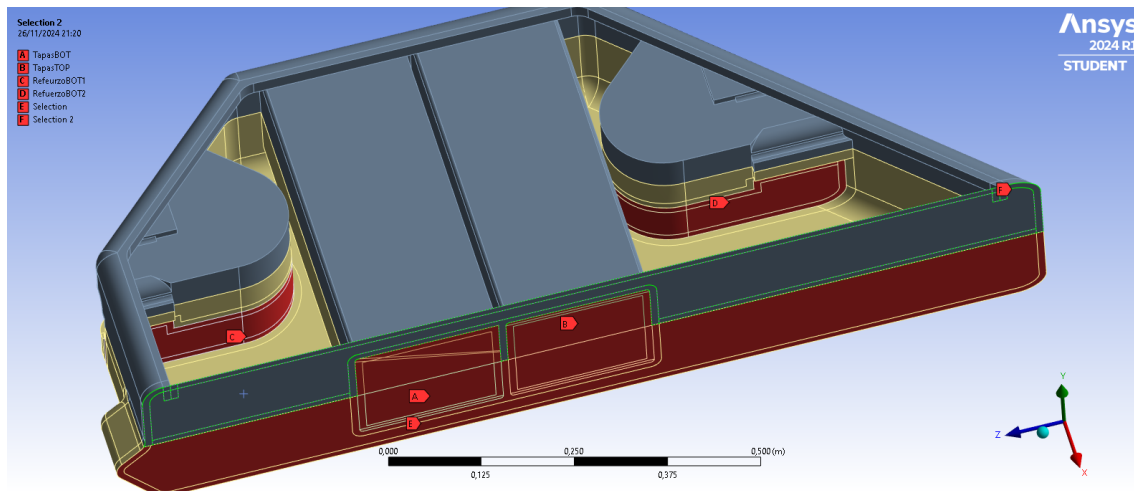


Ilustración 61. Superficies nuevas creadas para el refuerzo.

Estas nuevas superficies traen consigo nuevos problemas debido a las uniones tipo T que no existían anteriormente, por lo que además es necesario reforzar ambos lados de la conexión.

Para el diseño de estas uniones, primero se deben aislar las diferentes partes y luego se orientan las capas de forma que queda

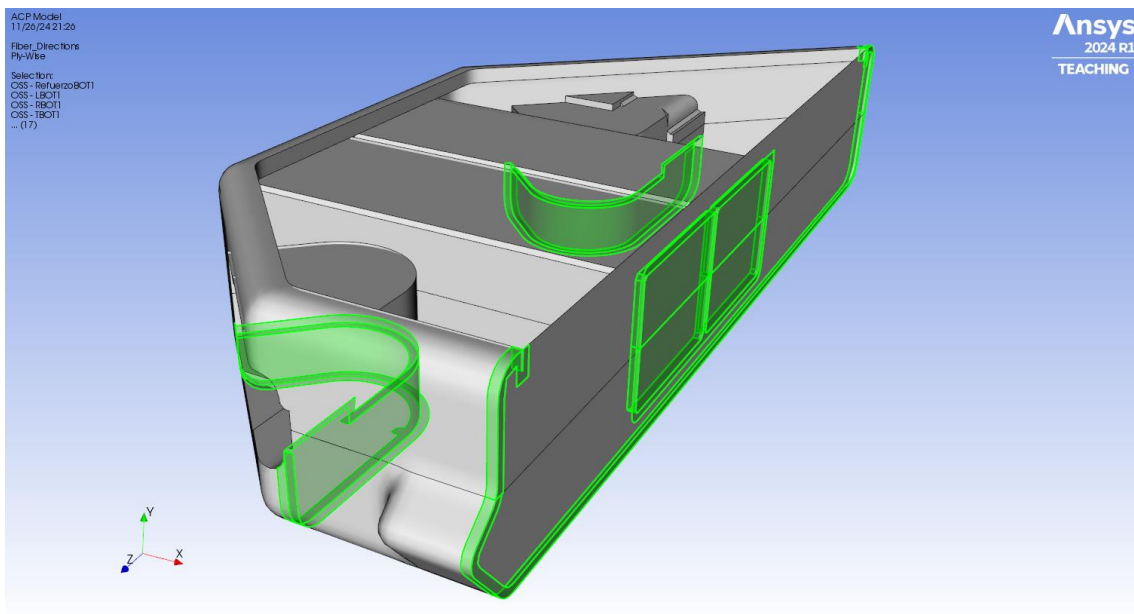


Ilustración 62. Integración de las nuevas superficies en el modelo.

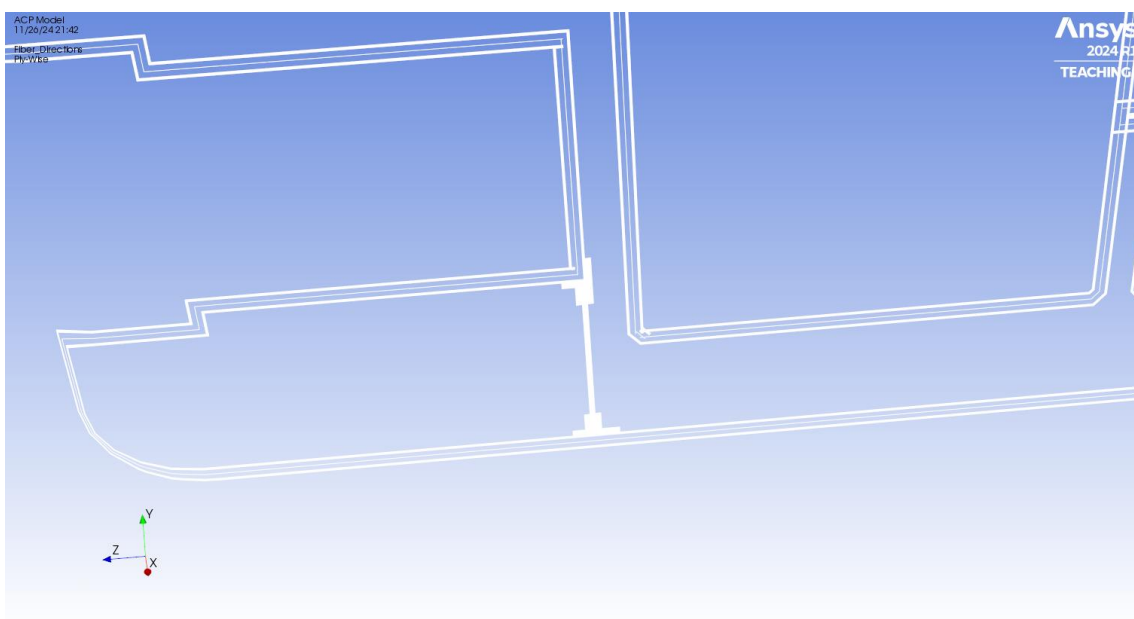


Ilustración 63. Plano de corte en el eje longitudinal del cuerpo. Detalle de la unión tipo T.

