

Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

Diseño y dimensionado básico de aerostato dirigible  
de propulsión eléctrica - Proyecto AirWhale

Autor: Javier Eduardo Mitjavila Samayoa  
Tutor: Enrique del Pozo Polidoro

Dept. De Ingeniería Mecánica y Fabricación.  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

**Diseño y dimensionado básico de aerostato  
dirigible de propulsión eléctrica - Proyecto  
AirWhale**

Autor:  
Javier Eduardo Mitjavila Samayoa

Tutor:  
Enrique del Pozo Polidoro  
Profesor adjunto

Dept. De Ingeniería Mecánica y Fabricación.  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla  
Sevilla, 2015



Proyecto Fin de Carrera: Diseño y dimensionado básico de aerostato dirigible de propulsión eléctrica - Proyecto AirWhale

Autor: Javier Eduardo Mitjavila Samayoa  
Tutor: Enrique del Pozo Polidoro

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

El Secretario del Tribunal

*A mi madre, mi padre y mi hermano.*

*A mi Tierra, El Salvador, porque mi gente tiene mucho que ofrecer al mundo.*



# Agradecimientos

---

*“La pasión solo es verdadera cuando es capaz de compartirse”.*

El presente proyecto ha sido producto de una de las líneas de trabajo que se derivó del proyecto AirWhale; un proyecto que tuvo su origen en el seno de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería en la asociación de alumnos ESITECH.

El presente proyecto no hubiese sido posible sin el apoyo de los demás miembros del equipo AirWhale; José Luis, Juan Carlos, Alejandro, Ana, Elena, Miguel y sobre todo de los miembros de la división Aeromecánica, Juan Carlos e Inmaculada, de la cual nacieron 3 proyectos (incluido el presente) complementarios entre sí y, que vienen a desarrollar en su totalidad la forma y la estructura del cuerpo y de sus alas. Chicos, lo logramos.

Quisiera agradecer a mis padres y a mi hermano por el apoyo emocional que me brindaron durante la realización de este proyecto, por haber estado ahí a pesar de que nos separe el Océano Atlántico; a mis compañeros de piso Ramón y Cristian, por hacerme reír cuando más me hizo falta y a mis amigos, vosotros que habéis estado allí dándome ánimos para seguir adelante.

Quisiera agradecer a los profesores que nos brindaron apoyo en este proyecto y; que a pesar de no haber contribuido de forma directa con este proyecto, si lo hicieron con otras líneas de trabajo, como Daniel Limón Marruedo del Departamento de Automática y Sergio Esteban del departamento de Aeronáutica.

Por último agradecer a mi tutor, Enrique del Pozo, por todo el apoyo brindado durante todo el proyecto, sin su ayuda esto hubiese sido imposible.

A todos muchas gracias.



# Resumen

---

El presente proyecto, “*Diseño y dimensionado básico de aerostato dirigible de propulsión eléctrica*”, tiene su origen en la asociación de alumnos ESITECH de la Escuela Superior Técnica de Ingenieros de Sevilla.

El proyecto se basa en el concepto del AirWhale, una aeronave híbrida que combina las tecnologías multirotor de los drones junto con la tecnología del ala, como superficie de sustentación, para concebir un vehículo para vuelos de corta y media distancia; utilizando fuentes de energía alternativas al combustible, como la electricidad y energías renovables como la energía solar. El proyecto se puede dividir en 3 diferentes partes, en la primera de ellas se analiza las consideraciones sobre diseño de aeronaves, así como un estudio de materiales, cargas, modelado dinámico de ecuaciones y demás parámetros que conformarían parte de un diseño básico. Posteriormente, se obtendrá una primera estimación del peso de sus componentes; como la estructura, la góndola, las alas y los elementos de potencia.

La segunda parte consiste en el estudio del AirWhale como un producto en el mercado, para lo cual se presenta un Business case donde se estiman los costes de fabricación recurrentes y no recurrentes, los costes de desarrollo y los costes de operaciones; finalmente, se obtendrán conclusiones acerca de la viabilidad de inversión tras la comparativa con otras soluciones comerciales.

La tercera parte del proyecto consiste en el desarrollo de un modelo del AirWhale a escala; donde se ha obtenido, a través herramientas informáticas de CAD y modelado de elementos finitos, una estructura que es capaz de cumplir unos requerimientos estructurales ante condiciones normales de funcionamiento. Para el desarrollo de esta parte, se han utilizado materiales clásicos del aeromodelismo como la madera y el Cianocrilato. Este proyecto ha requerido la interacción entre diferentes equipos y proyectos; al ser un proyecto tan grande, es lógico pensar en una división del trabajo combinado con un modelo de trabajo que se adapte a la ingeniería concurrente; por lo que será frecuente ver referencia de valores obtenidos por otros miembros del equipo AirWhale.



# Abstract

---

This project, "Basic Design, Business Case and Prototyping Structural AirWhale" has its origin in ESITECH Alumni Association of the Technical Engineering School of Seville. The project is based on the concept of AirWhale, a hybrid aircraft that combines the multicopter technology of drones along with Wing airfoil technology to produce extra lift, resulting in a short/medium distance Vehicle that uses an alternative energy source to fuel such as electricity and other renewable energy like Solar. The project can be divided into 3 different parts, the first one explains the basic considerations for Airship design like materials, loads, dynamic modeling and other parameters that would form part of a basic design and finally obtaining a first estimate of the weight with all of its components such as the structure, the gondola, the wings and the power system. The second part is the study of AirWhale as a product on the market, in other terms, a business case where there are estimations for recurring and non-recurring manufacturing cost and also for development costs and operations costs that finally lead to positive conclusions in terms of investment in comparison with other market solutions. The third part of the project is the development of the structure of the prototype of the AirWhale, it was obtained through computer design tools (CAD) and finite element modeling tools, and is able to meet certain structural requirements in normal work conditions, for the prototype design, traditional materials such as wood and cyanoacrylate were used. This project required the interaction between different teams, being such a large project, is logical to consider divisions of the work combined with concurrent engineering philosophy, so it will be common in this document to see references of values obtained by other team members of the AirWhale project.

# Tabla de contenido

---

## Contenido

Agradecimientos .....	ix
Resumen .....	xi
Abstract .....	xiii
Índice de tablas.....	xix
Índice de Figuras .....	xxi
Capítulo 1: Introducción .....	1
Capítulo 2: Motivaciones.....	2
2.1 Descripción de la problemática.....	2
2.2 Alcance del proyecto.....	2
2.3 Objetivo general.....	2
2.3.1 Objetivos específicos .....	3
2.4 El AirWhale como proyecto colaborativo.....	3
2.6 Trabajos posteriores .....	3
Capitulo 3: Descripción de la idea.....	4
3.1 Inicio y concepción de la idea del AirWhale.....	4
3.2 Fases del proceso de desarrollo de la idea y proceso de diseño.....	5
3.2.1 Fases del proceso de diseño.....	5
3.3 Análisis DAFO de la idea del AirWhale.....	7
3.3.1 Debilidades .....	7
3.3.2 Amenazas.....	7
3.3.3 Fortalezas .....	8
3.3.4 Oportunidades.....	8
Capitulo 4: Desarrollo del Marco Teórico del AirWhale.....	10
4.1 Aeronaves y Drones de vuelo.....	10
4.1.1 Aeronaves .....	10
4.1.2 Drones .....	11
4.1.3 Alas y la sustentación.....	12
4.1.4 Vehículos Híbridos .....	12
4.1.4.1 Vehículos de ala rotativa .....	13
4.1.4.2 Vehículos de ala fija .....	13
4.2 Principios de la aerostática de las aeronaves.....	13
4.2.1 Principios de la aerostática.....	13

4.2.1.1 Presión atmosférica.....	14
4.2.1.2 Densidad. ....	14
4.2.1.3 El principio de Arquímedes. Empuje .....	14
4.2.2 La Aerostática de las aeronaves.....	15
4.2.2.1 Gases de llenado, Efecto del tamaño de la partícula. ....	15
4.2.2.2 Materiales para los contenedores.....	16
4.2.2.3 Material para los recubrimientos. ....	16
4.2.2.4 Tela solar.....	17
4.2.2.5 Calculo del empuje de la aeronave.....	17
4.2.2.6 Otros factores que influyen en el empuje.....	18
4.3 Principio de la aerodinámica de las aeronaves. Obtención de un sistema dinámico. ..	18
4.3.1 sistema de coordenadas.....	20
4.3.2 Ecuaciones de movimiento en vacío para el AirWhale .....	21
4.3.3 Ecuaciones de movimiento con términos aerostáticos y aerodinámicos del AirWhale.....	22
4.3.3.1 Drag .....	23
4.3.3.2 Fuerzas y momentos de masa añadida .....	23
4.3.3.3 Sustentación de las alas. ....	25
Capitulo 5: Diseño básico del AirWhale. ....	27
5.1 Carga de Pago. ....	27
5.2 Determinación del volumen del AirWhale.....	28
5.3 Estimación del peso estructural del AirWhale .....	28
5.3.1 Materiales estructurales. ....	29
5.3.1.1 Peso.....	29
5.3.1.2 Resistencia .....	29
5.3.1.3 Coste y fabricación .....	30
5.3.2 Duraluminio .....	31
5.3.3 Elección de la forma .....	31
5.3.4 Configuración de los rotores.....	34
5.3.4.1 Balanceo .....	34
5.3.4.2 Cabeceo.....	35
5.3.4.3 Guiñada.....	35
5.3.5 Configuración estructural. Primera estimación del peso estructural.....	35
5.3.5.1 Peso del conjunto alrededor de la estructura. ....	36
5.3.5.2 Peso de la estructura Interna. ....	36
5.3.5.3 Peso de la góndola .....	37
5.3.6 Primera estimación del peso del Ala. ....	38

5.3.7 Primera estimación del peso del tren de aterrizaje.....	38
5.4 Sistema de alimentación.....	39
Capítulo 6: Business Case.....	41
6.1 Resumen del Análisis DAFO.....	41
6.2 Análisis Business Model Canvas.....	42
6.3 Análisis de costes.....	43
6.3.1 Costes de diseño y desarrollo.....	44
6.3.1.1 Coste de horas de ingeniería.....	45
6.3.1.2 Coste de pruebas de Vuelo.....	45
6.3.1.3 Coste del soporte al diseño.....	46
6.3.2 Costes no recurrentes.....	46
6.3.2.1 Costes de Utillaje.....	46
6.3.2.2 Costes de Maquinaria de fabricación.....	47
6.3.2.3 Costes de control de la calidad.....	48
6.3.3 Costes recurrentes.....	48
6.3.3.1 Coste del Motor.....	48
6.3.3.2 Coste de aviónica y sistema de alimentación.....	48
6.3.3.3 Coste de fabricación.....	49
6.3.4 Costes de hora de ingeniería, fabricación, utillaje y control de calidad.....	49
6.3.5 Costes totales.....	50
6.3.5.1 Costes relacionados a la trabajo de fabricación.....	50
6.3.5.2 Costes relacionados a RDT&E.....	51
6.3.5.2 Costes horarios.....	51
6.3.6 Costes de operación.....	52
6.3.6.1 Costes administrativos y fees.....	52
6.3.6.2 Mantenimiento e inspecciones.....	53
6.4 Comparativa del AirWhale con el avión CN-235.....	53
6.4.1 C-235.....	54
6.4.1.1 CN-235-300.....	55
6.4.2 Comparación de costes.....	55
6.4.2.1 Consumo de combustible.....	56
6.4.2.2 Conste de fabricación.....	57
6.4.2.3 Eficiencia de carga de pago.....	58
Capítulo 7: Modelo del AirWhale.....	59
7.1 Alcance del prototipo.....	59
7.1.1 Especificaciones técnicas del prototipo.....	59
7.2 Estimación del peso de los componentes ajenos a la estructura.....	60

7.3 Estimación del volumen. Balance de potencia.....	61
7.4 Determinación de los materiales para el prototipo.....	62
7.4.1 Materiales Estructurales.....	62
7.4.1.1 Peso.....	62
7.4.1.2 Coste y facilidad de fabricación. ....	63
7.4.2 Madera de balsa. ....	63
7.4.2.1 Madera de Balsa como material Ortótropo.....	64
7.4.2.2 Propiedades mecánicas de la madera de balsa. ....	65
7.4.3 Soluciones comerciales de la madera de balsa.....	70
7.4.4 Soluciones comerciales de Recubrimiento.....	71
7.4.5 Contenedores de Helio.....	71
7.5 Configuración estructural.....	72
7.5.1 Configuración elipsoidal.....	72
7.5.2 Descripción básica del modelo. ....	72
7.5.2.1 La importancia de la división de los elementos. ....	73
7.5.2.2 La unión de los elementos.....	74
7.5.3 Disposición de las cuadernas y larguerillos.....	75
7.5.3.1 Disposición de las cuadernas.....	75
7.5.3.2 Disposición de los larguerillos. ....	82
7.5.4 Encajes para placa de componentes.....	84
7.5.5 Motores traseros.....	85
7.5.6 Presentación del modelo CAD del prototipo del AirWhale.....	86
7.6 Modelo de elementos Finitos.....	86
7.6.1 Material Library y Geometría.....	87
7.6.3 Orientación de los elementos.....	88
7.6.4 Contactos.....	94
7.6.5 Mallado.....	94
7.6.6 Condiciones de contorno. ....	96
7.6.7 Fuerzas aplicadas.....	97
7.6.7.1 Motores y carga de pago.....	97
7.6.7.2 Gravedad.....	100
7.6.7.3 Fuerzas aerodinámicas y aerostáticas.....	100
7.6.8 Resultados del proceso de diseño. ....	104
7.6.8.1 Estructura.....	108
7.6.8.2 Motores traseros.....	109
7.7 Unión con las alas. ....	110
7.7.1 Modelado en Solid Edge.....	110

7.8 Utilaje para la fabricación del prototipo .....	112
7.8.1 Definición de utilaje .....	112
7.8.2 Utilaje CAD .....	112
Capitulo 8: Futuras líneas de trabajo .....	115
Capitulo 9: Conclusiones y resultados.....	116
Referencias.....	118
Índice de conceptos.....	120
Glosario .....	121
Anexos.....	122
A1 Código MATLAB del la distribución de las presiones entre las cuadernas. ....	122

# Índice de tablas

---

Table 4- 1 Densidades de algunos gases en condiciones Normales .....	14
Table 5- 1 Densidades de algunos materiales posibles.....	29
<b>Table 5- 2</b> Especificaciones técnicas del Duraluminio 7075 [14].....	31
Table 5- 3 Composición del Duraluminio 7075.[14].....	31
Table 5- 4 Tabla de pesos del recubrimiento del AirWhale.....	36
Table 5- 5 Tabla de pesos del AirWhale.....	39
Table 5- 6 Tabla de potencias del AirWhale.....	39
Table 6- 1 Fudge Factors modelo DAPCA simplificado [19] .....	44
Table 6- 2 Fudge Factors modelo DAPCA completo .....	47
Table 6- 3 Coste del sistema de alimentación.....	49
Table 6- 4 Coste horario (referido a 2012).....	49
<b>Table 6- 5</b> Honorarios por uso del Aeropuerto según MIAMI-DADE AIRPORT .....	52
Table 7- 1 Tabla de pesos .....	60
Table 7- 2 Tabla de pesos. Pesos finales.....	61
Table 7- 3 Propiedades de la madera de balsa con humedad del 12% con densidad desconocida.....	67
Table 7- 5 Categoría de la madera según densidad.....	68
<b>Table 7- 6</b> Valores propuestos para el cálculo estructural.....	68
Table 7- 4 Propiedades de la madera de balsa en función de la densidad .....	68
<b>Table 7- 7</b> Valores de algunos módulos elásticos en función de la densidad [27] .....	69
Table 7- 9 Tabla de resistencias.....	70
Table 7- 8 Maderas de Balsa. Catalogo Cefiro II [citación].....	70
<b>Table 7- 10</b> ORACOVER AIR. Datos técnicos [citación].....	71
Table 7- 11 Disposición de las cuadernas.....	76
Table 7- 12 Parámetros de la Cuaderna 1 (CD1).....	78
Table 7- 13 Ensamblaje de la Cuaderna 2 (CD2).....	79
Table 7- 14 Parámetros de la Cuaderna 5 (CD5).....	80
Table 7- 15 Parámetros de la Cuaderna 7 (CD7).....	81
Table 7- 16 Ángulos de posicionado de los larguerillos.....	82
Table 7- 17 Convergencia de la solución utilizando el parámetro relevance. Valores en m y las cargas aplicadas solo corresponden a las de inercia.....	96
Table 7- 18 Extracto de Información del XFLR5 .....	102
Table 7- 19 Presiones equivalentes en cada cuaderna.....	103
Table 7- 20 Deformación máxima.....	108
Table 7- 21 Tensión máxima.....	109
Table 7- 22 Tensión mínima .....	109
Table 7- 23 Deformación máxima de los rotores.....	109



# Índice de Figuras

---

<b>Figure 3- 1</b> Tabla de competidores FYI. Fase 1[3] .....	4
<b>Figure 3- 2</b> Cronograma de actividades. ....	7
<b>Figure 3- 3</b> Tabla de competidores FYI. Fase 2 [3] .....	8
<b>Figure 4- 1</b> Sistema de coordenadas clásico de una Aeronave. [10] .....	20
<b>Figure 4- 2</b> Factores de matriz de masa [10] .....	24
<b>Figure 5- 1</b> Primeros diseños, AirWhale en su forma Esférica .....	32
<b>Figure 5- 2</b> Primer sketch del AirWhale en su forma trilobular. ....	32
<b>Figure 5- 3</b> AirWhale. ....	33
<b>Figure 5- 4</b> Balanceo, cabeceo y guiñada del AirWhale. ....	34
<b>Figure 5- 5</b> USS Shenandoah en construcción, mostrando estructura rígida, las células individuales de gas, y la cubierta de tela [15] .....	37
<b>Figure 6- 1</b> Modelo Canvas .....	42
<b>Figure 6- 2</b> Grafica comparativa de costes directos.....	50
<b>Figure 6- 3</b> Grafica comparativa de costes RDT&E. ....	51
<b>Figure 6- 4</b> Grafica comparativa de costes Horarios .....	51
<b>Figure 6- 5</b> CASA CN-235-300 MP Persuader de la Sociedad de Salvamento y Seguridad Marítima de España. ....	54
<b>Figure 6- 6</b> El consumo de combustible para diferentes A / C y el AirWhale .....	56
<b>Figure 6- 7</b> El coste de energía para CN-235 y el AirWhale. ....	57
<b>Figure 6- 8</b> El coste de fabricación para CN-235 y el AirWhale.....	57
<b>Figure 7- 1</b> Densidades de materiales propuestos .....	62
<b>Figure 7- 2</b> Tabla de volúmenes disponibles. ....	63
<b>Figure 7- 3</b> Madera de balsa [26] .....	64
<b>Figure 7- 5</b> Relaciones elásticas de algunas maderas. [26] .....	65
<b>Figure 7- 4</b> Direcciones principales de la madera [26] .....	65
<b>Figure 7- 6</b> Coeficiente de poisson de algunas maderas. [26] .....	66
<b>Figure 7- 7</b> Modulo de Young de algunas maderas. [26] .....	66
<b>Figure 7- 8</b> Factpr de seguridad debido a la humedad de algunas maderas. [26] .....	66
<b>Figure 7- 9</b> Ensayos de tracción de la madera en función de su densidad.[27] .....	67
<b>Figure 7- 10</b> Valores de Resistencia a compresión radial y transversal [27].....	69
<b>Figure 7- 11</b> Configuración de la cuaderna mayor del Prototipo .....	73
<b>Figure 7- 12</b> Cianocrilato .....	74
<b>Figure 7- 13</b> Configuración de una cuaderna del Prototipo .....	75
<b>Figure 7- 14</b> Disposición de las cuadernas del Prototipo .....	76
<b>Figure 7- 15</b> Plantilla de corte de las cuadernas .....	77
<b>Figure 7- 16</b> Ensamblaje de la Cuaderna 1 (CD1) .....	78
<b>Figure 7- 17</b> Ensamblaje de la Cuaderna 2 (CD2). ....	79
<b>Figure 7- 18</b> Ensamblaje de la Cuaderna 5 (CD5). ....	80
<b>Figure 7- 19</b> Ensamblaje de la Cuaderna 7 (CD7). ....	81
<b>Figure 7- 20</b> Posicionamiento de los larguerillos .....	82
<b>Figure 7- 21</b> Presentación de los larguerillos estándar. ....	83
<b>Figure 7- 22</b> Presentación de los larguerillos reducido .....	83

<i>Figure 7- 23 Cuadernas y larguerillos integrados.....</i>	84
<i>Figure 7- 24 Presentación de los encajes.....</i>	85
<i>Figure 7- 25 Presentación de los encajes de los motores traseros.....</i>	85
<i>Figure 7- 26 Presentación del modelo CAD del prototipo del AirWhale.....</i>	86
<b>Figure 7- 27 Vista general del programa ANSYS WORKBENCH 15.....</b>	87
<i>Figure 7- 28 Material Library.....</i>	87
<b>Figure 7- 29 Geometría importada en el programa.....</b>	88
<i>Figure 7- 30 Orientación del primer componente de las cuadernas y sistema de coordenadas.....</i>	89
<i>Figure 7- 31 Orientación del segundo componente de las cuadernas y sistema de coordenadas.....</i>	89
<b>Figure 7- 32 Orientación del tercer y cuarto componente de las cuadernas y sistema de coordenadas.....</b>	90
<i>Figure 7- 33 Orientación del quinto componente de las cuadernas y sistema de coordenadas.....</i>	90
<i>Figure 7- 34 Orientación del sexto componente de las cuadernas y sistema de coordenadas.....</i>	91
<i>Figure 7- 35 Orientación del primer componente de los larguerillos y sistema de coordenadas.....</i>	91
<b>Figure 7- 36 Orientación del segundo componente de los larguerillos y sistema de coordenadas.....</b>	92
<i>Figure 7- 37 Orientación del tercer componente de los larguerillos y sistema de coordenadas.....</i>	92
<i>Figure 7- 38 Evolución de la orientación local de los larguerillos y sistema de coordenadas.....</i>	93
<b>Figure 7- 39 Orientación de los soportes de motores y sistema de coordenadas.....</b>	93
<i>Figure 7- 40 Elección de los contactos para simular la unión por cianocrilato.....</i>	94
<i>Figure 7- 41 Mallado de la estructura.....</i>	95
<i>Figure 7- 42 Incremento de la densidad de Mallado de la estructura en las zonas de contacto, típico del Patch conforming.....</i>	96
<b>Figure 7- 43 Caras con desplazamiento relativo 0 (en color verde).....</b>	97
<i>Figure 7- 44 Aplicación de fuerzas de los rotores.....</i>	98
<i>Figure 7- 45 Modelado de las fuerzas de las alas.....</i>	99
<i>Figure 7- 46 Modelado de las fuerzas de la carga de pago.....</i>	99
<i>Figure 7- 47 Modelado del efecto de la gravedad.....</i>	100
<i>Figure 7- 48 Traspaso de Cargas a cuadernas.....</i>	101
<b>Figure 7- 49 Cuadro de dialogo para imponer fuerzas en el modelo.....</b>	103
<i>Figure 7- 50 Cuadro de dialogo para imponer fuerzas aerostáticas en dirección Y.....</i>	104
<i>Figure 7- 51 Deformaciones según eje Y.....</i>	105
<i>Figure 7- 52 Deformaciones según eje X.....</i>	105
<i>Figure 7- 53 Tensiones según eje X.....</i>	106
<i>Figure 7- 54 Deformaciones según eje Z.....</i>	106
<i>Figure 7- 55 Tensiones según eje Z.....</i>	107
<i>Figure 7- 56 Tensiones según eje Y.....</i>	107
<i>Figure 7- 57 Elemento de Anclaje del ala.....</i>	111
<i>Figure 7- 58 Configuración de Anclaje del ala.....</i>	111
<i>Figure 7- 59 Utillaje de Fabricación.....</i>	113
<i>Figure 7- 60 Huecos de anclaje del utillaje para la cuaderna.....</i>	113



# Capítulo 1: Introducción

---

El presente documento tiene por objeto presentarse como Trabajo Fin de Grado en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, bajo la tutela del Departamento de Mecánica y Fabricación.

El presente trabajo consta de 9 capítulos que desarrollan el diseño y dimensionado básico de la estructura de un aerostato para proyecto AirWhale. El segundo capítulo expone las principales motivaciones para la realización de este trabajo, describe el estado del Arte, define el alcance y objetivos del mismo. El capítulo 3 describe la idea básica del AirWhale, su concepción y el proceso de diseño; posteriormente, en el capítulo 4, se define el marco teórico del diseño básico del AirWhale, exponiendo las tecnologías base, los parámetros de diseño y obteniendo de un sistema de ecuaciones. En el capítulo 5 se expone el diseño básico del AirWhale, obteniendo estimaciones del peso de los componentes previamente definidos en este mismo capítulo. El capítulo 6 desarrolla el Business Case de la idea del AirWhale, exponiendo estimaciones de costes básicas; posteriormente, se expone una comparativa con aviones de carga de pago semejante. En el capítulo 7 se desarrolla el diseño estructural de un prototipo a escala para el AirWhale, a través de comprobaciones utilizando herramientas de elementos finitos; finalmente en el capítulo 8, se mencionan las futuras líneas de trabajo y en el capítulo 9, se exponen las principales conclusiones de este trabajo.

Espero que este trabajo sirva de provecho y motivación para todo aquel que busque entre sus hojas, con el fin de aprender.

# Capítulo 2: Motivaciones

---

Este capítulo tiene como objetivo describir las principales motivaciones para el desarrollo de este proyecto, el alcance del mismo y los objetivos que se pretenden conseguir con él. También, se expondrá como este trabajo ha formado parte de un proyecto colaborativo entre diferentes especialidades, llamado proyecto AirWhale.

## 2.1 Descripción de la problemática.

El combustible es el recurso energético más importante en el ambiente industrial y en la vida cotidiana. El ser humano consume millones de litros para poder mantener la vida tal como se conoce; sin embargo, el combustible no es un recurso renovable y está previsto agotarse para finales de este siglo; en otras palabras, es hora de buscar nuevas fuentes alternativas de energía. La industria aeronáutica, a diferencia de la industria automovilística, no ha tenido grandes avances en materia de vehículos híbridos o totalmente eléctricos; por tanto, es importante que también busquemos soluciones a esta problemática, en dicho sector.

De esta problemática, nace el Airwhale; como un vehículo aéreo destinado para afrontar la labor de transporte de pasajeros en corta y media distancia; utilizando energías alternativas al combustible.

## 2.2 Alcance del proyecto.

El alcance de este proyecto, se limitara a la realización de un diseño básico del AirWhale, un dimensionado y cálculo estructural de un modelo a escala para vuelo de interiores, sin efectos del ambiente. Todos los cálculos referidos a la estructura del modelo han sido obtenidos tras un diseño por elementos finitos, en el programa comercial ANSYS; sin embargo, no es objeto de este documento servir de manual sobre dicho programa.

También formara parte del alcance de este proyecto; la estimación de costes de fabricación, desarrollo y operación del Airwhale. Todos estos valores serán recogidos en un Business Case, donde se propone al Airwhale como posible solución comercial alternativa para transporte aéreo de media distancia.

## 2.3 Objetivo general

El objetivo de este proyecto es el diseño básico de aerostato, para distancias medias/cortas, que use una fuente de energía alternativa al combustible; junto con el desarrollo de un “Bussiness case” que apoye la viabilidad de la idea y un dimensionado estructural de un primer modelo a escala. Dicho vehículo será llamado **AirWhale**.

### 2.3.1 Objetivos específicos

- ✓ Determinación del peso equivalente aproximado y del tamaño del AirWhale.
- ✓ Definición de la forma y de la configuración de rotores del AirWhale.
- ✓ Calculo de costes de diseño, fabricación y operación del AirWhale.
- ✓ Comparación de los costes de diseño, fabricación y operación del AirWhale con un avión normal.
- ✓ Determinación de una configuración peso-volumen válida para el prototipo.
- ✓ Obtención de un sistema de ecuaciones para el posterior modelado dinámico del AirWhale.
- ✓ Determinación de la configuración estructural del prototipo.
- ✓ Definición del utillaje para apoyo a la fabricación.

### 2.4 El AirWhale como proyecto colaborativo.

Los alcances de este proyecto se limitan al diseño base del AirWhale y el cálculo estructural del modelo a escala. Este proyecto forma parte de una línea de investigación más compleja que, junto con otras, define en su totalidad el proyecto AirWhale. Las interacción de distintas líneas de trabajo, completan el diseño base presentado en este proyecto. Este proyecto ha requerido la interacción de varios alumnos realizando diferentes labores y teniendo reuniones periódicas para organizar trabajo. Este documento, junto con los trabajos realizados por Inmaculada Gómez [1] y Juan Carlos Mancebo [2], presenta el trabajo realizado por la división de Aeromecánica de la asociación y, por tanto; habrá una clara interacción entre estos 3 trabajos.

El sistema de trabajo se basaba en grupos independientes y colaborativos. Cada grupo se centro en un área a desarrollar; sin embargo, se mantuvo comunicación con los demás equipos para hallar soluciones conjuntas que cumplan los diferentes requisitos de cada grupo. Con este sistema se pretende alcanzar una máxima eficiencia y flexibilidad en el desarrollo del proyecto.

El trabajo realizado en cada subproyecto, además, servirá como proyecto de fin de grado de los integrantes de cada equipo de trabajo y, pueden ser consultados como información complementaria a este documento.

### 2.6 Trabajos posteriores

El fin último de este trabajo se orienta a la construcción del prototipo de interiores. Las líneas de trabajo posteriores se orientaran al desarrollo de prototipos más elaborados; que cumplen diferentes actividades y requerimientos.

# Capítulo 3: Descripción de la idea.

Este capítulo tiene como objeto la descripción del proyecto, de la idea base y la explicación de la línea de trabajo seguidas para su desarrollo. Por último, se presentan las futuras líneas de trabajo, las cuales requieren la información y las conclusiones obtenidas en este documento.

## 3.1 Inicio y concepción de la idea del AirWhale

Este proyecto, como ya se indicó previamente, consiste en el diseño de un vehículo aéreo de pasajeros con enfoque en la eficiencia y en el empleo de energías alternativas.

El concepto de AirWhale proviene de la fusión del concepto del aerostato y del Quadcopter. El aerostato dirigible, como máquina energéticamente eficiente debido al efecto del empuje; producto de la diferencia de densidades entre el aire y gas de llenado y el Quadcopter, como vehículo altamente maniobrable debido a su configuración multirotor. Como premisas en la fusión de estos dos conceptos en un solo diseño se añaden la comodidad de los pasajeros y la practicidad.

Este proyecto tuvo su origen como una iniciativa para la competición en el concurso internacional de Airbus “Fly your ideas”. Este proyecto tuvo que afrontar una serie de fases y de entregas, donde hizo falta la interacción de las personas involucradas en los diferentes subproyectos para poder afrontar dicho reto.



Figure 3- 1 Tabla de competidores FYI. Fase 1[3]

## 3.2 Fases del proceso de desarrollo de la idea y proceso de diseño.

En este apartado se explicara cómo se desarrollo la idea del AirWhale y el correspondiente proceso de diseño que acompaño al modelo a escala.

Para la realización de este proyecto, se ha tenido que utilizar herramientas de gestión de trabajo, como el programa de planificación de proyectos “MS-Project”. Ha sido fundamental para poder llevar a cabo este proyecto, la definición de hitos y fechas consistentes para poder ajustarse a los plazos de entrega del concurso.

Las fases del proceso de diseño del modelo a escala, que se debe seguir para validar al 100% la idea, sigue el siguiente esquema:

**Fase 1: Especificaciones del proyecto en su conjunto**

**Fase 2: Especificaciones y diseño CAD/CAM de prototipo indoor**

Fase 3: Construcción y validación del prototipo indoor

Fase 4: Especificaciones y rediseño para prototipo outdoor en entornos estructurados

Fase 5: Construcción y validación del prototipo outdoor

Fase 6: Especificaciones y rediseño para prototipo outdoor en entornos no estructurados

Fase 7: Construcción y validación del prototipo outdoor

Fase 8: Especificaciones y rediseño para prototipo de transporte de carga/1 persona

Fase 9: Construcción y validación del prototipo de transporte

Fase 10: Especificaciones y rediseño para prototipo de transporte de carga y personas

Fase 11: Construcción y validación del prototipo de transporte

Las fases 1 y 2 son las que abarcan el alcance de este proyecto; el resto de fases será desarrollado en un futuro y puede que forme parte del alcance de otros trabajos de la asociación.

### 3.2.1 Fases del proceso de diseño.

Para abarcar las fases 1 y 2, se ha recurrido al siguiente esquema de trabajo; es importante mencionar que muchos de los puntos han sido abordados en equipo y que solo de los puntos subrayados se tiene total autoría.

#### *3.2.1.1 Recopilar información, definir correctamente el estado del arte y analizar las propuestas de valor*

Para realizar esta tarea, ha sido necesaria la búsqueda de información en revistas científicas y otros recursos. Esta tarea ayudo a comprender la importancia del combustible en la industria aeronáutica y los problemas de eficiencia que esta situación lleva. Se han identificado las propuestas de valor y los requisitos (ingenieriles y de confort), para el desarrollo de un concepto comercialmente apetecible.

#### *3.2.1.2 Especificaciones técnicas:*

Para realizar esta tarea se ha combinado el diseño del modelo a escala y el diseño del AirWhale; así, poder comprobar la viabilidad del AirWhale través del modelo. Las tareas abordadas en esta fase de diseño son:

a) Diseño de los vehículos en general preliminar:

- ✓ Definir la forma y dimensiones.
- ✓ Definición del número de rotores y distribución de ellos.
- ✓ Estimación de la potencia necesaria.
- ✓ Los materiales que podrían ser utilizados.
- ✓ Escenarios de trabajo.
- ✓ Carga útil y Carga muerta.
- ✓ Arquitectura.

b) Dimensionamiento preliminar (en base a los requisitos CS25)

- ✓ Peso y Costo.

### ***3.2.1.3 Análisis preliminar del diseño:***

En esta tarea se abordan, nuevamente, los puntos anteriores con la información de algunas simulaciones, por ejemplo:

- ✓ ANSYS para el diseño y los materiales estructurales.
- ✓ XFLR5 para la aerodinámica, la forma y dimensiones.
- ✓ MATLAB (biblioteca electrónica) para el sistema de distribución y estimaciones de potencia.

Al final de la actividad PDR los requisitos para la AirWhale fueron completamente definidos y fijados.

### ***3.2.1.4 Revisión crítica del diseño***

En esta tarea, se han revisado los problemas encontrados en el diseño durante las fases anteriores y, se han realizado estimaciones más precisas acerca de la energía necesaria, dimensiones y métodos de almacenamiento de energía.

Al final de la actividad CDR, el diseño se fijó y se congeló. Se puede ver en la Figura 3-2, el esquema de trabajo seguido y su correspondiente cronograma.



### 3.3.3 Fortalezas

- ✓ Mayor autonomía que un helicóptero convencional, debido al ahorro de energía en vuelo estático. El AirWhale será capaz de realizar labores de reconocimiento, a distancias superiores a las de un helicóptero convencional.
- ✓ Mayor practicidad que un zeppelin convencional. El AirWhale solventara el problema de la baja velocidad del vehículo y reforzara la sustentación, a través de rotores. Todo lo expuesto anteriormente permitirá una reducción global del tamaño.
- ✓ No requiere combustible. En un futuro no muy lejano, cuando el combustible escasee, el AirWhale será una solución viable a la problemática del transporte.
- ✓ Incluye el concepto “Environmental Friendly”. Puede ser percibido muy favorablemente por la población.

### 3.3.4 Oportunidades

Este proyecto fue presentado en el concurso FLY YOUR IDEAS (FYI) patrocinado por AIRBUS. Esta competición internacional que tiene como objetivo la innovación del sector aeronáutico [3].

En la fase 1, se presentaron 538 equipos de todo el mundo [3], presentando ideas de proyectos según alguna de las 5 categorías mencionadas en las bases del concurso. Luego de una selección, nuestro equipo logró avanzar a la segunda fase del concurso, donde solo 100 equipos formaron parte de la competición.



**Figure 3- 3** Tabla de competidores FYI. Fase 2 [3]

Concretamente en Europa Occidental, la situación de la competición en la segunda fase se reduce a:

1. Universidad de Sevilla: 1 equipo (**Equipo AirWhale**)
2. Universidad Carlos Tercero de Madrid: 1 equipo (**España**)
3. Ecole Nationale de l'Aviation civile – ENAC: 1 equipo (**Francia**)
4. Institut National des Sciences Appliquées de Lyon: 1 equipo (**Francia**)
5. Université Paris-Sud 11 – UPS: 1 equipo (**Francia**)
6. Delft University of Technology: 1 equipo (**Países bajos**)
7. University of London - Queen Mary: 1 equipo (**Reino Unido**)
8. University of Bristo: 1 equipo (**Reino Unido**)
9. RWTH Aachen University: 1 equipo (**Alemania**)

Dichos datos fueron extraídos de la página de la competición [3].

# Capítulo 4: Desarrollo del Marco Teórico del AirWhale

---

Este capítulo tiene como objeto presentar las tecnologías empleadas en la concepción del AirWhale, junto con los principales parámetros de diseño que se han considerado. Posteriormente, con dichos parámetros; tomando en cuenta los principios de la aerodinámica y aerostática se ha obtenido un sistema dinámico de ecuaciones.

## 4.1 Aeronaves y Drones de vuelo.

En esta sección, se definirán las ideas básicas de las tecnologías base para el desarrollo del AirWhale, como lo son las Aeronaves y los Drones. Se presentan, además, las principales características que se pretende alcanzar con dicha fusión.

### 4.1.1 Aeronaves

En este apartado, se describirá a grandes rasgos la tecnología de las aeronaves y las principales ventajas que se pretende extraer de estas, para su incorporación en el diseño del AirWhale.

El AirWhale tendrá incorporado en su diseño la tecnología de los aerostatos. Un dirigible o aerostato es una maquina mucho más ligera que el aire; esta tecnología se basa en el principio de empuje de Arquímedes, ver *sección 4.2*. La definición formal según la RAE es: “*Un aerostato o aeróstato es una aeronave provista de uno o más recipientes llenos de un gas más ligero (de menor densidad) que el aire, que puede elevarse o permanecer inmóvil en el mismo*”. [4]

A grandes rasgos, los dirigibles tiene una enorme ventaja energética respecto a los aviones; los dirigibles pueden no depender de combustible para su funcionamiento, a diferencia de los aviones; para los cuales, los modelos eléctricos o incluso híbridos no están totalmente desarrollados. Los dirigibles obtienen la sustentación para mantener el vuelo de la diferencia de densidades entre el gas de relleno y el aire.

Sin embargo, los aerostatos cuentan con dos grandes desventajas: Los aerostatos tienen un innegable volumen, es decir, los aerostatos o dirigibles necesitan grandes cantidades de gas para poder mantener el vuelo; por lo que, para una misma carga de pago, el avión tendría muchísimo menos volumen que un dirigible. La segunda de las desventajas es su poca velocidad, los dirigibles se mueven a velocidades del orden de 115 km/h ó 120 km/h; por tanto, son claramente inferiores (en este sentido) a los aviones convencionales, que pueden alcanzar velocidades de 700 km/h.

La ventaja que se extraen de este tipo de vehículos es su poca necesidad energética. Los aerostatos no necesitan mucha potencia para mantener el vuelo; incluso, pueden mantener el vuelo sin necesidad de motores.

### 4.1.2 Drones

En este apartado, se describirá, a grandes rasgos, la tecnología de los drones y las principales ventajas que se pretende extraer de estas, para su incorporación en el diseño del AirWhale.

Un dron es un vehículo aéreo no tripulado; dicho de otra forma, los drones son vehículos sin piloto humano a bordo. Se pueden clasificar en dos categorías según el tipo de control del mismo:

- ✓ Aviones Autónomos
- ✓ Dirigidos por control remoto

Actualmente, los drones son muy populares entre la población en general por su pequeño tamaño y su fácil control. Los drones tienen la capacidad de volar a elevadas velocidades respecto a su peso, sin el uso de combustible, a través de una configuración eléctrica de potencia. Sin embargo, el uso de un sistema de alimentación eléctrico lleva consigo el uso de pesadas (y grandes) baterías, para dicha alimentación. El peso de dichas baterías constituye entre el 30% y el 50% del peso total del dron. A pesar de tener un peso de batería tan importante en el cómputo global, la mayoría de drones solo pueden volar alrededor de 20 min.

El dron mas básico y del cual se extrajo la parte tecnológica para el concepto del AirWhale, es el Quadcopter.

Un Quadcopter es un helicóptero simplificado que utiliza sus 4 rotores para las tareas de sustentación y elevación. El principio de los Quadcopter es el mismo que el de un helicóptero, con la ventaja que su configuración en cruz permite un control mayor que el de un helicóptero. Los Quadcopter utilizan dos conjuntos de hélices fijas idéntica, unas orientadas en el sentido de las agujas del reloj (CW) y dos en sentido anti-horario (CCW).

El movimiento el vertical puro se realiza mediante el incremento de las RPM de cada uno de los motores por igual; sin embargo, para excitar el resto de los grados de libertad (3 giros y 2 movimientos) se genera una diferencia en las RPM de cada uno de los motores. La diferencia de RPM permite incrementar el ángulo de inclinación del Quadcopter y así, moverse en el plano de la misma forma que un helicóptero. En pocas palabras, el control de movimiento del vehículo se consigue mediante la alteración de la velocidad de rotación de uno o más discos de rotor; es decir, cambiando así sus características de carga de par y el empuje / elevación.

Por lo anteriormente dicho, los drones tienen tres características que se utilizaran en el concepto del AirWhale:

- ✓ Vuelo a alta velocidad
- ✓ Gran precisión en el control por la configuración de varios rotores
- ✓ Arquitectura de potencia y alimentación centrada en la energía eléctrica

Ahora se exponen las características que tienen las tecnologías base que se desea integrar en nuestro diseño:

- ✓ Largo tiempo de vuelo
- ✓ Energía eléctrica como fuente de energía
- ✓ Vuelo a alta/media velocidad
- ✓ Configuración multirotor

### 4.1.3 Alas y la sustentación.

En este apartado, se pretende describir de forma sencilla el principio de funcionamiento de las Alas y las ventajas en su incorporación al diseño del AirWhale.

Se consideraran el uso de alas en el diseño como elemento sustentador. Las alas son un elemento típico de los aviones y son el principal generador de sustentación de los mismos. La sustentación es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad del corriente incidente [5].

En aeronáutica, se denomina ala a “un cuerpo aerodinámico formado por una estructura muy fuerte estructuralmente, que es capaz de generar una diferencia de presiones entre su cara superior y su cara inferior al desplazarse por el aire lo que produce la fuerza ascendente de sustentación que mantiene al avión en vuelo”. [5]

La incorporación de alas podría aliviar las necesidades de sustentación por parte de los rotores; en otras palabras, permitirá una disminución de su tamaño y por ende de las baterías que lo alimentan. Se concluye que: La incorporación de las alas conlleva a una compensación del peso (durante el vuelo), por lo que será **importante su incorporación en nuestro diseño**.

### 4.1.4 Vehículos Híbridos

En este apartado se describirá, de forma general, los aerostatos híbridos o vehículos híbridos como son conocidos en la literatura [6]. Los vehículos híbridos son una nueva línea de trabajo de las aeronaves convencionales; la cual, constituye la línea de trabajo o investigación que intenta perseguir el AirWhale.

Los vehículos híbridos se pueden definir como una combinación entre la tecnología “Lighther than Air (LTA)”;

típica de las aeronaves, como ya se expuesto previamente, y de la tecnología “Heavier than Air (HTA)” como el caso \de los helicópteros. Dicho esto, es claro que se puede describir al AirWhale como un vehículo híbrido; sin embargo, se verá cómo no encaja en ninguna de las dos grandes categorías de vehículo híbrido.

Los vehículos híbridos se pueden dividir en dos grandes grupos:

- ✓ Vehículos de ala fija, como los aviones
- ✓ Vehículos de ala rotativa, como los helicópteros

El AirWhale sería una tendencia alternativa a estas dos, al combinar tanto ala fija, como rotativa.

#### 4.1.4.1 Vehículos de ala rotativa

Los rotores generan sustentación adicional, como en el caso de un helicóptero. Algunos ejemplos desarrollados en los periodos entre las guerra mundiales utilizan los rotores para control vertical solamente, con hélices accionadas adicionales para el vuelo hacia delante, como en el autogiro.

Normalmente la sustentación aerostática es suficiente para soportar el peso de la propia nave, mientras que cuando se realiza una carga de los rotores proporcionan elevación adicional según sea necesario. [6]

#### 4.1.4.2 Vehículos de ala fija

Algunas aeronaves, así como se pretende en el AirWhale, ya han sido equipadas con alas de aviones con la intención de proporcionar sustentación dinámica adicional. Sin embargo, la elevación adicional de los aviones puede ser menos eficiente que el simple aumento del volumen de la aeronave (citación).

A velocidades bajas del aire, de 60 mph (97 km / h) o menos, el aumento en la elevación obtenido por el uso de aviones en un dirigible requeriría un aumento desproporcionado de la potencia del motor y el consumo de combustible en comparación con el aumento del tamaño de las bolsas de gas. [Citación] Además, la unión de las superficies de vuelo a la envoltura del dirigible requeriría el fortalecimiento estructural significativo y acompañando el aumento de peso. [6].

## 4.2 Principios de la aerostática de las aeronaves.

Esta sección se divide en dos apartados; el primero pretende exponer los principios de la aerostática; en el segundo, se pretende aplicarlos al funcionamiento de las aeronaves. Se presentan, además, algunos parámetros de diseño que en base a os principios de la aerostática quedaron fijados en el proceso de modelado.

### 4.2.1 Principios de la aerostática.

En este apartado se pretende describir los principios de la aerodinámica, definiendo conceptos como la presión atmosférica, densidad y el principio fundamental de la aerodinámica; es decir, el empuje o principio de Arquímedes.

Primero se definirá, según la RAE, el concepto de aerostática como: “*la ciencia que estudia el comportamiento de los gases que no están en movimiento*” [4]. Esta definición se contrapone con la de aerodinámica, que estudia el comportamiento de los gases que si están en movimiento.