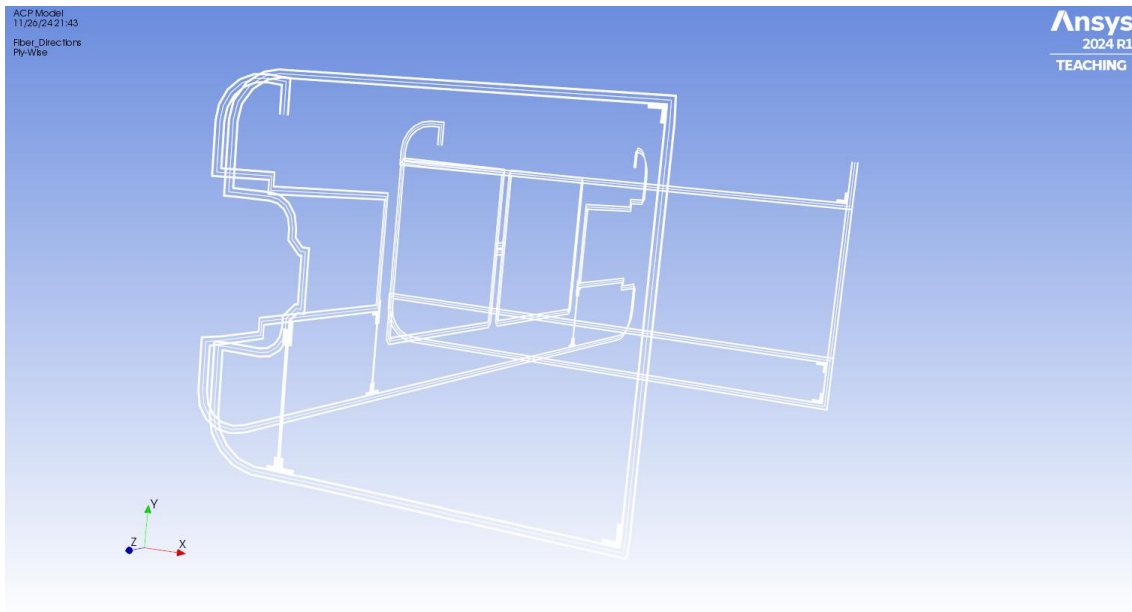


Ilustración 64. Detalle de las uniones.

9.6. Análisis final

Una vez optimizada la estructura, se vuelve a crear una nueva malla junto a los nuevos elementos y se analiza de nuevo con las mismas condiciones.

En primer lugar, se analiza los posibles fallos de la estructura, de nuevo con el criterio de Tsai-Wu, mediante la inversa del coeficiente de seguridad.

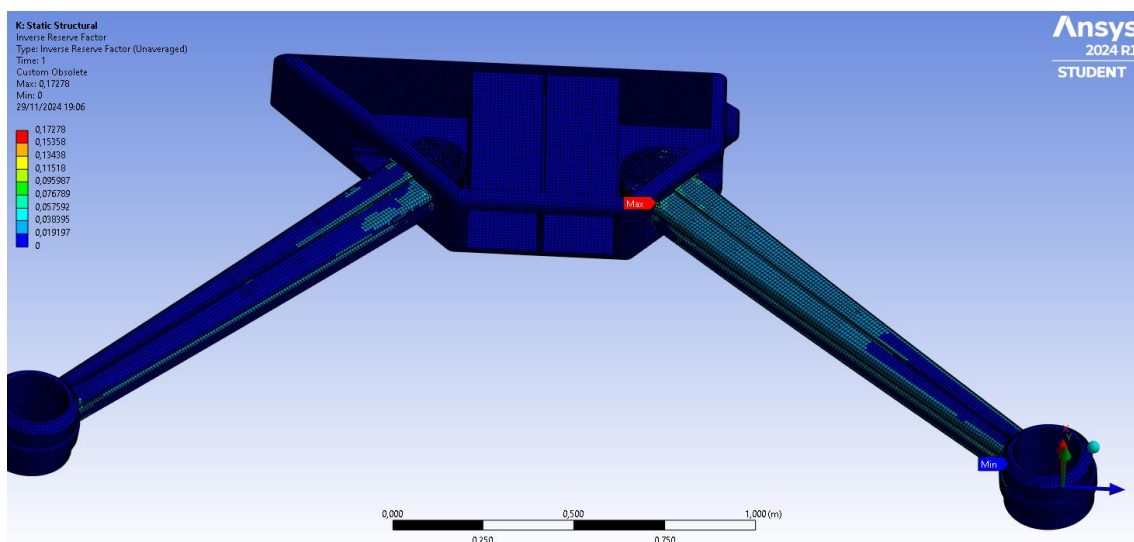


Ilustración 65. Posibles zonas de fallo - Criterio de Tsai-Wu.

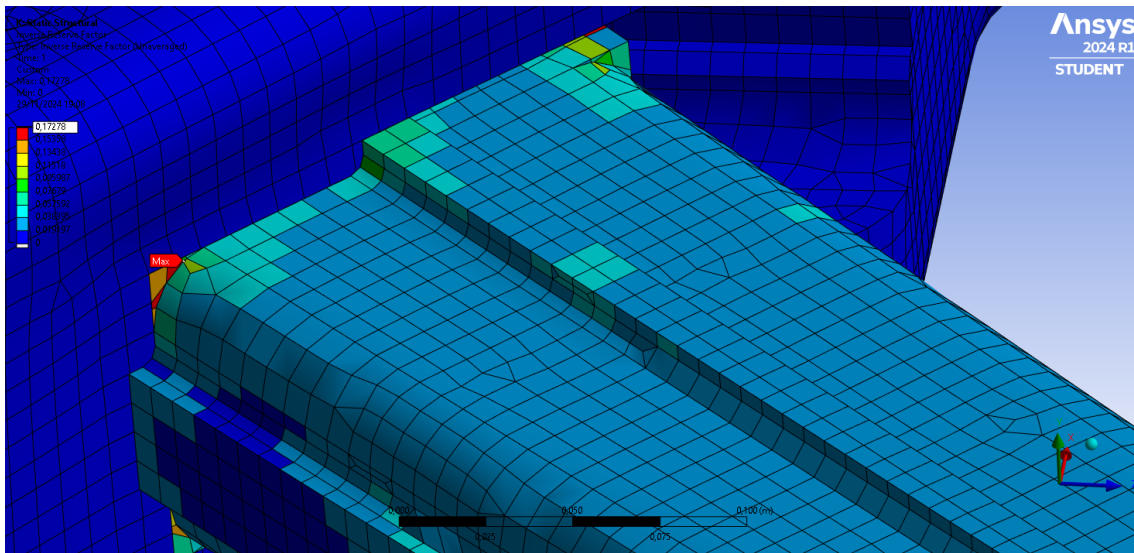


Ilustración 66. Detalle de las zonas más desfavorables.

Las imágenes muestran que ahora el inverso del factor de seguridad en el caso más desfavorable es menor que uno, lo que indica que no se produciría fallo para las condiciones ensayadas. Como se puede ver, este valor se encuentra en el apoyo de los brazos con el cuerpo. Esto se debe a la geometría compleja que tiene y las esquinas a 90°.

De la misma manera, se realiza un análisis de los desplazamientos máximos para ver si cumple los requisitos mínimos establecidos

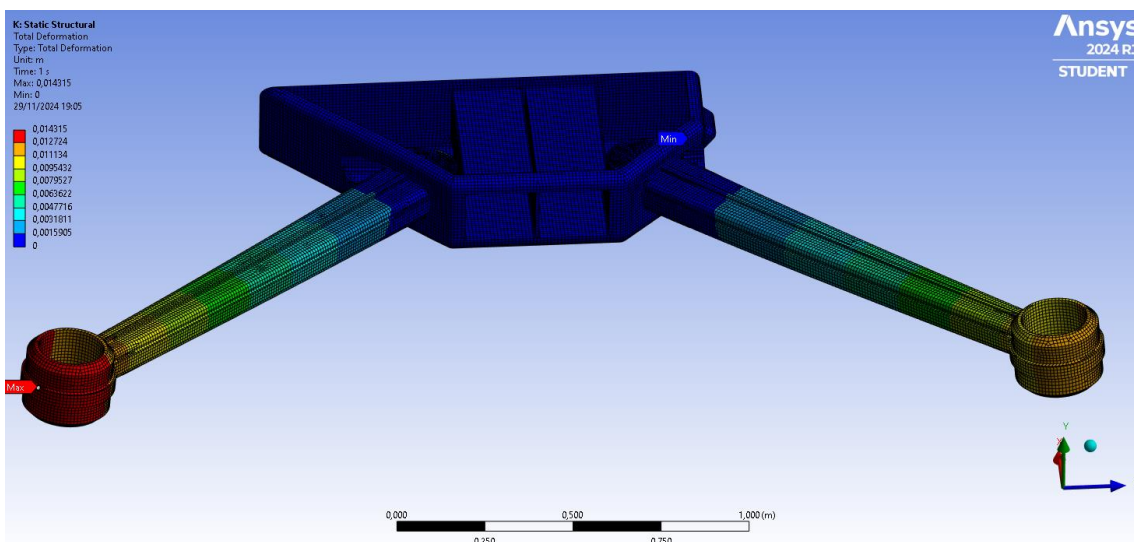


Ilustración 67. Desplazamientos totales de la estructura

Tras la optimización, vemos que el desplazamiento máximo, es menor que 15mm por lo que no supondrá un problema en cuanto a la estabilidad del eje de los motores.

Para ver cómo responde la estructura frente a los esfuerzos, se analizan las tensiones.

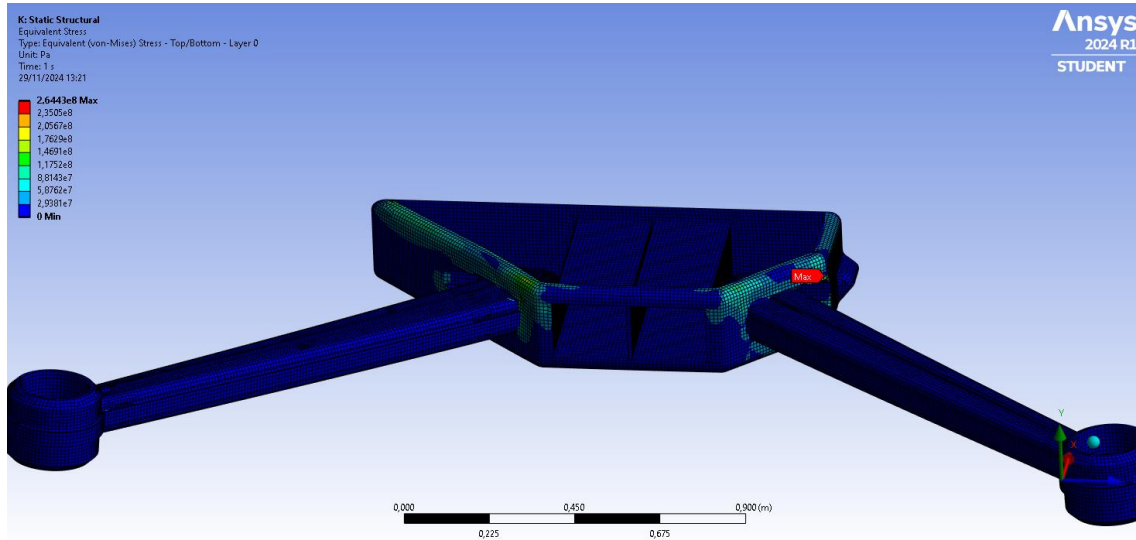


Ilustración 68. Análisis de tensión de von Mises.

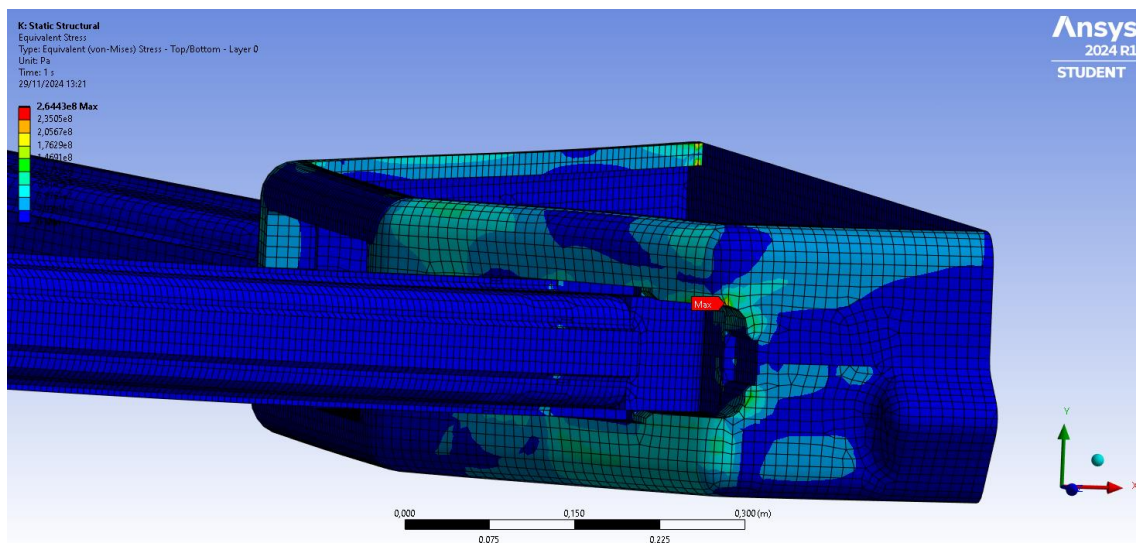


Ilustración 69. Detalle de las tensiones de von Mises en la unión del brazo.

Como se puede ver en la imagen, muchas de las superficies apenas trabajan en comparación con las peores zonas, por lo que buscando una reducción en el peso se podría volver a optimizar la estructura para eliminar material en estas zonas.

9.7. Justificación del análisis

9.7.1. Justificación del material usado

Tras este análisis se evalúa el rendimiento del material de construcción usado, comparándolo con otros de este sector. Para ello, se calcula el peso final del modelo y se crean otros modelos que tengan un peso cercano a este, comparado la máxima tensión y deformación.

Tabla 14. Comparativa de tensión y desplazamiento de diversos materiales con un peso similar.

Material	Peso [kg]	Máximo desplazamiento [mm]	Máxima tensión [Mpa]	Rotura
Compuesto optimizado	75,86	0,013	305,8	NO
Aluminio	92,284	0,018	1.044	SI
Acero	88,488	0,0313	6.262	SI
Titanio	93,638	0,0216	2.053	SI

Como se puede ver en la tabla, el material elegido es correcto ya que es el único que no produciría un fallo de la estructura y que a su vez que presenta menor deformación.

9.7.2. Justificación del laminado

Además, para el cuerpo se analizan tres espesores diferentes para dos tipos de materiales. Cambiando el espesor de las capas, se busca un balance entre rigidez y flexibilidad, buscando que el material tenga un buen comportamiento frente a los esfuerzos y soporte las cargas distribuidas.

Para ello, se analizan diferentes casos variando el espesor del núcleo y se compara el material del modelo con otro donde el núcleo este compuesto por un material anisótropo en forma de “panel de abeja”.

Tabla 15. Comparativa de deformación de los núcleos Divinycell F90 y Honeycomb.

Material	Espesor [mm]	Deformación	Factor de seguridad
Divinycell F90	15	0,0116	1,14
Divinycell F90	10	0,0075	1,55
Divinycell F90	5	0,0107	1,07
Honeycomb	15	0,0056	1,49
Honeycomb	10	0,0060	1,63
Honeycomb	5	0,0085	1,42

Como se puede ver en la tabla, el material basado en la geometría de panal de abeja tiene mejores propiedades mecánicas, pero se ve muy alterado cuando la temperatura del entorno es elevada, por ello, se elige núcleo el *Divinycell F90* con un espesor de 10mm.