### 4.2.1.1 Presión atmosférica

La presión atmosférica se puede entender como la fuerza por unidad de superficie (*presión*) que ejerce el aire de la atmosfera (*atmosférica*) sobre un cuerpo. La presión atmosférica varía de un punto a otro en el globo terráqueo [7], pues no es otra cosa que el peso de la columna de aire que está justo sobre el cuerpo; en pocas palabras, la presión atmosférica depende de:

- ✓ Altura
- ✓ Densidad del aire.
- ✓ Temperatura

Por lo que será un parámetro a considerar una vez conocido la altura de vuelo estimada del AirWhale.

### 4.2.1.2 Densidad.

La densidad se puede definir, según la RAE, como “*la cantidad de masa por unidad de volumen de un cuerpo, material, fluido gas, etc.*” [4]. En el ámbito de este trabajo, los gases, la densidad no se mantiene constante para una temperatura dada; es decir, que su volumen varía constantemente.

Gas	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )
Aire	1,205
Dióxido de Carbono (CO <sub>2</sub> )	1,842
Etano (C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> )	1,264
Helio (He)	0,1664
Hidrógeno (H <sub>2</sub> )	0,0893
Oxígeno (O <sub>2</sub> )	1,331

*Table 4- 1 Densidades de algunos gases en condiciones normales*

### 4.2.1.3 El principio de Arquímedes. Empuje

“Un cuerpo total o parcialmente sumergido en un fluido en reposo, recibe un empuje de abajo hacia arriba igual al peso del volumen del fluido que desaloja” - Arquímedes.

Esta fuerza descrita anteriormente es conocida como empuje y es el principio básico de los vehículos más ligeros que el aire (LTA). El empuje es el que permite la ascensión por el fluido hasta que el empuje se igual al peso. El principio de Arquímedes se puede enunciar como:

$$E = \rho * V * g \quad \text{ec. (4 - 1)}$$

Donde:

V: Volumen del fluido desalojado.

$\rho$ : Densidad del fluido desalojado.

g; Gravedad.

En el caso de las aeronaves, hay que tomar en cuenta el empuje, producto de la diferencia de densidades entre el aire exterior y la del gas interior, en el cálculo de las fuerzas.

## **4.2.2 La Aerostática de las aeronaves.**

En este apartado se aplicaran los principios de la aerostática al funcionamiento de las aeronaves; es decir, un vehículo más ligero que el aire (en su conjunto). Como es bien sabido, el principio de funcionamiento de las aeronaves recae en el principio de Arquímedes, al ser estas capaces de sustentarse por su propia cuenta.

Posteriormente, se hará un barrido por las principales consideraciones de diseño de las aeronaves que servirán como premisas en el diseño del AirWhale y de su modelo a escala.

### **4.2.2.1 Gases de llenado, Efecto del tamaño de la partícula.**

En este punto se estudiarán los diferentes tipos de gases de llenado que se podrían utilizar con el AirWhale. Históricamente, los gases de llenado por excelencia han sido el helio y el hidrogeno. El tipo de gas empleado, debido al tamaño de partícula, determinará el tipo de material para los contenedores de gas (más información sobre los contenedores se puede consultar en el *punto 4.2.2.2*). Mientras más pequeña sea la partícula, más sencillo es que esta se escape del contenedor, sin embargo, partículas más grandes tienen un peso mayor y por lo tanto, proporcionarán menos empuje.

#### **4.2.2.1.1 Hidrogeno**

El hidrogeno fue el gas que se uso en la segunda guerra mundial para el llenado de las aeronaves, sin embargo, es un elemento que reacciona con el oxígeno (combustible); y por lo tanto, fue descartado debido a los varios accidentes que implicó dicha propiedad. El accidente más recordado es el LZ 129 Hindenburg, que fue destruido a causa de un incendio cuando aterrizaba en Nueva Jersey. El accidente ocasionó la muerte de 36 personas.

#### **4.2.2.1.2 Helio**

El helio es un elemento que no reacciona con el oxígeno (por ser un gas noble), y ha sido el remplazo del hidrogeno como elemento principal en las aeronaves. Dicho esto, se ha considerado este gas como gas de llenado de los contenedores del AirWhale. Sin embargo, debemos hacer constar que, el uso de helio tiene problemas de cara a la estanqueidad de los contenedores. El helio posee partículas pequeñas (incluso más pequeñas que las del hidrogeno) por lo que será necesario la consideración de un material estanco para los contenedores.

Otros de los factores considerados para escoger helio como elemento de llenado ha sido la disponibilidad del mismo y a su bajo coste comparado con el del hidrogeno.

#### 4.2.2.2 Materiales para los contenedores.

El material para los contenedores exige una serie de propiedades importantes y diversas; por lo que, el material del cual está hecho tiene que cumplir, al menos, los siguientes objetivos:

- ✓ Baja permeabilidad tanto del helio como del aire, para evitar tanto el escape del helio como la contaminación del mismo por aire proveniente del exterior.
- ✓ Buenas propiedades ante la abrasión y cambios de temperatura.
- ✓ Bajo peso.

Los contenedores son continuamente inflados y desinflados, además de soportar choques contra la estructura interna; es por eso que se les exige resistir flexión y abrasión continua sin disminuir la permeabilidad. Generalmente, para este tipo de configuraciones, se suele usar una mezcla de nylon (de bajo peso) recubierto de poliuretano por ambos lados. Para incrementar la rigidez del contenedor se suele además recubrir con poliéster.

Además del peso de los contenedores, la estanqueidad es un factor fundamental para las aeronaves, sobre todo para las que, como la nuestra, es el principal factor que les permite volar. La fuga de gas es el principal factor que disminuye el empuje del gas y a su vez el más peligroso.

Debido a las condiciones de trabajo de los contenedores y al no estar a todas las cargas aerodinámicas se asume que se no requiere de un material tan resistente como el material de recubrimiento. Para el modelo a escala, sin embargo, utilizaremos unos globos de PVC especiales para dirigibles de aeromodelismo, por motivos de precio y de disponibilidad.

#### 4.2.2.3 Material para los recubrimientos.

El recubrimiento exterior del AirWhale tiene que cumplir una serie de propiedades clave. El recubrimiento se ve expuesto a una serie de sollicitaciones mecánicas mucho más importantes que las de los contenedores de helio, estas propiedades se pueden resumir en:

- ✓ Alta resistencia. La resistencia determinara el tamaño máximo del recubrimiento.
- ✓ Buenas propiedades específicas.
- ✓ Baja permeabilidad. El escape del helio determinara la capacidad y el coste de operaciones.
- ✓ Resistencia a la degradación atmosférica debido a la temperatura, humedad y luz ultravioleta. Estos factores van a determinar la vida del recubrimiento y sus requerimientos de mantenimiento.
- ✓ Resistencia a la rotura.

Actualmente no se usa solo un tipo de material para realizar el recubrimiento, sino materiales laminados. Los materiales laminados utilizan una serie de materiales con diferentes propiedades para obtener un material “compuesto” con la suma de todas esas propiedades. Las diferentes capas del recubrimiento determinaran que material se utiliza en cada capa. Las principales capas se pueden enumerar en:

- a) Capa de protección contra el medio ambiente.

- b) Capa adherente.
- c) Capa de retención de Gas.
- d) Capa Adherente.
- e) Capa de resistencia a los esfuerzos.
- f) Capa adherente.

Los materiales que se proponen para esta configuración son:

- a) Poliuretano como capa de protección contra el medio ambiente; debido sus propiedades de permeabilidad, su disponibilidad y una vida media de 5 años con muy poco mantenimiento.
- b) Hytrel como material de retención del gas; debido a sus excelentes propiedades contra la abrasión, sus buenas propiedades de permeabilidad, sus buenas propiedades de resistencia a los efectos del medio y a sus buenas propiedades específicas.
- c) Kevlar 49 como capa de resistencia a esfuerzos, debido a su bajo peso y excelentes propiedades específicas. El Kevlar 49 es una alternativa barata a otros materiales compuestos como la fibra de carbono y actualmente, es un material muy utilizado en las aeronaves.

Para el modelo a escala se usaran telas especiales de aeromodelismo por motivos económicos y de disponibilidad, con la tranquilidad de que se realizaran vuelos a baja altura, poca velocidad y sin exposición al medio.

#### **4.2.2.4 Tela solar**

En este apartado se expondrán las ventajas que podría suponer la incorporación de la tela solar en el diseño del AirWhale.

La Tela solar es un tejido que genera energía eléctrica cuando se expone a la luz solar, a través de un circuito fotovoltaico integrado.

Las telas solares a base de silicio son caras de fabricar, rígidas y frágiles. Las células fotovoltaicas de película delgada menos eficientes y basadas en polímeros orgánicos se pueden producir de forma rápida y barata. Estas también son flexibles y pueden ser cosidas sobre la tela [8].

Este tipo de incorporación podría alargar la vida de las baterías y ayudar a reducir el tamaño de las mismas. La configuración y la colocación no formara parte de este documento; sin embargo, se hará referencia a ellas en los cálculos de costes y otros parámetros afectados por su incorporación en el diseño, como lo será la forma del AirWhale.

#### **4.2.2.5 Calculo del empuje de la aeronave.**

Estableciendo un análisis simplificado de las aeronaves, para que se cumpla la condición de vuelo estático:

$$\sum F = 0 \quad ec. (4 - 2)$$

$$Lift = Weight$$

$$V_{airship} * \rho_{aire} = M_{sinhelio} + V_{airship} * \rho_{He} \quad ec. (4 - 3)$$

$$V = \frac{M_{sinhelio}}{\rho_{aire} - \rho_{He}} \quad ec. (4 - 4)$$

Se concluye que, tras de analizar la formula anterior, el empuje estático no depende de la forma; por tanto, el volumen será uno de los parámetros que mas influirá en el empuje. Es crucial mantener un balance entre el empuje y el volumen; después de todo, un volumen muy grande podría hacer poco práctico el diseño.

#### 4.2.2.6 Otros factores que influyen en el empuje.

Por supuesto hay otros factores que influyen en el empuje; por ejemplo, según la ecuación mostrada en *el punto 4.2.1.3*, el empuje depende de la densidad. La densidad del helio será un factor clave en el cálculo del empuje, por tanto, será importante mencionar los parámetros que controlan su valor.

La ecuación de los gases ideales, válida para el entorno en el que intentamos estudiar, se enuncia como:

$$P = \rho RT \quad ec. (4 - 5)$$

Es decir, se pueden establecer 3 valores que influirán en el valor de la densidad:

- ✓ El tipo de gas, ver *punto 4.2.2.1*.
- ✓ Presión atmosférica, ver *apartado 4.2.1.1*.
- ✓ Temperatura.

### 4.3 Principio de la aerodinámica de las aeronaves. Obtención de un sistema dinámico.

En esta sección, se van a analizar las principales fuerzas aerodinámicas para obtener un sistema dinámico de ecuaciones. Este sistema dinámico de ecuaciones ha sido utilizado por otros subproyectos para el control de la aeronave.

Durante el vuelo recto y nivelado, existen 4 fuerzas que influyen en la dinámica de cualquier avión o aeronave:

- ✓ Empuje
- ✓ Drag
- ✓ Peso

## ✓ Sustentación

En la sección anterior, se ha analizado la sustentación que produce el helio y se ha discutido el peso; sin embargo, se verá como aparecen, en este apartado, 3 nuevos términos que no tenían sentido en la aerostática y, que son muy importantes en la aerodinámica: El drag, el empuje y la sustentación alar. El empuje de los rotores será tratado más adelante en la **sección 4.3.3.1**.

Antes de estudiar el Drag, se estudiarán las ecuaciones de movimiento en vacío y luego se verán las implicaciones que tiene la presencia de un fluido que rodee al cuerpo en movimiento.

Para el desarrollo de esta sección se ha recurrido de la literatura referente a los modelos dinámicos de las aeronaves. Los modelos dinámicos de las aeronaves no están muy desarrollados y no se encuentran una gran variedad de modelos como en el caso de los aviones u otros vehículos HTA. La aerodinámica de las Aeronaves, a pesar de haber sido modelada por autores, como Pamadi [9], como un vehículo con la misma dinámica que un avión, presenta grandes diferencias debido al innegable efecto de la sustentación por efecto del helio, la interacción de las corrientes del aire y el efecto de la turbulencia. El efecto de la interacción de las corrientes de aire se ha denominado, en la literatura, como una fuerza y momento de masa añadida. Estas expresiones se enteran como las presiones generadas por la interacción entre el cuerpo y el fluido alrededor del cuerpo.

El modelo dinámico resultante de este proyecto ha sido basado en el modelo dinámico propuesto por Yuwen Li en su trabajo titulado “Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airships” [10], al que posteriormente se ha modificado para que se ajuste al modelo dinámico del vehículo AirWhale. A partir del modelo básico, se han realizado las siguientes modificaciones:

- ✓ Modificación del número de rotores a 4 con los correspondientes cambios en las fuerzas y momentos generados.
- ✓ Se ha añadido el efecto de las alas al sistema de ecuaciones, añadiendo 2 fuerzas básicas como son la sustentación y el drag.
- ✓ Se han determinado los valores y modelos de cálculo de los términos referentes a las fuerzas y momentos de masa añadido. Esta parte presentó gran complicación, al estar la mayoría de términos y parámetros referidos a una estructura trilobular.

Una vez mencionada mi aportación, cambios y modificaciones al sistema de ecuaciones base para la obtención de un nuevo modelo dinámico ajustado al modelo del AirWhale; se repasarán las hipótesis iniciales para el modelo dinámico modificado.

- ✓ Atmosfera estática.
- ✓ La masa del AirWhale se considera constante.
- ✓ Movimiento de sólido rígido; tanto de la estructura como de las alas.
- ✓ Se considera que existe un plano de simetría.

- ✓ Se considerara que los efectos de fuerza y masa añadida son mayoritariamente debidos al efecto del cuerpo.

### 4.3.1 sistema de coordenadas.

En este apartado, se va a definir el sistema de coordenadas empleado en la definición del sistema de ecuaciones dinámico. El centro de masas no permanece fijo respecto a la estructura debido al movimiento del gas dentro de los contenedores y de los contenedores mismos dentro de la estructura; en cambio, es sencillo referir el sistema de referencia al centro del volumen, de cara al modelado de ecuaciones. Otra razón para referenciar el sistema de referencia al centro de volumen es porque habrá simplificaciones importantes en los términos de matriz de masa añadida. Se deben asumir que el volumen no cambiara a lo largo del vuelo (para ello hará falta un material muy permeable).

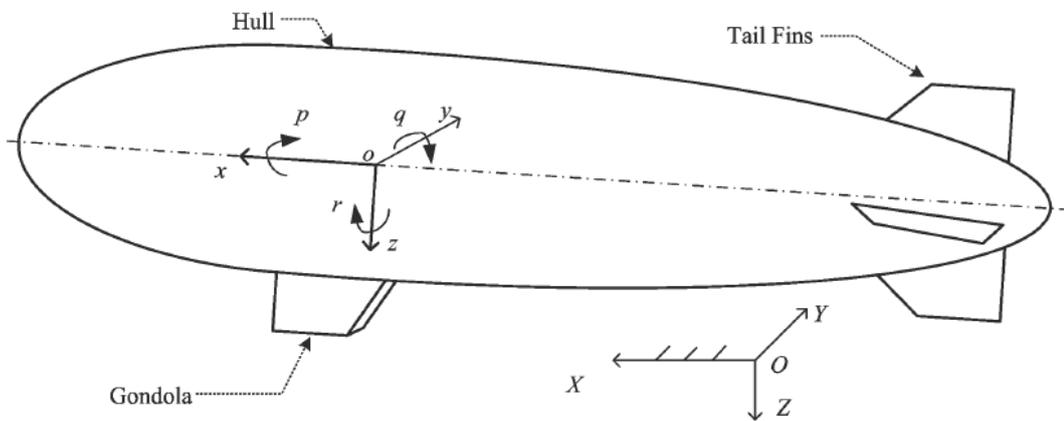


Figure 4- 1 Sistema de coordenadas clásico de una Aeronave. [10]

En este apartado, se referirá el sistema dinámico para una forma cualquiera; posteriormente, se analizara la forma y demás parámetros. En el sistema de coordenadas empleado, el eje x en dirección longitudinal del AirWhale apunta positivo a la nariz del mismo, el eje z siempre apuntando hacia abajo. Se obtendrán las ecuaciones en coordenadas de Euler, no solo por ser la tendencia clásica de la literatura sino, debido a las necesidades de control de los ángulos de rodadura, cabeceo y guiñada.

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi - \cos\psi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \cos\psi\sin\theta\cos\phi - \sin\psi\sin\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \text{ ec}(4-6)$$

Esta matriz servirá para el cambio de coordenadas cartesianas a coordenadas de Euler. Ahora procedemos a la determinación de las ecuaciones en vacío del AirWhale, los valores de las expresiones serán tratadas al final del capítulo.

### 4.3.2 Ecuaciones de movimiento en vacio para el AirWhale

En este apartado, utilizando un sistema de ecuaciones matricial, se desarrollaran las ecuaciones en vacio para el AirWhale. En vacio, sin presencia de aire, se tendrán las siguientes fuerzas actuando sobre el AirWhale en forma matricial:

$$\mathbf{M}_{masa} * \ddot{\mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_I + \boldsymbol{\tau}_G + \boldsymbol{\tau}_C \quad ec(4 - 7)$$

Donde:

$\mathbf{M}_{masa}$ : Es la matriz de masa del AirWhale (totalmente equipado).

$\mathbf{q}$ : Son las coordenadas de Euler.

$\boldsymbol{\tau}_I$ : Fuerzas debido a la Inercia.

$\boldsymbol{\tau}_G$ : Fuerzas debido a la gravedad.

$\boldsymbol{\tau}_C$ : Fuerzas debido al control.

Estas ecuaciones presentan un sistema de 6x6 en coordenadas de Euler, siendo las primeras 3 coordenadas referentes a la posición x, y, z del sistema de coordenadas y las siguientes 3 representando a los giros del sistema.

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} Rx \\ Ry \\ Rz \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad ec(4 - 8)$$

Detalladamente se explica cada uno de los términos referidos todos al sistema de coordenadas escogido situado en el centro de Volumen:

$$\mathbf{M}_{masa} = \begin{bmatrix} mI & -m\mathbf{r}_G \\ m\mathbf{r}_G & J \end{bmatrix} \quad ec(4 - 9)$$

$$\boldsymbol{\tau}_I = \begin{bmatrix} -m\mathbf{w} * \mathbf{v}_0 + m\mathbf{w} * \mathbf{r}_G * \mathbf{w} \\ -m\mathbf{r}_G * \mathbf{w} * \mathbf{v}_0 - \mathbf{w} * J\mathbf{w} \end{bmatrix} \quad ec(4 - 10)$$

$$\boldsymbol{\tau}_G = \begin{bmatrix} mg\hat{\mathbf{g}} \\ \mathbf{r}_G * mg\hat{\mathbf{g}} \end{bmatrix} \quad ec(4 - 11)$$

$$\boldsymbol{\tau}_C = \begin{bmatrix} Fm1 \\ \mathbf{r}_{m1} * Fm1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Fm2 \\ \mathbf{r}_{m2} * Fm2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Fm3 \\ \mathbf{r}_{m3} * Fm3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Fm4 \\ \mathbf{r}_{m4} * Fm4 \end{bmatrix} \quad ec(4 - 12)$$

Donde:

$Fm$ : es la fuerza del motor

$r_m$ : es la distancia desde el centro de coordenadas hasta la posición de uno de los motores.

$I$ : es la inercia del AirWhale

$m$  es la masa total (modulo)

$\mathbf{v}_0$ : Velocidad del centro de coordenadas

w: Velocidad angular

J: Matriz de segundos momento de inercia

La dirección del vector de gravedad en coordenadas de Euler es:

$$\hat{g} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad ec(4 - 13)$$

La configuración de rotores se puede consultar más adelante en este documento, en el capítulo 5.

### 4.3.3 Ecuaciones de movimiento con términos aerostáticos y aerodinámicos del AirWhale.

En este apartado se dará un paso más y se modificarán las ecuaciones añadiendo términos producto de la incorporación del sistema a un ambiente distinto al vacío (aire a presión atmosférica). Para analizar el efecto de la atmósfera se dividirán los nuevos términos en dos categorías, la primera referente a los términos producidos por la aerostática y posteriormente la aerodinámica del vehículo.

$$\mathbf{M}_{masa} * \ddot{\mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_I + \boldsymbol{\tau}_G + \boldsymbol{\tau}_C + \boldsymbol{\tau}_{As} + \boldsymbol{\tau}_{ad} \quad ec(4 - 14)$$

$$\boldsymbol{\tau}_{As} = \begin{bmatrix} -\rho g V_{HE} \hat{g} \\ -\mathbf{r}_0 \rho g V_{HE} \hat{g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\rho g V_{HE} \hat{g} \\ 0 \end{bmatrix} \quad ec(4 - 15)$$

Donde:

$\mathbf{M}_{masa}$ : Es la matriz de masa del AirWhale (totalmente equipado) (Matriz 6x6)

q: Son las coordenadas de Euler.

$\boldsymbol{\tau}_I$ : Fuerzas debido a la Inercia

$\boldsymbol{\tau}_G$ : Fuerzas debido a la gravedad

$\boldsymbol{\tau}_C$ : Fuerzas debido al control

$\boldsymbol{\tau}_{AS}$ : Fuerzas debido al lift del helio (independiente de la velocidad).

$\boldsymbol{\tau}_{Ad}$ : Fuerzas Aerodinámicas

En el cálculo de las fuerzas aerodinámicas se desarrollaran solo a los términos más influyentes del modelo, la mayoría de estos términos se producen por la interacción entre los diferentes elementos del AirWhale y el gas que lo rodea. En todo caso, se listan todas las fuerzas que deberían tomar parte del cálculo dinámico y se explicaran las consideradas.

- ✓ Fuerzas y momentos de masa añadida.
- ✓ Fuerzas viscosas sobre la superficie.
- ✓ Fuerza que actúa sobre los estabilizadores de cola.
- ✓ Fuerza sobre la superficie debida a los estabilizadores.
- ✓ Drag o resistencia aerodinámica.

### 4.3.3.1 Drag

En este punto se definirá el drag y su expresión como parte de las ecuaciones dinámicas. El drag es la fuerza que se opone al movimiento de un cuerpo dentro de un fluido. Esta fuerza se produce por el desprendimiento de la capa límite en las paredes del sólido, esto produce una asimetría en la distribución de presiones que genera dicha fuerza.

$$D = D_{al\grave{a}s} + D_{cuerpo} \quad ec(4 - 15)$$

$$D_{cuerpo} = \begin{bmatrix} -q_0 * Cd * S_h * \cos \alpha^2 \\ 0 \\ 0 \\ \mathbf{rd} * (-q_0 * Cd * S_h * \cos \alpha^2) \tilde{i} \end{bmatrix} \quad ec(4 - 16)$$

$$D_{al\grave{a}s} = \begin{bmatrix} -q_0 * Cd * S_a * \cos \alpha^2 \\ 0 \\ 0 \\ \mathbf{rd} * (-q_0 * Cd * S_a * \cos \alpha^2) \tilde{i} \end{bmatrix} \quad ec(4 - 17)$$

- q<sub>0</sub>: es la presión dinámica.
- Cd: es el coeficiente de resistencia aerodinámica.
- S<sub>a</sub> y S<sub>h</sub>: es la superficie de referencia utilizada.
- i: vector unidad en dirección x (en cartesianas).

Es importante mencionar que estas fuerzas de Drag están medidas en componente cartesiana y que deben de ser pasadas a coordenadas de Euler.

El desprendimiento de la capa limite es inevitable para cuerpos con tanto volumen para velocidades medias, por lo que será importante aprovechar el régimen turbulento para retrasar el desprendimiento de la capa limite y disminuir el coeficiente de resistencia aerodinámica.

### 4.3.3.2 Fuerzas y momentos de masa añadida

Las fuerzas y momentos de masa añadida pueden ser considerados como las presiones inducidas por la interacción fluido-estructura que deriva de un potencial bajo la condición de contorno que establece que el fluido se adhiere sobre la superficie del cuerpo.

Para un cuerpo rígido completamente sumergido en una cantidad de fluido ilimitada, los términos de masa añadida se pueden derivar mediante el uso de la ecuación de Bernoulli para encontrar la distribución de la presión sobre el cuerpo. Obteniendo finalmente una Matriz definida simétrica 6x6.

Para este cálculo de fuerzas y momentos solo se consideraran las fuerzas y momentos de masa añadida debido al cuerpo del AirWhale, y no respecto a las superficies de control por tener un cálculo más complicado y requerir el conocimiento de más términos.

Por definición, cuando se coloca el origen de coordenada dispuesto como en nuestro caso (en el centro de volumen), los términos de la matriz de fuerza y momentos de masa añadida son diagonales.

$$\tau_{A1} = - \begin{bmatrix} M_{11} & 0 \\ 0 & M_{22} \end{bmatrix} \ddot{q} - \begin{bmatrix} w * M_{11} * V_0 \\ V_0 * M_{11} V_0 + w * M_{22} w \end{bmatrix} \quad ec(4 - 18)$$

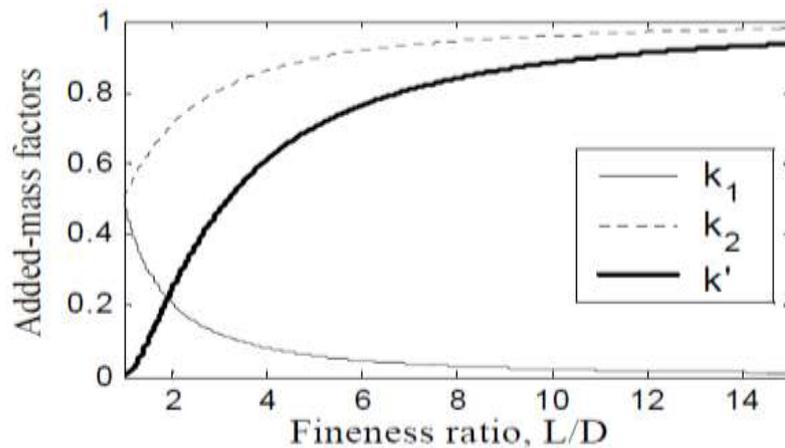
Se ve como hay dos términos claramente diferenciados, uno de ellos correspondiente con las aceleraciones (variación en el tiempo de las velocidades) y otro relacionado con el acoplamiento de la velocidad y de la velocidad angular. Para la estimación de los términos de la diagonal de las matrices M11 y M22, se utilizaran las siguientes relaciones:

$$m_{H11} = k_{11} * m_{a.despl} \quad ec(4 - 19)$$

$$m_{H22} = m_{H33} = k_{22} * m_{a.despl} \quad ec(4 - 20)$$

$$m_{H55} = m_{H66} = k_{pr} * I_{a.despl} \quad ec(4 - 21)$$

Donde los parámetros de masa, hacen referencia a la masa y a la inercia del aire que tiene el mismo volumen del AirWhale. Para el cálculo de los coeficientes, sin embargo, se ha tenido que hacer una aproximación tomando como si fuese un solo lóbulo elipsoidal, el uso de coeficientes ajustados a nuestra forma podría requerir un estudio de gran envergadura y a su vez, innecesario, se ha comprobado experimentalmente que los valores no varían mucho para objetos con más de un lóbulo. Los coeficientes de pueden ser obtenidos del parámetro L/D, también conocido como fitness ratio, donde L es la longitud en dirección axial del AirWhale y D el diámetro máximo.



**Figure 4- 2** Factores de matriz de masa [10]

### 4.3.3.3 Sustentación de las alas.

La sustentación producto del ala es la fuerza vertical y hacia arriba que experimenta un cuerpo fuselado al moverse a través de un medio fluido. Se puede modelar como:

$$L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -q_0 * Cl * S_a * \cos \alpha^2 \\ r\mathbf{l} * (-q_0 * Cl * S_a * \cos \alpha^2)\tilde{\mathbf{k}} \end{bmatrix} \quad ec(4 - 22)$$

$q_0$ : es la presión dinámica.

$C_d$ : es el coeficiente de resistencia aerodinámica.

$S_a$  y  $S_h$ : es la superficie de referencia utilizada.

$\mathbf{k}$ : vector unidad en dirección z (en cartesianas).

Es importante mencionar que estas fuerzas de sustentación o lift están medidas en componente cartesiana y que deben de ser pasadas a coordenadas cilíndricas.

Finalmente, se ha conseguido modelar una serie de fuerzas que aparecerán en el lado izquierdo de la ecuación (4-13) y que formaran parte del término de fuerzas aerodinámicas. El término de masa añadida se puede desagrupar y obtener una ecuación de movimiento simplificada. Se le recuerda al lector que la particularización de las ecuaciones se realizara en el capítulo 5.

$$M_{eq} * \ddot{\mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_I + \boldsymbol{\tau}_G + \boldsymbol{\tau}_C + \boldsymbol{\tau}_{As} + \mathbf{D} + \mathbf{L} + \boldsymbol{\tau}_{A1} \quad ec(4 - 23)$$

Una vez obtenido el sistema de ecuaciones dinámico, el siguiente paso sería coger el sistema de ecuaciones y generar con él un sistema de simulación a través de parámetros de entrada y de salida. Dicho estudio que luego permitirá el diseño de controles para el vuelo no ha sido considerado en este trabajo por formar parte del trabajo realizado por otro subgrupo del equipo AirWhale; dicho equipo tomo como punto de partida las ecuaciones derivadas de este documento para el desarrollo de su trabajo, es palpable la interacción entre los trabajos y el concepto de ingeniería colaborativa.

## 4.4 Particularización para el Airwhale.

En esta sección, vamos a particularizar el sistema de ecuaciones antes obtenidas para el casi del Airwhale. Para entender esta sección se le aconseja al lector el estudio del capítulo 5; se coloca esta sección en esta posición en el documento para darle continuidad a la lectura.

Habrán términos de los que no se pueda conocer valor en su totalidad, sin embargo, se usaran los valores estimados en el capítulo 5.

#### 4.4.1 Matriz de masa.

La matriz de masa no puede ser definida en su totalidad, puesto que no se conoce la distribución de la masa no es posible el conocimiento de las inercias, pero si de la masa total, por tanto:

$$m = 29477 \text{ kg} \quad ec(4 - 24)$$

$$r_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ rgz \end{bmatrix} \quad ec(4 - 25)$$

#### 4.4.2 Fuerzas aerostáticas.

Las fuerzas aerostáticas no pueden ser definidas en su totalidad, puesto que no se conocen las dimensiones exactas del Airwhale.

$$V_{He} = 10000 \text{ m}^3 \quad ec(4 - 26)$$

$$\rho = 0.1664 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad ec(4 - 27)$$

#### 4.4.3 Fuerzas aerodinámicas.

Las fuerzas aerodinámicas no pueden ser definidas en su totalidad, puesto que no se conocen las dimensiones exactas del Airwhale.

$$C_{dcuerpo} = 0.039 \quad ec(4 - 28)$$

$$C_{dala} = 0.0029 \quad ec(4 - 29)$$

$$C_L = 0.0554 \quad ec(4 - 30)$$

$$S_{plan} = N_l * V^{2/3} \quad ec(4 - 31)$$

$$S_{ala} = 3000 \text{ m}^2 \quad ec(4 - 32)$$

Se pueden consultar la obtención de la mayoría de estos valores del trabajo realizado por Inmaculada Gómez [1].

# Capítulo 5: Diseño básico del AirWhale.

---

Este capítulo tiene como objeto desarrollar el diseño básico del AirWhale. Se comenzará por la elección del volumen, elección de la forma, elección de materiales y estructura, determinación del peso de todos los componentes del AirWhale. Los elementos eléctricos solo serán mencionados por formar parte de las contribuciones de Juan Carlos Martín [11] al proyecto.

## 5.1 Carga de Pago.

En esta sección se calculará la carga de pago del AirWhale. La carga de pago se define, según la RAE, como: “La cantidad de bienes, que se transportan con el objetivo básico de obtener beneficios económicos” [4]. En la industria aeronáutica es un factor crítico que determinará la cantidad máxima de beneficios que puede obtener el cliente por viaje.

Para definir la carga de pago o útil (como parámetro de diseño) se deben de analizar las diferentes alternativas a nuestro vehículo; es decir, el autobús y el tren. Para distancias medias y cortas se ha considerado que 50 pasajeros con carga media de equipaje, un valor equiparable con un el de autobús e incluso con un avión pequeño para vuelos cortos. Para 50 pasajeros (con equipaje), siguiendo C S25 (Certification Specification for large Airplanes [12]), para determinar el factor de seguridad, se tiene:

$$(80 + 10) \frac{kg}{ps} * 1,5 = 135 \frac{kg}{psj} \quad ec(5 - 1)$$

$$135 \frac{kg}{psj} * 80 psj = 6750 kg \quad ec(5 - 2)$$

En total, 6750kg será la carga útil o de pago. Esta consideración de carga de pago solo considera la carga de pago directa, sin embargo, hay una carga de pago indirecta o asociada, entre los elementos que pueden conformar dicha carga de pago indirecta podemos mencionar:

- ✓ Equipos de salvamento
- ✓ Lavabos
- ✓ Personal adicional
- ✓ Elementos de marketing
- ✓ Bebidas o alimentos.
- ✓ Tipos de asiento y número de asiento.

El peso de dichos elementos no se calculara debido a que no formaría parte de un diseño básico. Algunos de estos elementos se pueden considerar dentro del peso de la Góndola.

## 5.2 Determinación del volumen del AirWhale.

En esta sección se va a calcular el volumen total del AirWhale utilizando el concepto de empuje previamente detallado en la **ecuación 4-4** y dada una carga de pago objetivo. Antes de comenzar este apartado se recordara lo mencionado en el **punto 4.2.2.4**. El empuje no depende de la forma, por lo que en este momento no será necesario el cálculo del empuje.

Para el cálculo del empuje será necesario determinar las condiciones de operación del AirWhale, es decir, la altura de vuelo del AirWhale para utilizar el valor correcto de densidad. Este dato (Altura de vuelo) se considerara de ahora en adelante un parámetro de diseño.

Considerando la aplicación del AirWhale, vuelo de media/corta distancia, y utilizando valores típicos para dirigibles con aplicaciones parecidas, se toma como altura de vuelo del AirWhale:

$$H = 3000 \text{ ft} \quad ec(5 - 3)$$

Una vez conocida la altura de vuelo, es posible fijar los valores de densidad del aire y del helio. El helio no proporcionará empuje al AirWhale, sino también volumen y un diseño de excesivo tamaño será perjudicial para este; más concretamente, se convierte el diseño del mismo poco práctico. Esta situación termina de apoyar la incorporación de las tecnologías de los drones y de las alas para potenciar el diseño de las aeronaves. Dotando al AirWhale de rotores y alas, se compensa parte del peso y controlar el volumen del AirWhale.

El proceso de cálculo del volumen del AirWhale, proceso iterativo, consistirá en fijar un volumen inicial según las soluciones comerciales de aerostatos de tamaño medio; posteriormente, calcular el peso de la estructura, sistema eléctrico, propulsión, rendimiento hasta encontrar un conjunto de ecuaciones valido.

Se tomara como valor inicial para el proceso iterativo un valor de:

$$V_o = 10000 \text{ m}^3 \quad ec(5 - 4)$$

Dicho valor es un valor de capacidad estándar para un aerostato de tamaño medio [13].

## 5.3 Estimación del peso estructural del AirWhale

Para realizar la estimación del peso estructural, primero se determinara el tipo de material que base para la construcción de la estructura interna. En esta sección primero se analizará los factores que serán clave en la determinación de dicho material. Posteriormente,

seleccionar dicho material, determinar la forma y la configuración estructural interna. Finalmente, se obtendrá el peso estimado estructural del AirWhale.

### 5.3.1 Materiales estructurales.

Para este apartado, se desglosaran las propiedades estructurales en cuatro grandes grupos. Se podrían analizar más propiedades, pero no tiene un efecto tan importante en el diseño como las cuatro siguientes:

- ✓ Peso.
- ✓ Resistencia.
- ✓ Corrosión.
- ✓ Coste.

#### 5.3.1.1 Peso

El peso es un parámetro a considerar muy importante para el diseño del AirWhale; un peso muy elevado incrementaría el volumen del AirWhale de forma descontrolada y haría el diseño del AirWhale poco práctico.

Si bien hay elementos que tienen mucha resistencia, como se verá más adelante, tienen un peso elevado, por lo que será importante escoger un material con propiedades intermedias, dándole mayor prioridad al peso e intentando compensar la resistencia mediante alguna configuración estructural.

Se presenta ahora una tabla con la densidad de algunos materiales.

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )
<b>Acero</b>	7.8
<b>Oro</b>	19.30
<b>Aluminio</b>	2.7
<b>Agua</b>	1
<b>Kevlar 49</b>	1.44
<b>Fibra de Basalto</b>	2.8
<b>Fibra de Carbono (T300)</b>	1.75

*Table 5- 1 Densidades de algunos materiales posibles.*

#### 5.3.1.2 Resistencia

La resistencia es un parámetro importante que deberá cumplirse no solo a temperatura media sino también a bajas temperaturas, con lo que los materiales con tensiones de transición dúctil - frágil muy altas quedaran descartados. Los materiales con bajo peso y baja resistencia también serán descartados. Lo importante son las propiedades específicas.

Dicho lo anterior, de ahora en adelante, se limitara el estudio a 2 tipos de materiales, el primero de ellos es el Duraluminio y como segundo tipo los materiales compuestos como el Kevlar 49 y la fibra de carbono.

El duraluminio es una aleación de aluminio con cobre, manganeso, magnesio y silicio. [14] Originalmente los aerostatos o dirigibles convencionales fueron fabricados de este tipo de material por sus excelentes propiedades, el duraluminio es una aleación de muy altas

características y resistencia tracción. Se emplea en la industria aeronáutica y de automoción.

- Buena mecanización.
- Poca resistencia a la abrasión.
- Poca resistencia a la corrosión, sin embargo su resistencia se puede mejorar en gran medida por unión metalúrgica de una capa superficial de aluminio de alta pureza.

Por el otro lado, la estructura atómica de la fibra de carbono es similar a la del grafito se pueden enumerar una serie de propiedades que caracterizan a la fibra de carbono:

- Muy elevada resistencia mecánica, con un módulo de elasticidad elevado.
- Baja densidad, en comparación con otros materiales como por ejemplo el acero.
- Elevado precio de producción.
- Resistencia a agentes externos.

### 5.3.1.3 Coste y fabricación

En este punto se analizará el coste de cada uno de los materiales. Se recuerda que el uso de materiales compuestos puede ser muy beneficioso para el diseño del AirWhale; puesto que, podría reducir de forma importante el peso; pero, también podría encarecer de forma importante el AirWhale.

Un análisis en profundidad de los costes de materia prima mostraría claramente la diferencia de inversión entre el duraluminio y la fibra de carbono. Además, en la fabricación es donde realmente hay una diferencia importante entre el trabajo con ambos materiales; debido a la facilidad de la mecanización, doblado y conformado del duraluminio respecto a las, innumerables, complicaciones del conformado de la fibra de carbono. Todo lo anterior, combinado con el costoso equipo que requiere su fabricación.

Además de una diferencia de costes importantes entre las materias primas y los métodos de fabricación, se debe también mencionar que los materiales compuestos, a diferencia de los metales, exhiben un fuerte comportamiento anisótropo y una variación de las propiedades mecánicas en función del camino de fabricación seguido. La utilización del duraluminio, por otro lado, puede simplificar enormemente los procesos de fabricación y la fiabilidad de los productos obtenidos.

Las estimaciones correspondientes a cada uno de los procesos de fabricación se pueden revisar en el **capítulo 6** de este documento. Finalmente se optara por la utilización del duraluminio para mantener la realización el concepto del lado de la factibilidad y de la viabilidad.

La incorporación de materiales compuestos se podría aprovechar en un futuro cuando se le puede sacar el máximo provecho a “la curva de aprendizaje”, de esta forma podríamos controlar la inversión en maquinaria y materia prima a un nivel optimo.

### 5.3.2 Duraluminio

Ahora se presentara, en este apartado, las especificaciones técnicas del Duraluminio que se ha considerado acorde para realizar la estructura interna del AirWhale. El Duraluminio escogido es el duraluminio 7075.

El Duraluminio 7075 es una aleación de aluminio dura, fuerte, ligera, reflectante e impermeable. Es un metal maleable, y encuentran en estado normal son suaves y dúctiles, pudiendo ser conformado fácilmente (rodado, doblados o forjados). Tiene una superficie delgada, que se compone de una capa de aluminio puro, que es resistente a la corrosión, y cubre el núcleo de este. Se utiliza en la construcción de aviones debido a su alta resistencia y bajo peso. [14]

Characteristic	Metric
Nominal Density (68° F / 20°C)	2.80 Mg/m <sup>3</sup>
Melting Range	532°C - 635 °C
Specific Heat (212 °F / 100°C)	960 J/kg-°K

*Table 5- 2 Especificaciones técnicas del Duraluminio 7075 [14]*

Chemical Composition Limits											
Weight%	Al	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Other Each	Others Total
7075 min	Rem	-	-	1.2	-	2.1	0.18	5.1	-	-	-
7075 max	Rem	0.40	0.50	2.0	0.30	2.9	0.28	6.1	0.20	0.05	0.15

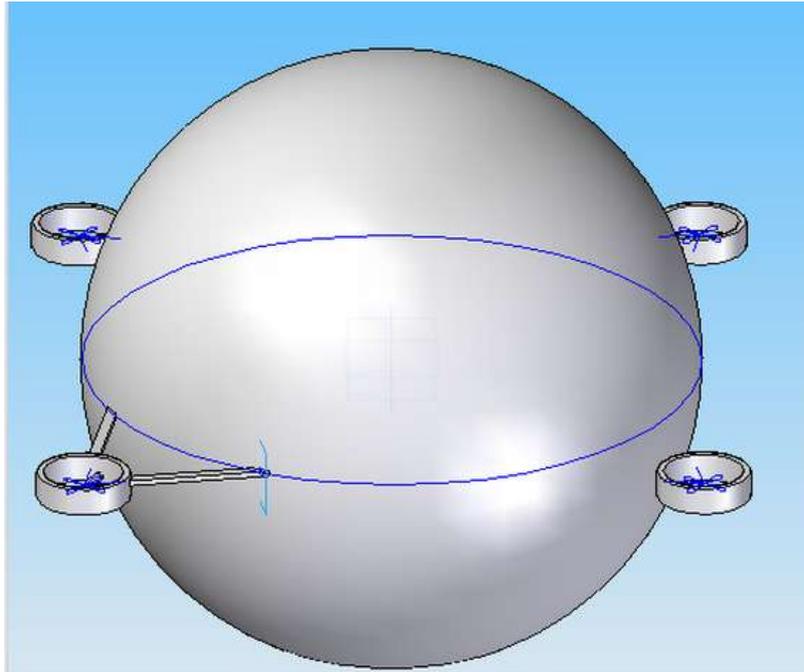
*Table 5- 3 Composición del Duraluminio 7075. [14]*

El Duraluminio 7075 T651 tiene una resistencia a la tracción de al menos 67,000-78,000 psi (462 a 538 MPa) y resistencia a la fluencia de 54,000-67,000 psi (372 a 462 MPa). Tiene un alargamiento hasta la rotura entre 3-9 %. [14]

El sufijo 51 de no tiene relación con algún tratamiento térmico, pero indica que el material ha sido liberado de tensiones por estiramiento controlado. El T651 se caracteriza por sus buenas propiedades de mecanizado y de forja.

### 5.3.3 Elección de la forma

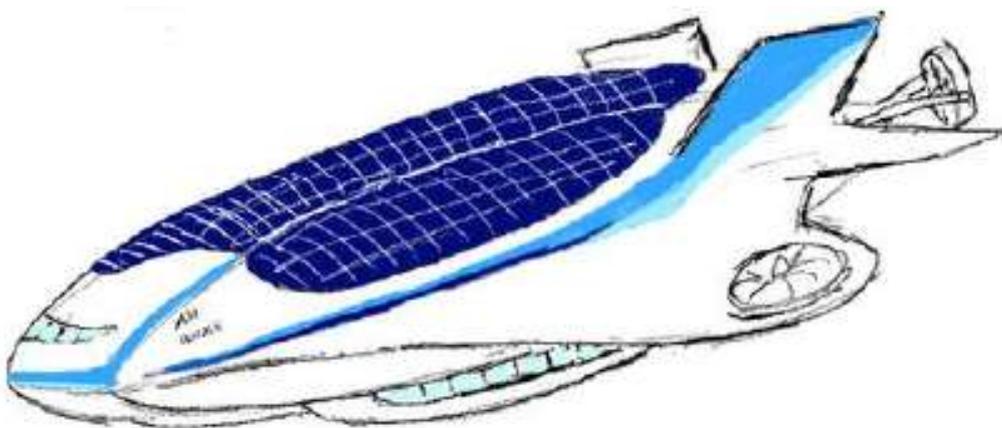
En este apartado se va a describir el proceso de determinación de la forma del AirWhale, este apartado se ha realizado de forma conjunta por el subgrupo de Aeromecánica y la elección ha sido desarrollada en función de parámetros aerodinámicos y factibilidad del diseño, muchas veces propiedades antagónicas. Este documento se va a limitar a mencionar la evolución de los diseños y a explicar algunos conceptos básicos sobre la practicidad y factibilidad del diseño. La evolución detallada de las propiedades aerodinámicas de cada uno de los perfiles puede ser revisado en las contribuciones de Inmaculada Gómez [1] y Juan Carlos Mancebo [2].



*Figure 5- 1 Primeros diseños, AirWhale en su forma Esférica*

La elección de la forma del AirWhale tuvo además grandes repercusiones en la visión del proyecto; una forma clásica de elipsoide haría ver al proyecto como un dirigible más que como un híbrido; sin mencionar, que la forma de elipsoide penaliza de forma importante una de la dimensiones de volumen, a diferencia de la esfera que posee simetría radial pero que, a su vez, tiene un peor coeficiente de resistencia aerodinámica o Drag respecto a la forma lobular de un dirigible.

De cara a la practicidad del diseño, el diseño esférico podría ser inviable de cara a su aterrizaje y sujeción dentro de un aeropuerto o dentro de la infraestructura que se tenga pensada. El diseño lobular además facilita la incorporación de elementos como la cabina o un tren de aterrizaje sin complicar el diseño.



*Figure 5- 2 Primer sketch del AirWhale en su forma trilobular.*

Los vehículos híbridos como el AirWhale, tienen que superar una serie de retos técnicos importantes para maximizar la eficiencia de su diseño; por ejemplo, la sustentación dinámica adicional aumenta la resistencia aerodinámica. Las corrientes actuales referentes a vehículos híbridos han optado por hacer el cuerpo más plano que las aeronaves convencionales, pero esto requiere más potencia propulsora al incrementar la cantidad de material de recubrimiento y, por lo tanto, el peso.



*Figure 5- 3 AirWhale.*

Si se quisiesen detalles sobre cómo se ha dibujado la figura 5-3 en Solid Edge se puede consultar el trabajo realizado por Juan Carlos Mancebo [2].

Las corrientes más modernas sobre vehículos híbridos emplean múltiples lóbulos en su diseño, incrementar el área superficial puede crear problemas como el incremento del volumen de los gases debido a tener una mayor superficie con exposición al sol. Sin embargo, se ha escogido un híbrido multi-lobular debido a que el perfil multi-lobular incrementara de forma más eficiente la sustentación aerodinámica obtenible, teniendo en cuenta que se utilizara tela solar para parte del recubrimiento del AirWhale y que en este caso si interesa una superficie grande para maximizar la absorción de energía solar. Debemos mencionar que además la forma multi-lobular disminuye la cantidad de recubrimiento requerido por el AirWhale.

Presentamos finalmente las dimensiones de AirWhale y la velocidad de crucero que hemos considerada adecuada para ser un convertirl al AirWhale en un competidor importante en los desplazamientos cortos y medios.

**Length:** 88.3m

**Width:** 19.6m

**Height:** 9.8m

**Wing area:** 3000 m<sup>2</sup>  
**Wing Airfoil:** S1223  
**Cruise flight speed:** 125 km/h

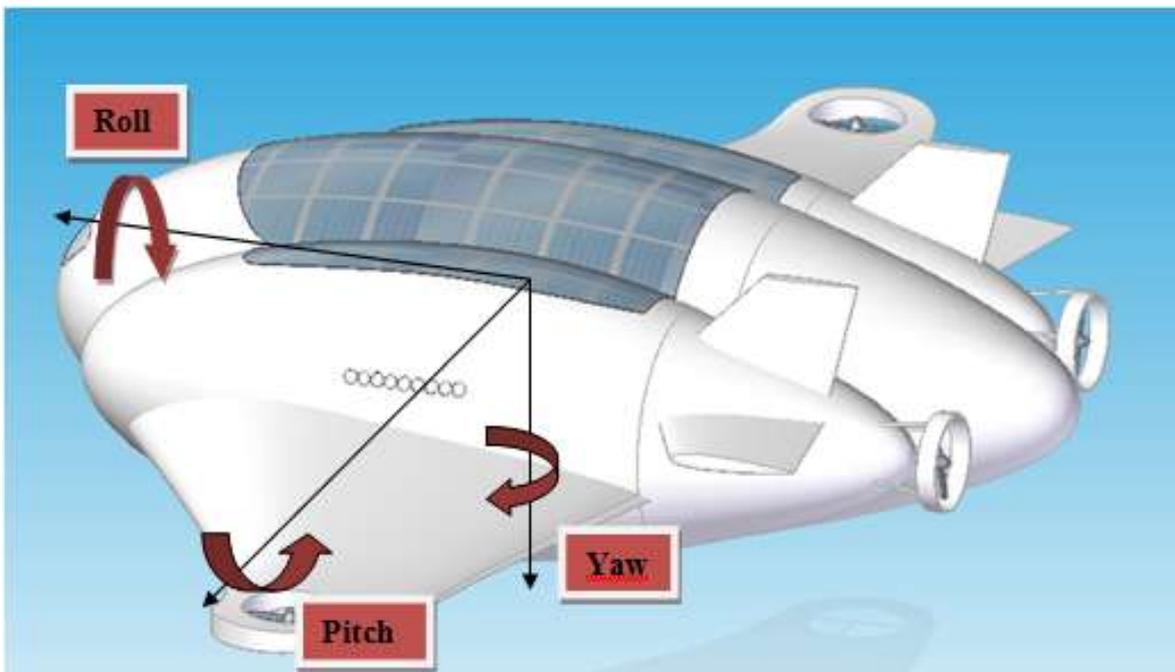
Los cálculos precisos de estos valores se pueden consultar en las contribuciones de Inmaculada Gómez [1]

### 5.3.4 Configuración de los rotores.

En este apartado se va a describir y explicar la configuración de los rotores escogida. La configuración de los rotores escogida, como ya se mencionó previamente en la sección 5.1, sigue la premisa del control de vuelo y maniobrabilidad obtenida por un Quadcopter.

La configuración escogida consta, como se puede ver en la figura 5-3, de dos rotores situados en las alas para proporcionar despegue vertical y dos rotores traseros con el fin de proporcionar empuje en vuelo en crucero. También contamos con superficies de control.

Ahora se describirá el control de los tres movimientos base de las coordenadas de Euler., balanceo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw).



*Figure 5- 4 Balanceo, cabeceo y guiñada del AirWhale.*

#### 5.3.4.1 Balanceo

El movimiento de balanceo se puede ver claramente en la figura 5-4. Para el control del movimiento de balanceo se utilizarán los dos rotores verticales, la forma de generar un momento que sea capaz de cambiar el ángulo de balanceo en estático se hará mediante diferencia de velocidad de giro entre ambos rotores, así, cuando un rotor gire a más velocidad este producirá mucha más propulsión y por lo tanto, ante esta diferencia de fuerzas que rompe con la simetría, se producirá un par que controle el ángulo de balanceo.

### 5.3.4.2 Cabeceo

El movimiento de cabeceo se puede ver claramente en la figura 5-4. Para el control del movimiento de cabeceo, utilizaremos las superficies de control para poder mover las hélices de las alas y poder generar un momento que pueda cambiar el ángulo de cabeceo.

### 5.3.4.3 Guiñada

El movimiento de guiñada se puede ver claramente en la figura 5-4. Para el control del movimiento de guiñada, utilizaremos las superficies de control de las alas y poder generar un momento que pueda cambiar el ángulo de Guiñada. También se pueden usar los rotores traseros para cambiar el ángulo de guiñada tal como se usan los motores laterales para cambiar el ángulo de balanceo, utilizando diferencia de fuerza entre ellos.

### 5.3.5 Configuración estructural. Primera estimación del peso estructural

En este apartado se va a definir la configuración estructural que será empleada en el diseño del AirWhale para el caculo del peso estructural. Para realizar dicha labor primero será necesario definir la configuración estructural; que por motivos de seguridad, rigidez, mantenimiento de la forma durante el vuelo se ha optado por mantener una configuración interna similar a la estructura típica de un dirigible rígido. Un dirigible rígido es un tipo de aeronave en el que la forma del dirigible está definida por un marco interno, en lugar de ser mantenido por la presión del gas de elevación dentro del contenedor de gas.

El diseño de la estructura del AirWhale seguirá una configuración semejante a la configuración cuaderna-larguerillo, dicha configuración es más segura y proporciona mayor rigidez por unidad de material que la estructura original de dirigible rígido. Dicha configuración ya había sido usada previamente en la historia con excelentes resultados en rigidez y fiabilidad, por ejemplo en el *USS Shenandoah* [15]

Para la estimación del peso estructural, se analizarán todos los componentes que influirían en el peso del AirWhale, para posteriormente hacer, en la medida de lo posible, una estimación del peso utilizando relaciones de estimación o tomando referencia de aeronaves de dimensiones parecidas. Si en caso no hubiese estimaciones con pocas variables o que requieran pocos cálculos se optaría por revisar soluciones comerciales, que para una primera estimación de peso solo complicarían los cálculos y se alejarían del alcance de este documento. Los componentes estructurales que vamos a analizar son:

- ✓ Peso del conjunto alrededor de la estructura.
- ✓ Peso Estructura interna.
- ✓ Peso de la cabina.

No se va a considerar en este apartado los pesos de los componentes asociados al sistema de potencia, estos serán tratados con posterioridad en esta misma sección.

### 5.3.5.1 Peso del conjunto alrededor de la estructura.

En este punto, se va a describir el peso del conjunto que recubre la estructura, considérese que el peso del conjunto que recubre la estructura estará determinado por:

- ✓ Volumen del Recubrimiento.
- ✓ Volumen de los contendedores.
- ✓ Numero de contendedores.
- ✓ Sistemas de suspensión.
- ✓ Requerimientos de acceso y mantenimiento.

A partir de esto, se estimara el peso del conjunto utilizando valores típicos de aeronaves que se pueden encontrar en la literatura, los valores propuestos por J. Craig [13] propone la siguiente Tabla:

Volumen de la aeronave	Peso del Componente	
	10000 metro cúbicos	70800 metros cúbicos
<b>Componentes</b>		
<b>Tela</b>	1497	7024
<b>Sistema de suspensión</b>	110	927
<b>Refuerzo de la nariz</b>	209	1244
<b>Acceso y mantenimiento</b>	12	280
<b>Conductos</b>	30	96
<b>Varios</b>	40	255
<b>Sub-total</b>	1898	9826
<b>Válvulas de Helio &amp; anillos de sujeción.</b>	90	460
<b>Total</b>	1988	10286

*Table 5- 4 Tabla de pesos del recubrimiento del AirWhale.*

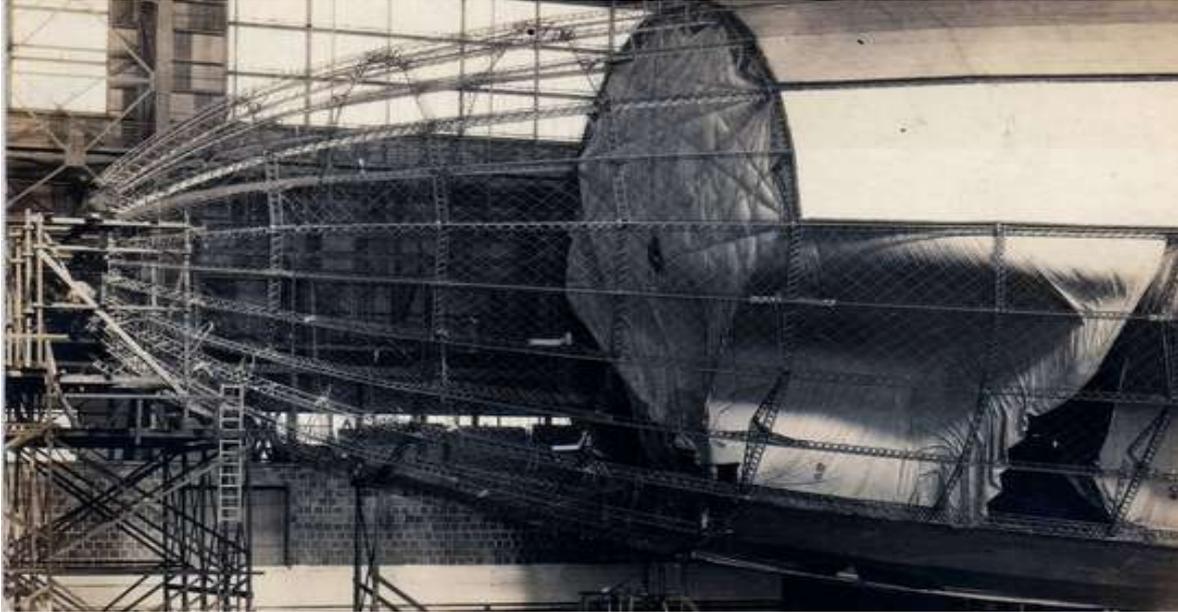
### 5.3.5.2 Peso de la estructura Interna.

En este punto, se estimará el peso de la estructura interna, obviamente el cálculo de la estructura interna y su peso requiere una serie de relaciones que implican muchas variables, que vendrá determinado como ya dijimos previamente por las solicitudes externas y el propio peso.

Para estimar el cálculo del peso estructural se utilizara el peso estándar de un dirigible rígido del mismo volumen inicial que se ha considerado. Este peso solo será una estimación puesto que este capítulo solo contempla el diseño básico del AirWhale.

Analizando solo el peso estructural de un dirigible convencional y aplicando un factor de seguridad de 1.35 debido a estar utilizando una configuración trilobular, en vez de la configuración mono-lobular clásica, tenemos:

$$7400 \text{ kg}^{\text{[cita]}} * 1.35 = 9990 \text{ kg ec}(5 - 5)$$



*Figure 5- 5 USS Shenandoah en construcción, mostrando estructura rígida, las células individuales de gas, y la cubierta de tela [15]*

Dicho peso solo representa el peso estructural, sin tren de aterrizaje, de un dirigible de una capacidad parecida a la del AirWhale, es claro que para realizar un cálculo tan directo ambos vehículos deben estar hechos del mismo material (Duraluminio).

Se hará énfasis en que dicho peso es solo una primera aproximación para poder realizar con más profundidad el cálculo de la potencia necesitada por los motores para compensar el peso de la estructura. El peso final de la estructura se verá afectado por los requerimientos estructurales y, por supuesto, por la configuración estructural empleada para afrontar dichos requerimientos.

Para validar estas suposiciones y tener una aproximación en peso mucho más exacta, se recurrirá a los resultados obtenidos en la construcción y validación del modelo a escala, para analizar el número de cuadernas y larguerillos para el AirWhale.

- ✓ Largueros resisten la mayoría de las cargas de flexión.
- ✓ Costillas mantener la forma del fuselaje.

### **5.3.5.3 Peso de la góndola**

En este apartado, se calculará el peso de la góndola, dicho peso ya está incluido en el peso de la estructura interna que se considero en el punto anterior; sin embargo, puede ser interesante estimar el peso de la cabina.

Tras analizar la cabina, muchos autores recomiendan estimar su peso como si se tratase de un avión común y corriente, para los que si hay muchas relaciones elementales de estimación de peso, por lo que se mantendrá la distribución clásica cabina de un A / C o un autobús, sin considerar una reducción en el costo de proceso de fabricación debido a la

reducción de las fuerzas G (velocidad más lenta que A / C) en los asientos, para tener un análisis conservador.

Una estimación sencilla procede de considerar un peso volumétrico de toda la cabina, generalmente tomado en la literatura como  $10.5 \text{ kg/m}^3$  [13] y ahora estimar el volumen total de la cabina.

$$\rho_{cabina} = 10.5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad ec(5 - 6)$$

Se tomaran valores estándar propuestos por J.Craig [13].

$$V_{cabina} = 120 \text{ m}^3 \quad ec(5 - 7)$$

$$P_{cabina} = 1800 \text{ kg} \quad ec(5 - 8)$$

### 5.3.6 Primera estimación del peso del Ala.

En este apartado, se estimara el peso del ala. Se limita este documento a describir el método de cálculo escogido y a presentar resultados finales.

El material para el exterior del ala, debido al movimiento a menor velocidad que un A / C, podría ser el mismo material que se utiliza para cubrir la estructura. Para el interior de las alas usaremos duraluminio. Algunos autores (Jan Roskam) [16] consideran que para un ala regular de aluminio se puede obtener una relación entre el peso y la superficie del ala. Tras cálculos y factores de correctivos, se tiene:

$$9 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} * 7000 \text{ ft}^2 * fc = \text{Peso alas} \quad ec(5 - 9)$$

$$fc = 0.2 * 0.75 \quad ec(5 - 10)$$

$$\text{Peso alas} = 4295 \text{ kg} \quad ec(5 - 11)$$

Los factores correctivos se aplican por una reducción de los esfuerzos debido a una reducción de la velocidad de vuelo (0.45) y debido a que solo la parte interior del ala está hecha de aluminio (0.2). Mas detalles sobre los factores correctivos se pueden consultar más detalladamente en otros trabajos de otros subgrupos.

### 5.3.7 Primera estimación del peso del tren de aterrizaje.

Para una estimación del peso que pueden tener el tren de aterrizaje, se van a utilizar estimaciones sobre peso de algunos autores clásicos como Jan Roskam [16], el cual ha obtenido una estimación del peso del tren de aterrizaje en función del peso total de la estructura.

$$Wt = 0.05 * 1.25 * (6750 + 9900 + 4295) \text{ kg} = 1300 \text{ kg} \quad ec(5 - 12)$$

## 5.4 Sistema de alimentación.

En este apartado, se va a calcular la parte del peso que esta compensada por el helio debido al principio de Arquímedes, para posteriormente presentar de forma general y sin entrar en detalles cada uno de los componentes del sistema de alimentación y el peso de cada uno de los componentes de dicho sistema. La arquitectura del sistema de alimentación y demás temas que impliquen profundizar lo expresado en este documento se pueden consultar en otros trabajos de otros subgrupos del equipo AirWhale.

Primero se procede a calcular la masa compensada por la masa de helio.

$$V * (\rho_{aire} - \rho_{He}) = M_{compensada} = 10550 \text{ kg} \quad \text{ec. (5 - 13)}$$

Con este cálculo se presentan, ahora, todos los componentes del sistema de alimentación con su peso estimado, así como el resto de elementos estimados.

Componente	Peso
Estructura	9990 Kg
Alas	4295 Kg
Motores y hélices.	2 x 400 Kg y 2 x 600 Kg
Baterías	3000 Kg
Electrónica y confort	1800 Kg
Pasajeros + tripulación + equipaje	6750 Kg
Tela Solar + recubrimiento	342 Kg
Tren de aterrizaje	1300 kg
Total	29477 kg

*Table 5- 5 Tabla de pesos del AirWhale.*

Es claro que este proceso fue iterativo y que en la Tabla 5-4 solo se presentan los resultados finales de dicho proceso. El detalle del balance de potencia empleado para comprobar cada una de las iteración se puede ver en detalle en la Tabla 5-5.

Componente	Potencia
Baterías	+4 x 2 MW (5 MWh) +4 x 3 MW (7'5 MWh) +2 x 2 MW (5 MWh)
Tela solar	+650 KWh
Electrónica	-500 KWh
Motores y hélices	-2 x 2 MW -2 x 3 MW
Total	14.65 MW

*Table 5- 6 Tabla de potencias del AirWhale.*

La tabla de datos anterior se ha obtenido a partir de las soluciones comerciales actuales, si se desea profundizar en la elección de dichas soluciones comerciales se perfiles puede ser revisado en las contribuciones de Inmaculada Gómez [1] y Juan Carlos Mancebo [2].

Tras la presentación de esta última sección me dedico a concluir este capítulo. Repasando un poco sobre lo escrito en este capítulo se puede destacar que se han calculado los pesos de todos los componentes que conforman el AirWhale de forma aproximada, para lo cual ha sido necesaria la determinación de los materiales usados en el diseño del mismo y la configuración estructural que se pretende utilizar para nuestro AirWhale.

# Capítulo 6: Business Case

---

En este capítulo se va a presentar el Business Case de nuestro AirWhale. El motivo del contenido de este capítulo del proyecto no fue otro que servir como apoyo en la búsqueda de inversores para nuestro proyecto AirWhale. En este capítulo, si bien, no se van a volver a mencionar ni la descripción del proyecto, ni el estado del Arte actual por estar dicha información previamente desarrollada en el capítulo 3, se va a presentar un pequeño esquema del análisis DAFO presentado en el capítulo 3 para luego proceder a la presentación del Canvas del AirWhale. Este capítulo se concluye con el desarrollo del cálculo de costes y la comparativa con las soluciones comerciales actuales.

## 6.1 Resumen del Análisis DAFO.

En esta sección se va a resumir de forma esquemática el análisis DAFO presentado en el capítulo 3 de este documento.

**F**

- ✓ Environmental friendly.
- ✓ Mas barato que un Avión o tren y más rápido que un autobús.
- ✓ No necesita combustible

**D**

- ✓ Más lento que un Avión
- ✓ Solo 15 kg de equipaje
- ✓ Necesita baterías y helio.
- ✓ Funciona mejor cuando hay sol.

**O**

- ✓ Apoyo social y mediático
- ✓ Subvenciones posibles
- ✓ Green Image

**A**

- ✓ Fuerte competencia
- ✓ Incremento del precio del helio

Una vez presentado el análisis dafo, y habiendo analizado todas nuestras fortalezas, debilidades, las posibles oportunidad y amenazas del proyecto en el mercado, en la visión del consumidor, etc., se pasar a presentar el Business Model Canvas.

## 6.2 Análisis Business Model Canvas

<b>PARTNERS</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Gobierno</li> <li>✓ Empresa privada</li> </ul>	<b>ACTIVIDADES</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Transporte de pasajeros y carga</li> <li>✓ Logística</li> </ul>	<b>PROPOSICIONES DE VALOR</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Environmentally friendly.</li> <li>✓ No afectado por el tráfico pesado</li> <li>✓ Más rápido que una autobús.</li> <li>✓ Mas barato que un pasaje de avión o de tren</li> </ul>	<b>RELACIONES COMERCIALES</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Pagina web</li> <li>✓ Call center</li> </ul>	<b>Cientes</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Pasajeros</li> <li>✓ Aerolíneas</li> <li>✓ Gobierno</li> <li>✓ Compañías de transporte de carga</li> </ul>
	<b>RECURSOS</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Helio</li> <li>✓ Energía eléctrica.</li> </ul>		<b>CANALES</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Revistas de ingeniería</li> <li>✓ Ferias tecnológicas</li> <li>✓ Web page</li> </ul>	
<b>Costes</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Diseño, desarrollo y construcción del AirWhale</li> <li>✓ Mantenimiento y costes de operación e infraestructura.</li> <li>✓ Logística</li> </ul>			<b>REVENUE STREAMS</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Venta del AirWhale</li> <li>✓ Billetes de los pasajeros</li> <li>✓ Transporte de carga por peso</li> </ul>	

Figure 6- 1 Modelo Canvas

A partir del análisis DAFO y del análisis del modelo Canvas se extrae una conclusión muy importante, el AirWhale debe de tener un coste de operación menor a las que tiene un tren o un Avión. Esta diferencia de coste de operación debe de ser capaz de compensarse con el posible incremento de costes que puede suponer la adquisición de un AirWhale con respecto a un avión o un tren convencional.

Se verá en la siguiente sección un análisis de los posibles costes de operación que puede acarrear el AirWhale y también un análisis de los posibles costes de fabricación y desarrollo del AirWhale.

### 6.3 Análisis de costes.

En esta sección, se va a desarrollar el cálculo de costes procedente al diseño, fabricación y operación del AirWhale. Según la RAE, se puede definir coste como “*Gasto realizado para la obtención o adquisición de una cosa o de un servicio*” o bien como “*Conjunto de gastos para la producción de bienes y servicios*” [4].

En ingeniería Aeronáutica, se han desarrollado diferentes modelos para la estimación de costes de aviones, pero muy pocos para el cálculo de zeppelines. Debido a la similitud que puede tener el AirWhale con un avión, a la vez que con un teledirigible, es posible realizar una mezcla entre modelos de cálculo aplicando factores correctivos y modificando la influencia de diferentes factores para justarse al AirWhale para poder obtener un modelo de cálculo de costes más o menos aproximado.

Para los cálculos de costes, en este documento, se va a utilizar una serie de relaciones para estimación de costes o REC. En la literatura inglesa se pueden encontrar como CER y, no solo están presentes en la industria aeronáutica sino también en la industria de la fabricación en general; por ejemplo, los autores como Kalpakjian [17] o Groover [18] han presentado modelos REC para estimar los costes de fabricación de piezas mecanizadas, dobladas, extrudidas, etc.

Un buen conjunto de RCE para el diseño conceptual de aeronaves se basa en " DAPCA IV" [16]. Estas estimaciones de relaciones de costes (CER) han sido desarrolladas por la Rand Corporation y se publican bajo el nombre de “DAPCA IV (Development and Procurement Costs of Aircraft)”. El modelo DAPCA estima los diferentes costes para todos los departamentos involucrados en el proceso, incluidos los grupos de ingeniería para el desarrollo, herramientas y diferentes útiles, fabricación y control de calidad. Gastos de apoyo para el desarrollo, de pruebas de vuelo y materiales de fabricación también se estiman directamente por el DAPCA. El costo del motor, en este caso será eléctrico, se obtendrá del mercado, el coste de aviónica será suministrado de la misma manera al modelo.

El modelo DAPCA también proporciona las horas de fabricación que debería de emplearse en una industria con curva de aprendizaje 80%, por lo que también será necesario ajustar dicho valor a un 20%. El factor de la curva de aprendizaje fijado en altos valores significa que para cada duplicación de la cantidad de producción, el costo por aeronave desciende más o menos 20%.

El DAPCA asume una vida de producto de diez años, que también es un estándar de la industria si no hay cambios significativos en el producto. Otra cuestión que será necesario

abordar para desarrollar un modelo significativo es el "fudge factor". Raymer [19] da los siguientes factores como directrices:

Material	Fudge Factor
Aluminio	1
fibra de vidrio	1.2
titanio	2
grafito-epoxi	1.8
acero	2

*Table 6- 1 Fudge Factors modelo DAPCA simplificado [19]*

Estos factores se basan en las diferencias de fabricación de una serie de materiales, se puede ver como el caso del aluminio es el material más sencillo y barato para fabricar mientras que otros materiales más complejos. Se puede ver como los materiales compuestos tienen factores mucho más elevados que implicaría un aumento en la complejidad y en el coste de fabricación, desarrollo, diseño.

Se ha aplicado la DAPCA a varios proyectos de aviones con costos conocidos y ha determinado de forma independiente la validez de la afirmación Rand Corporationes que el DAPCA, junto con los factores apropiados, tiene una precisión de +/- 5% de los costes reales [19].

El DAPCA, sin embargo, es un CER promediado. Hay un número significativo de aeronaves que deben producirse para llegar al número de serie que en realidad es vendido a un precio por encima del coste de fabricación.

Se afirma que el DAPCA no es el mejor de los CERs para cualquier clase de aeronave, pero parece proporcionar resultados razonables para la mayoría de las clases de aviones [19]. Para ser capaces de aplicar esta metodología para los costes de fabricación AirWhale se ajustará el modelo DAPCA IV usando las recomendaciones de otros autores, eliminando costos que no se aplica al caso del AirWhale y dando más importancia a los demás (características eléctricas) .

Vamos a dividir el costo en tres grupos principales:

- ✓ Costes no recurrentes.
- ✓ Costes recurrentes
- ✓ Costes de diseño y desarrollo.

### 6.3.1 Costes de diseño y desarrollo.

En este apartado, se va a explicar los costes de investigación y desarrollo que puede suponer llevar a cabo la implantación del AirWhale. Se definirá "investigación" como todo aquel estudio con la finalidad de obtener nuevos conocimientos científicos o tecnológicos y "desarrollo" a la preparación de dicha investigación a través de una planificación de métodos, productos y procesos previo al comienzo de la producción o uso comercial.

En los costes de desarrollo e investigación se considerarán los siguientes costes:

- ✓ Coste de horas de ingeniería.
- ✓ Coste de pruebas de vuelo
- ✓ Coste de soporte al desarrollo

### 6.3.1.1 Coste de horas de ingeniería

El coste de horas de ingeniería en el modelo DAPCA IV incluye el diseño de la estructura y el análisis de la misma, las pruebas de ingeniería, configuración del sistema de control y toda la ingeniería de sistemas. Si bien la mayoría del coste de las horas de ingeniería se lleva a cabo en las horas de diseño y desarrollo también hay una pequeña parte que se lleva a cabo durante la etapa de producción. El coste de ingeniería incluye el coste de la integración de los sistemas de propulsión y aviónica a la estructura base.

Previo a la estimación de costes de ingeniería se debe de considerar el volumen de producción para los próximos 5 años. Debido a ser una nueva tecnología, que si bien puede tener un inicio suave en la incorporación al mercado, puede incrementar su producción rápidamente debido al apoyo de los gobiernos; por tanto, se ha considerado una producción de 75 AirWhale los primeros 5 años para todo el mundo.

$$We = \text{dead load} - \text{electronica} = 14550 \text{ kg} \quad ec(6 - 1)$$

$$V = \text{velocidad} = 125 \frac{\text{km}}{\text{h}} \quad ec(6 - 2)$$

$$Q = \text{volumen de produccion en 5 años} = 75 \text{ Aw} \quad ec(6 - 3)$$

$$FTA = \text{numero de pruebas de vuelo} = 2 \text{ (valor tipico)} \quad ec(6 - 4)$$

Aplicando una REC para el cálculo de las horas de ingeniería:

$$HE = 5.18 * We^{0.777} * V^{0.894} * Q^{0.163} \quad ec(6 - 5)$$

$$HE = 1442207 \text{ h} \quad ec(6 - 6)$$

Se recuerda que este número debe ser dividido entre el numero de AirWhale que se quieren producir los primeros 5 años, es decir, Q.

### 6.3.1.2 Coste de pruebas de Vuelo

El coste de pruebas de vuelo es una de las dos fases del RDT&E. En el modelo DAPCA, estos costes cubren todos los costes incurridos en demostrar la validez del vehículo para circular por el espacio aéreo bajo licencia civil. Estos costes, así como los costes de ingeniería, deben ser amortizados o divididos en un número de AirWhale, ese número de amortización será 40.

Los costes por pruebas de vuelo incluyen la instrumentación, operaciones de vuelo, análisis de datos, ingeniería y fabricación de soporte a la prueba de vuelo.

$$CF = 1947 * We^{0.325} * V^{0.822} * \frac{FTA^{1.21}}{40} = \$ 961354 \quad ec(6 - 7)$$

Considerando:

$$FTA = 2 \text{ (valor tipico)} \quad ec(6 - 8)$$

### 6.3.1.3 Coste del soporte al diseño

Los costes de soporte al diseño incluye la fabricación de prototipos, de sistemas iron-bird, pruebas estructurales y muchas otras actividades que encajan durante la RDT&E.

$$Cd = 67.4 * We^{0.630} * V^{1.3} = \$16622543 \quad ec(6 - 9)$$

$$CD = \frac{Cd}{40} = \$415564 \quad ec(6 - 10)$$

Estos costes, así como los costes de ingeniería, deben ser amortizados o divididos en un número de AirWhale, ese número de amortización será 40.

### 6.3.2 Costes no recurrentes.

En este apartado, se van a describir los costes no recurrentes. Los costes no recurrentes son todos aquellos que no son repetitivos, aunque la erogación total pueda ser acumulativa en un periodo relativamente corto [20]. Típicamente, los costes no recurrentes implican desarrollar o establecer una aptitud o capacidad para operar.

En el modelo DAPCA, estos costes se separan en categorías:

- ✓ Costes de Utillaje.
- ✓ Costes de Maquinaria de fabricación.
- ✓ Costes de Control de la Calidad.

#### 6.3.2.1 Costes de Utillaje

Los costes de utillaje son un tipo de costes no recurrentes. Utillaje es un conjunto de instrumentos y herramientas que optimizan la realización de las operaciones de proceso de fabricación, mediante el posicionamiento y sujeción de una pieza o conjunto de piezas a un sistema de referencia, para poder ejecutar operaciones de diversa índole [21]. En el modelo DAPCA, los costes de utillaje incluyen las horas de diseño de las herramientas, moldes y matrices, el programado de las maquinas de control numérico y el desarrollo y producción de los calibres.

Estos costes deben ser dividido entre el numero de AirWhale que se quiera producir los primeros 5 años, es decir, Q.

$$HT = 7.22 * We^{0.777} * V^{0.696} * Q^{0.263} \quad ec(6 - 11)$$

$$HT = 1168773 h \quad ec(6 - 12)$$

### 6.3.2.2 Costes de Maquinaria de fabricación

Los costes de maquinaria de fabricación, en el modelo DAPCA, se pueden entender como la compra de toda la materia prima, hardware y los equipamientos necesarios para el proceso de fabricación. Este coste incluye no solo los materiales como el aluminio, acero o materiales compuestos; sino que además, incluye todos los sistemas hidráulicos, eléctricos y neumáticos, herramientas de control ambiental, aviónica, y piezas estándar.

$$Cm = 3.1.2 * We^{0.921} * V^{0.621} * Q^{0.799} \quad ec(6 - 13)$$

Estos costes, así como los costes de ingeniería, deben ser amortizados o divididos en un número de AirWhale, ese número de amortización será 40.

$$CM = \frac{Cm}{40} = \$1880188 \quad ec(6 - 14)$$

Debido a que utilizaremos duraluminio como material base para la producción del AirWhale, el coste de maquinaria de fabricación obtenido representa, directamente, el coste que se pretende obtener. Esta situación se repetirá para los costes de ingeniería, utillaje, control de calidad, etc.

Los “fudge factors” que serán determinantes entre la diferencia de costes entre utilizar Duraluminio u otro material son:

Material	Fudge Factor
<b>Aluminio</b>	1.0
<b>Grafito + Epoxi</b>	1.1-1.8
<b>Fibra de Vidrio</b>	1.1-1.2
<b>Acero</b>	1.5-2.0
<b>Titanio</b>	1.1-1.8

*Table 6- 2 Fudge Factors modelo DAPCA completo*

Para establecer el corrector fudge factor se suele seguir un método de cálculo basado en la experiencia y en el uso de REC. Dicho modelo de cálculo no formara parte de este proyecto.

### 6.3.2.3 Costes de control de la calidad.

Se entiende como control de la calidad a todos los mecanismos, acciones, herramientas realizadas para detectar la presencia de errores. Es una serie de acciones que permiten conocer si las especificaciones técnicas ingenieriles se cumple, o no, en un producto y poder tomar acciones al respecto.

En el modelo DAPCA, los costes de control de calidad incluyen inspecciones en la entrega, inspección de producción e inspección final. El control de calidad revisa herramientas, útiles, sub-ensamblajes del vehículo y el vehículo entero.

$$QC = 0.133 * CM \quad ec(6 - 15)$$

$$Qc = \$250065 \quad ec(6 - 16)$$

### 6.3.3 Costes recurrentes.

En este apartado, se presente describir los costes recurrentes. Los costos recurrentes son aquellos que son repetitivos y que se producen cada vez que se produce un producto o servicio.

El modelo DAPCA propone como costes recurrentes todos aquellos costes derivados de la fabricación como:

- ✓ Coste del motor.
- ✓ Aviónica y sistema de alimentación.
- ✓ Coste de fabricación

#### 6.3.3.1 Coste del Motor

El coste del motor no seguirá el modelo de cálculo del DAPCA por estar basado en un motor de gasolina; sin embargo, se ha encontrado soluciones comerciales para dicho motor que cumplen con la potencia requerida.

El coste del motor se incluirá en el coste de aviónica para obtener un único coste global que incluye todo el sistema de alimentación, elementos electrónicos y de control.

#### 6.3.3.2 Coste de aviónica y sistema de alimentación.

El modelo DAPCA entiende por aviónica a los sistemas electrónicos usados, tanto sistemas de comunicación y navegación como sus indicadores y elementos de manejo.

A continuación se presentarán todos los elementos que componen el sistema de aviónica y todos los elementos del sistema de alimentación, con sus respectivos costes. Dichos costes han sido obtenidos de las soluciones comerciales.

Componentes	Precio (\$)
Motores	2.645.000
Baterías	750.000
Aviónica and Confort	1.000.000
Tela solar	1.000.000
Total	5.395.000

*Table 6- 3 Coste del sistema de alimentación.*

$$P_{sc} = \$ 5395000 \quad ec(6 - 17)$$

### 6.3.3.3 Coste de fabricación

Según el modelo DAPCA, los costes de fabricación incluyen justamente los costes directos de fabricación de la aeronave, lo cual incluye el conformado de las partes, mecanizado, tensado, ensamblaje y sub-ensamblajes, ruteado y la instalación de sistemas eléctricos, electrónicos, hidráulicos, neumáticos, la instalación de elementos que han sido comprados como los motores, aviónica, subsistemas, etc.

$$HM = 10.5 * We^{0.82} * V^{0.484} * Q^{0.641} \quad ec(6 - 18)$$

$$HM = 4886929 h \quad ec(6 - 19)$$

Estos costes deben ser dividido entre el numero de AirWhale que se quiera producir los primeros 5 años, es decir, Q.

### 6.3.4 Costes de hora de ingeniería, fabricación, utillaje y control de calidad.

En este apartado, se estimará el coste del trabajo realizado por los trabajadores en cada una de las áreas antes descritas. Para hacer dicho cálculo, el modelo DAPA IV propone una serie de valores también denominados “Wrap Rates” e incluyen los salarios directos pagados a los empleados junto con todos los beneficios, sobresueldos y costes administrativos.

Horas	Costes
Ingeniería (RE)	\$115
Utillaje (RT)	\$118
Control de la calidad (RQ)	\$108
Fabricación (RM)	\$98

*Table 6- 4 Coste horario (referido a 2012)*

### 6.3.5 Costes totales

En este apartado, se van a presentar los costes finales del proceso de estimación de costes utilizando el modelo DAPCA. Finalmente, se hará un resumen de los costes previamente expuestos empleando graficas para hacer más visual este capítulo. El modelo DAPCA solo proporciona una estimación de los costes; si bien, la mayoría de veces se le aplica solo un factor correctivo de 0.9 para aviones comerciales. Para aviones pequeños puede proporcionar resultados muy por encima del coste real de fabricación. En el caso del AirWhale, se estima que dicho modelo de cálculo se ajustara bien al modelo de cálculo debido a su similitud con un avión convencional comercial. Se decide; sin embargo, aplicar factores de corrección para incrementar el coste de las horas de diseño, fabricación utillaje e ingeniería.

$$M. eq. Cost = 2 * HM * \frac{RM}{Q} + Mc + Psc + CD1 + CF1 + 1.5 * HE * \frac{RE}{Q} + 1.5 * HT * \frac{RT}{Q} + 0.7 * CM1 + 0,8 * QC \quad ec(6 - 20)$$

$$M eqCost = \$ 21741292 = 16724070 \text{ €} \quad ec(6 - 21)$$

Posteriormente se comparara dicho valor con un avión que soporte la misma carga de pago que el AirWhale.

#### 6.3.5.1 Costes relacionados a la trabajo de fabricación.

En estos costes, se va a considerar todos aquellos costes relacionados con el proceso de fabricación como:

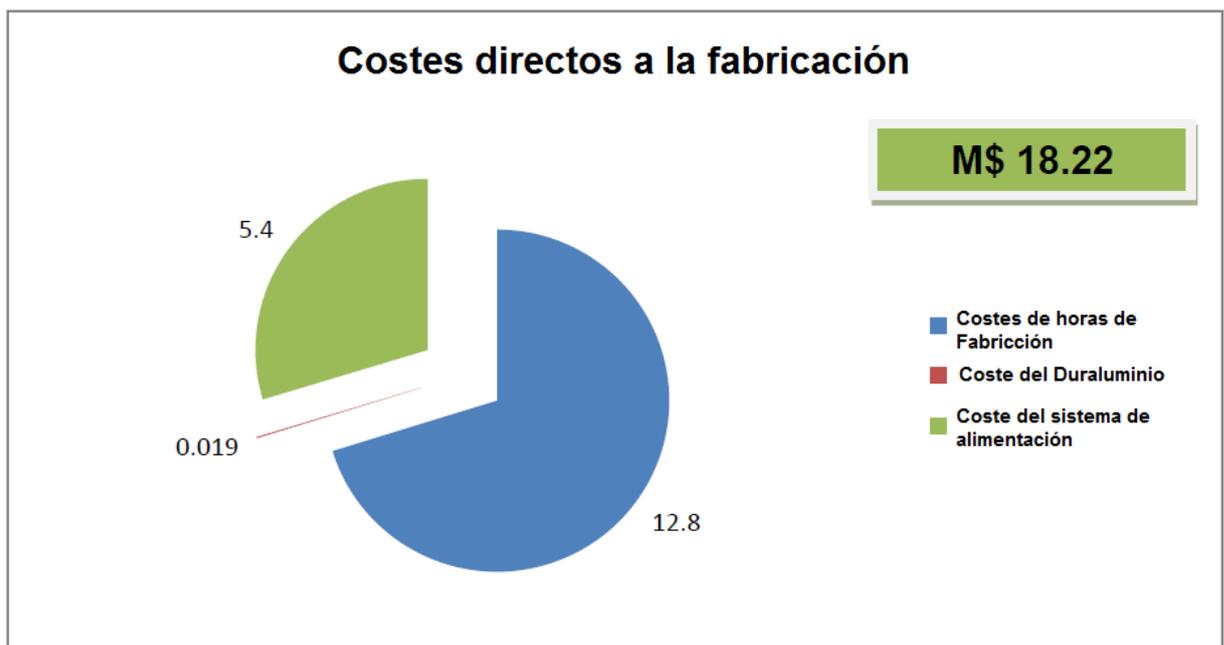
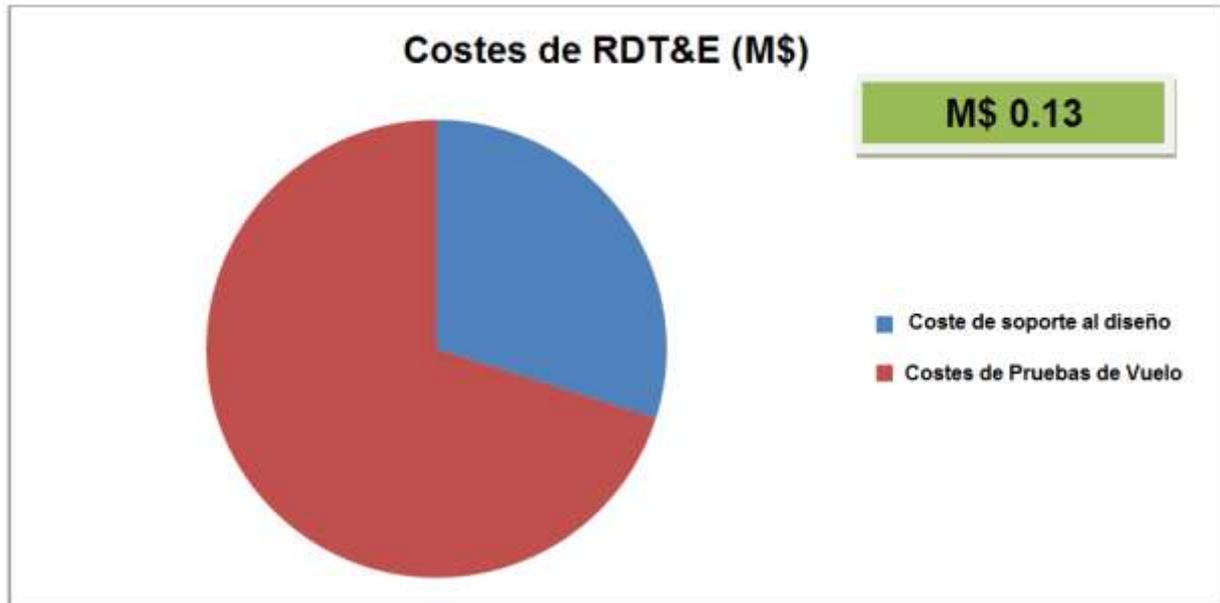


Figure 6- 2 Grafica comparativa de costes directos

### 6.3.5.2 Costes relacionados a RDT&E

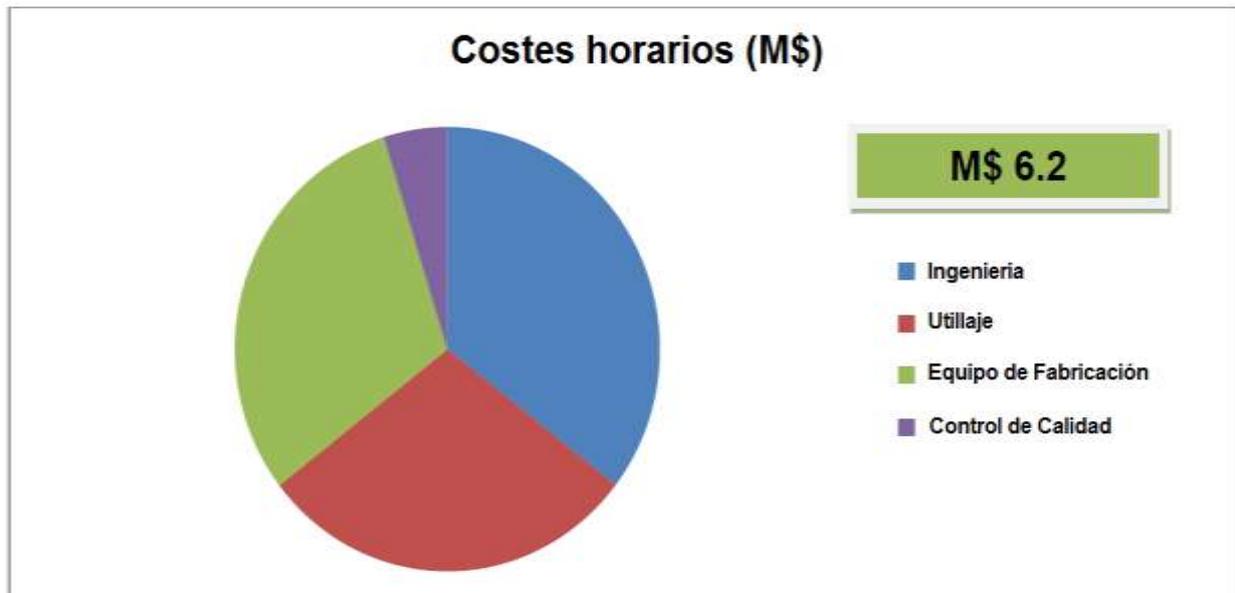
En este punto, no se van a considerar las horas de ingeniería; estas serán consideradas en el punto siguiente. Los costes relacionados con RDT&E restantes revelan la siguiente relación de costes:



*Figure 6- 3 Grafica comparativa de costes RDT&E.*

### 6.3.5.2 Costes horarios

En este apartado se no se van a considerar los costes de horas de fabricación por estar más relacionados con los costes director de fabricación.



*Figure 6- 4 Grafica comparativa de costes Horarios*

### 6.3.6 Costes de operación

En este apartado se van a presentar los costes de operación del AirWhale. Estos costes, junto con los costes de compra, serán los que deberá valorar una empresa o aerolínea para decidir si el AirWhale es rentable o no.

Para aviones comerciales, el combustible asciende a aproximadamente el 38%, de los costes de operación y mantenimiento; los salarios de la tripulación de aproximadamente 24% y el mantenimiento alrededor del 25%. La depreciación del precio de compra de aviones es de aproximadamente 12% del costo total de operación y mantenimiento y el seguro es el 1% restante. Para el AirWhale, no aplica el costo del combustible y se debe de cambiar con el costo de la electricidad; En cualquier caso, esta información será tratada más adelante en este documento.