Material	Máximo desplazamiento (m)	Peso (kg)
Compuesto optimizado	0,013	75,86
Aluminio	0,01537	133
Acero	0,01510	207,5
Titanio	0,01501	178

En esta tabla se compara el peso de la estructura que tendría el modelo con diferentes materiales para tener un desplazamiento aproximado de 0,015m, el caso de estudio.

10. Conclusiones

Este trabajo desarrolla un prototipo optimizado de dron para la extinción de incendios, que parte de un exhaustivo proceso de diseño y análisis. Inicialmente, se estudian las configuraciones más adecuadas y los materiales óptimos, eligiendo una estructura coaxial con cuatro brazos y ocho motores, lo que proporciona tanto potencia como estabilidad. Se opta por el uso de materiales compuestos, como la fibra de carbono, que permite un peso reducido de la estructura sin comprometer su resistencia. A partir de estas decisiones iniciales, se realizan diversas simulaciones y ajustes para optimizar el rendimiento del dron, tanto en su estructura como en su comportamiento durante el vuelo.

El análisis de vuelo muestra que, para generar la sustentación necesaria y elevar una carga total de más de 850 kg, las hélices deben operar a 2.787 revoluciones por minuto, produciendo una fuerza de elevación de 7.650 N. Este valor, aunque ligeramente inferior a los 8.392 N teóricos, se explica por la disposición coaxial de las hélices, que disminuye la eficiencia de las hélices inferiores debido al flujo de aire acelerado por las superiores.

El análisis estructural se lleva a cabo utilizando el criterio de Tsai-Wu para evaluar la resistencia del material compuesto empleado. En el modelo optimizado, se consigue reducir el desplazamiento máximo de los brazos a menos de 15 mm, lo que garantiza la estabilidad del dron durante el vuelo. Este resultado se obtiene tras reforzar las zonas críticas, especialmente la unión de los brazos con el cuerpo, añadiendo capas adicionales de material compuesto en las áreas sometidas a mayores esfuerzos. Estos refuerzos permiten evitar fallos estructurales y mejorar la resistencia de la estructura bajo condiciones de carga máxima, como ocurre durante el vuelo con el tanque lleno.

Además, el análisis de tensiones revela que, tras la optimización, las tensiones se distribuyen de manera más uniforme, reduciendo las concentraciones críticas en puntos específicos. Esto permite que la estructura soporte adecuadamente las fuerzas generadas por los motores y la carga transportada sin comprometer su integridad. El diseño final del dron, por tanto, cumple con las exigencias de su aplicación en la extinción de

incendios. Sin embargo, se considera que aún es posible mejorar la eficiencia energética y reducir el peso de la estructura para aumentar su autonomía en misiones de mayor duración.

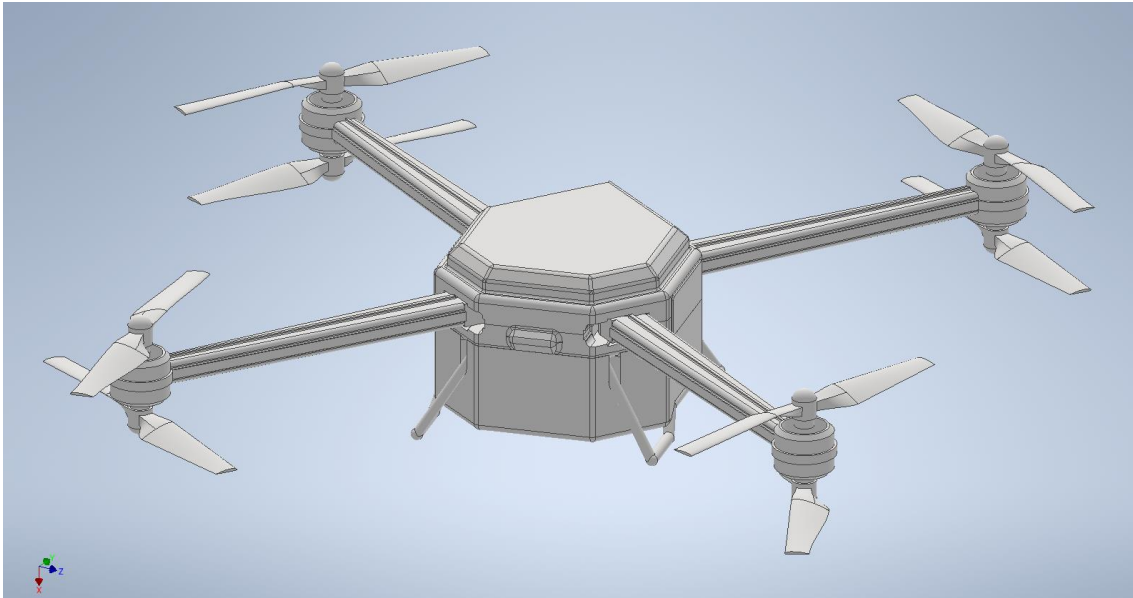


Ilustración 70. Modelo definitivo del dron.



Bibliografía

1. Los Incendios Forestales en España.
2. SECRETARÍA GENERAL DE AGRICULTURA Y ALIMENTACIÓN DIRECCIÓN GENERAL DE DESARROLLO RURAL, INNOVACIÓN Y POLÍTICA FORESTAL.
3. manual_valoracion_tcm30-278886.
4. Técnico D. Valoración de los activos naturales de España. 2008.
5. INCENDIOS FORESTALES EN ESPAÑA. 2015.
6. Global Forest Resources Assessment 2020. Global Forest Resources Assessment 2020. FAO; 2020.
7. Los incendios aumentan en el planeta: en Canadá se disparan un 705% en lo que va de año - NIUS [Internet]. [cited 2024 Nov 29]. Available from: https://www.telecincinco.es/noticias/sociedad/20230803/atlas-mundial-incendios-esa-muestra-aumento-mundo-canada-disparan_18_010189679.html
8. Juliette Biao Koudenoukpo. El aumento de los incendios descontrolados hace que la adopción de estrategias integradas para los bosques, el clima y la sostenibilidad sea más urgente que nunca | Naciones Unidas [Internet]. [cited 2024 Nov 22]. Available from: <https://www.un.org/es/cr%C3%B3nica-onu/el-aumento-de-los-incendios-descontrolados-hace-que-la-adopci%C3%B3n-de-estrategias>
9. BIBLIOTECA DEL CONGRESO NACIONAL DE CHILE | SUP 11507.
10. Marcos (Frames) para Drones FPV :Guia Competa [Internet]. [cited 2024 Nov 29]. Available from: <https://advdron.com/guia-competa-marcos-frames-para-drones-fpv/>
11. AIRFRAME SPECIFICATION HARRIER INDUSTRIAL 6&7SERIES AIRCRAFT VERSATILE LOADING & LIFTING VERSION 2.02 AIRCRAFT SPECIFICATION [Internet]. Available from: www.vulcanuav.com
12. Alquilar Freely Alta 8 - Airmedia360 [Internet]. [cited 2024 Nov 23]. Available from: <https://airmedia360.com/es/flota/freely-alta-8/>