El combustible no es el único coste de funcionamiento de un A / C, el costo de mantenimiento y las inspecciones, los honorarios de compuerta, tasas de aterrizaje también son importantes. Se verá que para la misma carga útil, sea pagará más tasas de aterrizaje, pero el precio de mantenimiento y las inspecciones serán menores.

Los costes de operación pueden ser muy complejos. Debido a la necesidad de simplicidad en el cálculo, por no conocer muchos datos estadísticos y basar la mayoría de nuestro estudio en estimaciones; solo tomaremos en cuenta los costes de mantenimientos y los costes administrativos que pueda suponer el AirWhale.

#### 6.3.6.1 Costes administrativos y fees.

Para el cálculo de estos costes, se utilizará la información de la base de datos de aeropuertos de Estados Unidos. De acuerdo con "Tarifas, Comisiones y Gastos" de MIAMI-DADE Departamento de Aviación, estos son los honorarios que se espera que un A / C con carga de pago similar y el AirWhale al tener que utilizar el aeropuerto.

	<i>A/C</i>	<i>AirWhale</i>
<i>Gate fees</i>	\$250	\$250
<i>Parking fees</i>	\$120	\$60
<i>Loading fees</i>	\$140	\$140
<i>Fuel Stop</i>	\$720	\$0
<i>Concourse</i>	\$18,884	\$575
<i>Baggage Claim</i>	\$25	\$25
<i>Screening use</i>	\$22.5	\$22.5
<i>Ticket Counter usage fee</i>	\$218.16	\$218.16
<i>Land zone</i>	\$850	\$2015

*Table 6- 5 Honorarios por uso del Aeropuerto según MIAMI-DADE AIRPORT*

Un análisis en profundidad, revela como no habría un ahorro considerable entre el AirWhale y un avión convencional. El verdadero ahorro vendrá del ahorro de combustible y la capacidad del AirWhale de generar su propia energía a través de la tela solar en su superficie.

### 6.3.6.2 Mantenimiento e inspecciones

Cuando se trata de inspecciones, se estima que será más seguro tener la misma rutina que cualquier avión tiene; a pesar de que, después de algún tiempo se podría aumentar el tiempo entre las inspecciones porque la mayor parte de la dinámica del AirWhale será determinada por el peso elevado por el helio.

Un avión regular tiene 2 tipos de inspecciones:

- ✓ Una inspección completa anual
- ✓ Una inspección cada 100 horas

La FAR 43, Apéndice D, "Alcance y Detalle de temas que se incluirán en la Anual y 100 horas Inspecciones" [21], contiene una lista de elementos generales que comprobar durante las inspecciones. Entre estos elementos se encuentran altímetros, transpondedores, transmisor de localización de emergencia, etc.

Para estimar este costo, se seguirá la metodología Jan Roskam [16] basado en el precio del proceso de fabricación y el precio del motor.

Para el AirWhale, los motores serán eléctricos; por lo que el autor considera el uso de un factor de corrección de 0.75 en el precio del motor.

$$\frac{\text{coste de mantenimiento}}{\text{horas de vuelo}} = 3.3 * \frac{\text{Coste total} - \text{Coste motor}}{10^6} + k \quad ec(6 - 22)$$

$$k = 14.2 + N_{\text{motores}} * \left[ 58 * \frac{\text{Coste motor}}{10^6} - 26.1 \right] \quad ec(6 - 23)$$

$$\frac{\text{Coste de mantenimiento}}{\text{horas de vuelo}} = 200.016 \frac{\$}{\text{horas de vuelo}} \quad ec(6 - 24)$$

Para un avión normal, el coste de mantenimiento por hora de vuelo se puede estimar en:

$$\frac{\text{Coste de mantenimiento}}{\text{horas de vuelo}} = 250.85 \frac{\$}{\text{horas de vuelo}} \quad ec(6 - 25)$$

Como se puede apreciar, debido a la utilización de un motor eléctrico, el coste de mantenimiento se reduce de forma importante en el global.

## 6.4 Comparativa del AirWhale con el avión CN-235

En esta sección, se describir brevemente las especificaciones técnicas del avión C-235 que hacen referencia a su consumo de combustible, velocidad, carga de pago, aplicaciones,

precio, etc. Posteriormente se van a comparar los diferentes costes de fabricación y mantenimiento, costes de combustible y de consumo energético.

#### 6.4.1 C-235

En este apartado, se va a describir de forma general el avión C-235 y se van a nombrar las especificaciones técnicas de interés para su comparativa con el AirWhale.

El CN-235 es un avión turbohélice de transporte táctico y patrulla marítima desarrollado conjuntamente por CASA en España e IPTN (actualmente Indonesian Aerospace) en Indonesia. EL CN-235 es un carguero bimotor de ala alta que ocupa el segmento entre cargueros ligeros como el CASA C-212 y medios como el Transall C-160. En el transporte militar estándar, está destinado a misiones de transporte de corto y medio alcance, tanto de soldados como de cargas. Uno de los objetivos del CN-235 es el poder operar a baja altitud con eficacia para disminuir en lo posible su vulnerabilidad. El C-295 es un desarrollo del CN-235. [22]

Su designación como CN-235 sigue el esquema de los aviones diseñados por CASA, con la C inicial del fabricante (a la que se ha añadido en esta ocasión una N por el socio indonesio, en honor a Nurtanio Pringgoadisuryo), y a continuación un número de tres dígitos, de los que el primero corresponde al número de motores, dos en este caso, habiéndose elegido los dos siguientes por el número de pasajeros que se planteó como objetivo: 35. [22]



*Figure 6- 5 CASA CN-235-300 MP Persuader de la Sociedad de Salvamento y Seguridad Marítima de España.*

### 6.4.1.1 CN-235-300

Se exponen las principales características generales y características sobre el rendimiento sobre el Avión CN-235. La base de datos empleada pertenece a EADS Airbus Defense and Space.

#### 6.4.1.1.1 Características generales [22]

- ✓ Tripulación: 2 pilotos
- ✓ **C. Transporte de tropas: 51 soldados.**
- ✓ C. Transporte de carga: 4 pallets de 88" × 108" (uno en rampa) o 2 motores EJ200 para el Eurofighter.
- ✓ C. Evacuación médica: 18 camillas y 4 asistentes.
- ✓ Carga: 5950 kg
- ✓ Longitud: 21,40 m
- ✓ Envergadura: 25,81 m
- ✓ Altura: 8,18 m
- ✓ Superficie alar: 59,1 m<sup>2</sup>

#### **Pesos**

- ✓ Peso vacío: 9800 kg
- ✓ Peso cargado: 15 500 kg
- ✓ Peso máximo al despegue: 16 500 kg
- ✓ Planta motriz: 2× turbohélice General Electric CT7-9C3.
- ✓ Potencia: 1305 kW 1774 CV cada uno.
- ✓ Hélices: 1× Hamilton Standard 14RF-37 de 4 palas por motor.
- ✓ **Capacidad de combustible: 5220 litros.**
- ✓ Dimensiones de la bodega de carga: 9,65 m × 2,70 m × 1,90 m (largo × ancho × alto).

#### 6.4.1.1.2 Rendimiento [22]

- ✓ Velocidad máxima operativa (V<sub>no</sub>): 450 km/h (245 nudos)
- ✓ Velocidad crucero (V<sub>c</sub>): 437 km/h (236 nudos)
- ✓ **Alcance: 2870 km con 4000 kg de carga**
- ✓ Alcance en ferry: 5003 km con el máximo de combustible
- ✓ Techo de servicio: 9145 m (30 000 ft)
- ✓ Régimen de ascenso: 542 m/min (1780 ft/min)

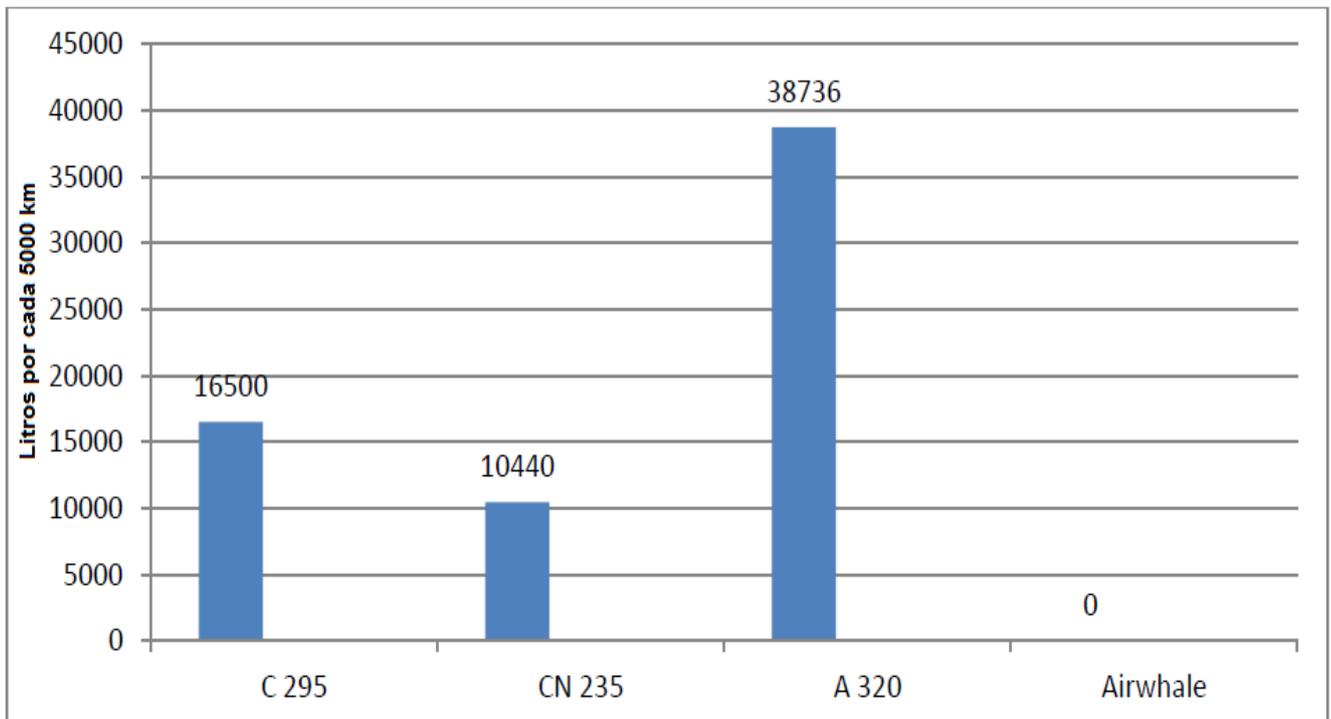
### 6.4.2 Comparación de costes

En este apartado, se va a hacer la comparativa entre el avión C-235 y el AirWhale. Para un correcto análisis y comparativa de costes, se ha dividido la comparativa en 3 categorías:

- ✓ Consumo de combustible y de la energía.
- ✓ Coste de fabricación.
- ✓ Eficiencia de carga de pago.

#### 6.4.2.1 Consumo de combustible.

Durante muchos años, la industria aeronáutica ha tratado de reducir el consumo de combustible del A / C. Un cambio de combustible, por energía eléctrica, como fuente de energía sin duda aumentará la eficiencia del proceso, pero también requerirá baterías de grandes dimensiones o bobinas del motor que son grandes y pesadas. En el AirWhale, al compensar el peso este utilizando helio, también compensamos la potencia necesaria para mover y volar.

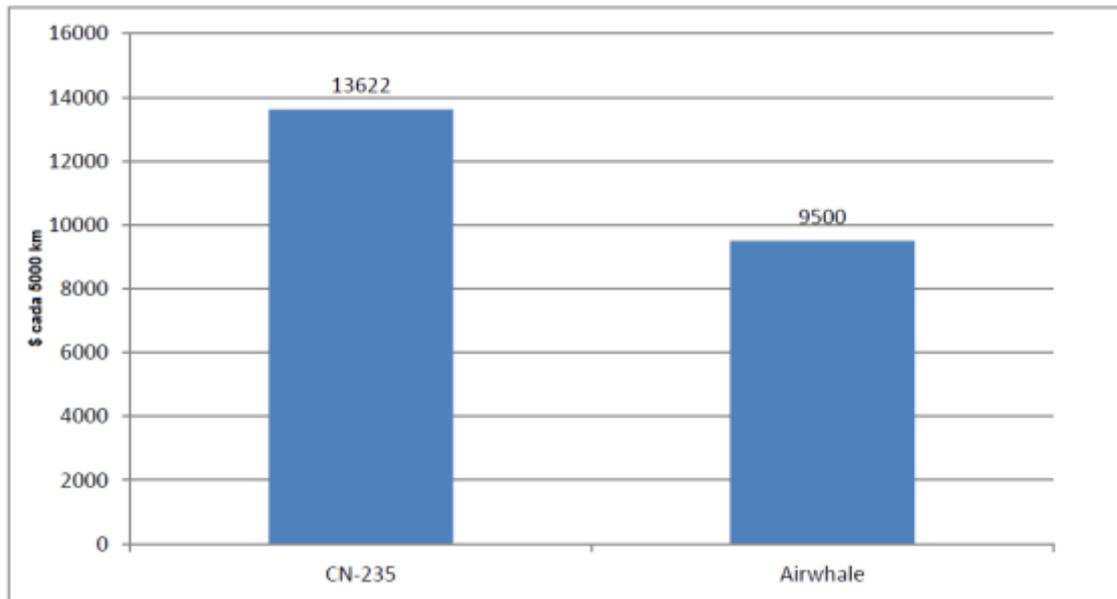


**Figure 6- 6** El consumo de combustible para diferentes A / C y el AirWhale

Al eliminar el combustible ahorramos dinero. El combustible es uno de los recursos más costosos en la tierra. Sin embargo, sería injusto hacer una comparativa en la que se sabe que a números gordos se tiene una clara ventaja. El análisis idóneo para esta comparativa debe de ser uno basado en el coste de la energía.

En base a los cálculos, tomando como referencia el coste del combustible promedio del año 2014 [23] y el coste del kw/h de la red española de energía eléctrica a 2015 [24], el AirWhale tiene un ahorro potencial de 30%,  $[4121/13621 = 0.3]$ , en comparación con el CN-235.

El uso de la energía eléctrica permitirá ahorrar más dinero y tener un vehículo más energéticamente eficiente. Este gráfico toma como base 5.000 kg de carga útil (como esta es la carga útil de CN-235) y en el vuelo en crucero. No se tomará en cuenta el ahorro debido a las células solares, porque la energía solar (no la tecnología) es gratis. Por lo tanto, se espera que los ahorros de más de 30% se pudieran conseguir con el uso de células.

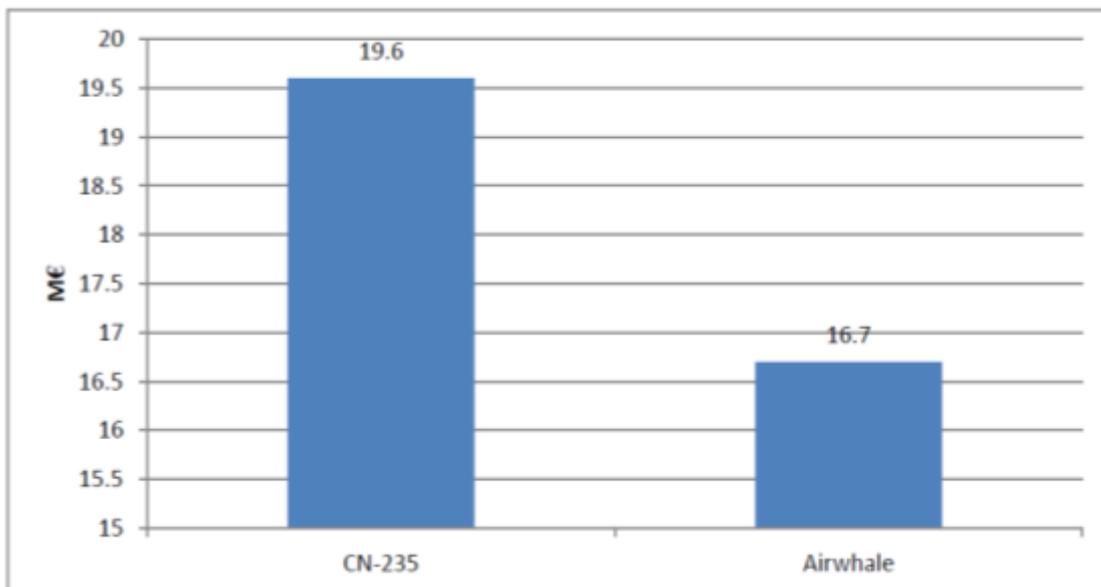


**Figure 6- 7** El coste de energía para CN-235 y el AirWhale.

El siguiente paso será comparar el coste de fabricación y ver si este ahorro compensa el coste de fabricación.

#### 6.4.2.2 Conste de fabricación.

Comparando el coste de fabricación de un avión real (en este caso de nuevo CN-235) con el AirWhale, se utilizará el precio de venta de la CN-235 (28 millones de euros) y estimar cuánto de ese precio se debe a la fabricación. Para hacer este análisis, los autores como Jan Roskam [16] proponen un incremento del precio de fabricación para obtener el precio de venta; dicho rango varía entre el 1.1 y el 1.5 en función del tipo de avión. Bajo el supuesto de que el 70% del precio de venta se debe a la fabricación:



**Figure 6- 8** El coste de fabricación para CN-235 y el AirWhale.

Como se puede visualizar en la figura 6-6, el AirWhale proporcionará un claro ahorro que repercutirá en unos mayores márgenes de beneficios de los fabricantes. El AirWhale será 17% más barato de fabricar que un CN-235. El coste de funcionamiento de las líneas aéreas se presentó en el *apartado 6.3.6*.

### 6.4.2.3 Eficiencia de carga de pago.

No se puede negar que para la misma carga útil, el AirWhale tiene más volumen que el CN-235; de todos modos, también hay que decir que la relación entre la carga útil / carga muerta y la relación entre la carga útil / (carga - peso muerto por helio) son más generosas para el AirWhale. Estos parámetros pueden indicar la eficiencia de carga, para la AirWhale, estos parámetros son:

$$\frac{\text{payload}}{\text{deadload}} = 28\% \quad ec(6 - 26)$$

$$\frac{\text{payload}}{\text{deadload} - \text{Lift(He)}} = 48\% \quad ec(6 - 27)$$

El cliente también experimentará algunos de estos beneficios. El cliente podría pagar menos por el transporte, podría llegar a los lugares más rápido que los trenes y además, no contaminará el medio ambiente. Es decir, el Airwhale sigue una filosofía de diseño de futuro sostenible.

Se concluye este capítulo 6 de Business Case, y en general el proceso de diseño del AirWhale, exponiendo una serie de resultados que van a servir de apoyo en capítulos posteriores a este y que facilitaran la localización de la información.

- ✓ El tamaño del AirWhale será 10.000 m<sup>3</sup>
- ✓ El AirWhale tendrá 6.750 kg de carga útil y como 21.045 kg como carga muerta.
- ✓ El AirWhale será capaz de moverse a 125 km/h más rápido que un tren, pero más lento que un A / C.
- ✓ El coste de fabricación de un AirWhale será: 16724070 €
- ✓ La cantidad total de energía necesaria para volar es: 150 MW cada 5000 kilómetros
- ✓ El AirWhale podría aterrizar en el aeropuerto o en la ciudad (con la infraestructura adecuada).

# Capítulo 7: Modelo del AirWhale.

---

Este capítulo será dedicado al desarrollo del modelo a escala del AirWhale, primero se definirá su alcance para posteriormente profundizar en el proceso de diseño. Se establecerán los requerimientos de diseño, estimando el peso de los elementos ajenos a la estructura, el volumen de helio contenido, la configuración estructural para posteriormente implementar el sistema en ANSYS

## 7.1 Alcance del prototipo.

En esta sección, se definirá el alcance del prototipo que se pretende desarrollar en este trabajo. Las fases de prototipado previamente mencionadas en el **Capítulo 3, son:**

- Fase 1: Especificaciones del proyecto en su conjunto
- Fase 2: Especificaciones y diseño CAD/CAM de prototipo indoor
- Fase 3: Construcción y validación del prototipo indoor
- Fase 4: Especificaciones y rediseño para prototipo outdoor en entornos estructurados
- Fase 5: Construcción y validación del prototipo outdoor
- Fase 6: Especificaciones y rediseño para prototipo outdoor en entornos no estructurados
- Fase 7: Construcción y validación del prototipo outdoor
- Fase 8: Especificaciones y rediseño para prototipo de transporte de carga/1 persona
- Fase 9: Construcción y validación del prototipo de transporte
- Fase 10: Especificaciones y rediseño para prototipo de transporte de carga y personas
- Fase 11: Construcción y validación del prototipo de transporte

El alcance de este prototipo se definirá hasta la fase 3, es decir, será un prototipo para vuelo en interiores; en pocas palabras, el prototipo no estará expuesto a ráfagas de viento fuertes debido al efecto de la intemperie, ni a otros elementos provenientes de este como lo es la lluvia.

Se deben determinar o fijar unas especificaciones técnicas objetivo, previo al desarrollo del prototipo que permitan la determinación de otros parámetros, requerimientos y demás. Dicho esto, damos paso a la mención de dichas especificaciones técnicas.

### 7.1.1 Especificaciones técnicas del prototipo.

En este apartado, se detallarán todas las especificaciones técnicas del prototipo relacionadas con la estructura.

- 1) Velocidad de crucero del prototipo debe ser 5 m/s y la máxima 7 m/s.
- 2) El prototipo deberá soportar el vuelo en estático durante por lo menos 2 horas.
- 3) El prototipo deberá de mantener su forma sin mayores deformaciones.
- 4) La carga de peso del prototipo será (después de considerar toda la electrónica como parte del peso muerto) una cámara pequeña para grabación de imágenes.

5) El prototipo dispondrá de la misma configuración de rotores que el AirWhale.

6) La forma del prototipo será también trilobular.

Una vez han sido definidas las especiaciones técnicas objetivo, se puede comenzar con el proceso de diseño. En función de estas especificaciones técnicas se fijan algunos parámetros de diseño como la forma y la disposición de rotores, como más significativos.

## 7.2 Estimación del peso de los componentes ajenos a la estructura.

En esta sección se va hablar de los elementos ajenos a la estructura y a las alas, es decir, todos aquellos sistemas de control electrónico y baterías que será necesario ubicar en el AirWhale para que este funcione correctamente. La cantidad de recubrimiento y el peso de los globos o el helio aun no se puede determinar al no conocer el volumen ocupado por el modelo a escala del AirWhale.

Parte	Pesos
<b>Ardupilot 2.6</b>	225 gramos
<b>Electrónica</b>	150 gramos
<b>Baterías</b>	500 gramos
<b>Convertidores</b>	60 gramos
<b>Rotores</b>	160 gramos
<b>Peso total sin estructura</b>	1125 gramos
<b>Peso compensado por las hélices</b>	-125 gramos

*Table 7- 1 Tabla de pesos*

Estos pesos fueron los primeros pesos considerados en el diseño, posteriormente hubo un refinamiento de los pesos en función de cuanto iba avanzando el proyecto AirWhale. Algunos de los cambios más significativos que tuvimos fueron el incremento del número de baterías y por tanto del peso que estas ocupan en el diseño; también el incremento de la potencia proporcionada a cada motor que termina en una reducción de los requerimientos de peso de la estructura (incrementa el límite de peso máximo).

Se recuerda que las alas también pueden producir una componente de sustentación que favorecerá a reducir la potencia proporcionada a los rotores.

Finalmente se ha considerado la siguiente tabla de pesos. Estos pesos han sido los definitivos tras un proceso iterativo hasta poder encontrar un balance de potencia favorable para nuestro diseño

Parte	Pesos
<b>Ardupilot 2.6</b>	200 gramos
<b>Electrónica</b>	80 gramos
<b>Baterías</b>	1200 gramos
<b>Convertidores</b>	60 gramos
<b>Rotores</b>	180 gramos
<b>Peso total sin estructura</b>	1720 gramos
<b>Peso máximo compensado por las hélices</b>	- 1600 gramos

*Table 7- 2 Tabla de pesos. Pesos finales.*

A partir de estos valores se define un volumen de helio para compensar el peso tanto de la estructura como de los elementos ajenos a esta. El límite de peso inicial que nos planteamos fue de 1300 gramos para la estructura.

### 7.3 Estimación del volumen. Balance de potencia.

En esta sección, se describirá el proceso iterativo seguido en la estimación y determinación del volumen del AirWhale. El método seguido en dicho proceso se basa en la determinación de un balance de potencia para despegue y aterrizaje (donde no exista sustentación de las alas, es decir, el caso más desfavorable energéticamente hablando) positivo.

Como solo se realizara un prototipo para vuelo en espacios cerrados (donde hay control de temperatura), se asume que estaremos siempre a condiciones ambiente; en todo caso, de cara a los nuevos modelos de prototipo para ambientes estructurados y no estructurados en el exterior:

$$H = 20 \text{ m} \quad \text{ec}(7 - 1)$$

Inicialmente, se considero un volumen de 1.5 metros cúbicos; sin embargo, posteriormente, se cambio este volumen por 2 metros cúbicos para poder incrementar la autonomía de vuelo. Para este caso, el balance de potencia seguiría tal que:

$$V = \frac{M_{comp.helio}}{\rho_{aire} - \rho_{He}} \rightarrow M = 1.96 \text{ kg} \quad \text{ec. (7 - 2)}$$

$$\sum F = (-1720 - 1300 + 1960 + 1600)g = 540 \text{ g} \quad \text{ec}(7 - 3)$$

Un balance muy positivo puede indicar que los motores no están trabajando a máxima potencia sino que están a un régimen menor que favorece la conservación de la batería y

por lo tanto, el tiempo de vuelo. Por el otro lado, un balance demasiado positivo podría indicar un mal dimensionado o un volumen demasiado alto que repercute en un diseño poco práctico.

## 7.4 Determinación de los materiales para el prototipo.

En esta sección, se van a describir los materiales del prototipo. Se mencionará y se justificará la elección de material para la estructura, también se detallarán las especificaciones técnicas de dichos materiales. Se describirán también las soluciones comerciales encontradas para el recubrimiento y los contenedores de helio.

### 7.4.1 Materiales Estructurales.

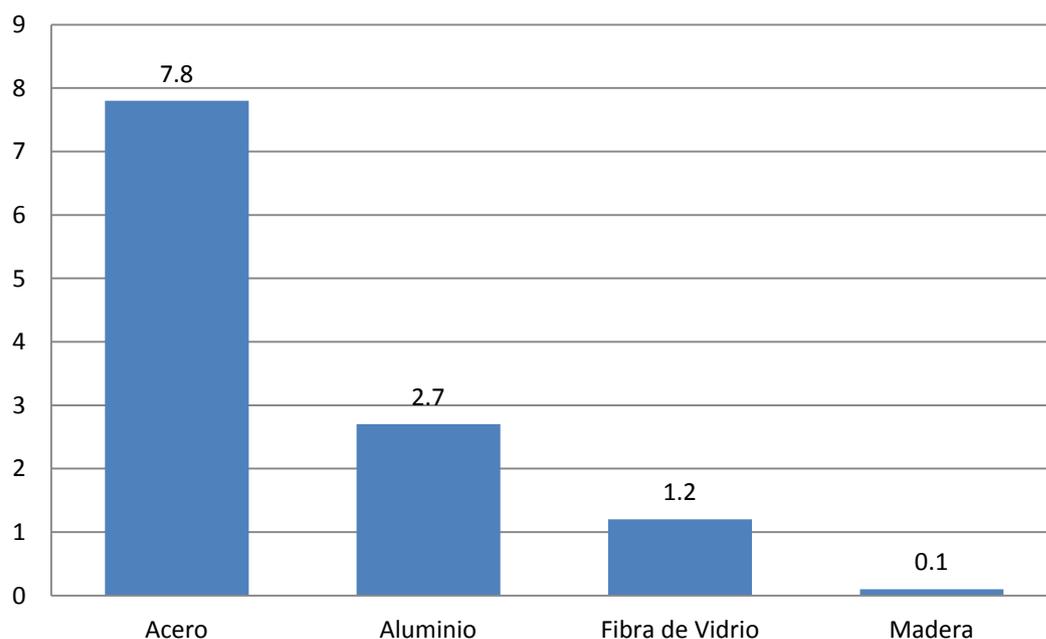
En este apartado se van a detallar, describir y justificar los materiales que se van a utilizar en la estructura del prototipo. Para la estructura el peso objetivo será de 1300 gramos y, los dos factores más importantes en la elección del material para vuelo en interiores serán el peso y la resistencia. El coste y sencillez de fabricación también tomaran un valor importante en el momento de la elección de los materiales.

Durante esta fase de diseño se consideraron los siguientes materiales.

- ✓ Acero
- ✓ Duraluminio
- ✓ Fibra de Vidrio
- ✓ Madera de Balsa (típica del aeromodelismo)

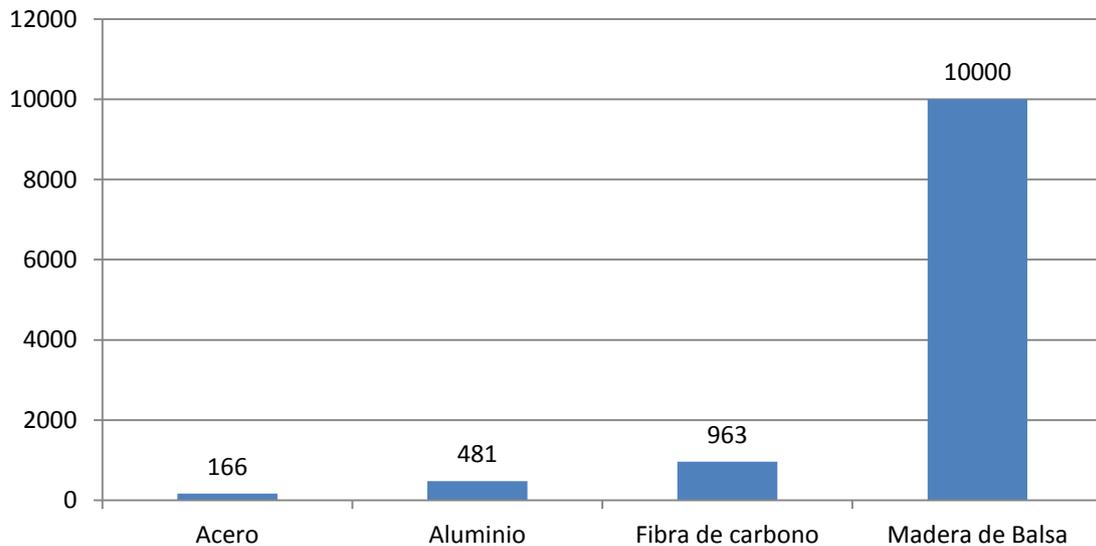
#### 7.4.1.1 Peso

Para hacer este punto más visual, se va a determinar la cantidad de material que se tendría disponible con 1300 gramos:



*Figure 7- 1 Densidades de materiales propuestos*

## Cantidad de Material cm<sup>3</sup>



*Figure 7- 2 Tabla de volúmenes disponibles.*

Se puede ver como claramente el acero y el aluminio a pesar de cumplir con creces todos los requerimientos de resistencia pesan demasiado como para poder generar una estructura lo suficientemente rígida para rodear a 2 metros cúbicos. La fibra de vidrio y la madera de balsa a pesar de ser menos resistentes que los primeros dos materiales considerados (pero poder seguir cumpliendo los requerimientos mecánicos) pesan muchísimo menos y hacen que sea viable un diseño con estos dos materiales.

### 7.4.1.2 Coste y facilidad de fabricación.

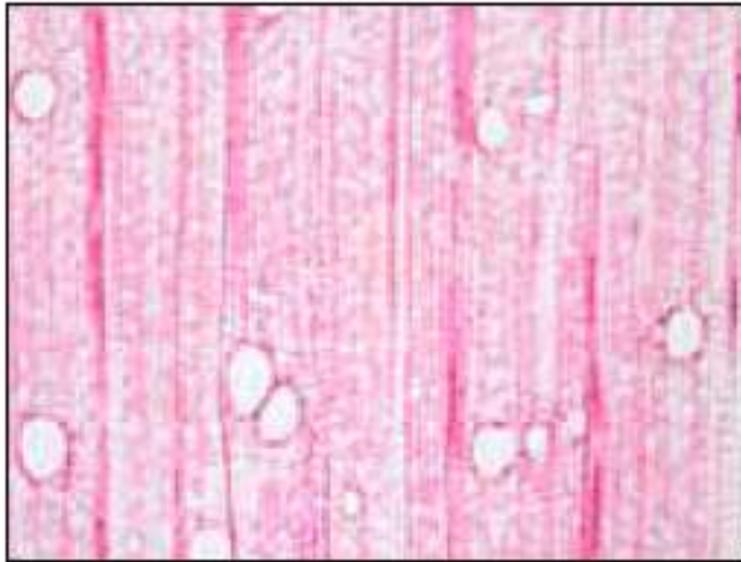
Ambos materiales son materiales anisótropos; por lo tanto, la orientación de los elementos jugará un papel importante en la fabricación. Sin embargo, de cara al coste de los elementos claramente hay una diferencia enorme; la madera de balsa es un material que se puede encontrar en la naturaleza y de gran disponibilidad respecto a la fibra de vidrio que requiere un método de fabricación específico; además, los métodos de fabricación empleados pueden variar las propiedades mecánicas enormemente.

Tras una consideración económica, lo anteriormente expuesto, lo mencionado en el **Capítulo 4** sobre materiales estructurales y para hacer la construcción de un prototipo viable sin necesidad de grandes cantidades de capital, se escoge la madera de balsa como elemento estructural.

### 7.4.2 Madera de balsa.

Se denomina madera de balsa a la madera del balsa (*Ochroma pyramidale*). La madera de balsa es la madera más ligera que se conoce, con una densidad de 0.10 a 0.15 gramos por centímetro cúbico [25]. La madera de balsa es un clásico de las aplicaciones relacionadas

con el aeromodelismo, así, será una muy buena opción para la realización del modelo a escala.

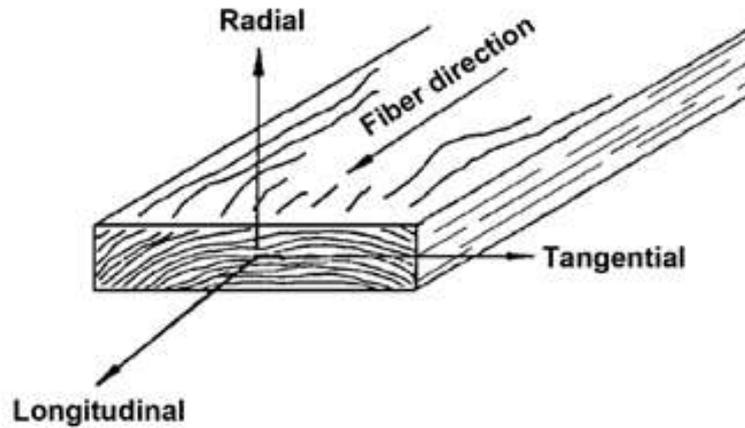


*Figure 7- 3 Madera de balsa [26]*

#### **7.4.2.1 Madera de Balsa como material Ortótropo**

Un material ortótropo, por definición, tiene dos o tres ejes ortogonales entre sí, de doble simetría rotacional, de forma que sus propiedades mecánicas son, en general, diferentes en las direcciones de cada uno de esos ejes [26]. La propiedad de ortotropía es un caso particular de la anisotropía donde el material no conserva sus propiedades en ninguna de las direcciones y, es contrapuesta con la isotropía que implica que las propiedades no varían con la dirección.

Un material ortótropo, que se puede encontrar en la naturaleza, con tres ejes mutuamente perpendiculares es la madera. En la madera, las propiedades dependerán de la orientación de las fibras, siendo el material más resistente y rígido en dirección de estas. Dicha condición de ortotropía tiene implicaciones importantes para el desarrollo de la estructura del modelo; más específicamente, de cara a la orientación de los elementos para que la madera este sometida a los esfuerzos más importantes siempre en orientación de la fibra.



*Figure 7- 4 Direcciones principales de la madera [26]*

Se define por tanto, un sistema de ejes coordenados que servirá para medir las propiedades de la madera de balsa, dicho sistema puede consultarse en la **figura 7-4**.

#### 7.4.2.2 Propiedades mecánicas de la madera de balsa.

Las propiedades mecánicas de la madera de balsa, como ya se menciono en el punto anterior, dependerá de la orientación de la fibra. Ha sido muy difícil encontrar números concisos y definitivos de la resistencia de la madera de balsa, a diferencia del caso de los metales donde todos conocen un valor estándar de resistencia y de límite de fluencia.

Species	$E_T/E_L$	$E_R/E_L$	$G_{LR}/E_L$	$G_{LT}/E_L$	$G_{RT}/E_L$
<b>Hardwoods</b>					
Ash, white	0.080	0.125	0.109	0.077	—
Balsa	0.015	0.046	0.054	0.037	0.005
Basswood	0.027	0.066	0.056	0.046	—
Birch, yellow	0.050	0.078	0.074	0.068	0.017
Cherry, black	0.086	0.197	0.147	0.097	—
Cottonwood, eastern	0.047	0.083	0.076	0.052	—
Mahogany, African	0.050	0.111	0.088	0.059	0.021
Mahogany, Honduras	0.064	0.107	0.066	0.086	0.028
Maple, sugar	0.065	0.132	0.111	0.063	—
Maple, red	0.067	0.140	0.133	0.074	—

*Figure 7- 5 Relaciones elásticas de algunas maderas. [26]*

Species	$\mu_{LR}$	$\mu_{LT}$	$\mu_{RT}$	$\mu_{TR}$	$\mu_{RL}$	$\mu_{TL}$
<b>Hardwoods</b>						
Ash, white	0.371	0.440	0.684	0.360	0.059	0.051
Aspen, quaking	0.489	0.374	—	0.496	0.054	0.022
Balsa	0.229	0.488	0.665	0.231	0.018	0.009
Basswood	0.364	0.406	0.912	0.346	0.034	0.022
Birch, yellow	0.426	0.451	0.697	0.426	0.043	0.024
Cherry, black	0.392	0.428	0.695	0.282	0.086	0.048
Cottonwood, eastern	0.344	0.420	0.875	0.292	0.043	0.018
Mahogany, African	0.297	0.641	0.604	0.264	0.033	0.032
Mahogany, Honduras	0.314	0.533	0.600	0.326	0.033	0.034
Maple, sugar	0.424	0.476	0.774	0.349	0.065	0.037
Maple, red	0.434	0.509	0.762	0.354	0.063	0.044

**Figure 7- 6** Coeficiente de Poisson de algunas maderas. [26]

Sera importante mencionar que los valores antes mencionados han sido calculados para un valor de 12% de humedad. Una vez obtenidas las relaciones anteriores solo se necesitara un valor de modulo elástico para poder definir completamente la madera. Una vez obtenido este valor habrá que estudiar si se debe aplicar algún factor de seguridad debido a la humedad.

	Wood	Density <sup>1</sup> (Mgm <sup>-3</sup> )	Young's modulus <sup>1,2</sup> (GPa)	
			to grain	⊥ to grain
<b>Balsa</b>	Balsa	0.1-0.3	4	0.2
<b>Caoba</b>	Mahogany	0.53	13.5	0.8
<b>Abeto</b>	Douglas fir	0.55	16.4	1.1
<b>Pino</b>	Scots pine	0.55	16.3	0.8
<b>Abedul</b>	Birch	0.62	16.3	0.9
<b>Fresno</b>	Ash	0.67	15.8	1.1

**Figure 7- 7** Modulo de Young de algunas maderas. [26]

Design values	In-service moisture content	Factor		
		$T \leq 37\text{ }^{\circ}\text{C}$ ( $T \leq 100\text{ }^{\circ}\text{F}$ )	$37\text{ }^{\circ}\text{C} < T \leq 52\text{ }^{\circ}\text{C}$ ( $100\text{ }^{\circ}\text{F} < T \leq 125\text{ }^{\circ}\text{F}$ )	$52\text{ }^{\circ}\text{C} < T \leq 65\text{ }^{\circ}\text{C}$ ( $125\text{ }^{\circ}\text{F} < T \leq 150\text{ }^{\circ}\text{F}$ )
$F_t, E$	Wet or dry	1.0	0.9	0.9
$F_b, F_v, F_c, F_{c\perp}$	Dry	1.0	0.8	0.7
	Wet	1.0	0.7	0.5

**Figure 7- 8** Factor de seguridad debido a la humedad de algunas maderas. [26]

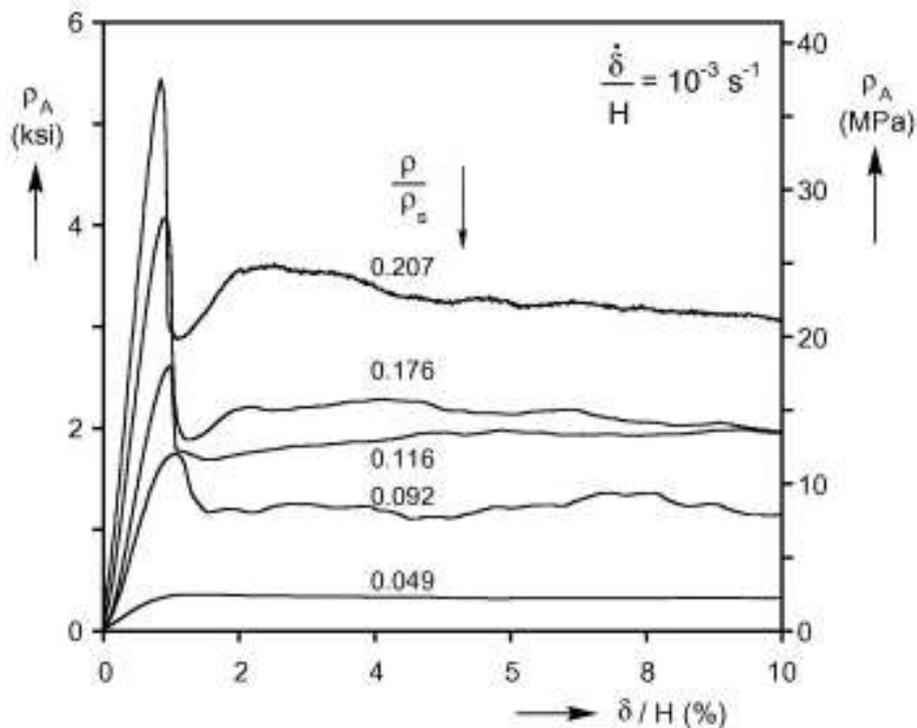
Una vez analizado que no hacen falta ningún tipo de ajuste debido a la humedad o temperatura por trabajar por debajo de los 37 grados centígrados, se procede a encontrar un conjunto de valores que definan por completo el material. Dichos valores se pueden revisar en la *tabla 7-3*.

Estos valores servirán para poder definir correctamente la madera como material en el programa de elementos finitos y calculo estructural, ANSYS.

Propiedad	Mpa
$E_T$	51
$E_R$	156.4
$G_{LT}$	125.8
$G_{TR}$	17
$G_{LR}$	183.6

*Table 7-3 Propiedades de la madera de balsa con humedad del 12% con densidad desconocida*

También se necesita conocer las resistencia a tracción y a compresión de la madera de balsa y como es lógico pensar esta resistencia tiene una íntima relación con la densidad, así se puede ver que a mayor densidad también existe mayor resistencia.



*Figure 7-9 Ensayos de tracción de la madera en función de su densidad. [27]*

$$\rho_s = 1.5 \frac{g}{cm^3} = \text{Common wood density} \quad ec(7-4)$$

En la figura 7-8-1 se puede apreciar como un incremento de densidad puede incrementar en gran medida la resistencia, pero de nuevo, ante un diseño donde el factor del peso es tan crítico es claro que debe de seguirse una solución de compromiso.

Otros autores proponen otros rangos de resistencia:

<b>Compressive Strength</b> low density medium density high density	4.7 MPa 12.1 MPa 19.5 MPa
<b>Tensile Strength</b> low density medium density high density	7.6 MPa 19.9 MPa 32.2 MPa

*Table 7- 4 Propiedades de la madera de balsa en función de la densidad*

La referencia de densidades para la aplicación de la Tabla 7-3-1 es la que sigue:

Densidad	Categoría
75 kg/m <sup>3</sup>	Low/Baja
150 kg/ m <sup>3</sup>	Medium/Media
250 kg/ m <sup>3</sup>	High/Alta

*Table 7- 5 Categoría de la madera según densidad*

Una vez conocidos estos rangos y en función de las soluciones comerciales, es posible establecer unos límites de tracción y compresión. Es claro que los valores en la tabla se corresponden con los valores en dirección de la fibra (valores más altos)

Debido a la importancia de la densidad en el diseño y la resistencia con respecto a la humedad, se propone que los valores de resistencia se tomen según la referencia de la densidad, para lo cual autores como Da Silva [27] propone algunos valores, a través de figuras como la Figura 7-9:

Modulo	GPa
<b>Ex</b>	0.537
<b>Ey</b>	0.437
<b>Ez</b>	0.0175
<b>Gxy</b>	1.33
<b>Gyz</b>	2.13
<b>Gxz</b>	1.33

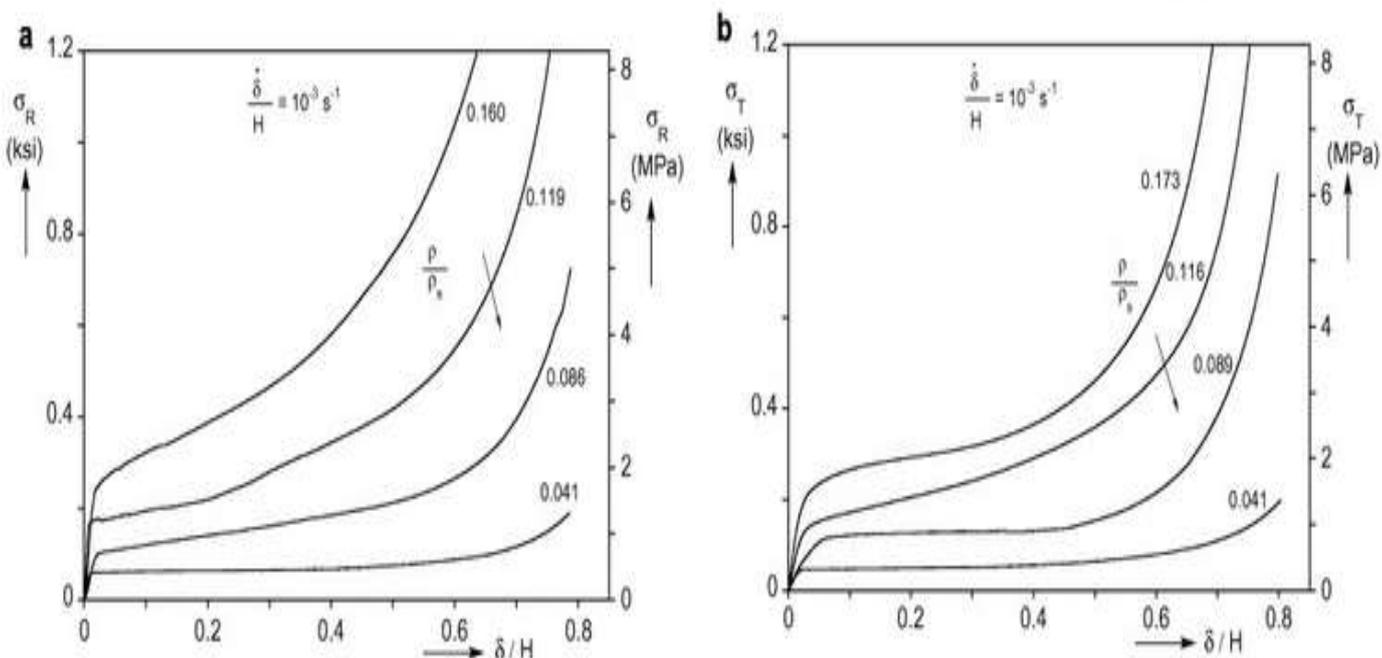
*Table 7- 6 Valores propuestos para el cálculo estructural*

$\frac{\rho}{\rho_s}$ <sup>a</sup>	$E_A$ ksi (GPa)	$\frac{\rho}{\rho_s}$	$E_R$ ksi (MPa)	$\frac{\rho}{\rho_s}$	$E_T$ ksi (MPa)	$\frac{\rho}{\rho_s}$	$G_{AR}$ ksi (MPa)	$\frac{\rho}{\rho_s}$	$G_{AT}$ ksi (MPa)
0.043	88 (0.61)	0.049	5.02 (34.6)	0.047	2.74 (18.9)	0.043	5.72 (39.5)	0.049	6.37 (43.9)
0.079	289 (1.99)	0.085	12.77 (88.1)	0.076	3.50 (24.1)	0.086	15.87 (109.4)	0.092	13.00 (89.6)
0.097	441 (3.04)	0.125	35.76 (246.6)	0.111	7.96 (54.9)	0.121	29.10 (200.6)	0.140	19.39 (133.7)
0.128	815 (5.62)	0.145	50.07 (345.2)	0.130	11.44 (78.9)	0.141	38.99 (268.8)	0.203	21.67 (149.4)
0.158	960 (6.62)	0.156	62.12 (428.3)	0.150	14.25 (98.3)	0.207	51.61 (355.9)	0.242	35.36 (243.8)

<sup>a</sup>  $\rho_s = 93.64 \text{ lb/ft}^3 (1500 \text{ kg/m}^3)$ .

**Table 7- 7** Valores de algunos módulos elásticos en función de la densidad [27]

Para la estimación de los valores de resistencia en las demás direcciones se recurre a las graficas propuestas por autores como Da Silva [27] en función de la densidad.



**Figure 7- 10** Valores de Resistencia a compresión radial y transversal [27].

### 7.4.3 Soluciones comerciales de la madera de balsa.

	grosor (mm)	ancho (mm)	largo (mm)	volumen (cm <sup>3</sup> )	peso unidad (grs)	densidad (grs/cm <sup>3</sup> )
Balsa sheets 1/8 x 4 x 36"	3,175	101,6	914,4	294,97	40,44	0,1371
Balsa sheets - 1/4 x 4 x 36	6,35	101,6	914,4	589,93	76,00	0,1288
Balsa strips - 1/8 x 3/8 x 36"	3,175	9,525	914,4	27,65	5,85	0,2117
Balsa sheets - 3/8 x 3 x 36"	9,525	76,2	914,4	663,68	61,57	0,0928
Balsa trailing edge triangular - 1 x 1 x 36"	25,4	25,4	914,4	294,97	32,75	0,1110
Balsa trailing edge triangular - 3/4 x 3/4 x 36"	19,05	19,05	914,4	165,92	21,67	0,1306
Balsa trailing edge - 3/8 x 1-1/2 x 36"	9,525	38,1	914,4	165,92	31,00	0,1868
Balsa trailing edge - 5/16 x 1-1/4 x 36"	7,9375	31,75	914,4	115,22	25,00	0,2170
Balsa leading edge - 1 x 36"	25,4	19,05	914,4	442,45	59,75	0,1350
Balsa leading edge - 3/4 x 36"	19,05	14,2875	914,4	248,88	32,33	0,1299

*Table 7- 8 Maderas de Balsa. Catalogo Céfiro II [citación]*

Las soluciones comerciales empleadas, relacionadas con la madera de balsa, se han basado en la experiencia previa del departamento de ingeniería aeronáutica y mecánica de fluidos con el proveedor. Debido a la financiación por parte de este departamento al proyecto AirWhale, proporcionando toda la madera necesaria para la realización de pruebas y futura construcción del prototipo, se decide utilizar esta madera.

De cara al diseño, no solo se deberá considerar los grosores como parámetros inamovibles (debido a la complejidad de reducir espesor sin incurrir en maquinas complejas); sino además, las dimensiones de las tiras de madera. Dado que usaremos las tiras de grosor 1/8 de pulgada obtenemos con la densidad de esta categoría los valores de resistencia máxima a tracción y a compresión;

Modulo	MPa
<b>Mx. Tracción x</b>	19.9
<b>Mx. Tracción y</b>	12.5
<b>Mx. Tracción z</b>	8.3
<b>Mx. Compresión x</b>	12.1
<b>Mx. Compresión y</b>	6.5
<b>Mx. Compresión z</b>	5

*Table 7- 9 Tabla de resistencias.*

Una vez habiendo definido estos valores, ya es posible definir completamente la madera y establecer análisis estructurales como los que se verán más adelante en este capítulo.

#### 7.4.4 Soluciones comerciales de Recubrimiento.

El recubrimiento será el material que no solo separe la atmosfera circundante del AirWhale, sino además, el componente encargado que pasará las tensiones externas a la estructura de madera. Entre más ligero sea este componente más peso de maniobra se manejará para incrementar el espesor o las dimensiones de elementos que requieran más resistencia. Las soluciones comerciales que se ha encontrado para este tipo de recubrimiento son el ORACOVER AIR LIGHT y el ORACOVER AIR MEDIUM, que son dos recubrimientos para dirigibles de muy bajo peso, la diferencia entre ellos dependerá de la longitud del dirigible.

#### Technical data of: **ORACOVER® AIR**

Product	Tensile strength [N/50mm]	Breaking extension [%]	Weight [g/m <sup>2</sup> ]	Material thickness	Permeability [ml/m <sup>2</sup> /24h Mpa]
<b>INDOOR</b>	lengthw./crossw.: min. 150	lengthw./crossw.: 90	approx. 17	approx. 12 µm	He 4000 / H <sub>2</sub> 2200
<b>OUTDOOR</b>	lengthw./crossw.: min. 283	lengthw./crossw.: 90	approx. 33	approx. 23 µm	He 2000 / H <sub>2</sub> 1100
<b>LIGHT</b>	lengthw./crossw.: min. 150	lengthw./crossw.: 90	approx. 18	approx. 12 µm	He 400 / H <sub>2</sub> 220
<b>MEDIUM</b>	lengthw./crossw.: min. 283	lengthw./crossw.: 90	approx. 34	approx. 23 µm	He 200 / H <sub>2</sub> 110
<b>HEAVY DUTY</b>	lengthw./crossw.: min. 283	lengthw./crossw.: 90	approx. 56 - 70	approx. 34 - 44 µm	He 200 / H <sub>2</sub> 110

- Adhesive power: min. 7 N / 25 mm - Shrinkage: min. 5 % in both directions (reference temperature 150 °C) - Melting point: 250 °C

*Table 7- 10 ORACOVER AIR. Datos técnicos [citación]*

Posteriormente en este capítulo se definirá las dimensiones de la forma exacta del volumen de helio a ser contenido, y se podrá saber si la categoría será media o ligera. En todo caso, se le adelanta al lector que se empleará la categoría media por tener una longitud de 3.25 metros.

#### 7.4.5 Contenedores de Helio

En este apartado se describen las soluciones comerciales de los contenedores de helio. Los contenedores de helio deben ser de un material muy permeable pero a la vez que tengan bajo peso. La mayoría de soluciones comerciales para dirigibles se basan en globos de PVC de un espesor de 25 micras.

Debido a la gran variedad de soluciones comerciales que se ajustan incluso a la forma que necesitemos no vamos a detallar una solución comercial exacta, puesto que el criterio que se va a seguir para tomar esta decisión serán criterios económicos.

Una vez habiendo definidos todos los materiales para el modelo estructural, se puede comenzar con el modelado de la estructura.

## 7.5 Configuración estructural.

En esta sección, se va a describir la configuración estructural para el prototipo del AirWhale. Se presentaran los modelos CAD de cada una de las partes del modelo. Debido a la ortotropía del material y a las dimensiones finitas de los chapones de madera será necesario separar todas las partes del modelo en piezas más pequeñas para poder conseguir una pieza que no tenga un único sistema de orientaciones, sino, un conjunto de direcciones de la fibra que permitan ajustarse a la dirección de la fuerza aplicada.

### 7.5.1 Configuración elipsoidal

Se ha escogido un modelo de forma trilobular, donde cada lóbulo se puede considerar un elipsoide de revolución con sección media circular, una vez dicho esto vamos a presentar los parámetros dimensionales de diseño con los que se conto originalmente:

$$\text{Longitud} = 3250 \text{ mm} \quad ec(7 - 5)$$

$$D_{\text{maxlobulo}} = 715 \text{ mm} \quad ec(7 - 6)$$

Una vez definida la longitud del volumen de gas y el diámetro de la sección a mitad de dicha longitud, se da comienzo al proceso de diseño, propiamente dicho. Si bien, el proceso de diseño requirió de muchas iteraciones en este documento solo se presentan los diseños finales y si se cree conveniente se explica alguna iteración realizada.

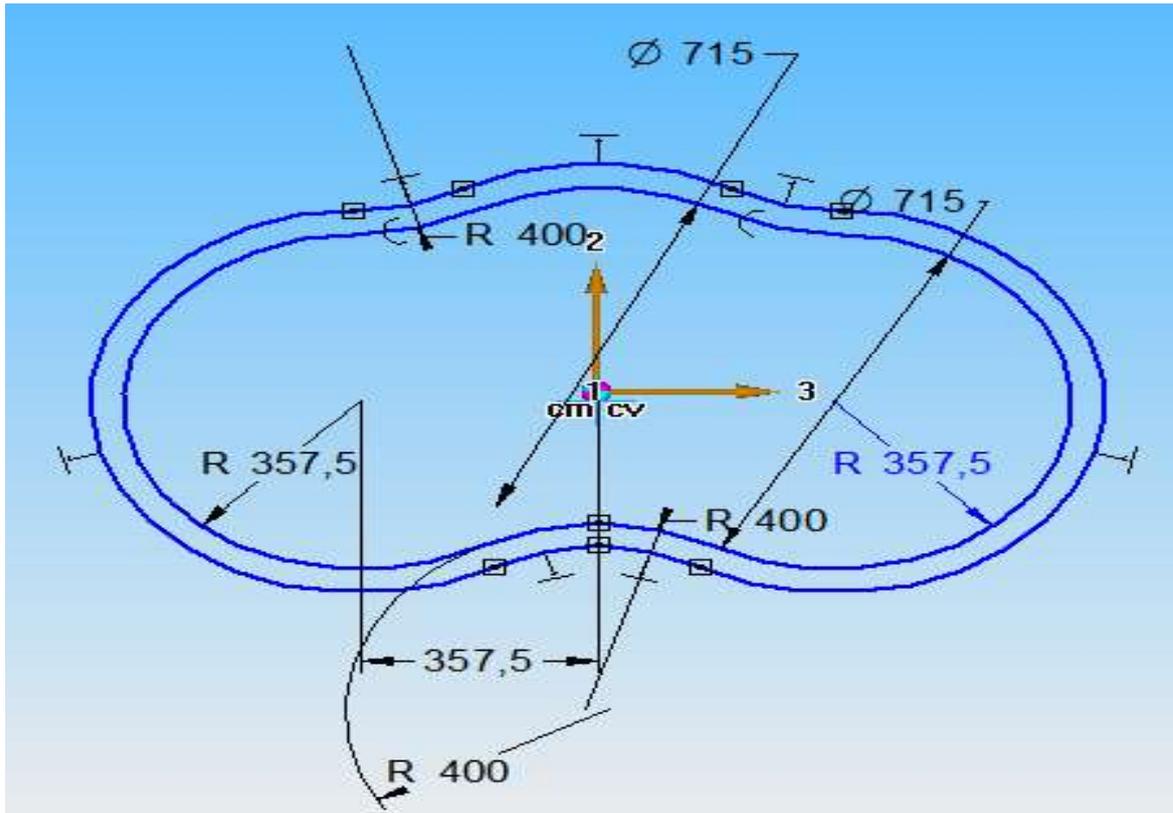
Recordemos que debido a la longitud superior a 2000 mm, el tipo de film utilizado en el recubrimiento será el ORACOVER AIR MEDIUM.

### 7.5.2 Descripción básica del modelo.

El modelo seguirá una configuración cuaderna-larguerillo como está previsto que tenga el AirWhale. Como ya se menciona antes la forma trilobular, en este punto se aclarará un poco sobre la disposición de los lóbulos, estos se pueden modelar como 3 circunferencias independientes e iguales que se intersecan en algún punto. Para simplificar el diseño se ha querido que cada cuaderna tendrá sus tres circunferencias concéntricas con sus homologas en el resto de cuadernas. La herramienta básica que se usará para el modelado en CAD será el programa de dibujo asistido por ordenador Solid Edge.

También se definen las uniones con el ala y un sistema trasero de anclaje de motores cuya función se puede consultar en el diseño básico del AirWhale en el capítulo 5. La configuración del sistema de anclaje de motores se puede consultar más adelante en este documento. Se adjuntaran todos los planos al final del capítulo.

Todas las láminas utilizadas en la fabricación de la estructura del prototipo tendrán un espesor de 1/8 de pulgada. Por lo que este será el espesor de todos los elementos que se expondrán de aquí en adelante.



*Figure 7- 11 Configuración de la cuaderna mayor del Prototipo*

### 7.5.2.1 La importancia de la división de los elementos.

Este punto puede ser uno de las más importantes de cara al diseño del prototipo, la división de elementos ha sido el arreglo estructural más importante y que aportara mayor resistencia al diseño final. La división de las cuadernas y de los larguerillos no sigue solo requerimientos dimensionales al ser elementos muy grandes que no pueden salir directamente de un solo chapón de madera sino, que tiene su fundamento en el carácter anisótropo de la madera.

La madera, como ya se explico previamente en la sección 7.4.2.2, tiene un carácter ortótropo, según la teoría de los materiales son estos elementos los que poseen 3 ejes sobre los cuales varían sus propiedades, por lo que cabe pensar que si el estado de carga favorecerá en mayor o menor medida a una de estas direcciones.

Las cargas no forman parte de esta sección, pero se le adelanta al lector que existirán fuerzas puntuales horizontales y verticales que van a modelar los motores y unas cargas aerodinámicas que serán perpendiculares a la superficie de los elementos. Ante dicha carga, es que se ha visto necesario la división de elementos en muchas partes, en cada una de estas variando la orientación de corte (la orientación de la madera) de tal forma a que se ajuste de forma aproximada a la dirección de la carga y, maximizar la resistencia de la estructura.

Se ha considerado que las cuadernas se separaran en 6 elementos distintos y los larguerillos en 3. El lector podría pensar que se han separado los elementos en muy pocas

partes, al fin y al cabo, la mayoría de los elementos describen perfiles circulares y para un modelado perfecto habría que separar la pieza en infinitas partes. Por esto, se recuerda que entre más partes de división, si bien incrementa la precisión del modelo, también incrementa la complicación de la fabricación; después de todo, habrá más partes que unir. Se le recuerda al lector que esto ha sido producto de un proceso iterativo y que el número de partes de división ha sido un parámetro a considerar, el número de partes que aquí se presenta ha sido optimizado hasta obtener un modelo estructural fácil de fabricar y con mucha resistencia.

### 7.5.2.2 La unión de los elementos

La unión de los elementos es un factor clave para la fabricación de cualquier sistema mecánico, esta unión no solo determina la fiabilidad del modelo sino que será la base para el modelado de la mayoría de condiciones de contorno de los sólidos por lo cual, determinar el método de unión debe ser un paso previo a cualquier modelado geométrico.

El método de unión empleado en la fabricación del prototipo además debe de ser un método que no implique un incremento considerable de peso en el diseño, que debido a su elevado número de partes (como se verá más adelante en el documento) hace imposible la utilización de tornillos. El método de unión se utilizara es un clásico en el mundo del aeromodelismo, es decir, Cianocrilato.



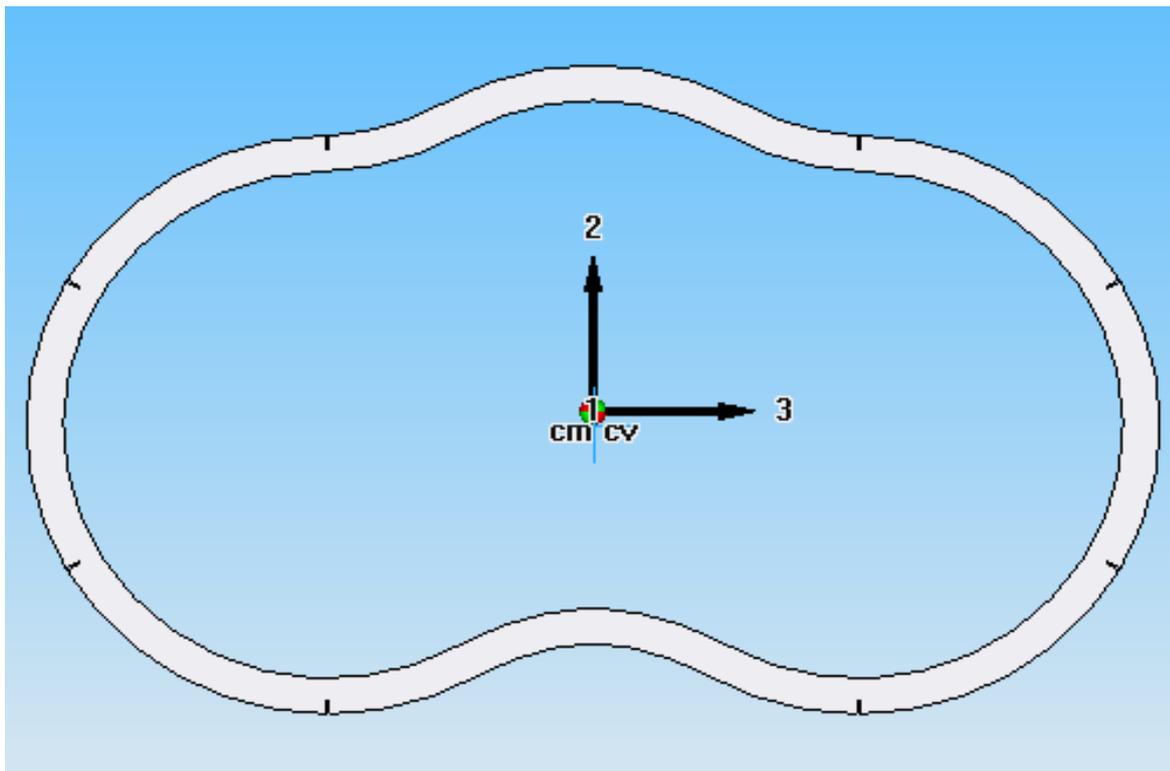
*Figure 7- 12 Cianocrilato*

El Cianocrilato se utiliza para designar un conjunto de sustancias usadas como adhesivos de fraguado rápido, es decir el Cianocrilato fija de forma casi inmediata y fuerte ambos componentes a unir. El modelado de la unión como una unión rígida entre dos sólidos determinara los contactos que usaremos para unir las partes de las cuadernas, larguerillos y demás elementos.

### 7.5.3 Disposición de las cuadernas y larguerillos.

En esta sección se hablará de la disposición de las cuadernas y de los larguerillos, mencionando el número de elementos y describiendo brevemente la posición y dimensiones características de cada elemento. La estructura contará con 9 cuadernas y 8 larguerillos, la posición de cada elemento se puede consultar en las *tablas 7-11 y 7-16* ubicadas en los siguientes puntos. Se le recuerda al lector que puede consultar todos los planos de esta estructura al final de este documento.

Se puede ver en la figura 7-13, como la configuración de la cuaderna tiene colocados los larguerillos a ambos lados de la cuaderna.



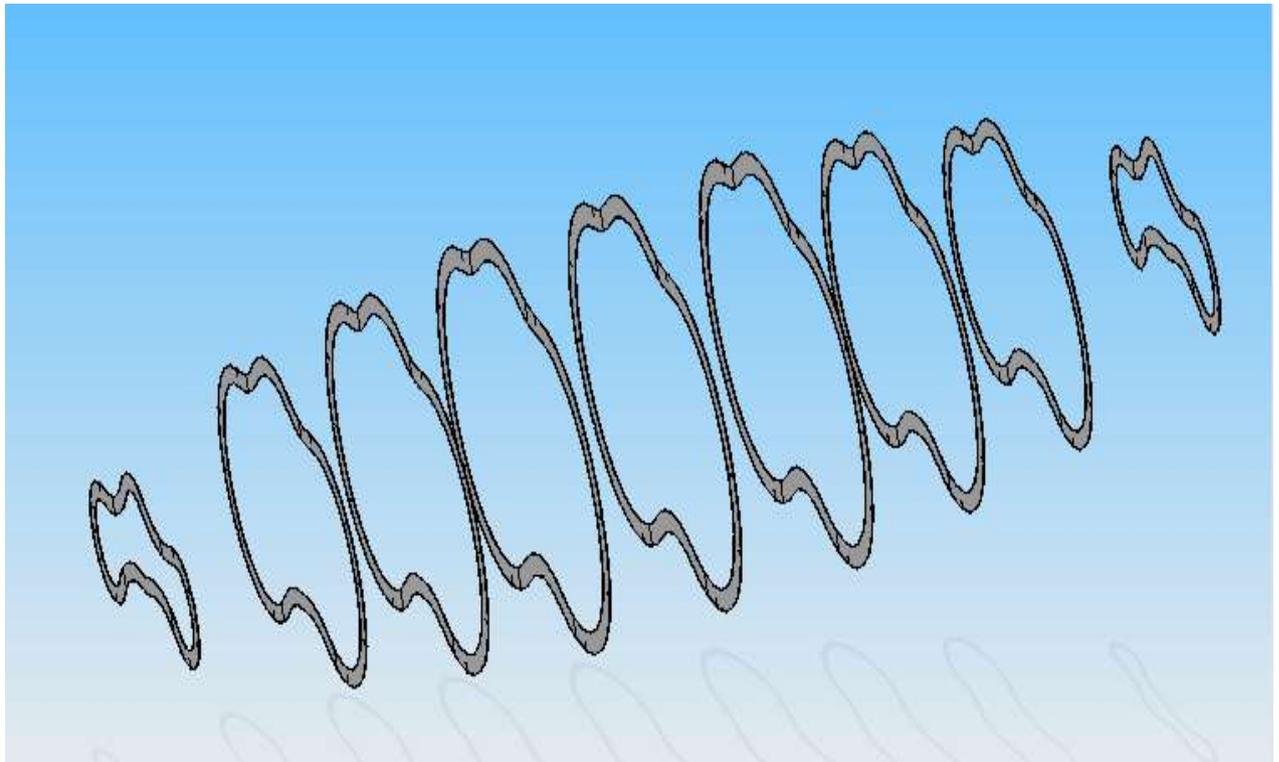
*Figure 7- 13 Configuración de una cuaderna del Prototipo*

#### 7.5.3.1 Disposición de las cuadernas.

En este punto se definirá la disposición de las cuadernas y se repasará los diseños y dimensiones características de cada una de ellas. Por lo pronto, se ubicará las cuadernas en toda la longitud del diseño, tomando como origen la nariz del AirWhale, indicando el tipo de cuaderna (que serán posteriormente descritas con posterioridad en este apartado).

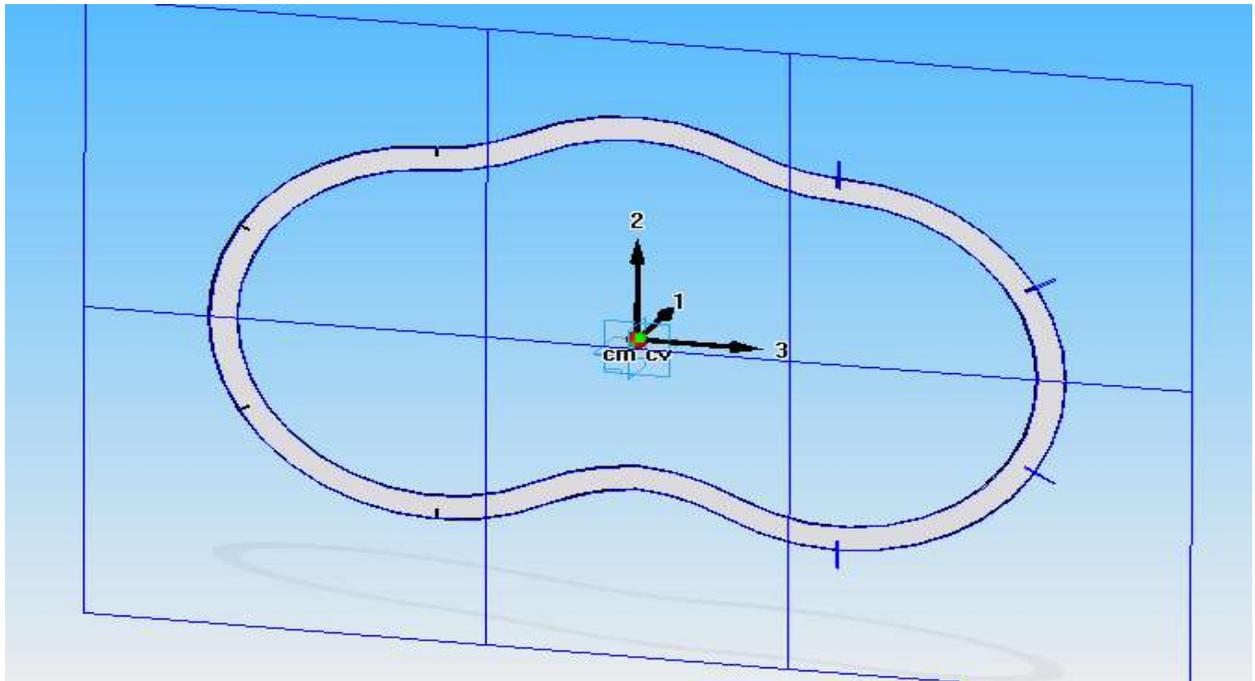
Cuadernas		
Distancia desde nariz (mm)	Tipo Costilla	Peso (g)
70á	CD7	38
520	CD5	57
870	CD2	72
1225	CD1	85
1625	CD1	85
2025	CD1	85
2380	CD2	72
2730	CD5	57
3180	CD7	38

*Table 7- 11 Disposición de las cuadernas.*



*Figure 7- 14 Disposición de las cuadernas del Prototipo*

Ahora se presentará la división estándar de las cuadernas en partes más pequeñas, como se dijo previamente se hará en 6 partes. La plantilla de corte para poder separar

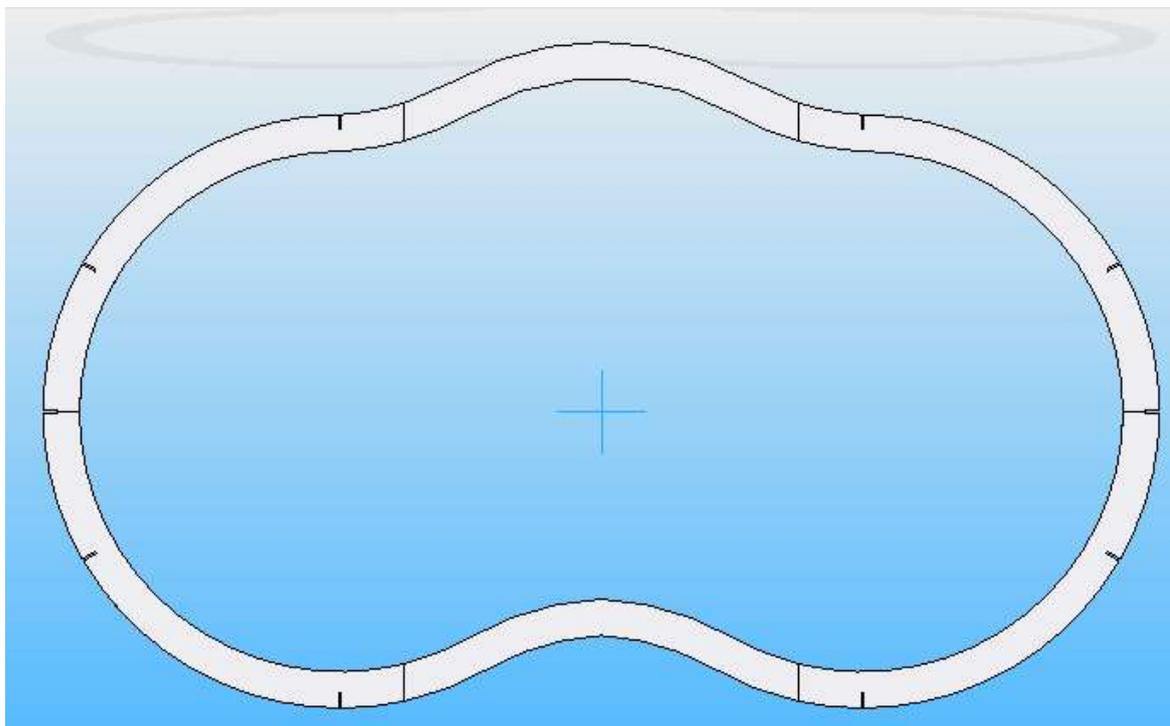


*Figure 7- 15 Plantilla de corte de las cuadernas*

Ya solo queda presentar cada una de las cuadernas, se recuerda que hay un plano de simetría y que las cuadernas se distribuyen a ambos lados de este de forma simétrica. Al describir las cuadernas nos vamos a limitar a presentar el modelo CAD y a colocar los parámetros más significativos de las cuadernas. Entre dichos parámetros tenemos:

- ✓ **Diámetro Mayor:** es el diámetro exterior de la costilla/cuaderna.
- ✓ **Diámetro Menor:** es el diámetro menor de la cuaderna.
- ✓ **Radio de Contacto:** es el diámetro en el que tiene contacto el larguerillo con la cuaderna.
- ✓ **Peso.**
- ✓ **Espesor de Cuaderna:** No un 1/8 de pulgada, sino la diferencia entre radios mayores y menores.
- ✓ **Numero de Cuadernas.**
- ✓ **Grosor**

### 7.5.3.1.1 Cuaderna principal. CD1



**Figure 7- 16** Ensamblaje de la Cuaderna 1 (CD1)

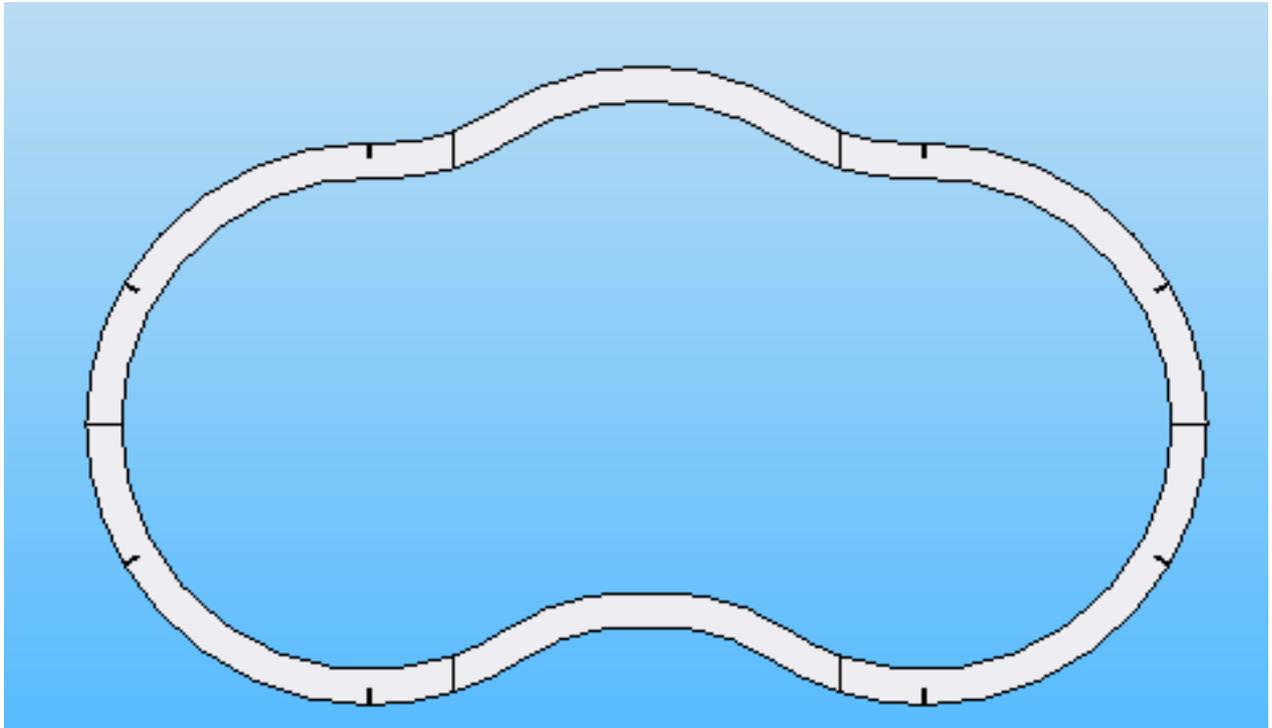
Esta cuaderna se ubica en el plano medio, como se puede corroborar en la **tabla 7-11**, sobre estas cuadernas se van a colocar unos encajes que es donde se construirá el panel con todos los equipos electrónicos y demás elementos eléctricos del sistema de control y alimentación. La cuaderna CD1 tiene los siguientes parámetros:

Parámetro	Magnitud
<b>Diámetro Mayor (mm)</b>	815
<b>Diámetro Menor (mm)</b>	715
<b>Radio de contacto (mm)</b>	387.5
<b>Peso (g)</b>	85
<b>Espesor (mm)</b>	50
<b>Grosor (mm)</b>	3.175
<b>Numero de cuadernas</b>	3

**Table 7- 12** Parámetros de la Cuaderna 1 (CD1).

Las cuadernas principales tienen además dos ranuras extras en su plano medio debido a que servirán como apoyo en la unión de las alas a la estructura.

### 7.5.3.1.2 Cuaderna 2. CD2



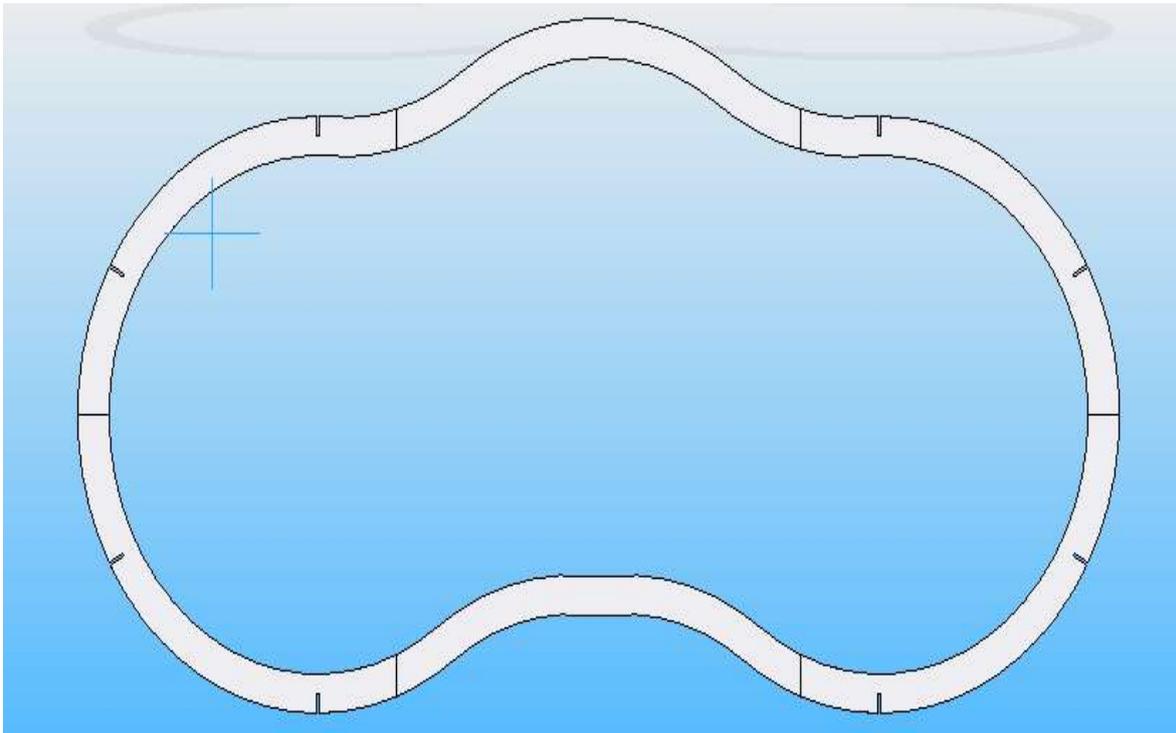
*Figure 7- 17 Ensamblaje de la Cuaderna 2 (CD2).*

La cuaderna CD2 tiene los siguientes parámetros:

Parámetro	Magnitud
<b>Diámetro Mayor (mm)</b>	730
<b>Diámetro Menor (mm)</b>	640
<b>Radio de contacto (mm)</b>	345
<b>Peso (g)</b>	72
<b>Espesor (mm)</b>	45
<b>Grosor (mm)</b>	3.175
<b>Numero de cuadernas</b>	2

*Table 7- 13 Ensamblaje de la Cuaderna 2 (CD2).*

### 7.5.3.1.3 Cuaderna 5. CD5



*Figure 7- 18 Ensamblaje de la Cuaderna 5 (CD5).*

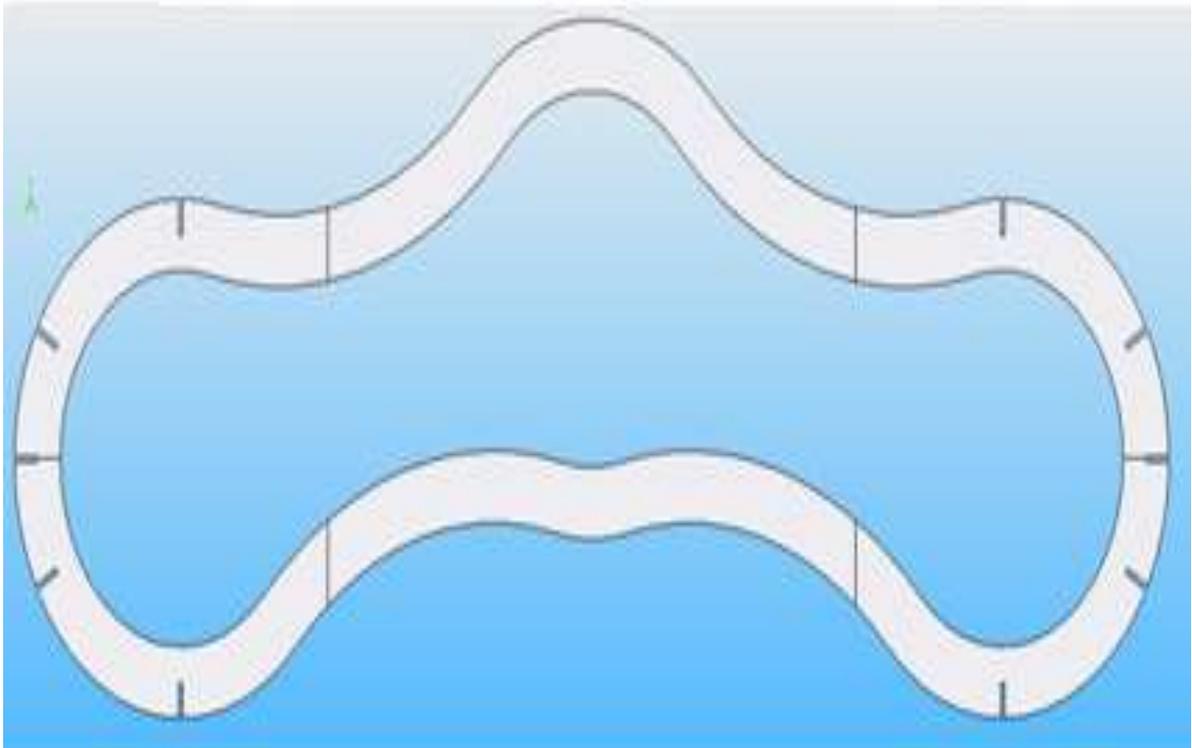
La razón por la cual la numeración salta directamente desde la cuaderna 2 hasta las 5 es porque la cuaderna 5 surgió tras un proceso de diseño iterativo. Las cuadermas 3 y 4 tenían otras posiciones y por lo tanto otros diámetros. Pasara lo mismo con la cuaderna 7.

La cuaderna CD5 tiene los siguientes parámetros:

Parámetro	Magnitud
<b>Diámetro Mayor (mm)</b>	610
<b>Diámetro Menor (mm)</b>	530
<b>Radio de contacto (mm)</b>	285
<b>Peso (g)</b>	57
<b>Espesor (mm)</b>	40
<b>Grosor (mm)</b>	3.175
<b>Numero de cuadermas</b>	2

*Table 7- 14 Parámetros de la Cuaderna 5 (CD5).*

#### 7.5.3.1.4 Cuaderna 7. CD7



*Figure 7- 19 Ensamblaje de la Cuaderna 7 (CD7).*

La razón por la cual la numeración salta directamente desde la cuaderna 5 hasta las 7 es porque la cuaderna 7 surgió tras un proceso de diseño iterativo, las cuadermas 6 tenía otra posición y por lo tanto otro diámetro. Se puede ver como esta cuaderna tiene dos ranuras mas para el encaje de los motores.

La cuaderna CD7 tiene los siguientes parámetros:

Parámetro	Magnitud
<b>Diámetro Mayor (mm)</b>	290
<b>Diámetro Menor (mm)</b>	210
<b>Radio de contacto (mm)</b>	125
<b>Peso (g)</b>	38
<b>Espesor (mm)</b>	40
<b>Grosor (mm)</b>	3.175
<b>Numero de cuadermas</b>	2

*Table 7- 15 Parámetros de la Cuaderna 7 (CD7).*

Tras haber definido todas las cuadermas se proceden a definir los larguerillos.

### 7.5.3.2 Disposición de los larguerillos.

En este punto se analizará la disposición de los larguerillos, como se puede ver en el diseño de las cuadernas, estos elementos deben de pasar por una serie de ranuras de ancho 1/8 de pulgada (3.175 mm). Los larguerillos pasan por todas las cuadernas formando los mismos ángulos con los ejes coordenados.

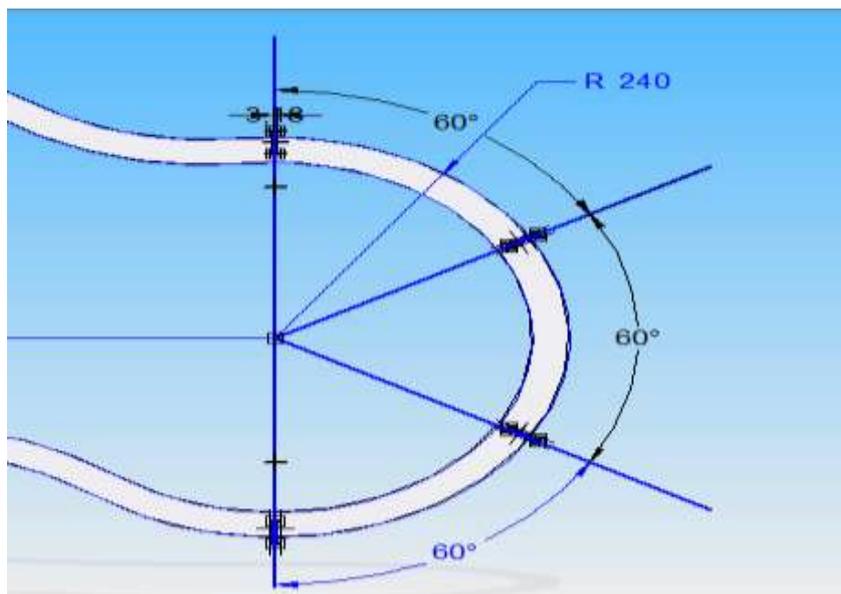
Todos los larguerillos son iguales y se distribuyen de forma simétrica respecto a los dos ejes de simetría de cada cuaderna. Hay un total de 8 Larguerillos que son los que conforman la estructura.

Ángulo	
Lado Izquierdo	Lado derecho
90	90
120	30
-120	-30
-90	-90

*Table 7- 16* Ángulos de posicionado de los larguerillos.

Los larguerillos serán los encargados de mantener la forma de la estructura, su parte exterior se ha diseñado para poder mantener la forma de un elipsoide. Estos elementos, a diferencia de las cuadernas, no están en contacto con el recubrimiento ORACOVER AIR MEDIUM.