13. DJI - Página oficial [Internet]. [cited 2024 Nov 23]. Available from: <https://www.dji.com/es/t40/specs>
14. Griff 300. Especificaciones. Foto. [Internet]. [cited 2024 Nov 23]. Available from: <https://avia-es.com/blog/griff-300-tehnicasie-harakteristiki-foto>
15. precio DJI T40 archivos - IbericaDron [Internet]. [cited 2024 Nov 29]. Available from: <https://www.ibericadron.com/etiqueta-producto/precio-dji-t40/>
16. Helicóptero bombardero Tipo 2 (MIKE) [Internet]. [cited 2024 Nov 29]. Available from: <https://www.miteco.gob.es/va/biodiversidad/temas/incendios-forestales/extincion/ht.html>
17. Poster-Masas-y-Dimensiones-AECA-ITV-Rev5-2017.
18. A typical sandwich composite | Download Scientific Diagram [Internet]. [cited 2024 Nov 29]. Available from: https://www.researchgate.net/figure/A-typical-sandwich-composite_fig1_322373749
19. MECHANICAL PROPERTIES DIVINYCELL® F Customers Specifications. 2024.
20. 2023 SolidWorks - Criterio de error Tsai-Wu [Internet]. [cited 2024 Nov 29]. Available from: https://help.solidworks.com/2023/spanish/SolidWorks/cworks/r_TsaiWu_Failure_Criterion.htm?format=P&value=

Anexo I. Diseño

Cálculo de las hélices

En primer lugar, para el perfil aerodinámico de las hélices, se estudia en detalle los parámetros más importantes de las geometrías más usadas

Perfil	Capacidad de carga	Eficiencia aerodinámica	Facilidad de fabricación	Robustez estructural	Aplicaciones
Clark-Y	Alta	Buena, aunque menor que perfiles modernos.	Muy fácil debido a su base plana.	Muy robusto gracias a su grosor.	Carga pesada, agricultura, drones industriales.
NACA 4412	Alta	Muy eficiente para cargas y condiciones de flujo variables.	Moderada, perfil más curvado	Moderada, menos grueso que el Clark-Y.	Aviación ligera, drones comerciales
NACA 66-021	Muy alta	Excelente para altas velocidades.	Compleja debido a su diseño avanzado.	Moderada, requiere cuidado en fabricación.	Aviación, drones de alto rendimiento.
Eppler 193	Moderada	Muy eficiente para flujos poco turbulentos	Moderada, diseño no convencional	Baja debido a su delgadez	Drones pequeños y aplicaciones de precisión.
NACA 23012	Alta	Alta, buena sustentación y resistencia	Moderada, diseño curvado	Alta, buen grosor.	Aviación general, helicópteros, drones de transporte ligero.

Para el cálculo de la velocidad a la que debe de girar las hélices para levantar una carga de 620kg usamos la formula:

$$T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$$

Donde,

T es la fuerza de empuje [N]

C_T es el coeficiente de empuje

ρ es la densidad del aire [kg/m^3]

n es la velocidad de rotación [rev/s]

D es el diámetro de la hélice [m]

De esta forma, el rendimiento alcanzado por las hélices de la familia Clark Y para diámetros (D) de 0,9 a 1,4 m y ángulos de pala de 15 a 20 grados.

D [m]	ángulo	F [N]	CP	n [rev/s]	n [rev/min]
0,9	15	775	0,10546	95,6	5737,41
1	15	775	0,10546	77,4	4647,4
1,2	15	775	0,10546	53,8	3227,3
1,2	20	775	0,10182	54,7	3284,4
1,4	15	775	0,10546	39,5	2371,1
1,4	20	775	0,10182	40,2	2413,1

Cálculo de las baterías

En cuanto al cálculo de las baterías, se calcula para el caso de una potencia de 30kW demandado por las hélices. En primer lugar, se tiene que el motor tiene una eficiencia del 96%, por lo que supone un consumo de 31,25kW. Además, el rango de operación es de 15min por lo que:

$$W_{15m} [kWh] = 31,25 [kW] \cdot 15 \cdot \frac{60}{3600} = 7,8125kWh$$

En la hoja de características de las baterías indican que tienen 1,2kWh/l lo que quiere decir que para un volumen de 1l, tenemos 1,2kWh.

De esta forma se calcula el volumen necesario para una batería

$$V = \frac{7,8125 [kWh]}{1,2 [kWh/l]} = 6,51l$$

Anexo II. Justificación de las láminas

La disposición de las fibras en ángulos específicos permite a la estructura resistir esfuerzos multidireccionales. Esta configuración es muy importante para aplicaciones sujetas a cargas dinámicas y de torsión, como las estructuras de drones.

Para ello, se han tenido en cuenta diferentes reglas:

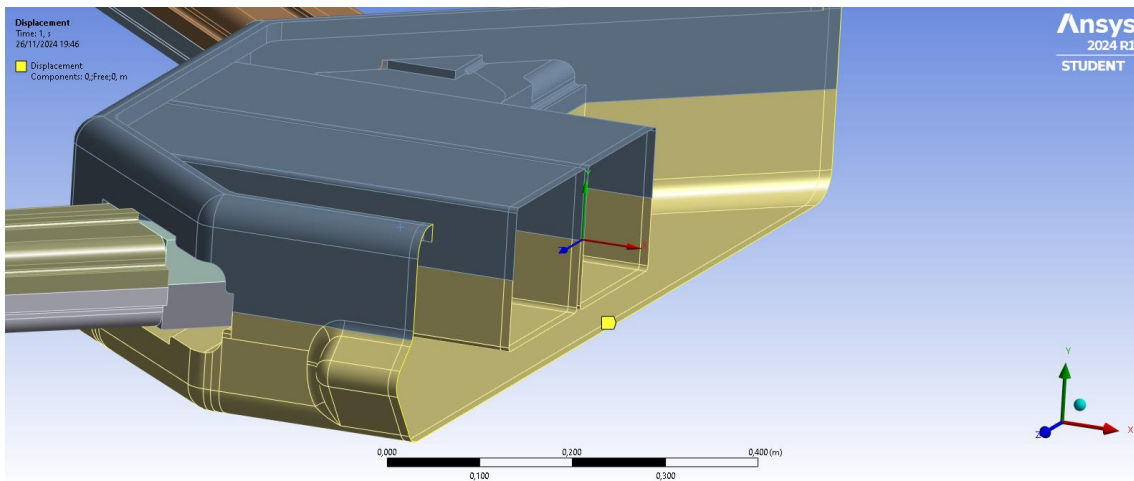
- Se respeta un laminado simétrico con el fin de evita deformaciones y revirados durante el proceso de curado
- Laminado balanceado, teniendo las mismas telas de 45° y -45° para evitar deformaciones en el proceso de precarga interna
- Capas externas continuas y a 45° , mejorando la tolerancia al daño y la sensibilidad medioambiental
- Se evita agrupar capas de una misma dirección, con el fin de reducir el riesgo de microgrietas, diferencias de rigidices y mejorar la cortadura interlaminar.
- Se respeta un mínimo de telas en cada dirección, de esta forma, se tendrá un mínimo de 8% y un máximo de 67% de telas en cada dirección. Con esto, se busca contrarrestar el coeficiente de Poisson.
- Se agrupan telas de 45° con las de -45° , con el fin de mejorar el crecimiento de grieta.