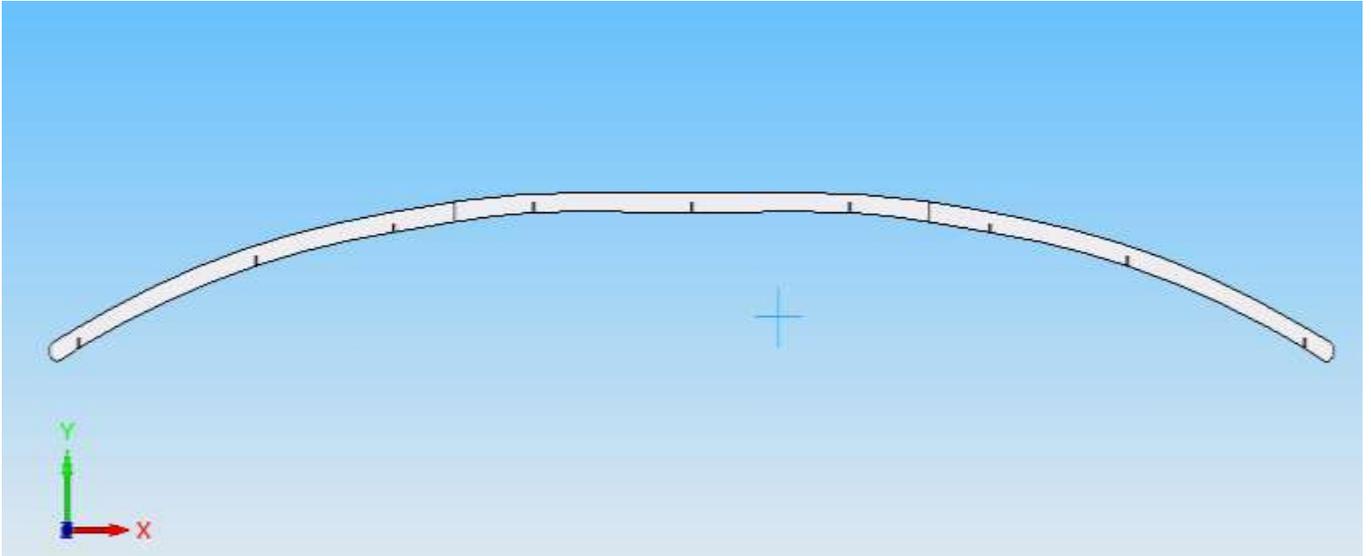
Los larguerillos, como ya se menciona previamente, se van a dividir debido a las características anisótropas de la madera y de las dimensiones finitas de los chapones de madera.



*Figure 7- 20* Posicionamiento de los larguerillos

### 7.5.3.2.1 Larguerillo estándar

El larguerillo estándar es aquel que cruza longitudinalmente toda la estructura, tiene que salvar una luz de 3250 mm y su perfil exterior corresponde con un elipsoide.



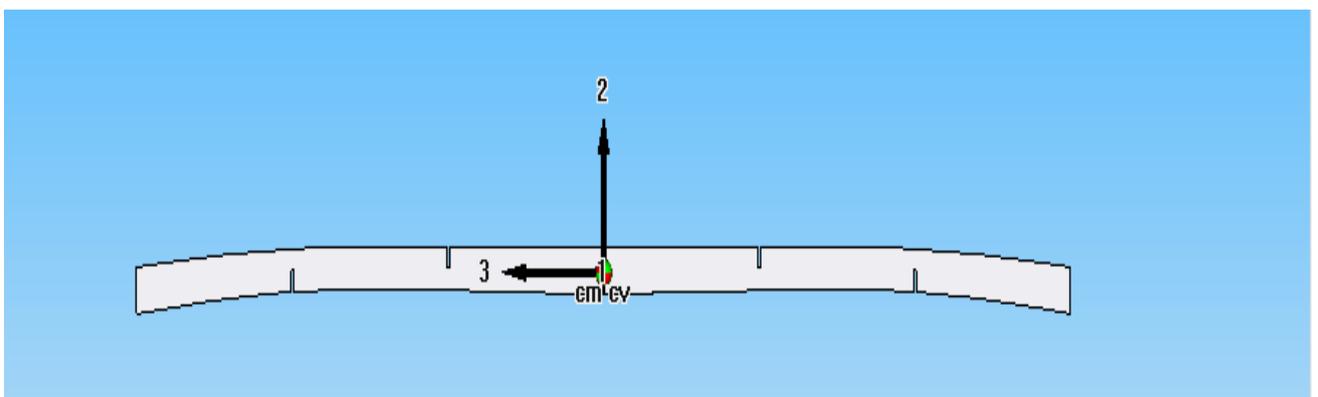
*Figure 7- 21 Presentación de los larguerillos estándar.*

Cada una de las ranuras indica la unión con una cuaderna, estos larguerillos también tienen un espesor de 1/8 de pulgada. La parte difícil del diseño de los larguerillos fue que hubiese un contacto perfecto con todas las cuadernas a la vez, debido a la forma de unir las piezas que explicaremos más adelante. Cada uno de estos elementos pesa 54 g.

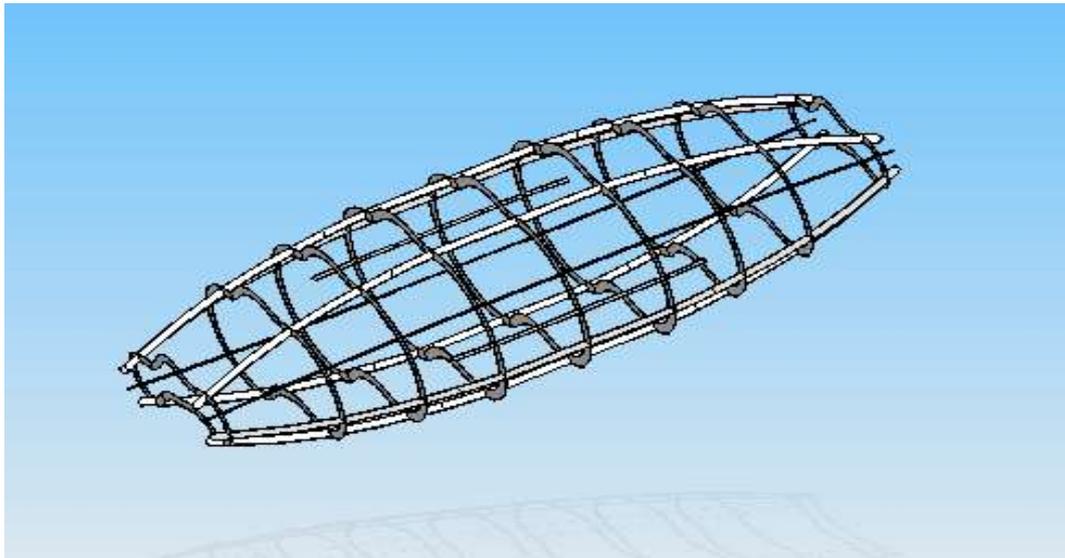
### 7.5.3.2.2 Larguerillo Reducido.

El larguerillo reducido es un elemento que no realiza funciones de larguerillo pero que debido a su configuración y al ser una de las 3 partes que ensambladas forman un larguerillo, se ha decidido mantener este nombre.

La función de este elemento será la posterior unión de las alas con la estructura, a esta parte que se le han colocado dos ranuras en su parte exterior que servirán para los agarres de las alas.



*Figure 7- 22 Presentación de los larguerillos reducido*



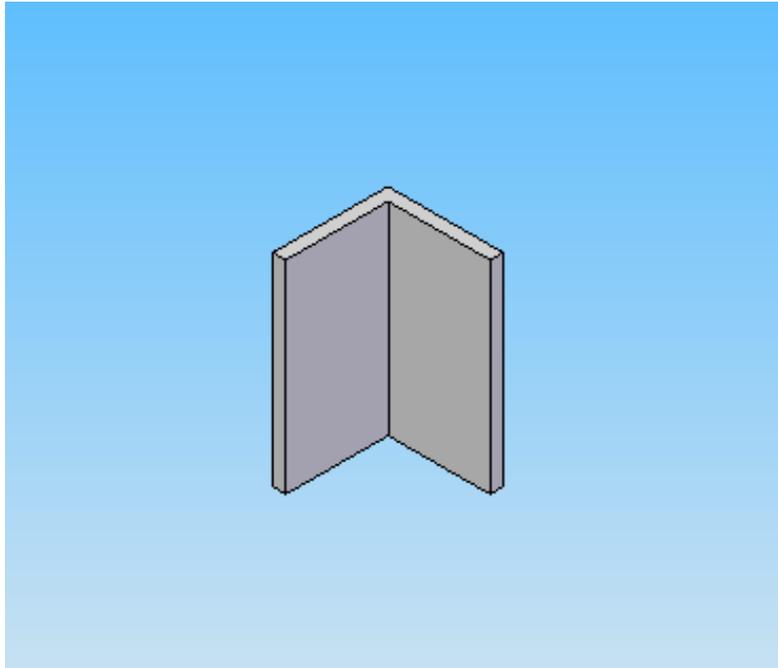
*Figure 7- 23 Cuadernas y larguerillos integrados.*

Finalmente, se presenta la integración de las cuadernas y de los larguerillos en un solo Modelo.

#### **7.5.4 Encajes para placa de componentes.**

El peso de la electrónica y baterías es el peso más importante al que se enfrenta el modelo a escala. Será necesario hacer una unión sencilla entre el prototipo y dicha placa base, lastimosamente, dicha placa de componentes aun no está terminada debido a muchos atrasos en el proyecto global, por lo que solo se van a diseñar los encajes para posteriormente sostener la placa a través de pletinas fácilmente desmontables.

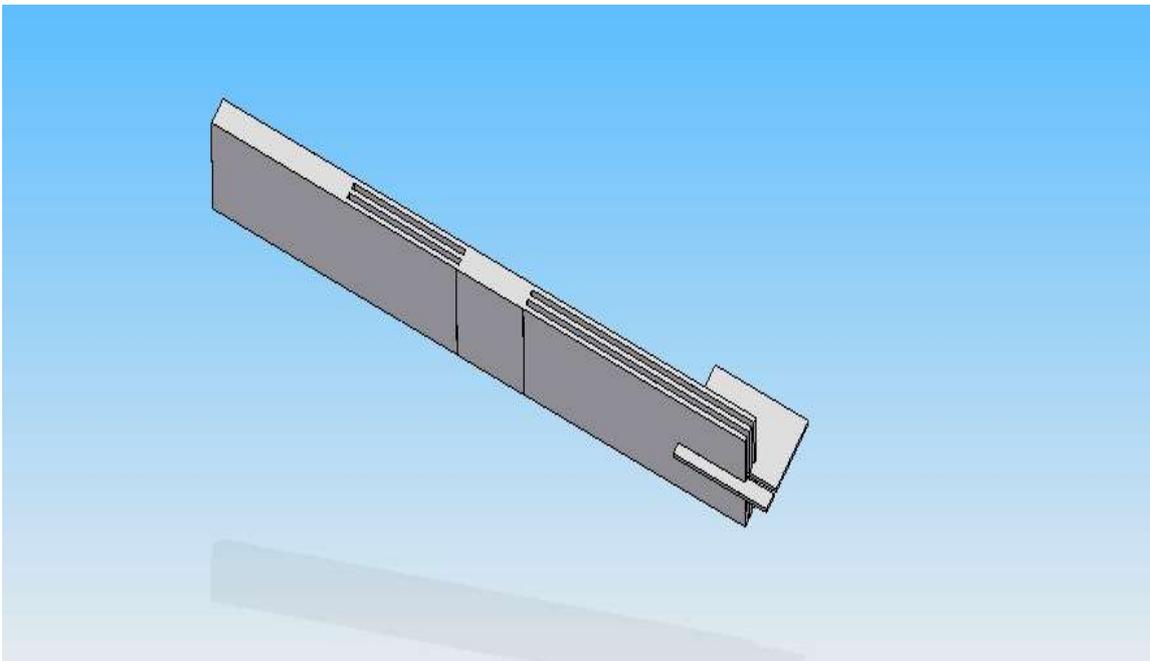
La unión de la placa de electrónica con la estructura deberá de hacerse de tal forma que permita ser montada y desmontada y fácilmente accesible. Se ha considerado el uso de arandelas atornilladas en los encajes.



*Figure 7- 24 Presentación de los encajes*

### **7.5.5 Motores traseros**

En este apartado se presentara el sistema de anclaje de los motores traseros a la estructura. Estos motores solo van a proporcionar empuje para vuelo en crucero y el control del giro se va a producir por superficies de control.

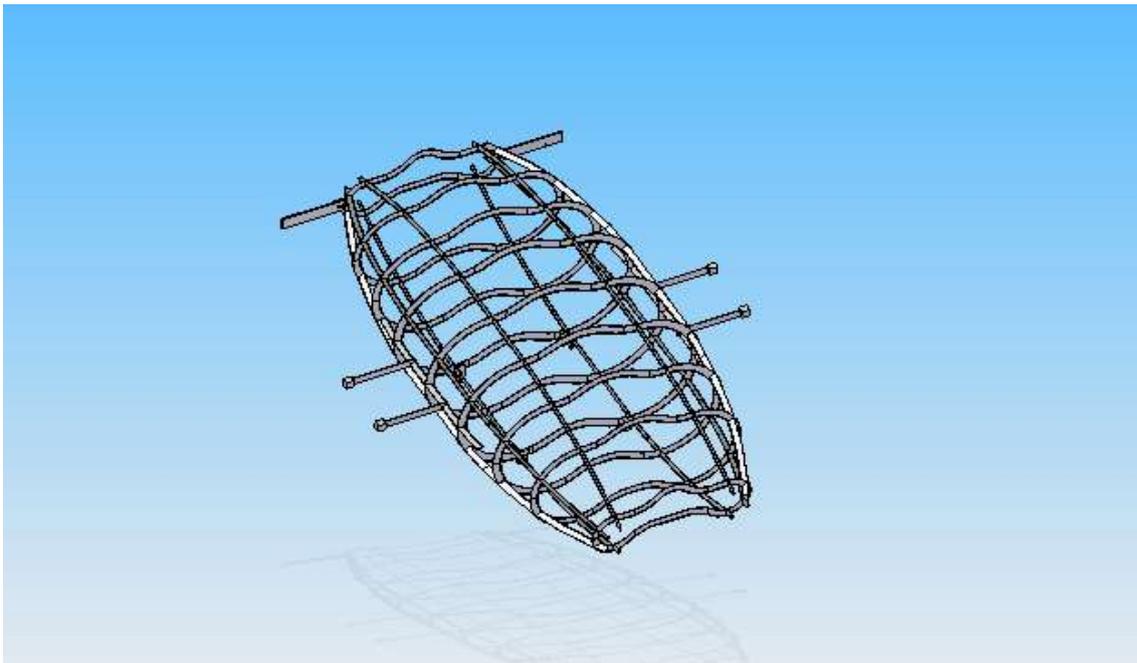


*Figure 7- 25 Presentación de los encajes de los motores traseros.*

El anclaje de los motores se realiza en la cuaderna 7, aquí, se engancha la estructura del rotor que consiste en una barra de madera que soportara un esfuerzo de flexión debida por el desplazamiento del rotor. Se verá, como se ha modelado el rotor posicionado en la parte final de la viga soporte.

El cuadrado solido se ha modelado como la superficie donde se abrirá el agujero correspondiente para colocar el motor, el sistema de anclaje del motor a este elemento dependerá del motor comprado puesto que la mayoría tiene su propio sistema de anclaje.

### 7.5.6 Presentación del modelo CAD del prototipo del AirWhale.

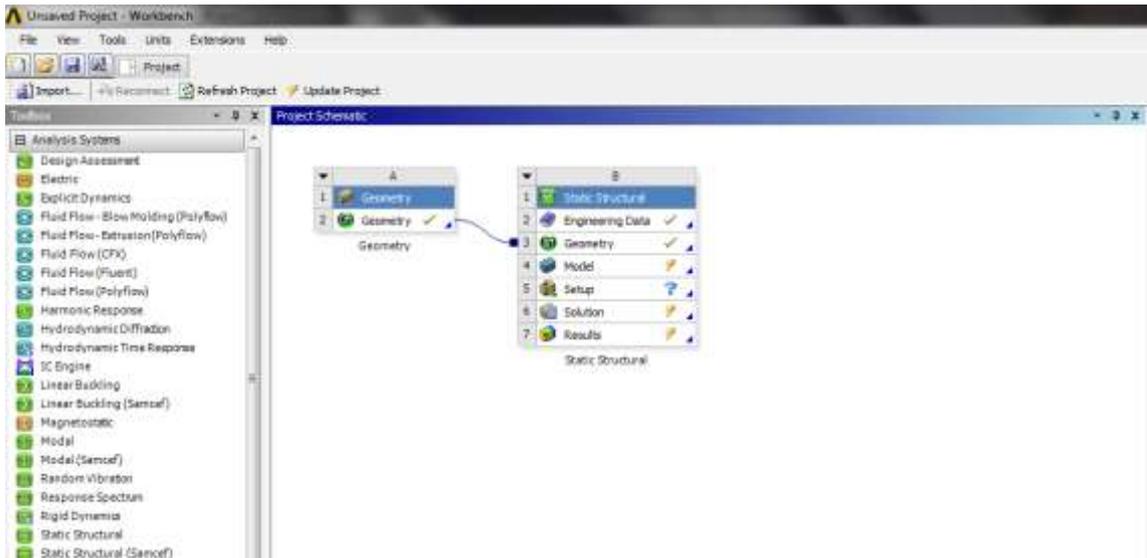


*Figure 7- 26 Presentación del modelo CAD del prototipo del AirWhale.*

En este apartado se ha presentado a través de la **figura 7-26**, el modelo CAD que se va a emplear en modelo de elementos finitos que se describe más adelante en este capítulo. Los elementos en los costados del prototipo serán explicados más adelante en este capítulo, puesto que estos modelan el peso de las alas y considero más apropiado explicarlo en el modelado de las fuerzas en la **sección 7.6**

## 7.6 Modelo de elementos Finitos

En esta sección, se va a describir el modelo de elementos finitos empleado para la comprobación del diseño estructural del prototipo del AirWhale. El proceso de modelado de elementos finitos fue realizado con la herramienta ANSYS, y se pretende en este capítulo describir de forma general los comandos utilizados, los tipos de modelado, la malla empleada, la orientación de los elementos, el modelado de las fuerzas, la aplicación de las condiciones de contorno.



**Figure 7- 27** Vista general del programa ANSYS WORKBENCH 15.

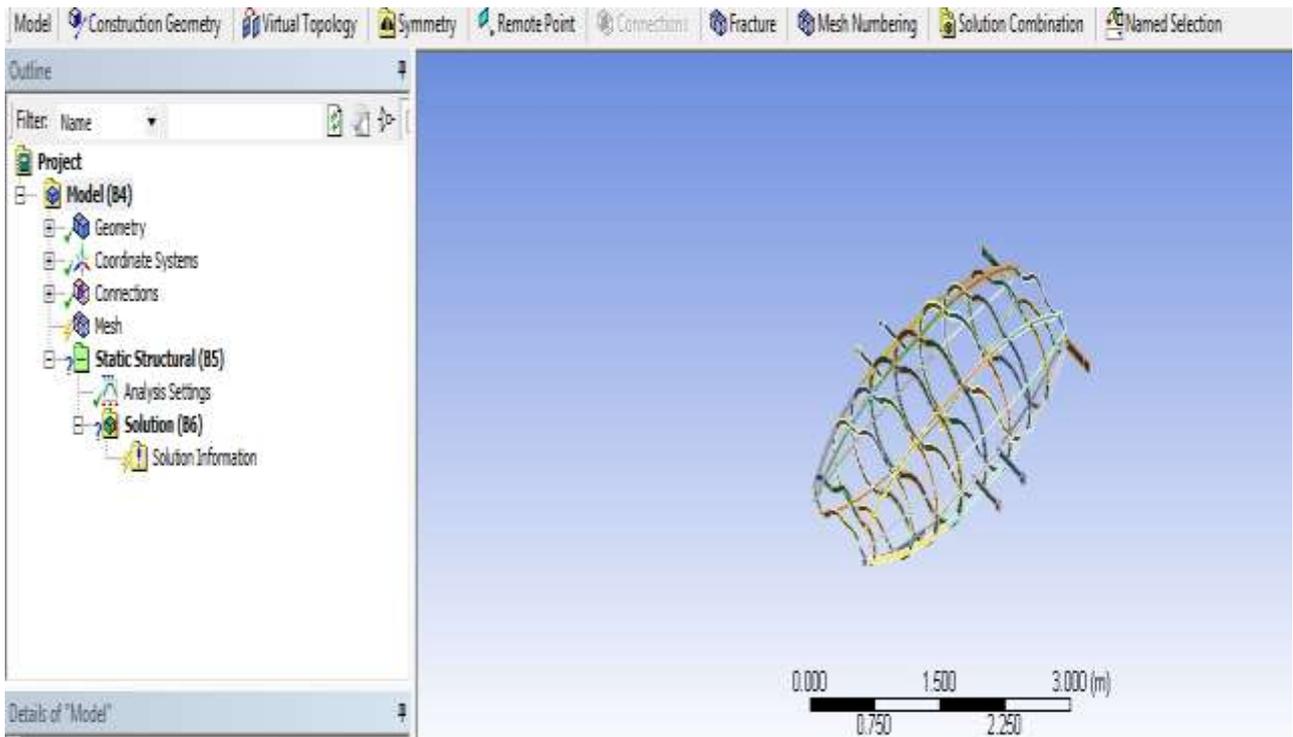
### 7.6.1 Material Library y Geometría

El primer paso será pasar toda la información de la madera de balsa al ANSYS y así poder comenzar a modelar cada una de las partes que forman el ensamblaje del prototipo. Debido a ser un sólido ortótropo bastara con conocer 9 constantes para poder definir en su totalidad la madera. Se le recuerda al lector que dicha tabla ya fue previamente descrita en este capítulo en la **sección 7.4.2**.

En la **Figura 7-28** se pueden apreciar que datos colocados en ANSYS, como se ha seleccionado para que sea un material ortótropo y como una vez realizado esto el sistema está listo para comenzar con el modelado propiamente dicho. En la **Figura 7-27** se puede ver la geometría que ha sido importada del modelo en Solid Edge.

Property	Value	
Density	130	kg m <sup>-3</sup>
Orthotropic Elasticity		
Young's Modulus X direction	5.37E+08	Pa
Young's Modulus Y direction	4.37E+08	Pa
Young's Modulus Z direction	1.75E+07	Pa
Poisson's Ratio XY	0.0169	
Poisson's Ratio YZ	0.0427	
Poisson's Ratio XZ	0.0169	
Shear Modulus XY	1.33E+09	Pa
Shear Modulus YZ	2.13E+09	Pa
Shear Modulus XZ	1.33E+09	Pa
Compressive Yield Strength	1.17E+07	Pa

**Figure 7- 28** Material Library.



*Figure 7- 29 Geometría importada en el programa.*

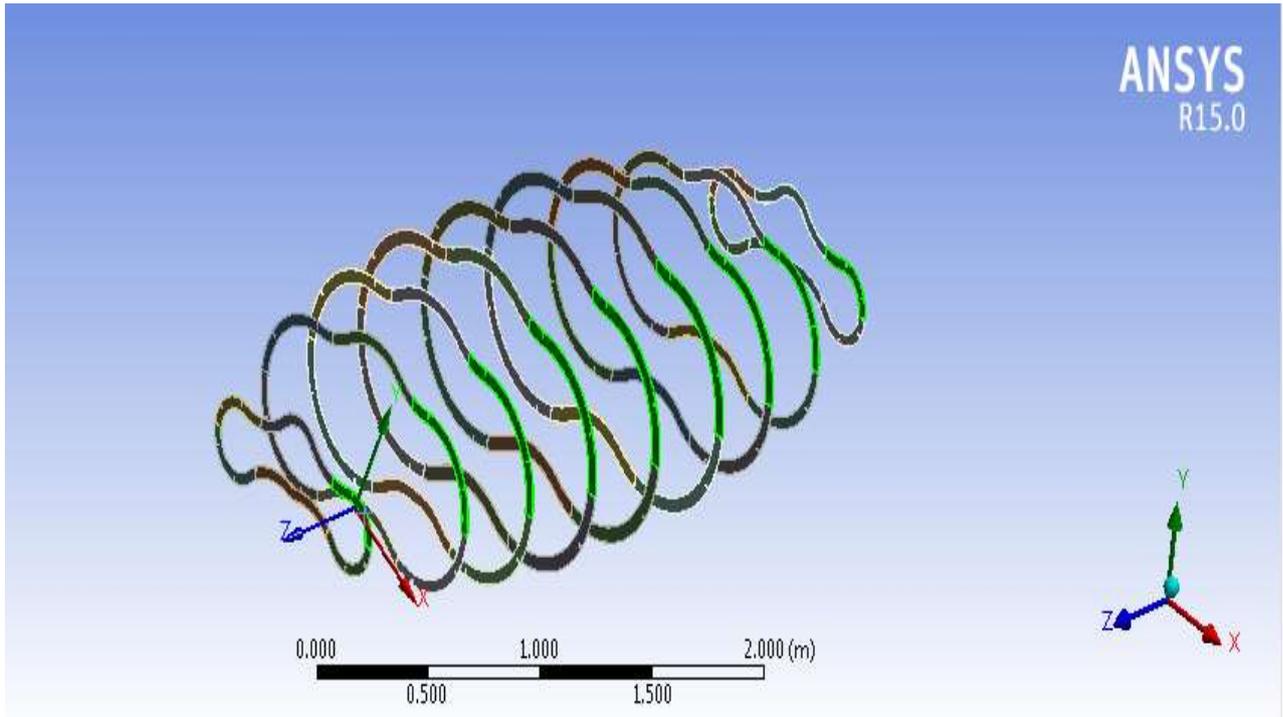
### 7.6.3 Orientación de los elementos.

En este apartado se describirá la orientación de cada elemento. La justificación de la orientación de cada elemento se puede revisar en la *sección 7.5.2.1*. Se le recuerda al lector que se orientaran los elementos de tal forma que las fibras vayan en dirección de la fuerza aplicada., dichas fuerzas pueden ser consultadas más adelante en el documento, pero se ha decidido estructurar de esta forma el documento para seguir los mismos pasos que en el programa ANSYS WORKBENCH 15.

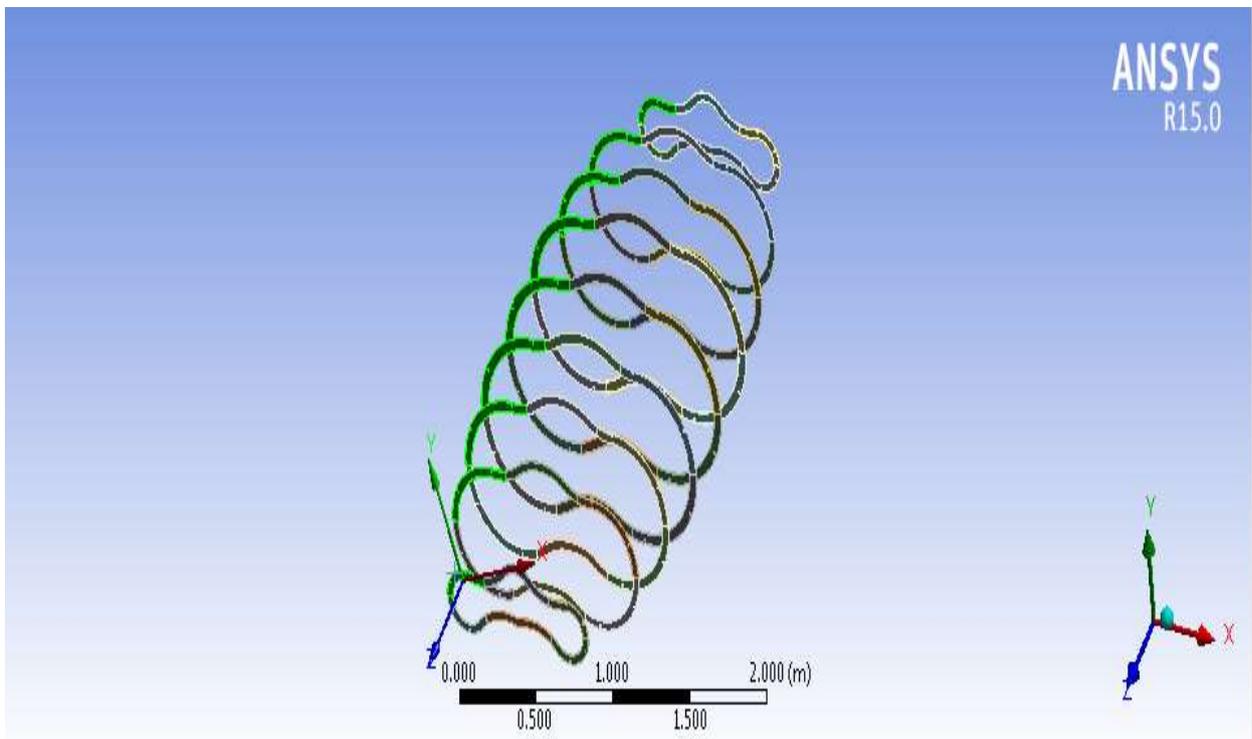
Para la correcta orientación de los elementos en el programa se basa en la definición de una serie de sistemas de coordenadas, así, se le asigna a todos los elementos que tengan la misma orientación el mismo sistema de coordenadas. En el caso de las cuerdas se definen 5 sistemas de coordenadas y en los largueros hasta 3 diferentes sistemas de coordenadas.

Se modelara siempre el eje z (eje más débil) paralelo al espesor y el eje x en dirección de las fibras, dicho orden no es aleatorio sino que ha sido previamente definido en el material library.

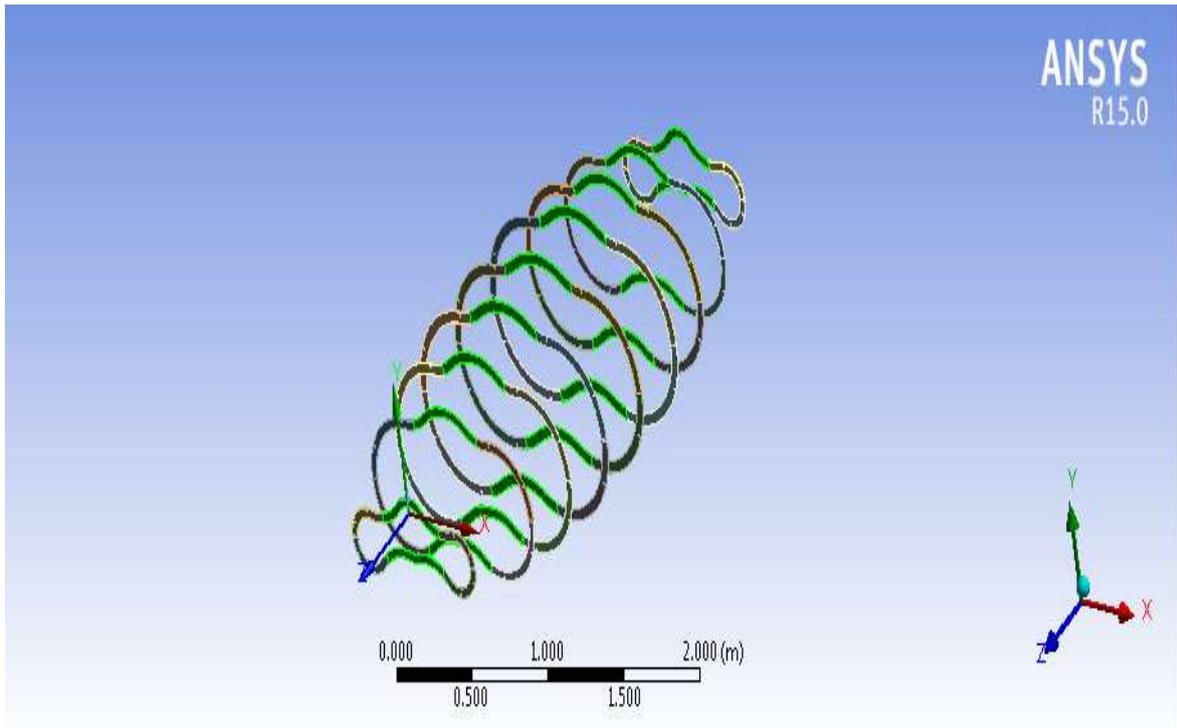
Se puede comprobar como todas las orientaciones de los ejes X son radiales (normales a la superficie del espesor).



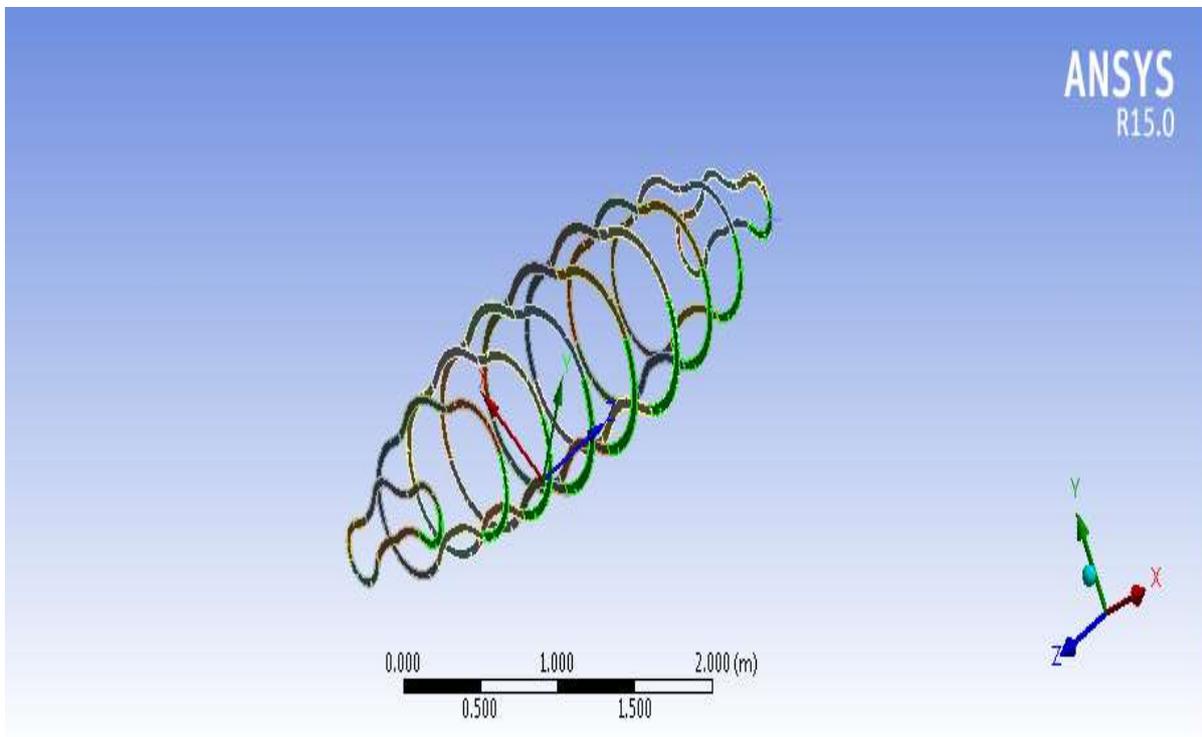
*Figure 7- 30 Orientación del primer componente de las cuerdas y sistema de coordenadas.*



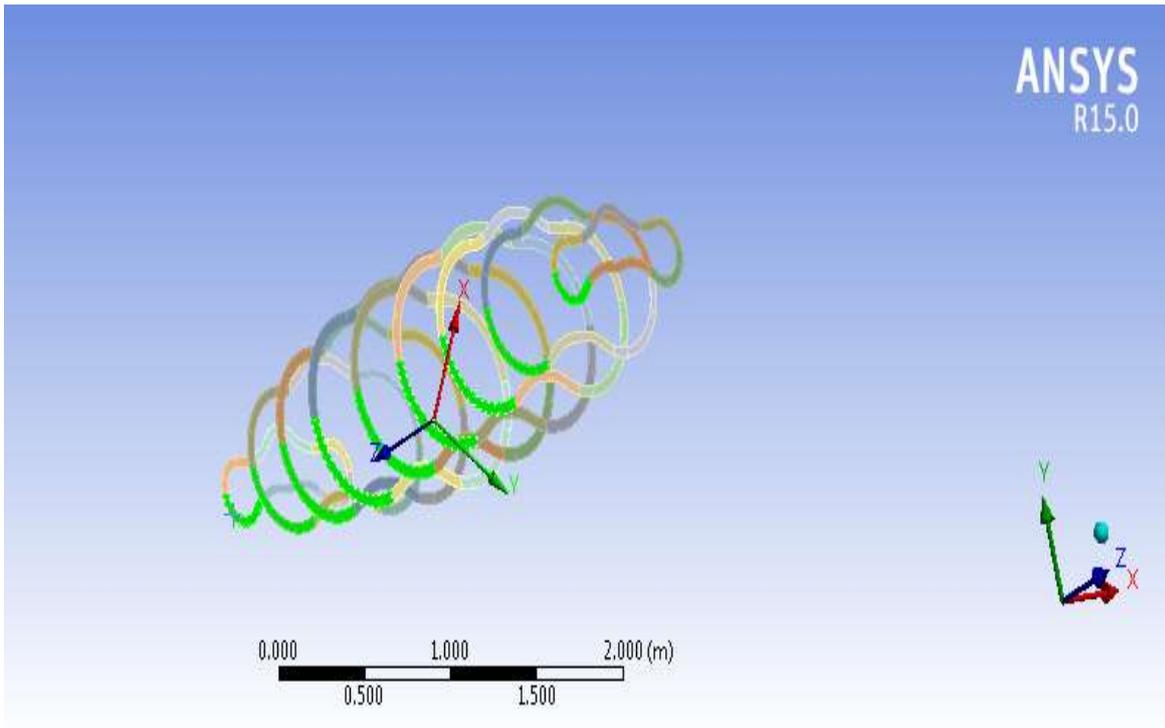
*Figure 7- 31 Orientación del segundo componente de las cuerdas y sistema de coordenadas.*



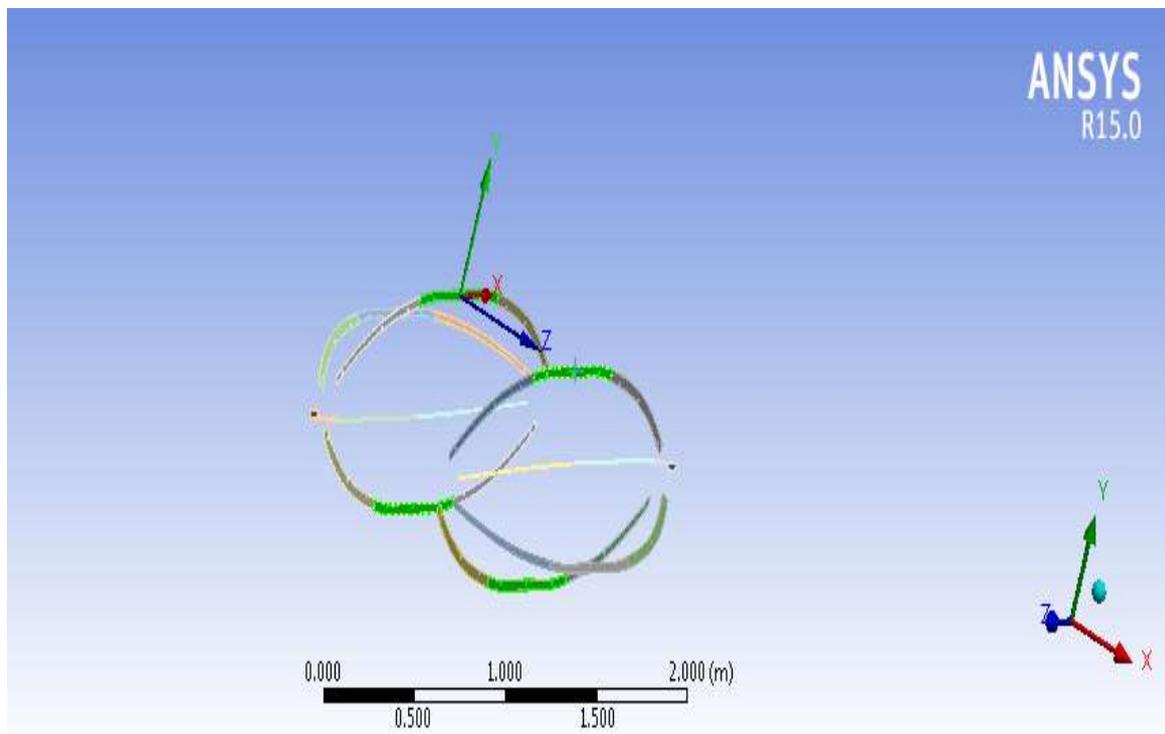
**Figure 7- 32** Orientación del tercer y cuarto componente de las cuerdas y sistema de coordenadas.



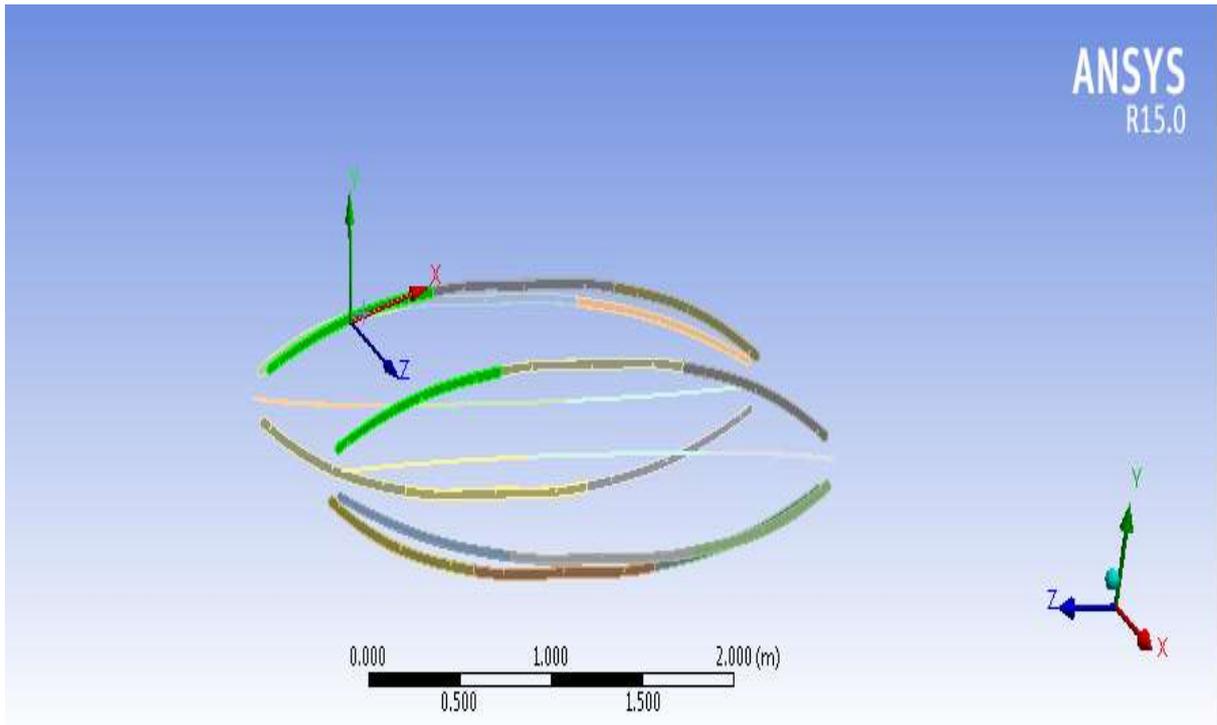
**Figure 7- 33** Orientación del quinto componente de las cuerdas y sistema de coordenadas



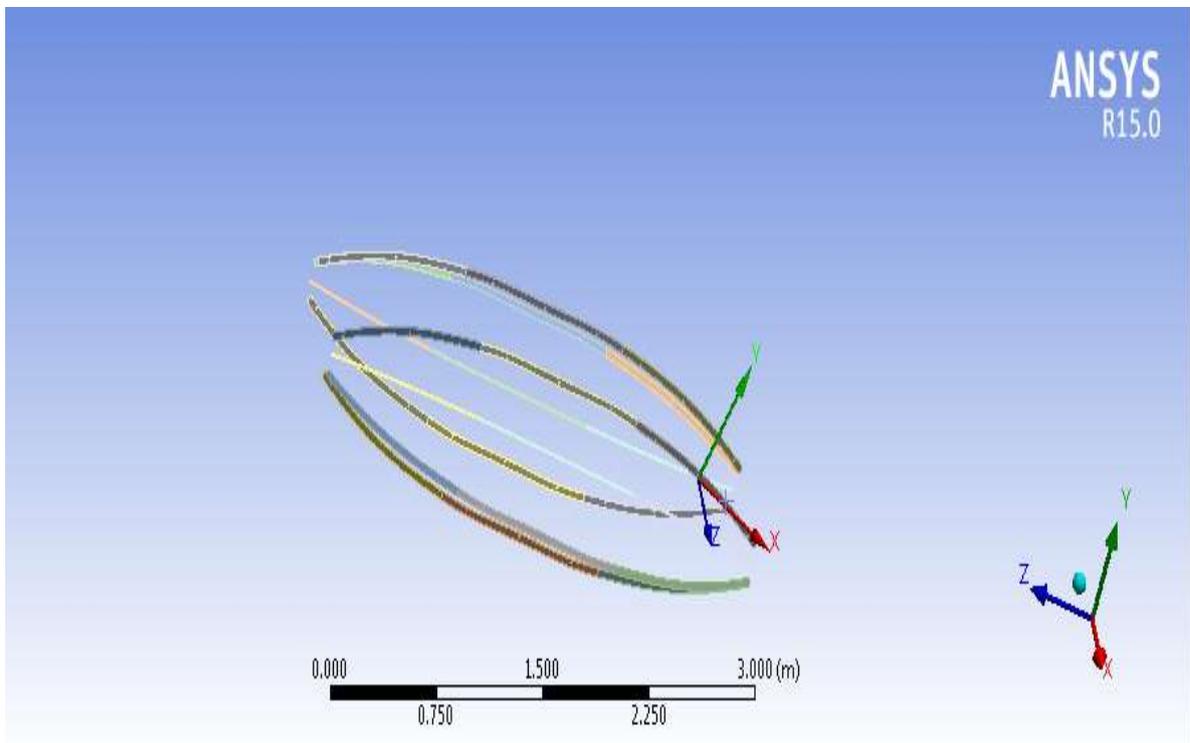
**Figure 7- 34** Orientación del sexto componente de las cuerdas y sistema de coordenadas



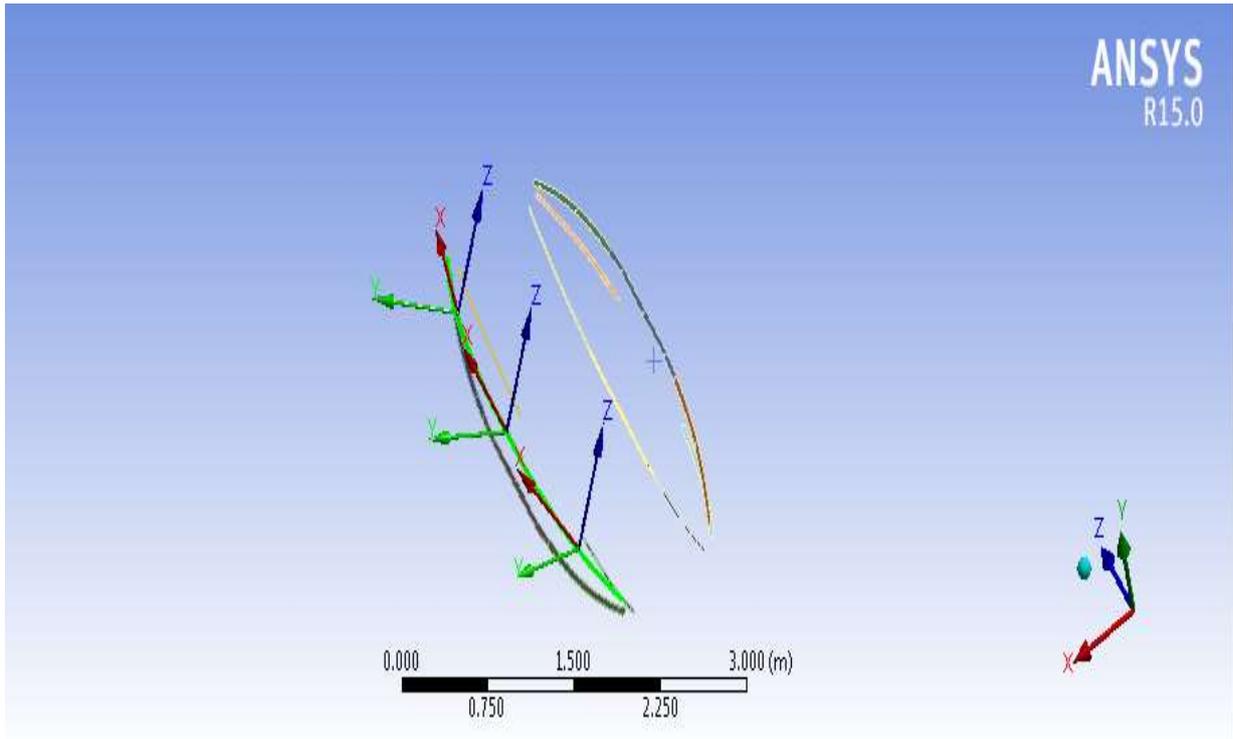
**Figure 7- 35** Orientación del primer componente de los larguerillos y sistema de coordenadas.



*Figure 7- 36 Orientación del segundo componente de los larguerillos y sistema de coordenadas.*

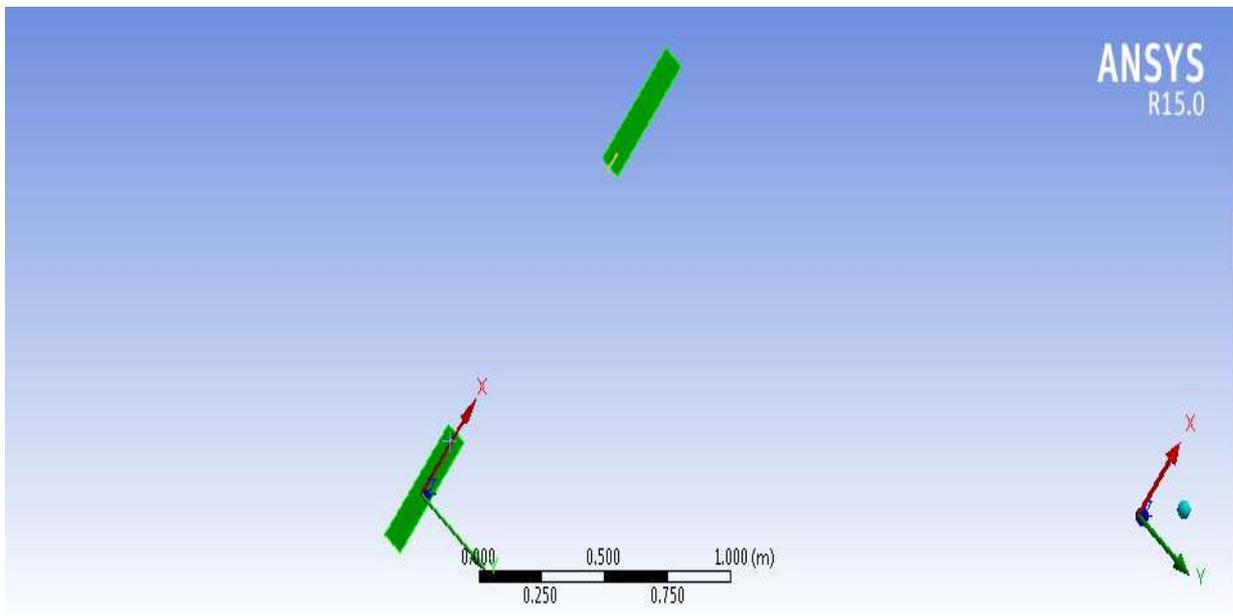


*Figure 7- 37 Orientación del tercer componente de los larguerillos y sistema de coordenadas.*



**Figure 7- 38** Evolución de la orientación local de los larguerillos y sistema de coordenadas.

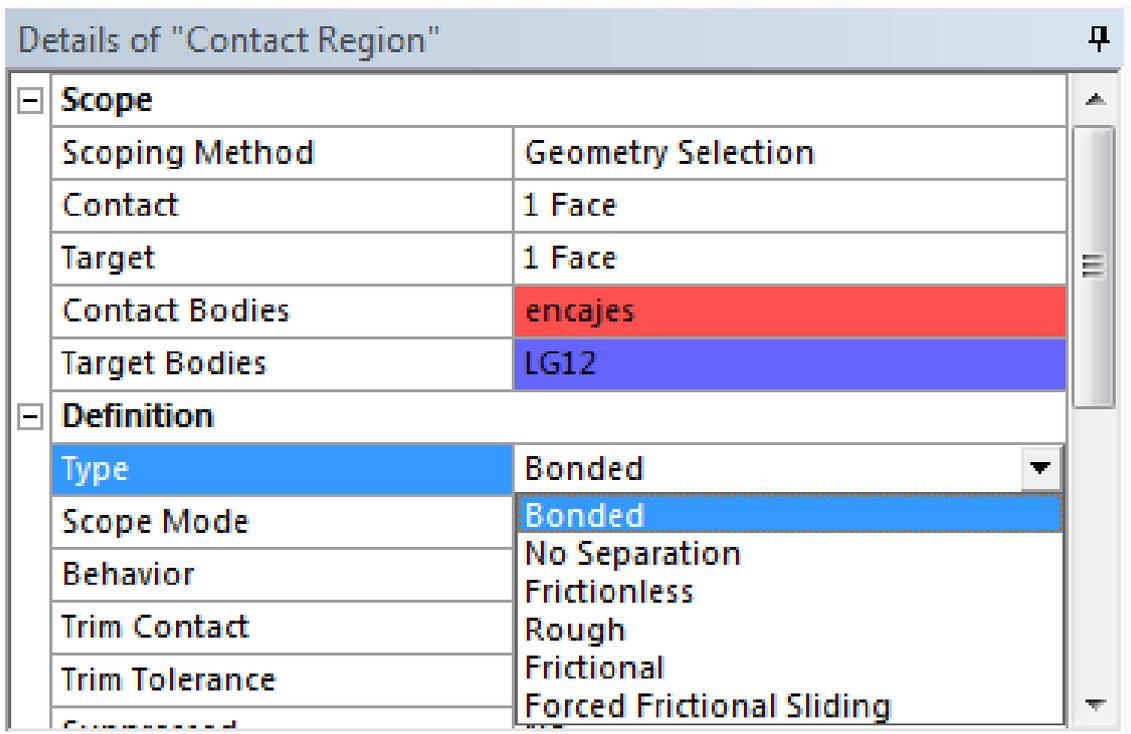
El resto de larguerillos se orientara de la misma manera, por lo que no se detallara con mas imágenes en este documento, procederemos a detallar la orientación del resto de los componentes.



**Figure 7- 39** Orientación de los soportes de motores y sistema de coordenadas

### 7.6.4 Contactos.

En este apartado se hablará de los contactos que se van aplicar entre las diferentes partes para su correcta unión se utilizara el Cianocrilato para la unión de elementos y será este el que ayude a modelar los sistemas o pares de unión entre las partes. El Cianocrilato fija dos componentes a través de una superficie de contacto, dicha unión se puede modelar como una unión rígida en la que se elimina el giro “independiente” de cada uno de los elementos (cerca de la unión), así como el desplazamiento relativo entre ellos. Puesto que la totalidad de la estructura está fijada con Cianocrilato, solo este tipo de pares serán los existentes en las uniones de elementos.



*Figure 7- 40 Elección de los contactos para simular la unión por Cianocrilato*

### 7.6.5 Mallado

En este apartado se detallará el método del mallado empleado. La generación de malla es uno de los aspectos más críticos de simulación por elementos finitos ya que es necesario encontrar un número adecuado de elementos; muchas celdas puede incrementar los tiempos de resolución de la malla pero muy pocos elementos pueden dar una solución inexacta.

En ANSYS, el método de mallado altamente automatizado hace que sea sencillo para generar los siguientes tipos de malla:

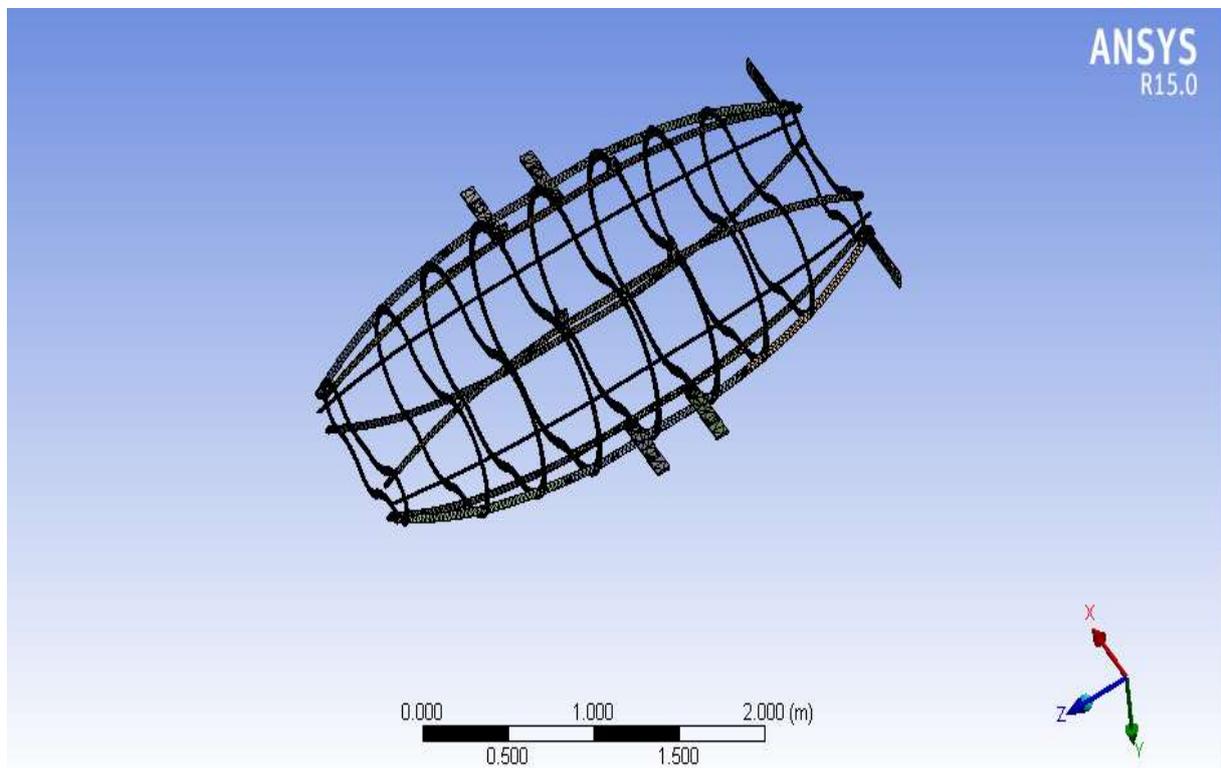
- ✓ Tetrahedral
- ✓ Hexahedral
- ✓ Prismatic inflation layer

- ✓ Hexahedral inflation layer
- ✓ Hexahedral core
- ✓ Body fitted Cartesian
- ✓ Cut cell Cartesian

El método de mallado se debe de ajustar no solo al tipo de análisis sino al tipo de geometría. También se podría utilizar un método de análisis diferente solo modificando los parámetros automáticos que vienen por defecto en el ANSYS WORKBENCH. Este proyecto solo se va a limitar a exponer la solución empleada y no en explicar todas las soluciones que ofrece el ANSYS.

El ANSYS WORKBENCH funciona de forma diferente al ANSYS APDL, considerando que no es posible escoger el tipo de elemento de mallado y que se escoge el mallado en función del tipo de análisis que se pretende hacer. La malla usada en este proyecto para presentar resultados finales ha pasado previamente por un proceso de convergencia a la malla.

El método de mallado que se va a seguir es el método de tetraedros, este método tiene especial aplicación en el modulo de mecánica. En este tipo de malla todos los elementos que se usan para el mallado son tetraedros y encima utilizaremos la categoría Patch Conforming, donde se respetan todas las condiciones de contorno de las caras (a diferencia de Patch Independent). Para este mallado se colocará el parámetro relevance a 50, entre más grande sea este valor (-100, +100) más fina será la malla, mejores resultados se podrán obtener y más tiempo y CPU consumirá el análisis.



**Figure 7- 41** Mallado de la estructura.



**Figure 7- 42** Incremento de la densidad de Mallado de la estructura en las zonas de contacto, típico del Patch conforming.

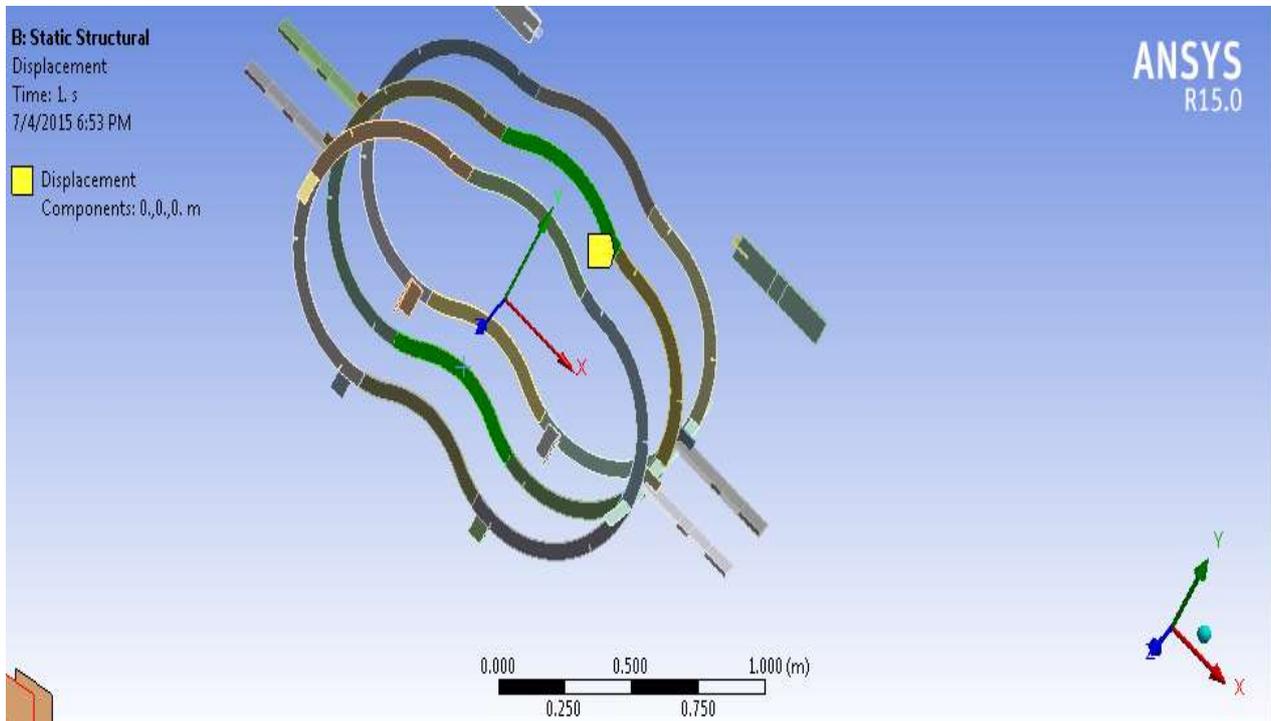
Relevance	Máxima deformación según X	Máxima deformación según Y	Máxima deformación según Z
<b>-50</b>	0.0014397	0.03356	0.0073696
<b>-10</b>	0.002017	0.03752	0.007817
<b>15</b>	0.001808	0.03899	0.008645
<b>30</b>	0.001956	0.04156	0.008746
<b>50</b>	0.002045	0.04131	0.0087070

**Table 7- 17** Convergencia de la solución utilizando el parámetro relevance. Valores en m y las cargas aplicadas solo corresponden a las de inercia.

### 7.6.6 Condiciones de contorno.

En este apartado se analizarán las condiciones de contorno del prototipo del AirWhale. El prototipo tiene como función principal el vuelo tanto estático como en crucero, por lo que se puede decir que este vehículo se mueve como un mecanismo (sólido rígido) a través del espacio, y por lo tanto, lo que se debe hacer es fijar algún punto significativo y medir las deformaciones relativas a dicha fijación.

Escoger mal la condición de contorno e imponer desplazamiento nulo podría implicar hacer nuestro modelado incorrecto, lo que se ha aplicado la condición de contorno “Displacemnet” para fijar el desplazamiento de referencia del elemento a nulo. Los elementos de referencia formaran parte de la cuaderna central y serán las 2 superficies detalladas en la **Figura 7-43** por no estar ancladas a ningún otro elemento como un larguero o los motores.



**Figure 7- 43** Caras con desplazamiento relativo 0 (en color verde)

Posteriormente cuando se analicen las tensiones obtenidas se debe prestar atención a si las condiciones de contorno han sometido a tensiones de grandes magnitudes a estos elementos.

### 7.6.7 Fuerzas aplicadas

En este apartado se van a describir las fuerzas aplicadas en el modelo y su respectivo modelado. Las fuerzas a considerar en el modelo son:

- ✓ Motores y carga de pago.
- ✓ Gravedad.
- ✓ Fuerzas aerodinámicas y aerostáticas

#### 7.6.7.1 Motores y carga de pago

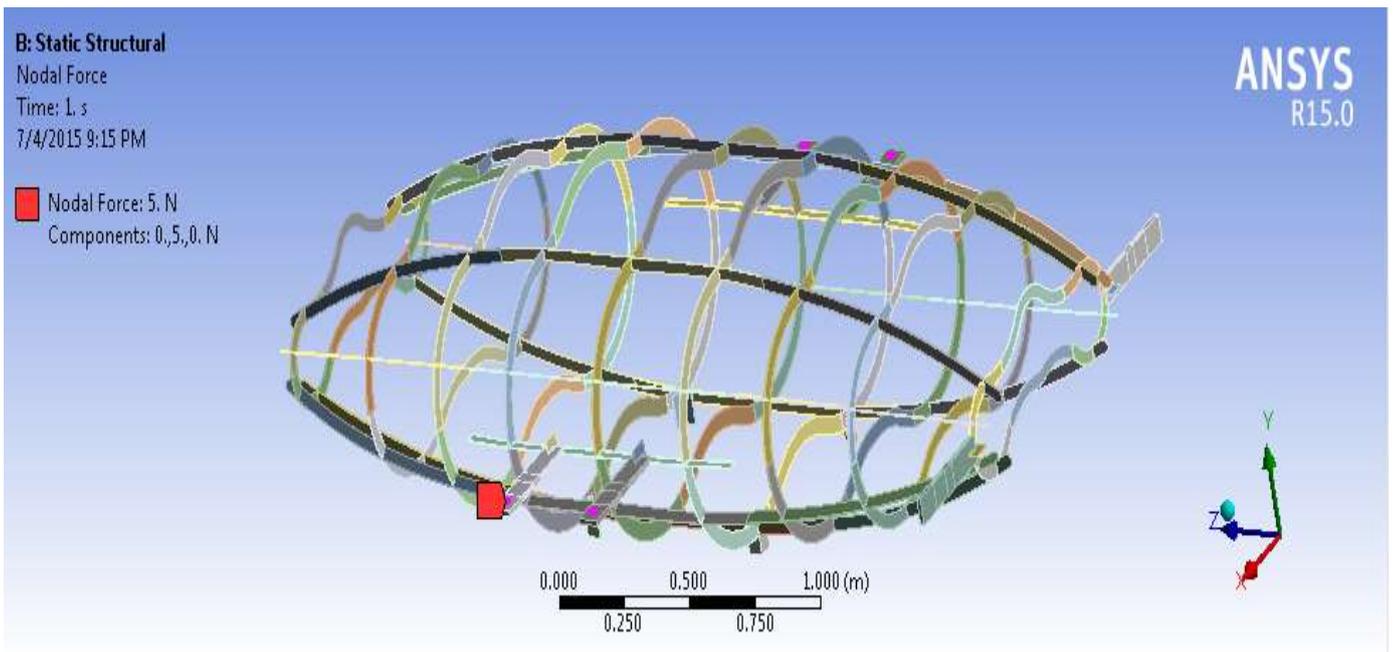
Los motores traseros se van a modelar como fuerzas puntuales que se van a aplicar en el final de los elementos de soporte de los motores. El valor del empuje que deben proporcionar los motores es de 500 g cada uno para condiciones de vuelo en crucero y por lo tanto tras aplicar un factor de seguridad de 1.5, según la CS23, se obtienen las cargas de modelado.

$$\frac{\text{Empuje}}{\text{motor}} = 5 \text{ N} * 1.5 = 6.5 \text{ N} \quad ec(7 - 7)$$

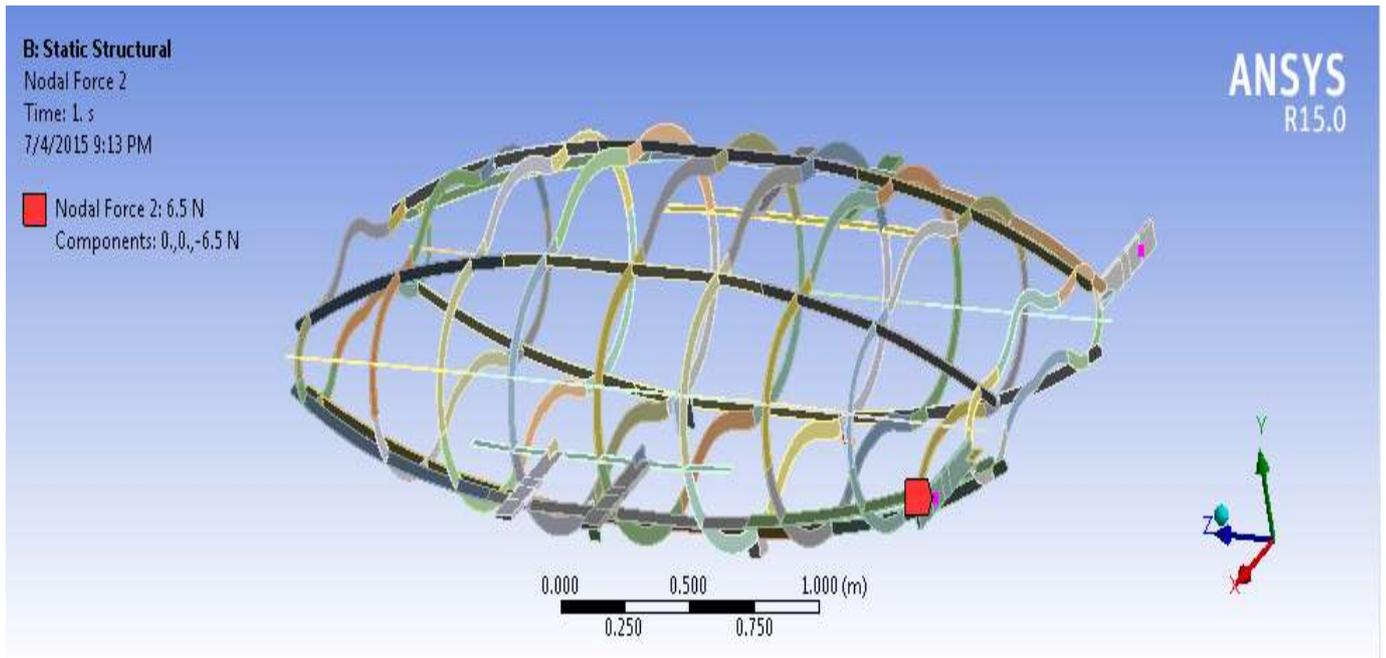
El caso más particular será el modelado de las cargas transmitidas desde las alas hasta el cuerpo del prototipo, para lo cual se ha recurrido a las estructuras soporte de los motores traseros para modelar el efecto del motor. No se disminuirá esta fuerza en 215 gramos (el peso del ala) para obtener la fuerza total equivalente. Se considerará, para este caso, la máxima fuerza de empuje (800 g) por ser esta la aplicada en vuelo estático. Por lo tanto la fuerza resultante será:

$$\frac{\text{Empuje}}{\text{motor}} = 8 * 1.5 - 2 = 10 \text{ N} \quad ec(7 - 8)$$

No se van a considerar las fuerzas y los momentos transmitidos a la estructura por parte de las alas, después de todo, un análisis completo de la estructura requeriría la unión de las alas con la estructura, o el conocimiento de las fuerzas transmitidas a través de la unión. Esta información no forma parte del alcance de este proyecto sino que forma parte del trabajo realizado por Juan Carlos Mancebo [2]. Otro motivo que justifica la decisión antes tomada, es la necesidad de proyectos independientes, y que para hacer el análisis total debería haber un retraso en todos los proyectos a la espera de información. Lo cual es, inviable si se quisiese presentar los proyectos en plazo.

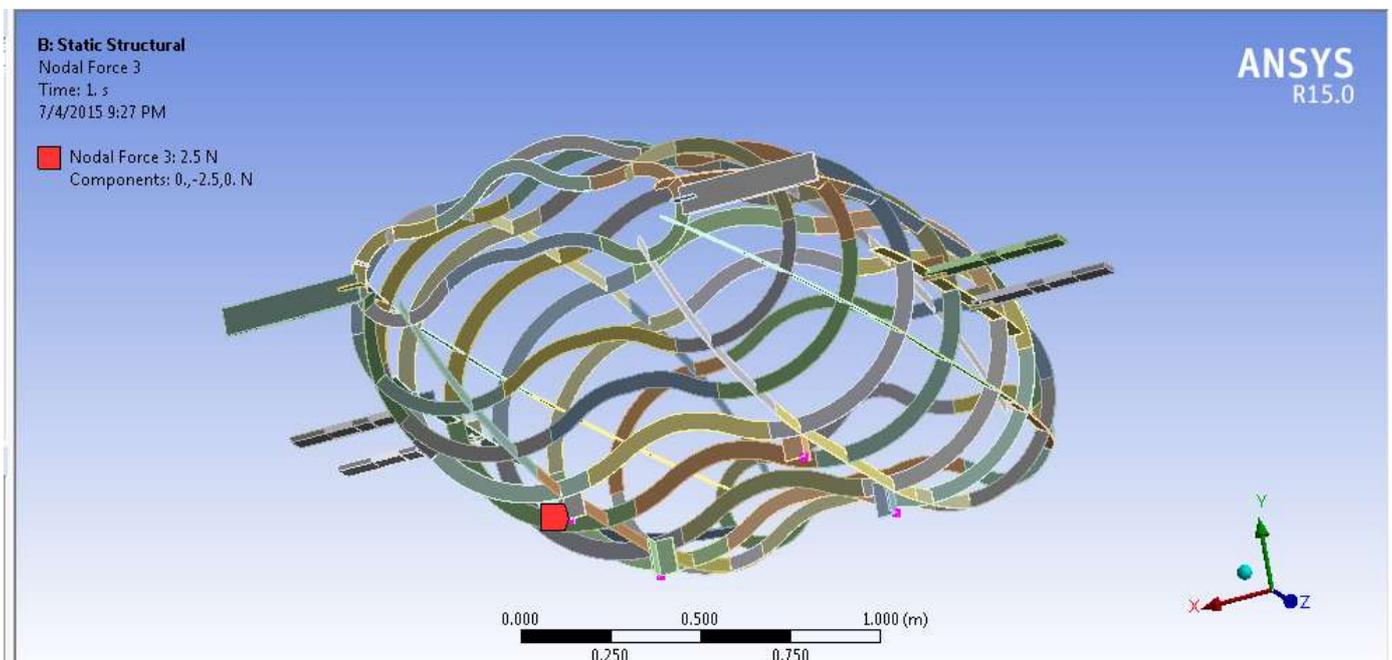


*Figure 7- 44 Aplicación de fuerzas de los rotores*



**Figure 7- 45** Modelado de las fuerzas de las alas

La carga útil se va a definir como 4 fuerzas puntuales de (250\*1.5) g situadas en los encajes, por no conocerse ni el peso exacto de cada componente ni la distribución dentro de la placa de electrónica, la elección del valor de esta carga viene de la estimación inicial del peso de los componentes electrónicos.

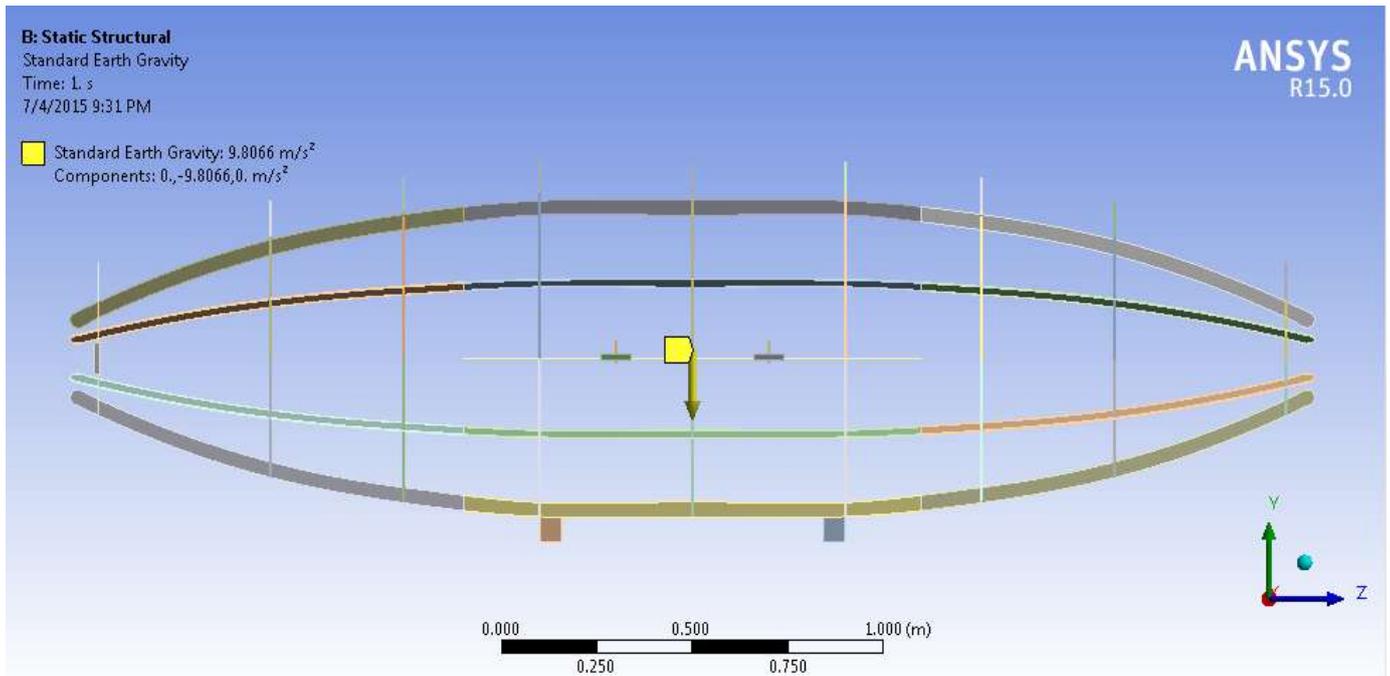


**Figure 7- 46** Modelado de las fuerzas de la carga de pago.

### 7.6.7.2 Gravedad

La gravedad si bien no es una fuerza, sino una aceleración, representa el peso de la estructura, por lo que debemos de incluirlo en el modelado por ser un valor crítico en el diseño.

Para colocar la gravedad solo hace falta seleccionar correctamente el eje e incluir las fuerzas gravitatorias.



*Figure 7- 47 Modelado del efecto de la gravedad.*

### 7.6.7.3 Fuerzas aerodinámicas y aerostáticas.

Las fuerzas aerodinámicas y aerostáticas que se modelará corresponden a los siguientes términos:

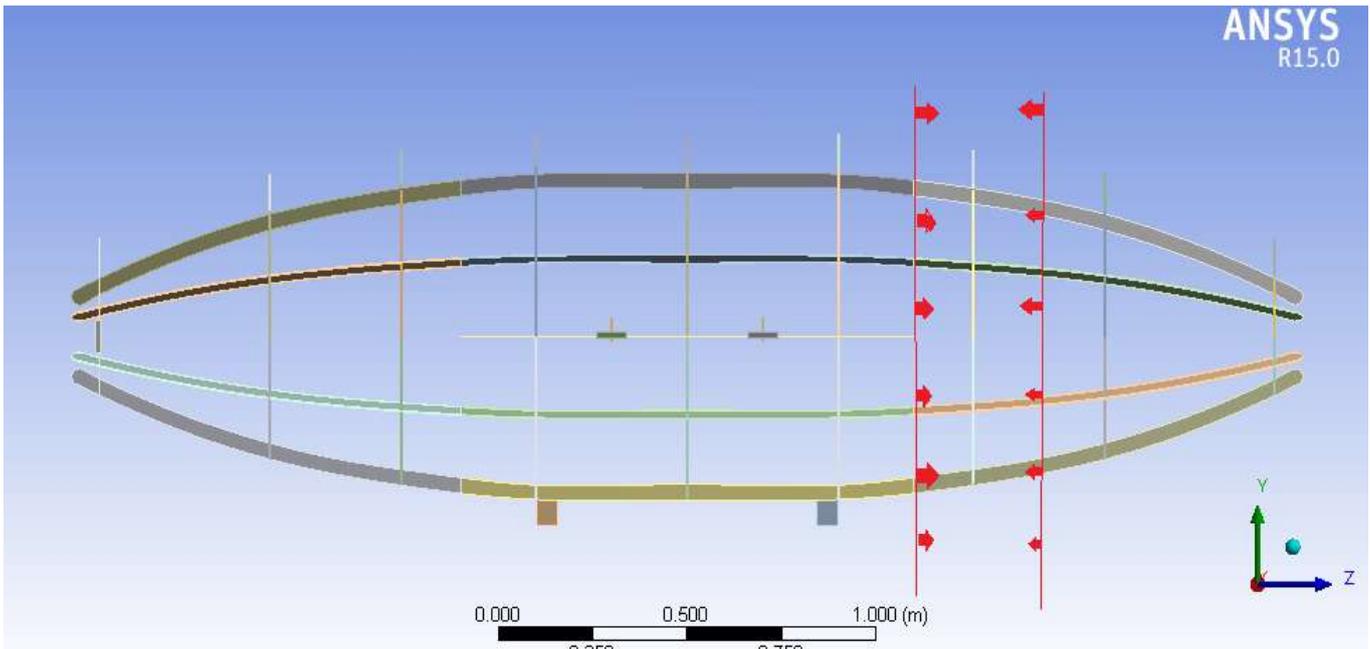
- ✓ Fuerzas aerodinámicas producto del movimiento en el seno de un líquido.
- ✓ Fuerzas aerostáticas debido al helio.

El cálculo de las fuerzas aerodinámicas no es parte del alcance de este proyecto y forma parte del trabajo realizado por Inmaculada Gómez [1], sin embargo, si se conoce el cálculo final de las mismas para que pueda ser implantado en el modelo. Lastimosamente el cálculo de las fuerzas aerodinámicas no se realizo en el modulo de FLUENT de ANSYS, sino, en el programa XFRL5, por lo que no era posible exportar datos.

La información obtenida en el programa XFRL5 fue proporcionada como una serie de valores de presiones a lo largo de la longitud del AirWhale. Así, en cada sección longitudinal (que tiene forma de elipse como la que se aprecia en la **Figura 7-47**) habrá la

misma distribución de presiones que en cualquier otro corte (sobre un solo lóbulo). Todo lo anterior dicho, tiene sentido debido a la simetría radial de cada lóbulo por separado.

La forma de modelar estas fuerzas aerodinámicas para poder implementarlas en el programa se basa en la suposición que el recubrimiento del AirWhale (ORACOVER AIR), es infinitamente rígido y que por tanto pasa todas las cargas a la estructura. Dicha hipótesis permitirá aplicar presiones equivalentes en cada sección de las cuadernas (por ser estos elementos donde se fija el recubrimiento), que serán constantes en toda la cuaderna debido a la simetría radial de cada lóbulo.



**Figure 7- 48** *Traspaso de Cargas a cuadernas.*

Se transferirán las cargas conociendo la disposición de las cuadernas y transfiriendo las cargas referentes a la mitad de la distancia entre cada cuaderna. Una cuaderna que este entre 2 recibirá unas presiones debido a compartir espacio con la cuaderna posterior y la cuaderna anterior. Lo anterior dicho se puede ver en la **Figura 7-48**.

La tabla con las distribuciones producto del análisis de la forma del AirWhale bajo velocidad de crucero puede consultarse en la **Tabla 7-18** y la distribución de las presiones y momentos finales, puede consultarse en la **Tabla 7-19**. El método de obtención de dichas presiones y momentos equivalentes se ha hecho a partir de un código en el programa de cálculo MATLAB, dicho código se puede consultar en los anexos de este trabajo.

x	Cpi	Cpv	Qi	Qv	X (m)	Cpv	P (Pa)
1	0.596	0.292	0.636	0.842	3.25	0.292	4.088
0.9928	0.413	0.279	0.766	0.849	3.2266	0.279	3.906
0.9799	0.319	0.25	0.825	0.866	3.184675	0.25	3.5
0.9635	0.244	0.215	0.87	0.886	3.131375	0.215	3.01
0.9445	0.183	0.176	0.904	0.908	3.069625	0.176	2.464
0.9235	0.13	0.136	0.933	0.929	3.001375	0.136	1.904
0.9007	0.083	0.097	0.958	0.95	2.927275	0.097	1.358
0.8766	0.04	0.061	0.98	0.969	2.84895	0.061	0.854
0.8512	0	0.027	1	0.986	2.7664	0.027	0.378
0.8249	-0.037	-0.004	1.018	1.002	2.680925	-0.004	-0.056
0.7977	-0.073	-0.033	1.036	1.016	2.592525	-0.033	-0.462
0.7699	-0.107	-0.064	1.052	1.032	2.502175	-0.064	-0.896
0.7415	-0.141	-0.109	1.068	1.053	2.409875	-0.109	-1.526
0.7127	-0.173	-0.194	1.083	1.093	2.316275	-0.194	-2.716
0.6836	-0.206	-0.339	1.098	1.157	2.2217	-0.339	-4.746
0.6543	-0.239	-0.38	1.113	1.175	2.126475	-0.38	-5.32
0.6249	-0.272	-0.389	1.128	1.179	2.030925	-0.389	-5.446
0.5955	-0.304	-0.399	1.142	1.183	1.935375	-0.399	-5.586
0.5661	-0.338	-0.409	1.157	1.187	1.839825	-0.409	-5.726
0.5368	-0.371	-0.42	1.171	1.192	1.7446	-0.42	-5.88
0.5077	-0.405	-0.435	1.185	1.198	1.650025	-0.435	-6.09
0.4789	-0.44	-0.452	1.2	1.205	1.556425	-0.452	-6.328
0.4505	-0.474	-0.473	1.214	1.214	1.464125	-0.473	-6.622
0.4225	-0.508	-0.498	1.228	1.224	1.373125	-0.498	-6.972
0.3949	-0.542	-0.527	1.242	1.236	1.283425	-0.527	-7.378
0.3678	-0.576	-0.559	1.255	1.248	1.19535	-0.559	-7.826
0.3413	-0.608	-0.591	1.268	1.261	1.109225	-0.591	-8.274
0.3155	-0.639	-0.623	1.28	1.274	1.025375	-0.623	-8.722
0.2904	-0.669	-0.654	1.292	1.286	0.9438	-0.654	-9.156
0.2659	-0.696	-0.682	1.302	1.297	0.864175	-0.682	-9.548
0.2423	-0.72	-0.707	1.311	1.307	0.787475	-0.707	-9.898
0.2195	-0.741	-0.728	1.319	1.315	0.713375	-0.728	-10.192
0.1976	-0.757	-0.745	1.325	1.321	0.6422	-0.745	-10.43
0.1766	-0.768	-0.757	1.329	1.325	0.57395	-0.757	-10.598
0.1566	-0.772	-0.762	1.331	1.327	0.50895	-0.762	-10.668
0.1376	-0.769	-0.759	1.33	1.326	0.4472	-0.759	-10.626

*Table 7- 18 Extracto de Información del XF\_LR5*

Aquí se puede apreciar el formato de la información que fue proporcionada para el modelado en ANSYS. Para obtener las presiones a partir del Cpv se ha utilizado la siguiente fórmula:

$$P - P_{\infty} = \frac{1}{2} * Cpv * V^2 * \rho_{\infty} \quad ec(7 - 9)$$

Posición Cuaderna (m)	Presión (Pa)	Momento (Pa.m)	Presión*1.5 (Pa)	Momento*1,5 (Pa.m)
0.07	-40.39	-5.3274	-60.58	-7.9911
0.52	-62.93	2.3018	-94.395	3.4527
0.87	-47.516	0.4379	-71.274	0.65685
1.225	-30.45	-0.2738	-46.12	-0.4107
1.625	-24.92	0.6436	-37.38	0.9654
2.025	-22.078	0.9888	-33.117	1.4832
2.38	-9.884	0.7693	-14.826	1.15395
2.73	2.072	0.4495	3.154	0.67425
3.18	7.378	-0.7584	11.067	-1.1376

Table 7- 19 Presiones equivalentes en cada cuaderna.

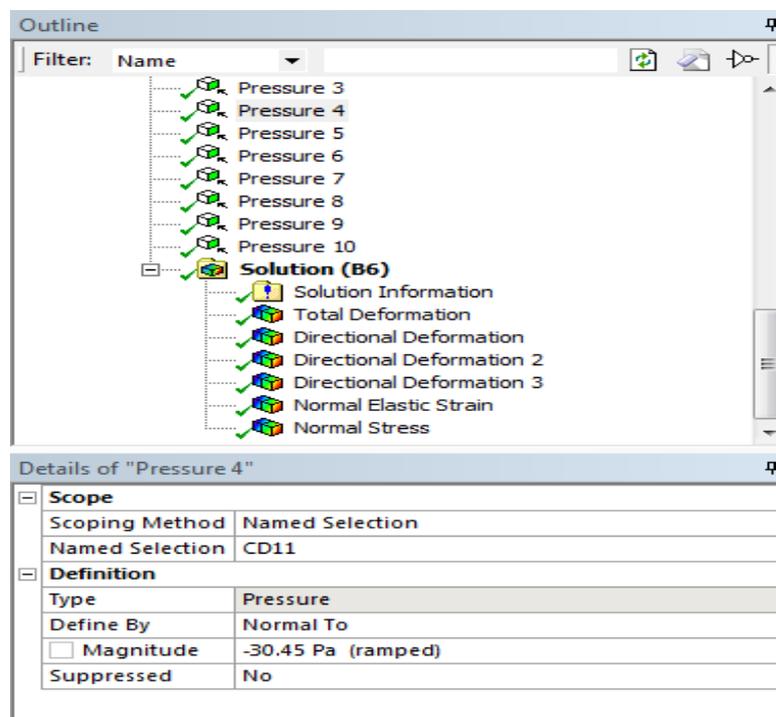


Figure 7- 49 Cuadro de dialogo para imponer fuerzas en el modelo

Finalmente se han aplicado las presiones y los momentos en cada cuaderna. El siguiente paso será aplicar las fuerzas aerostáticas en el modelo, para ello se le recuerda al lector que aproximadamente el peso compensado por el helio es de 2 kg, una vez conocida la fuerza

equivalente a levantar y la superficie sobre la que será distribuida dicha fuerza (todas las caras interiores en su lado superior) y en dirección hacia arriba (no normal a la superficie como los términos aerodinámicos).