Anexo III. Condiciones de contorno

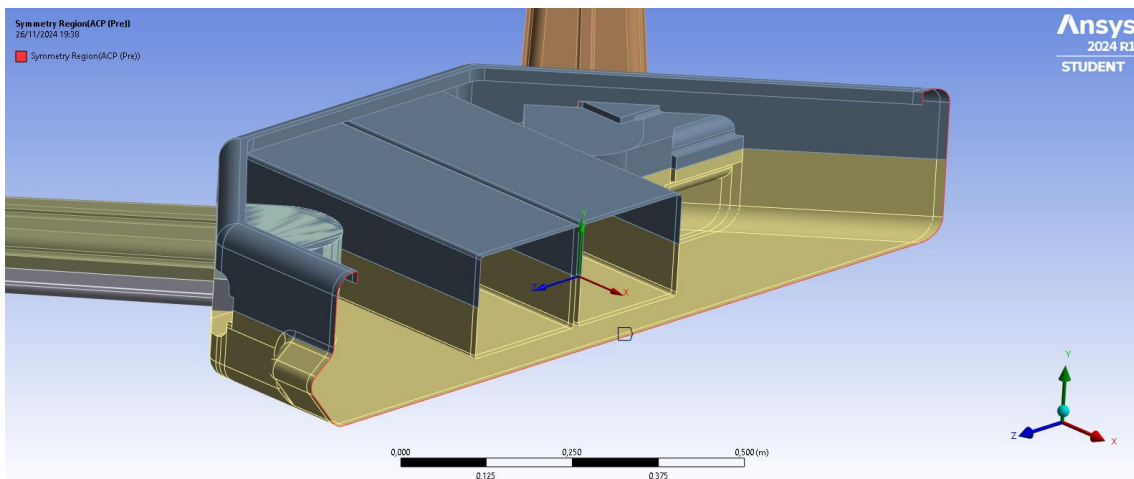
Las diferentes fuerzas que se aplican en el modelo, será mediante fuerzas desde un punto remoto, o masas distribuidas en caso de los pesos. Para estas últimas es primordial programar la aceleración de la gravedad.

Las diferentes restricciones y fuerzas que se aplican al modelo son:

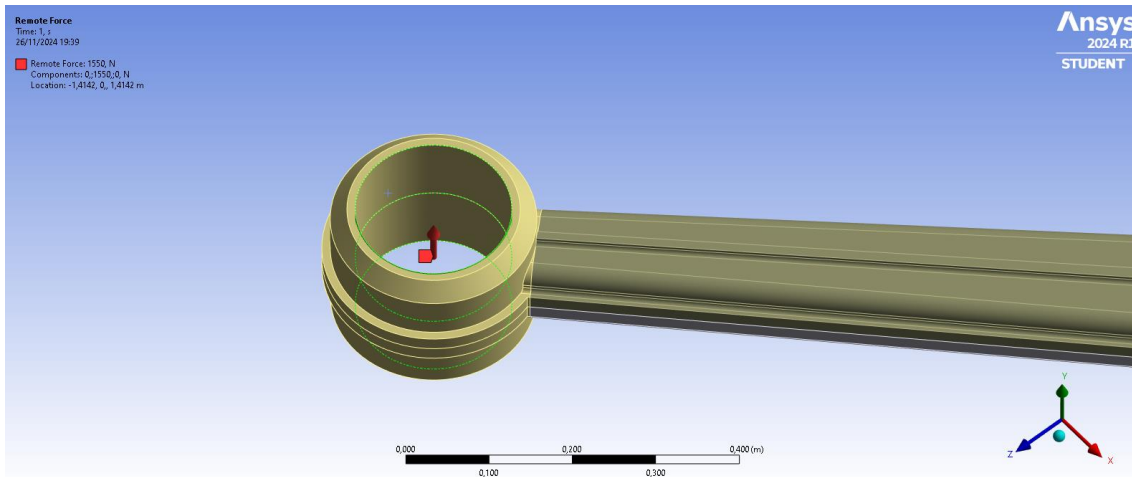
Desplazamiento: para simular el vuelo del dron, se permite únicamente el desplazamiento de la estructura sobre el eje Y



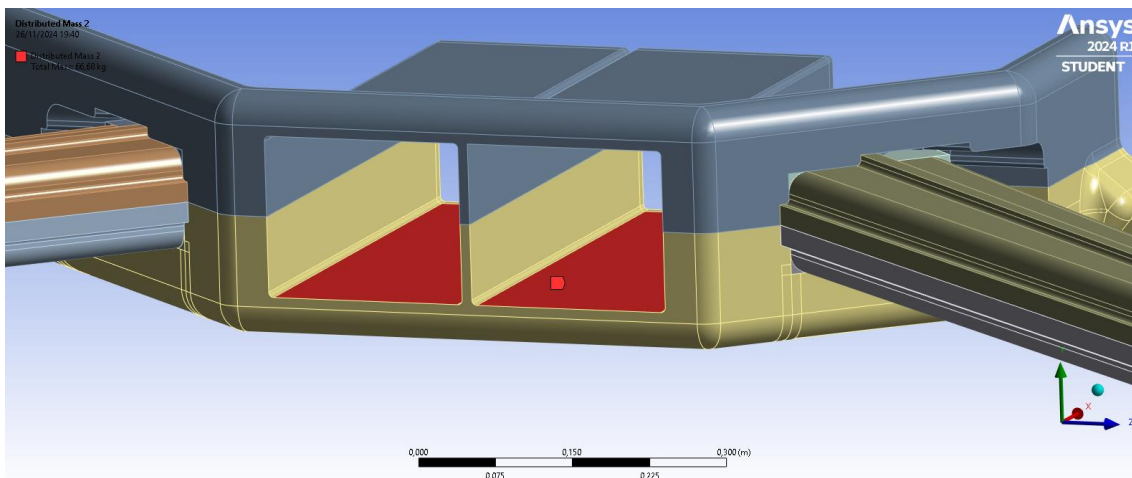
Condición de simetría: al estar analizando únicamente una mitad del cuerpo, para simular que la estructura es continua y entera, se aplica una simetría en la dirección ZY sobre la superficie cortada.



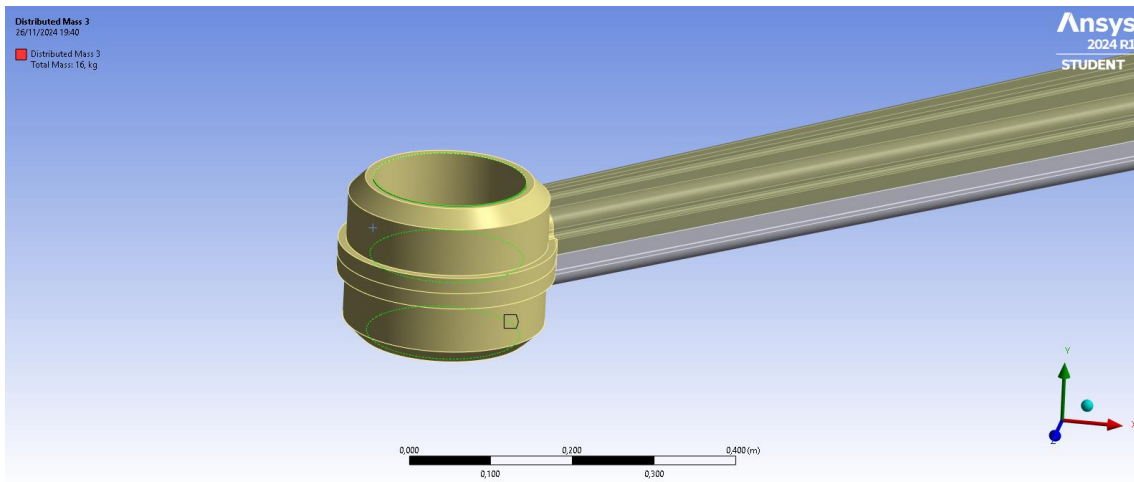
Fuerza de los motores: Para simular la fuerza que los motores realizan sobre la estructura, se aplica una fuerza remota en las paredes que están en contacto con los motores igual a 775N por cada motor, de manera que a cada brazo le corresponden 1550N.



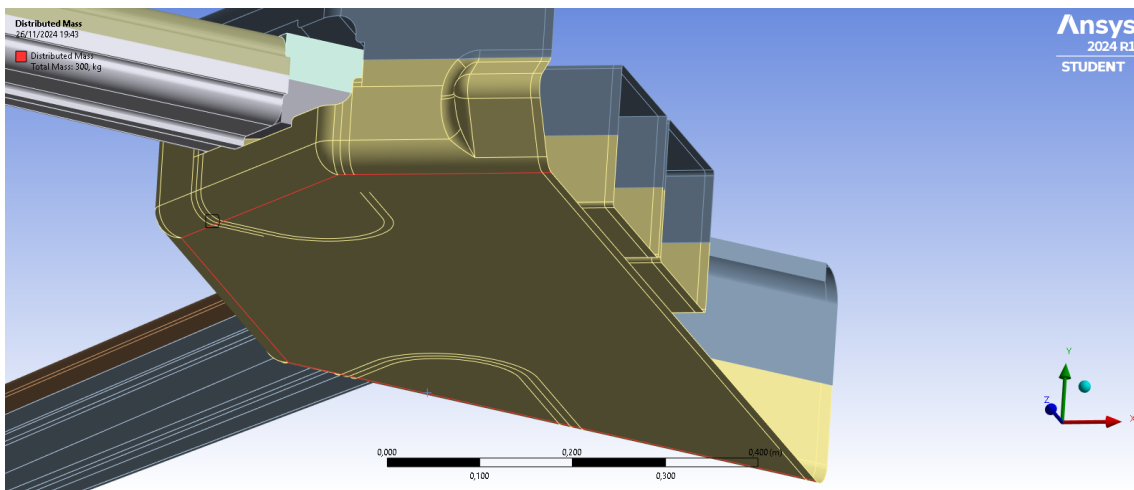
Peso de las baterías: Para simular el peso que ejercen las baterías, se crea una masa distribuida de 33,34kg en cada uno de los apoyos de estas con el cuerpo.



Peso de los motores. De igual forma, para simular el peso de los motores de 8kg cada uno y un total de 16kg por brazos, se crea una masa distribuida en las paredes en contacto con los brazos. Esta fuerza será contraria a la fuerza de empuje que realizan.



Peso del tanque. Por último, para el peso que ejerce el tanque, se aplica mediante otra masa distribuida de 300kg en la unión de este con el cuerpo.



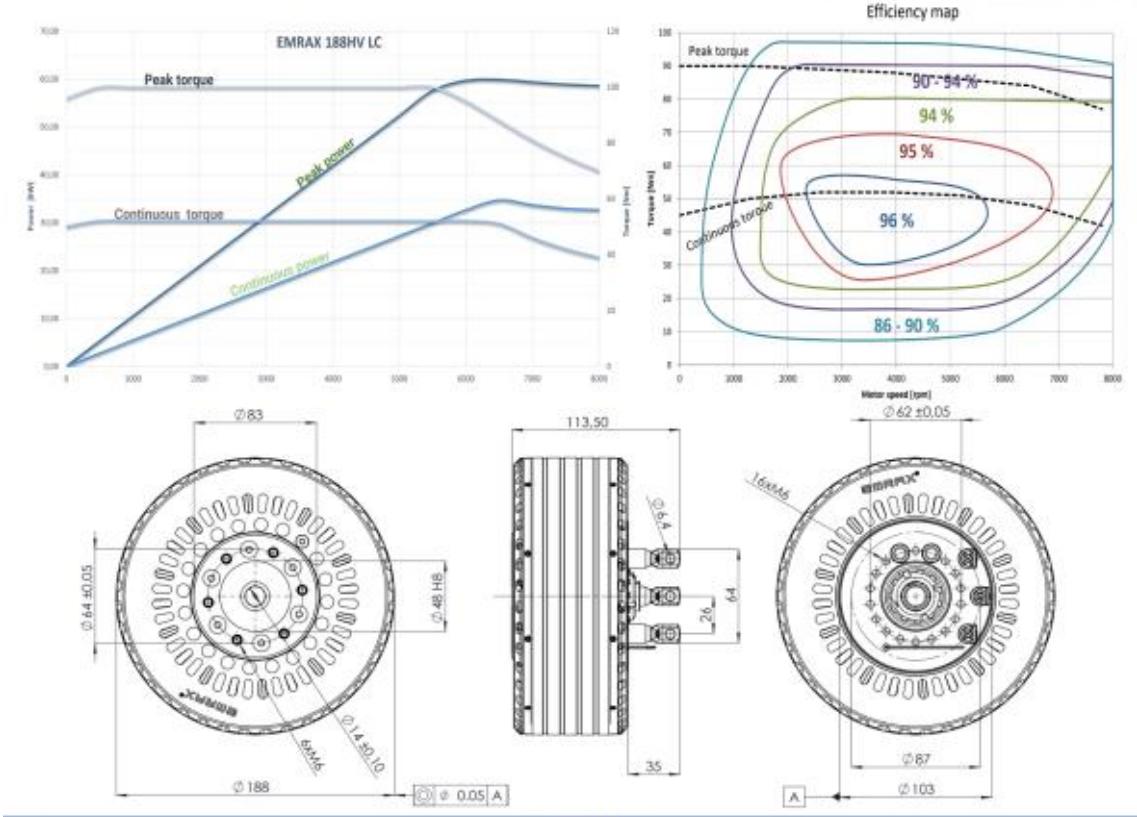
Anexo IV. Hojas de características



EMRAX 188 is a compact axial flux permanent magnet synchronous electric motor with high power/torque density. Because of its low weight, it is ideal for VTOL, ultralight aviation, motorcycles, automotive and marine outboard applications. It has gained a favorable status among FSAE competitors.

EMRAX 188	
DIAMETER LENGTH	188 mm 79 mm
WEIGHT	7,1-7,9 kg
COOLING	air / water / combined
PEAK CONTINUOUS POWER	60 kW 37 kW*
PEAK CONTINUOUS TORQUE	100 Nm 56 Nm*
MAXIMUM SPEED	8000 RPM
OPERATING VOLTAGE	50 - 660 V
EFFICIENCY	up to 96%*
POSITION SENSOR	resolver / encoder

*Subject to motor configuration, drive cycle, thermal conditions, and controller capability.



Version 1.5

	EMRAX 188 High Voltage			EMRAX 188 Medium Voltage			EMRAX 188 Low Voltage		
AC = Air cooled LC = Liquid cooled CC = Combined cooled (Air + liquid)	AC	LC	CC	AC	LC	CC	AC	LC	CC
Ingress protection	IP21	IP66	IP21	IP21	IP66	IP21	IP21	IP66	IP21
Cooling specifications	ambient air 20°C 20 m/s	min. 6 l/min, max. 50°C	AC+LC*	ambient air 20°C 20 m/s	min. 6 l/min, max. 50°C	AC+LC*	ambient air 20°C 20 m/s	min. 6 l/min, max. 50°C	AC+LC*
Maximum motor temperature [°C]	120								
Motor connection type	UVW or 2x UVW			UVW or 2x UVW			UVW or 2x UVW		
Voltage required for peak power [V _{DC}]**	660 Vdc			390 Vdc			160 Vdc		
Motor peak efficiency [%]	96%								
Peak power S2 2min [kW]	60 kW at 6500 RPM								
Continuous power S1 (kW)	27	34	37	27	34	37	27	34	37
Peak torque [Nm]	100								
Continuous torque [Nm]	40	52	56	40	52	56	40	52	56
Limiting speed [RPM]	8000								
K _v constant at no load [rpm/V _{DC}]	17,73			29,58			72,82		
K _v constant at nominal load [rpm/V _{DC}]	13,61			22,83			56,21		
K _v constant at peak load [rpm/V _{DC}]	9,81			16,61			40,87		
K _τ constant [Nm/A _{EMES}]	0,54			0,32			0,13		
Peak motor current [A _{EMES}]	190			310			900		
Continuous motor current [A _{EMES}]	100			160			400		
Internal phase resistance at 25 °C [mΩ]***	14,37			5,04			1,02		
L _s induction of 1 phase [μH]	188,5			40,2			12,5		
Induced voltage [V _{EMES} /RPM]	0,04201			0,02521			0,01024		
Magnetic flux – axial [Vs]	0,03275			0,01965			0,00798		
Temperature sensor on the stator windings	KTY 81/210								
Number of pole pairs	10								
Winding configuration	star								
Rotor Inertia [kg·m ²]	0,00989								
Bearing configuration	6205 3204								
Weight [kg]	7,1	7,9	7,6	7,1	7,9	7,6	7,1	7,9	7,6

*Combined cooled motor (CC) requires cooling specifications from air and liquid cooled motors, to reach its specifications. It cannot only be cooled as an air-cooled motor. Every EMRAX motor requires sufficient air circulation. The motors should not be completely enclosed in any condition. Please check EMRAX motor manual to learn more. Performance in your application will depend on your installation details and boundary conditions. Please contact us to learn more.
 **All motors are tested for 833V maximum voltage.
 ***Measured Phase to Phase divided by 2.

Values given are for a standard 3 phase UVW version, please consult EMRAX on 2x UVW values. R_{UVW}=2*R_{UVW}



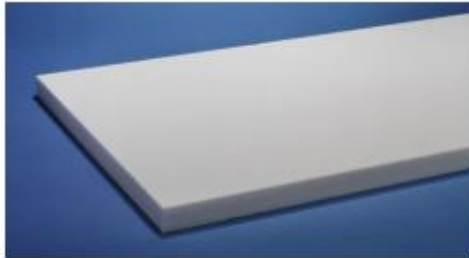
PRODUCTS

High Power capability with highest energy density and specific energy

Application	Dimensions (T x W x H) mm	Mass g	Capacity Ah	Energy Wh	Wh/L	Wh/kg	Capacity Ah	Energy Wh	Wh/L	Wh/kg
			Charge-Discharge Rate: C/5-C/5				Charge-Discharge Rate: 1C-3C			
HAPS	4.5 x 50 x 55	33.1	3.8	13.9	1125	420				
Drones, High Power	4.2 x 50 x 55	27.8	2.8	10.1	875	365	2.65	9.0	780	325
Drones, Long Endurance	4.6 x 50 x 55	31.7	3.6	13.2	1040	416	3.4	11.5	870	360
High-Capacity Cells	4.5 x 50 x 105	68.1	8.1	29.3	1240	430				
Army Wearable Pack	5.4 x 54 x 64	49.5	5.4	21	1125	425				

Operating temperature range: -20°C to 55°C. Cycle life 150-300 cycles, depending on operating conditions





TECHNICAL DATA

Divinycell F

THE HIGH PERFORMANCE SANDWICH CORE

Divinycell F foam is a recyclable, prepreg compatible sandwich core offering excellent Fire, Smoke and Toxicity (FST) properties, good mechanicals and processing characteristics. It meets the US and European regulatory requirements for commercial aircraft interiors. Other key features include vacuum bag processing up to 220°C and matched tooling and press processing up to 220°C,

exceptional fatigue life, good chemical resistance and excellent heat ageing at 180°C. Divinycell F is compatible with most common aerospace composite manufacturing processes.

Divinycell F is now available in wider sheets for optimal surface finish.

MECHANICAL PROPERTIES DIVINYCELL® F

Property	Test Procedure	Unit		F40	F50	F90	F130
Compressive Strength	ASTM D 1621	MPa	Nominal	0.35	0.6	1.2	1.7
Compressive Modulus	ASTM C 365	MPa	Nominal	9	18	34	60
Tensile Strength ¹	ASTM D 1623	MPa	Nominal	1.5	1.9	2.8	3.3
Shear Strength	ASTM C 273	MPa	Nominal	0.6	0.8	1.4	1.7
Shear Modulus ²	ASTM C 273	MPa	Nominal	8.5	13.5	24	30
Shear Strain	ASTM C 273	%	Nominal	80	80	80	70
Density ³	ASTM D 1622	kg/m ³	Nominal	40	50	90	130

1. Type B specimen, flatwise tension, equivalent to ASTM C 297
2. Tension mode
3. Tolerance ±10%

For optimal design of applications used in high operating temperatures in combination with continuous load, please contact Diab Technical Services for detailed design instructions.

PRODUCT CHARACTERISTICS

- Excellent FST properties
- Exceptional OSU heat release performance
- High temperature resistance
- Excellent hot/wet performance
- Good chemical resistance
- Hot and cold formable
- Low water absorption
- Acoustic and thermal insulation
- Fast and easy to process
- No film adhesive required
- No need to edge fill

APPLICATION AREAS

Structures, radomes, and interior components.

Customers

B/E Aerospace
C&D Zodiac
Hawker Beechcraft
Heath Tecna

Specifications

Multiple
CDM660
050FS12x
HMS-B4-001



TECHNICAL CHARACTERISTICS DIVINYCELL® F

FIRE, SMOKE & TOXICITY CHARACTERISTICS

Characteristic	Standard	Test method	F40	F50	F90	F130
Vertical Burn, 60 sec	FAR / CS 25.853 Appendix F	Part I (b)(4)	Pass	Pass	Pass	Pass
Heat Release, Peak / Total	FAR / CS 25.853 Appendix F	Part IV	<25 / <20	<25 / <20	<25 / <20	<25 / <20
	Airbus ABD 0031	AITM 2.0006				
	Boeing BSS 7322	ASTM E906				
Smoke Density ¹ , Ds4, Ds1.5	FAR / CS 25.853 Appendix F	Part V	<1	<1	2	2
	Airbus ABD 0031	AITM 2.0007				
	Boeing BSS 7238	ASTM E662				
Combustion Toxicity ²	Airbus ABD 0031	AITM 3.0005	Pass	Pass	Pass	Pass
	Boeing BSS 7239	ASTM E662				

1. Flaming mode

ELECTRICAL AND THERMAL CHARACTERISTICS

Characteristic	Standard	Test method	F40	F50	F90	F130
Dissipation Factor	ASTM D 2520	Method A	0.0011	0.0009	0.0022	0.0070
Dielectric Constant			1.06	1.06	1.13	1.17
Thermal Conductivity, W/(m·K) at 23°C	ASTM C177	-	0.039	-	0.037	0.035
	ASTM C518	-	-	0.036	-	-

TECHNICAL CHARACTERISTICS

Characteristic	Standard	Result
Coefficient of Linear Expansion	ASTM D 696	36x10 ⁻⁶ /°C
On set Tg	-	205°C
Tg	-	225°C

Maximum temperature is dependent on time, pressure and process conditions. Therefore users are advised to contact Diab Technical Services to confirm that Divinycell F is compatible with their particular processing parameters.

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Format		Unit	F40	F50	F90	F130
Plain sheets	Length	mm	2440	2440	2440	2440
	Width	mm	1220	1220	1067	965

Disclaimer:

This data sheet may be subject to revision and changes due to development and changes of the material. The data is derived from tests and experience. If not stated as minimum values, the data is average data and should be treated as such. Calculations should be verified by actual tests. The data is furnished without liability for the company and does not constitute a warranty or representation in respect of the material or its use. The company reserves the right to release new data sheets in replacement.

All content in this publication is protected by international copyright laws. Copyright © Diab March 2024.

Diab Group

Drottninggatan 7, 5th floor
SE-252 21 Helsingborg, Sweden
Tel +46 (0) 430 163 00
E-mail: info@diabgroup.com

Datasheet Diab Divinycell F rev29 SI March 2024