Details of "Pressure 10"	
[-] <b>Scope</b>	
Scoping Method	Named Selection
Named Selection	Aerostatico
[-] <b>Definition</b>	
Type	Pressure
Define By	Components
Coordinate System	Global Coordinate System
<input type="checkbox"/> X Component	0. Pa (ramped)
<input type="checkbox"/> Y Component	250. Pa (ramped)
<input type="checkbox"/> Z Component	0. Pa (ramped)
Suppressed	No

*Figure 7- 50 Cuadro de dialogo para imponer fuerzas aerostáticas en dirección Y.*

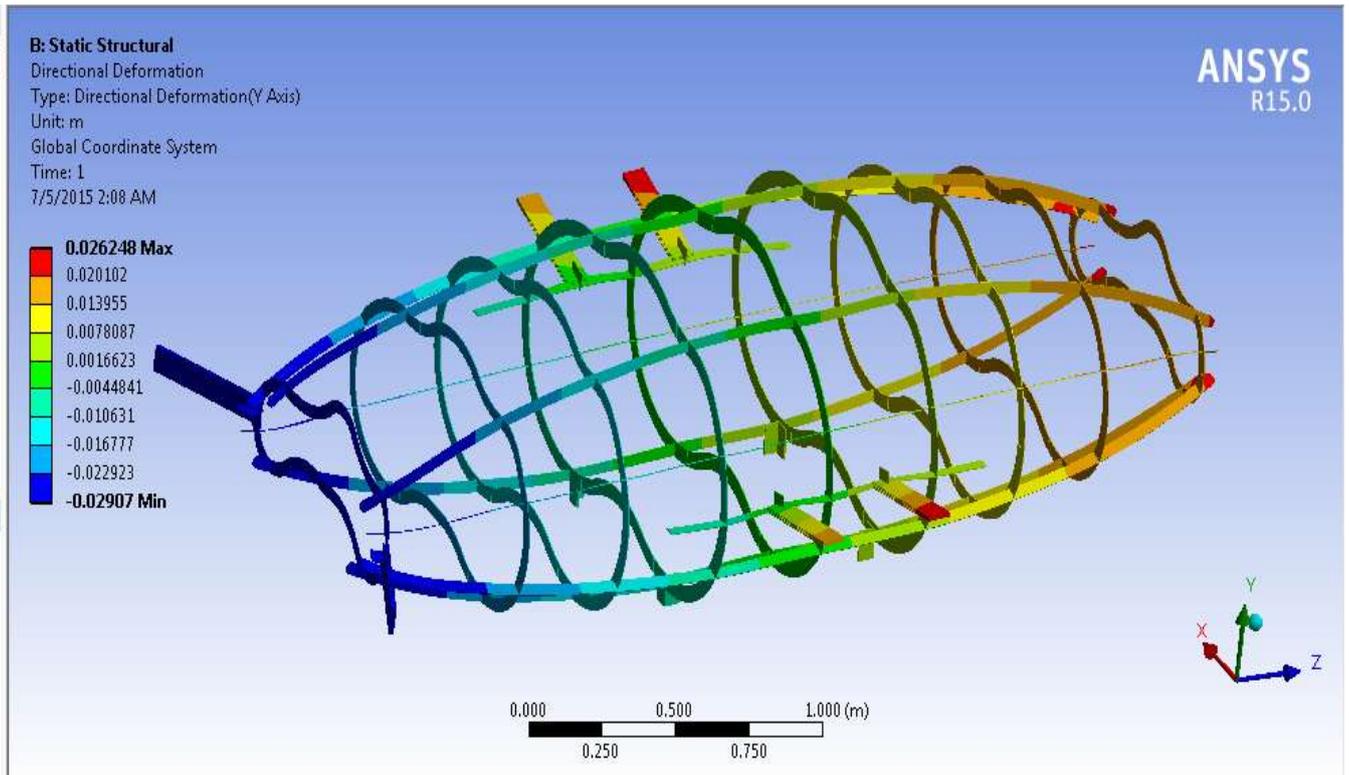
### 7.6.8 Resultados del proceso de diseño.

En este apartado se presentaran los resultados finales del proceso de diseño del prototipo y se continuara analizando los resultados y evaluando si dichos resultados conllevan a un diseño valido y acorde a las especificaciones y requerimientos del prototipo.

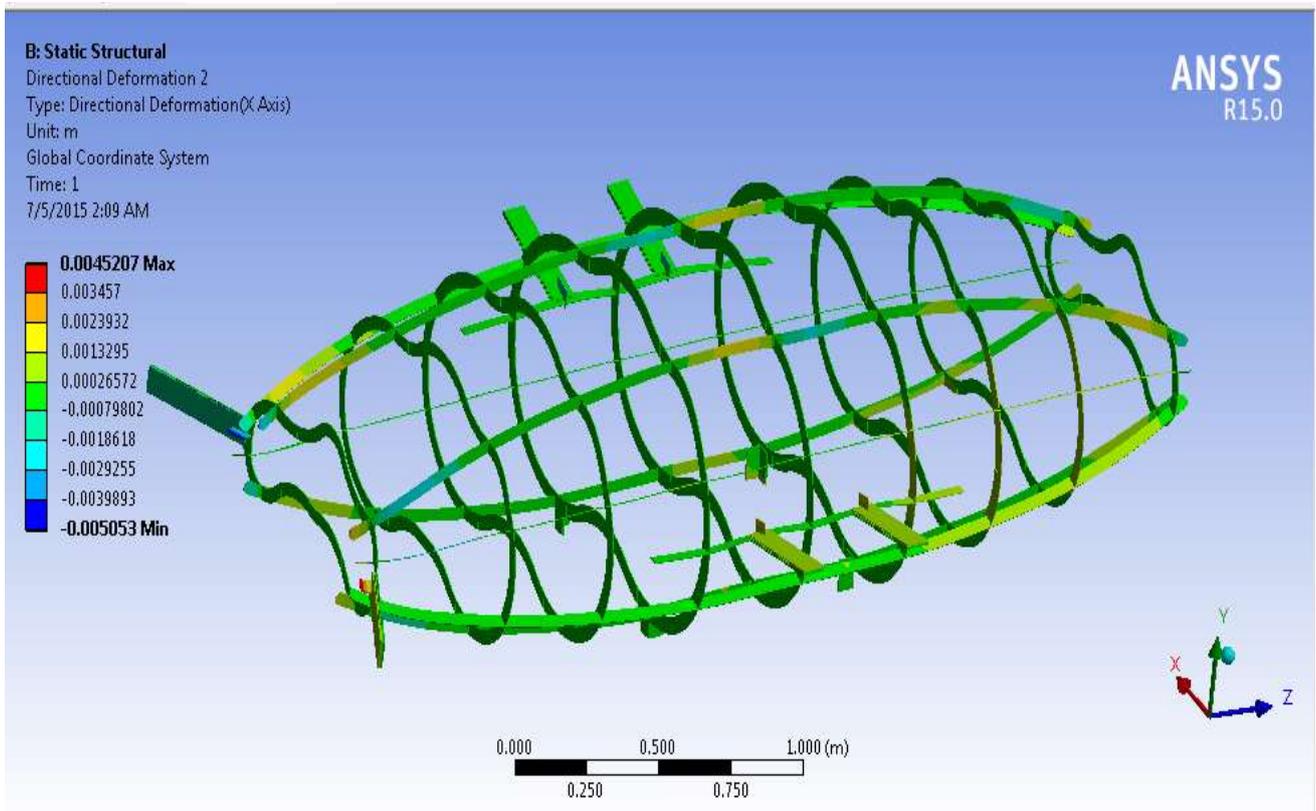
Los resultados e información que se han obtenido del proceso de diseño consiste en:

- ✓ Deformación bajo eje X
- ✓ Deformación bajo eje Y
- ✓ Deformación bajo eje Z
- ✓ Tensiones bajo eje X
- ✓ Tensiones bajo eje Y
- ✓ Tensiones bajo eje Z

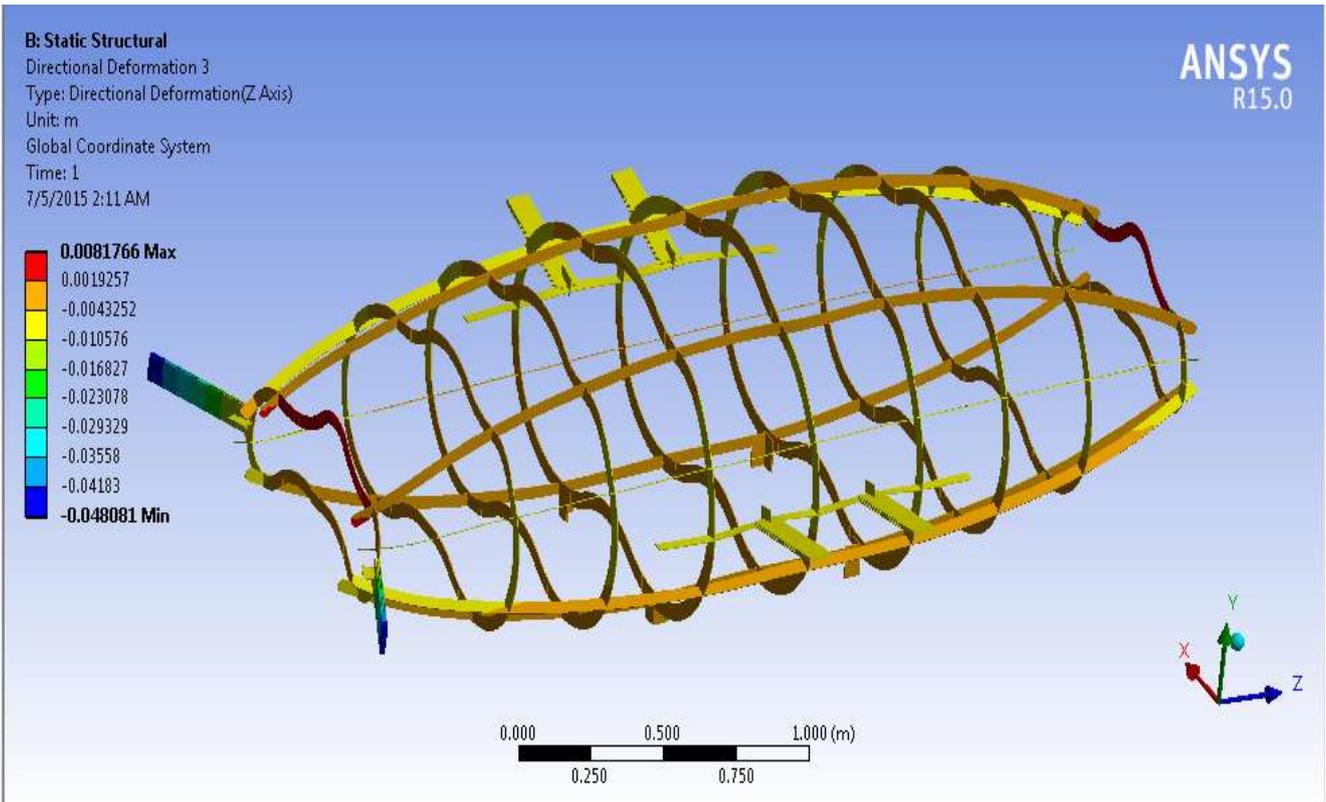
Se presentan los diagramas de resultados utilizando un código de colores, es importante mencionar que las deformaciones están expresadas en metros y las tensiones en Pascales.



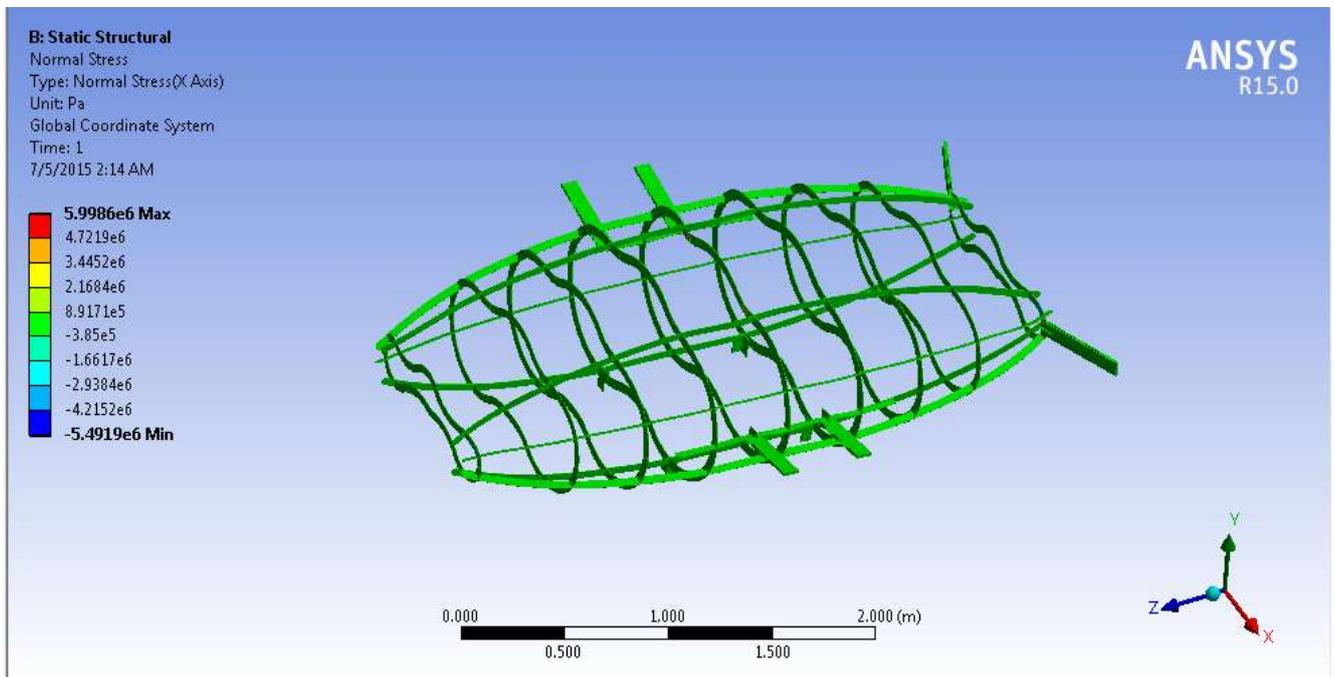
*Figure 7- 51 Deformaciones según eje Y*



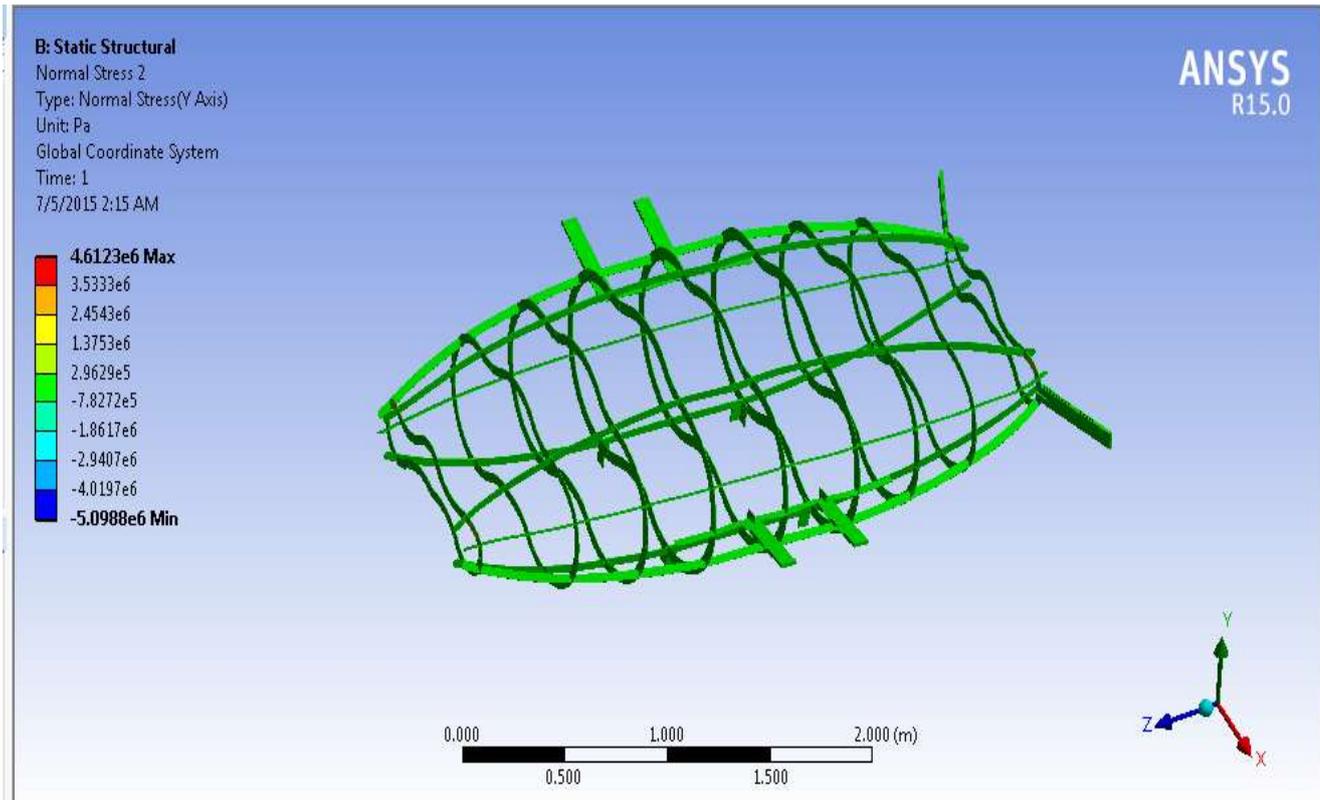
*Figure 7- 52 Deformaciones según eje X.*



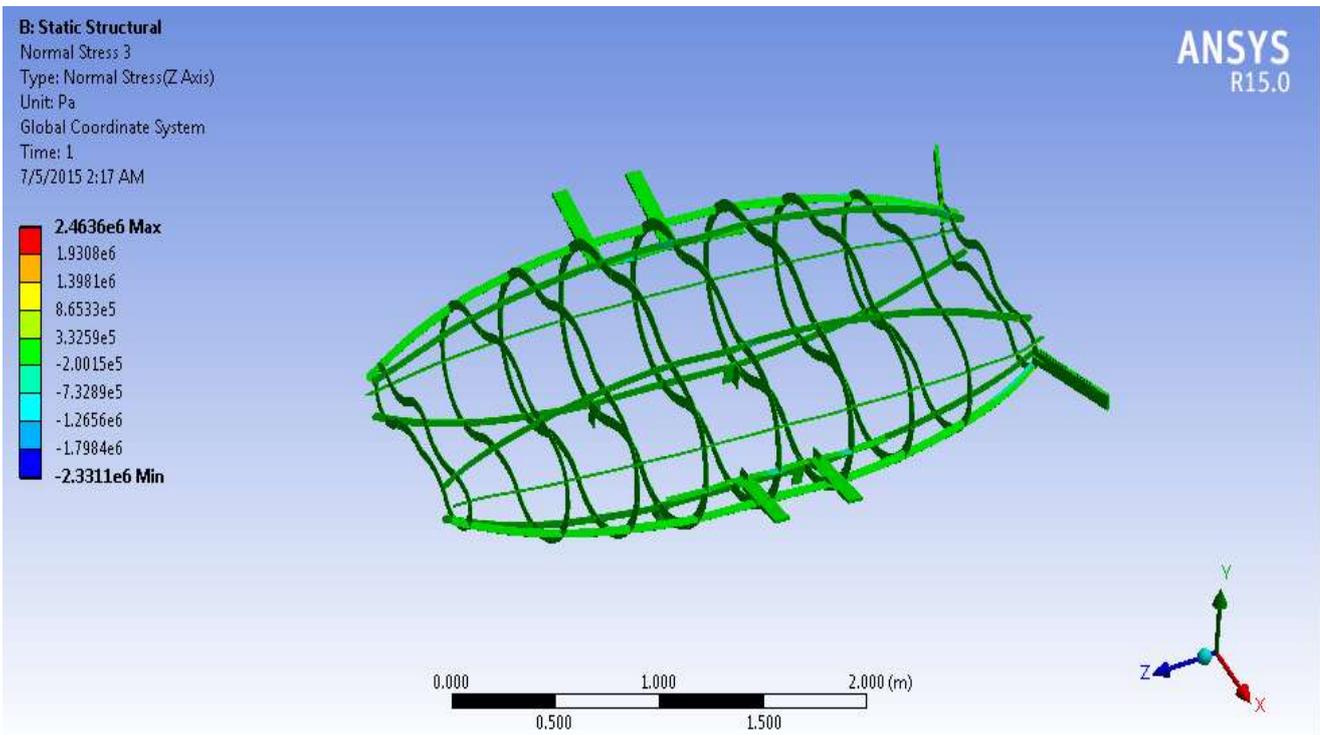
*Figure 7- 54 Deformaciones según eje Z*



*Figure 7- 53 Tensiones según eje X.*



*Figure 7- 56 Tensiones según eje Y.*



*Figure 7- 55 Tensiones según eje Z.*

Antes de analizar los resultados, primero se debe recordar que los elementos tienen una orientación preferente, que para presentar los resultados de forma precisa se debería de presentar resultados para cada uno de los 36 ejes de referencia definidos en el modelo de elementos finitos. Debido a simplicidad en la presentación de resultados se considerará las direcciones de las fuerzas (que coinciden con los ejes principales) para analizar deformaciones. Los resultados presentados aquí deben de cumplir una serie de condiciones antes de ser considerados como definitivos y derivados de un modelo valido, estas condiciones han sido extraídas del CS-23 “Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes” [12]:

*“(a) La estructura debe ser capaz de soportar límite cargas sin detrimento o de formación permanente. En cualquier caso, la deformación no puede interferir con la operación segura.*

*(b) La estructura debe ser capaz de soportar cargas últimas sin fallo durante al menos tres segundos. Sin embargo, cuando la prueba de fuerza se muestra por pruebas dinámicas que simulan las condiciones de carga reales, los tres segundo límite no se aplica” [28]*

Dichos esto, elegirán unos límites que se ajusten a estas dos premisas, para lo que se definirá que la estructura no debe deformarse más que un 5% de la longitud máxima y para los motores exigiremos solo el 10%. Se exigirá, además, que se cumplan los límites de tensión máxima admisible para el caso de tensión y compresión.

### 7.6.8.1 Estructura

Se presenta la tabla con las deformaciones obtenidas en la estructura:

Eje	Deformación máxima (m)	Longitud Máxima (m)
<b>X</b>	0.0034	3.25
<b>Y</b>	0.029	3.25
<b>Z</b>	0.0081	3.25

*Table 7- 20 Deformación máxima.*

Se obtienen los porcentajes de deformación:

$$d\% = \frac{0.0034}{3.25} * 100 = 0.104\% \quad ec(7 - 10)$$

$$d\% = \frac{0.029}{3.25} * 100 = 0.8923\% \quad ec(7 - 11)$$

$$d\% = \frac{0.0081}{3.25} * 100 = 0.2492\% \quad ec(7 - 12)$$

Con lo que todos estos valores cumplen de sobra el criterio de deformación máxima. El siguiente paso será comprobar el estado de las tensiones y comprobar si cumplen con los límites máximos de tracción y compresión.

Eje	Tensión máxima (MPa)	Resistencia Tracción (MPa)
<b>X</b>	5.99	19.9
<b>Y</b>	4.612	12.5
<b>Z</b>	2.49	8.3

*Table 7- 21 Tensión máxima.*

Eje	Tensión mínima (MPa)	Resistencia Compresión (MPa)
<b>X</b>	-5.49	12.1
<b>Y</b>	-5.098	6.5
<b>Z</b>	-2.33	5

*Table 7- 22 Tensión mínima*

Se puede ver como los valores están por debajo de los límites especificados y que por lo tanto la estructura tiene un diseño válido.

### 7.6.8.2 Motores traseros

Se presenta la tabla con las deformaciones obtenidas en los rotores, para la obtención de dichas deformaciones se ha tenido que restar la deformación en la cuaderna donde se apoya el motor trasero (CD7) para saber la deformación relativa a la estructura del motor mismo.

Eje	Deformación máxima (m)	Longitud Máxima (m)
<b>X</b>	0.0052	0.4
<b>Y</b>	0.0021	0.4
<b>Z</b>	0.0387	0.4

*Table 7- 23 Deformación máxima de los rotores.*

Se obtienen los porcentajes de deformación:

$$d\% = \frac{0.0052}{0.4} * 100 = 1.25\% \quad ec(7 - 13)$$

$$d\% = \frac{0.0021}{0.4} * 100 = 0.5\% \quad ec(7 - 14)$$

$$d\% = \frac{0.0387}{0.4} * 100 = 9.67\% \quad ec(7 - 14)$$

Se puede ver como los valores están por debajo de los límites especificados y que por lo tanto la estructura de los motores tiene un diseño válido. Habiendo comprobado los valores, se puede afirmar que se tiene un modelo estructural **Válido**.

## 7.7 Unión con las alas.

En esta sección, se va a definir la unión de la estructura con las alas. Las alas forman un proyecto que no entra dentro del alcance del presente y que puede ser consultado en los proyectos de otros miembros del subgrupo. La estructura propuesta solo se diseñará en un sistema CAD y no será probada mediante modelado de elementos finitos debido a la independencia entre los trabajos que si bien, complementarios, deben ser independientes unos de otros para poder garantizar académicamente el avance de cada uno por separado.

### 7.7.1 Modelado en Solid Edge.

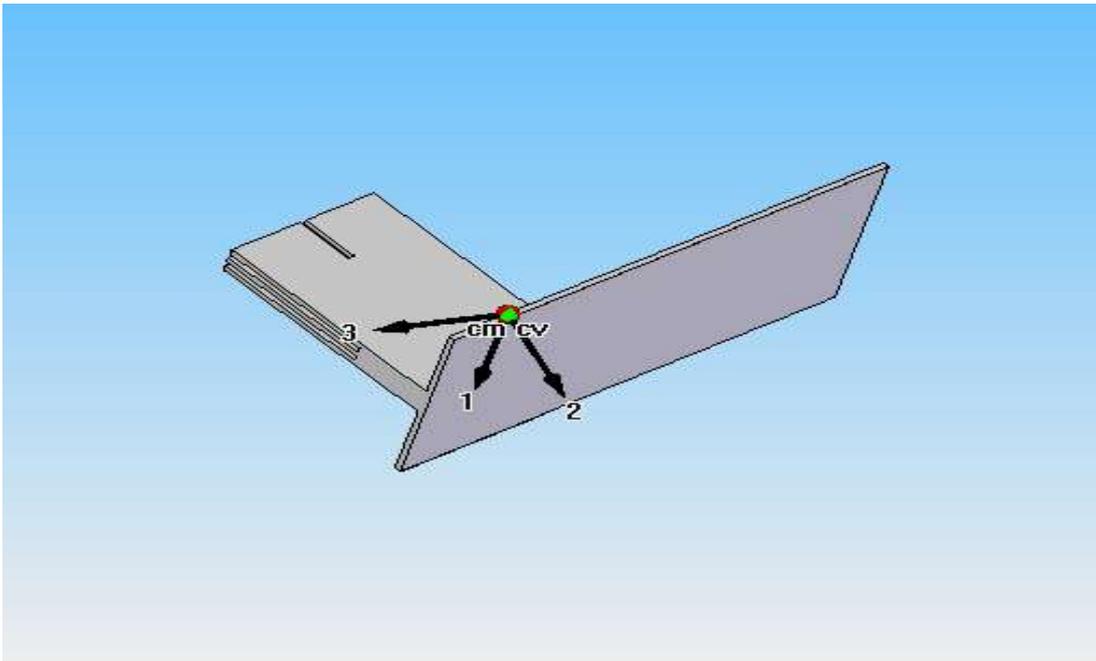
En este apartado, se presenta el modelo CAD de la unión entre la estructura y las alas. El modelo se basa en el sistema que se ha utilizado para modelar la fuerza proveniente del ala y que está basada a su vez en la estructura de anclaje de los motores traseros. Los Parámetros de diseño a cuidar en la unión son:

- ✓ Peso
- ✓ Longitud
- ✓ Resistencia

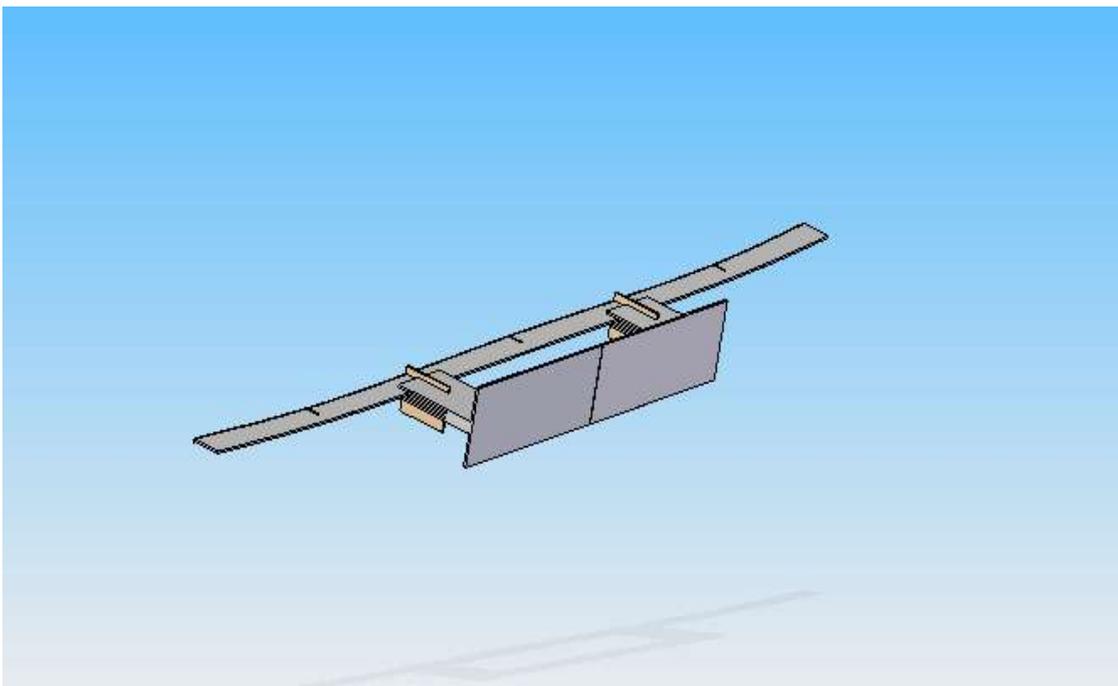
El peso será un factor muy importante a considerar puesto que una unión muy pesada puede llevar a una penalización importante en el diseño. Este peso debe ser mínimo pero también debe de garantizar una resistencia que permita hacerle frente a los requerimientos mecánicos que tiene y que su evaluación y caracterización no forma parte del alcance de este proyecto.

El diseño final se puede comprobar en la Figura 7-57, donde se puede apreciar el tipo de unión utilizada, como esta unión permite la conexión entre uno de los extremos del ala (que va pegada al plano de madera presentado por su sección media) y el larguero que encaja con la estructura.

Una vez habiendo definido la unión entre las alas y la estructura solo queda presentar el utillaje que se propone para la fabricación del prototipo.



*Figure 7- 57 Elemento de Anclaje del ala*



*Figure 7- 58 Configuración de Anclaje del ala.*

En estas figuras se puede apreciar cómo se va a unir el ala a la estructura, es importante destacar que la forma de pegado de la superficie del Ala a la placa de unión será a través de Cianocrilato, como el resto de los elemento. Por último se menciona el peso de la configuración de 54 g y que la separación entre la estructura y el ala es de 15 cm.

## 7.8 Utilaje para la fabricación del prototipo

En esta sección se va a presentar el utilaje para la construcción del modelo a escala. No forma parte de esta sección, ni de ninguna otra en el documento, el estudio de cargas al que estará sometido el utilaje. Por lo tanto, solo se va a diseñar a través de la herramienta de modelado de sólidos Solid Edge y a presentar tal como se hizo en el elemento de unión estructura cuaterna. Primero se va a definir lo que es el utilaje de fabricación y posteriormente tras mencionar los parámetros de diseño. Se presentan los modelos CAD del utilaje.

### 7.8.1 Definición de utilaje

Utilaje es un conjunto de instrumentos y herramientas que optimizan la realización de las operaciones de proceso de fabricación, mediante el posicionamiento y sujeción de una pieza o conjunto de piezas a un sistema de referencia, para poder ejecutar operaciones de diversa índole [21]. El utilaje provee de algunas características como:

- ✓ Intercambiabilidad.
- ✓ Mayor precisión y facilidad en la fabricación.
- ✓ Reducir los tiempos de fabricación.
- ✓ Estandariza el proceso de fabricación.

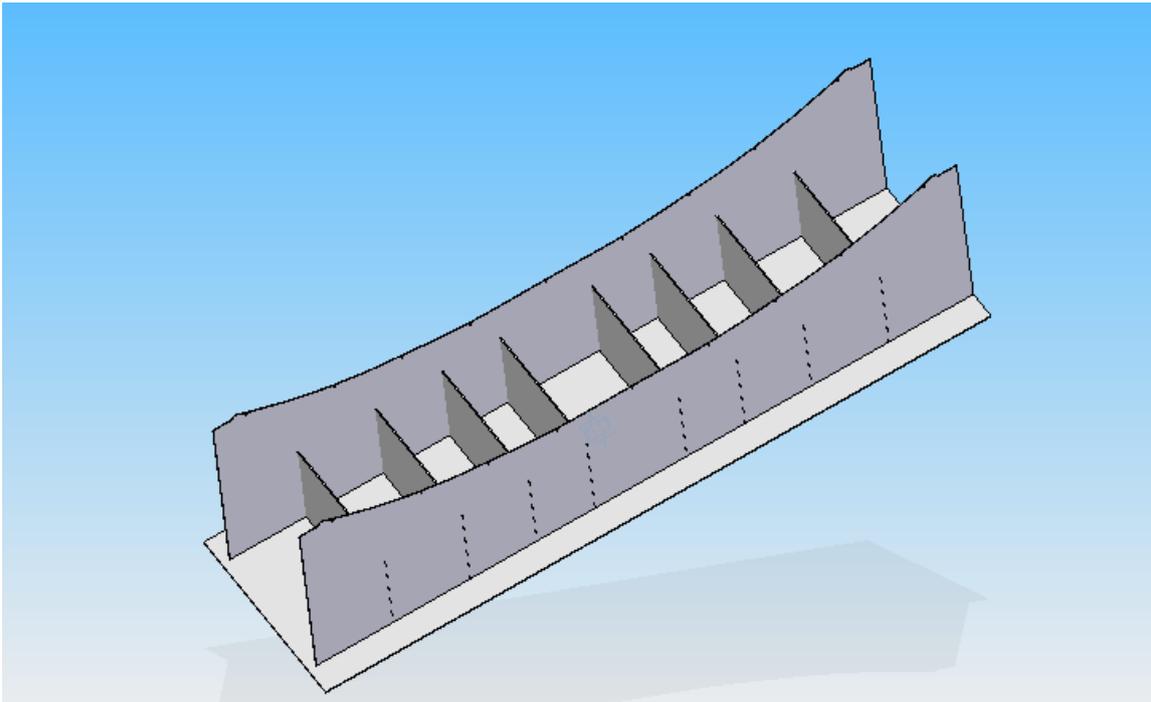
### 7.8.2 Utilaje CAD

En este apartado, se va a presentar el modelo CAD del utilaje de fabricación de la estructura, para ello utilizaremos la forma de los larguerillos y la disposición de estos en las cuaternas. Los Parámetros de diseño a cuidar son:

- ✓ Rigidez
- ✓ Ergonomía
- ✓ Resistencia

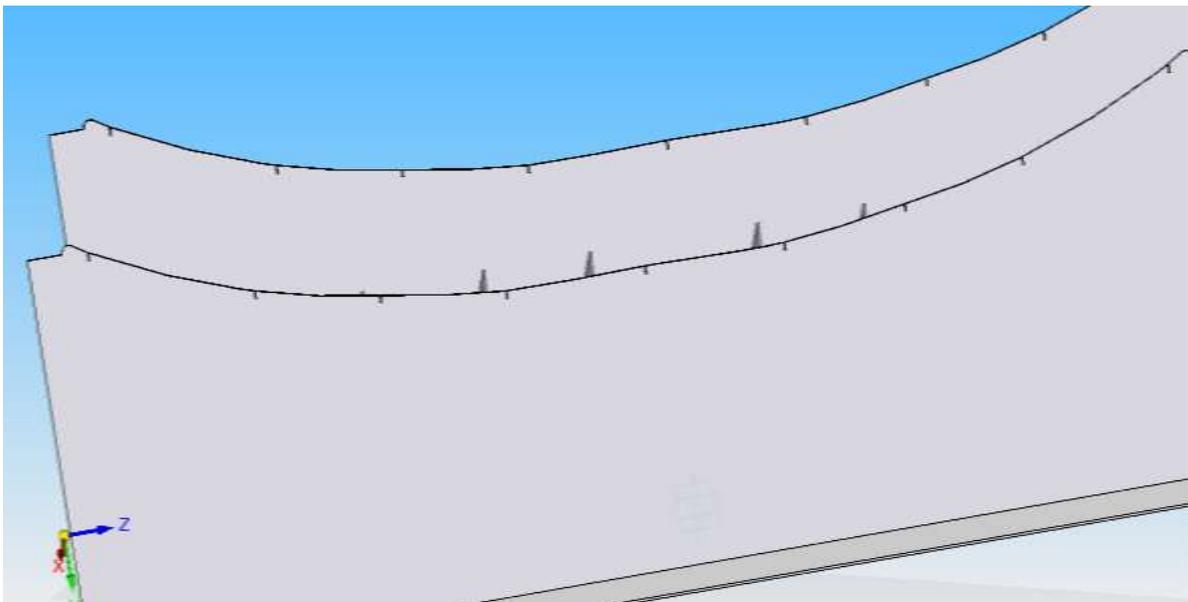
La rigidez será el parámetro más importante porque la estructura debe de quedar fija para correctamente ensamblar el resto de elementos con Cianocrilato. La resistencia será otro parámetro importante y por lo tanto será necesario que el utilaje soporte todo el peso de prototipo del AirWhale y la ergonomía es un parámetro que toma importancia para grandes producciones y debido a que supondría más horas de diseño no lo tomare en cuenta y me centrare mejor en la sencillez del montaje.

Tras un proceso de diseño se presentan los modelos CAD del utilaje para la fabricación del prototipo.



**Figure 7- 59** *Utillaje de Fabricación*

Las placas verticales tiene forma de larguero en uno de sus extremos, de esta forma las cuadernas pueden colocarse sobre este para fijarlas mientras se monta el resto de larguillos, finalmente se gira la estructura y se colocarían los larguillos faltantes. El material para la fabricación de estos elementos será de madera de balsa, las placas verticales tendrán espesor de 1/8 de pulgadas (como los larguillos), pero el resto de elementos soporte tendrá el doble de espesor.



**Figure 7- 60** *Huecos de anclaje del utillaje para la cuaderna.*

Con este apartado se puede dar por finalizado el proceso de diseño del prototipo. Se ha obtenido en este capítulo un modelo estructural válido tras definir correctamente materiales, orientaciones principales, geometría y esfuerzos. Se recuerda que todo lo presentado en este trabajo representa una solución final y que ha tenido detrás un proceso de diseño iterativo a través de prueba y error, de esta forma se han definido espesores, número de largueros y de cuernas, direcciones principales, orientaciones, velocidades de movimiento, etc.

# Capítulo 8: Futuras líneas de trabajo

---

En este capítulo se van a exponer las nuevas líneas de trabajo en el proyecto AirWhale. El trabajo no ha terminado, el proyecto AirWhale aun tiene mucho trabajo por completarse, no solo más trabajo que hacer para desarrollar esta idea en su totalidad, sino además hay que más validaciones en algunas áreas. El siguiente paso es claro, se tiene que empezar a validar el modelo de la AirWhale construyendo el modelo y posteriormente diseñar mas prototipos aumentando el alcance del mismo. Recordamos el esquema de trabajo a seguir:

**Fase 1: Especificaciones del proyecto en su conjunto**

**Fase 2: Especificaciones y diseño CAD/CAM de prototipo indoor**

Fase 3: Construcción y validación del prototipo indoor

Fase 4: Especificaciones y rediseño para prototipo outdoor en entornos estructurados

Fase 5: Construcción y validación del prototipo outdoor

Fase 6: Especificaciones y rediseño para prototipo outdoor en entornos no estructurados

Fase 7: Construcción y validación del prototipo outdoor

Fase 8: Especificaciones y rediseño para prototipo de transporte de carga/1 persona

Fase 9: Construcción y validación del prototipo de transporte

Fase 10: Especificaciones y rediseño para prototipo de transporte de carga y personas

Fase 11: Construcción y validación del prototipo de transporte

A su vez hay más trabajo para terminar de consolidar el concepto del AirWhale, con ciertos elementos que podrían potenciar su diseño:

- ✓ Iniciar el análisis de la posibilidad de materiales compuestos para reducir el peso, esto debe de hacerse sabiendo que tiene que haber un compromiso entre practicidad en la fabricación, coste y peso.
- ✓ Iniciar analizar el diseño de acuerdo a la filosofía DFMA.
- ✓ Estudiar un sistema que explota el calor de toda la superficie de la AirWhale, y genera electricidad por las diferencias en la temperatura.

Todas estas tecnologías han proporcionado más eficiencia y muchas más proposiciones de valor, pero, estas tecnologías requieren una gran cantidad de investigación y rediseños de todo el interior de la AirWhale.

Por lo pronto el proyecto AirWhale ha conseguido financiación por parte de la universidad de Sevilla y ya se están planteando proyectos de desarrollo de construcción del prototipo, a su vez la asociación abrirá sus puertas a nuevos miembros el próximo año y se espera que con ellos el proyecto obtenga el apoyo ingenieril que necesita para llevarse a sus últimas consecuencias.

# Capítulo 9: Conclusiones y resultados

---

En este capítulo, se exponer las principales conclusiones y resultados que hemos obtenido con el proyecto, es claro que este proyecto forma parte de una línea de trabajo muchísimo más amplia y por lo tanto cualquier trabajo realizado en dicha línea sirve en gran medida para acercarse un poco más al desarrollo completo del proyecto AirWhale.

Los principales resultados y avances que se han obtenido con este proyecto son:

- ✓ Se ha definido el estado del arte actual de las tecnologías de aeronaves híbridas, explicando las tecnologías que han formado parte para el diseño final del AirWhale.
- ✓ El desarrollo de un marco teórico base para el diseño del AirWhale, detallando los principales parámetros de diseño y nombrando consideraciones básicas para la definición de elementos clave como el recubrimiento o los contenedores de Gas.
- ✓ Se ha obtenido una posible solución de diseño para el AirWhale tras la adopción de un modelo estructural, material, dimensiones, condiciones de operación y sistema de potencia que han terminado en un balance de potencia positivo, es decir, en una solución válida.
- ✓ Se han analizado los componentes que debe contener el diseño del AirWhale, estableciendo una carga de pago objetivo y obteniendo una primera estimación del peso de algunos de estos componentes estructurales.
- ✓ Se ha obtenido un sistema de ecuaciones dinámico que ha servido para el desarrollo de un sistema de control basado en el control de los ángulos de balanceo, cabeceo y guiñada.
- ✓ Se ha desarrollado un análisis dafo y canvas que expone las principales proposiciones de valor que tiene nuestro diseño y que nos conciencia sobre los posibles problemas y amenazas que puede tener el AirWhale.
- ✓ Se ha desarrollado un modelo de costes de fabricación basado en estimaciones a través del modelo DAPCA IV para finalmente obtener primeras estimaciones de los costes de desarrollo, costes de fabricación recurrentes y no recurrentes.
- ✓ Se han comparado las estimaciones de costes de fabricación y la estimación de los costes operativos (previo análisis de los mismos) con los costes de fabricación de aviones como el CN-235.
- ✓ Se ha caracterizado la madera de balsa para la incorporación en el diseño de la estructura, definiendo módulos de resistencia, límites de resistencia en cada una de las direcciones principales de la madera.
- ✓ Se ha desarrollado la estructura del prototipo del AirWhale, definiendo materiales, uniones, cargas, condiciones normales de trabajo, y geometría.

- ✓ Se ha validado la estructura del prototipo tras la implementación del modelo de elementos finitos en el programa ANSYS
- ✓ Se ha propuesto un sistema de anclaje de las alas a la estructura, definiendo materiales y propiedades principales de diseño.
- ✓ Se ha propuesto un sistema de utillaje para facilitar la fabricación del prototipo, definiendo materiales y propiedades principales de diseño.
- ✓ Se han propuesto nuevas líneas de trabajo para el proyecto AirWhale.

Una vez expuestas las conclusiones, se puede dar por concluido el desarrollo de este trabajo, sin embargo, que este documento llegue a su fin no quiere decir que lo haga el proyecto AirWhale. Aun quedan muchas líneas de trabajo y demás fases de diseño para el desarrollo total del proyecto AirWhale, por lo que tengo la total seguridad que habrán mas publicaciones bajo el nombre de la asociación ESITECH y el equipo AirWhale.

# Referencias

---

[1] Vázquez, Inmaculada Gómez. “Diseño y Cálculo de las Características Aerodinámicas y de Estabilidad de un Dirigible Híbrido: Proyecto AirWhale”. Sevilla: Universidad de Sevilla, 2015.

[2] Mancebo, Juan Carlos. “Diseño Asistido por Ordenador del AirWhale y Cálculo Estructural de sus Alas”. Sevilla: Universidad de Sevilla, 2015.

[3] <https://www.airbus-fyi.com>. Consultado 12-07-2015.

[4] <http://www.rae.es/> Consultado 12-07-2015.

[5] [https://es.wikipedia.org/wiki/Ala\\_\(aeron%C3%A1utica\)](https://es.wikipedia.org/wiki/Ala_(aeron%C3%A1utica)) Consultado 12-07-2015.

[6] <https://es.wikipedia.org/wiki/Aeronave> Consultado 12-07-2015.

[7] [http://recursostic.educacion.es/secundaria/edad/1esobiologia/1quincena5/1q5\\_contenido\\_s\\_3f.htm](http://recursostic.educacion.es/secundaria/edad/1esobiologia/1quincena5/1q5_contenido_s_3f.htm) Consultado 12-07-2015.

[8] [https://en.wikipedia.org/wiki/Solar\\_cell\\_fabric](https://en.wikipedia.org/wiki/Solar_cell_fabric) Consultado 12-07-2015.

[9] Pamadi, B. N., “Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes”, AIAA, Reston, VA, 2nd ed., 2004, pp. 361{391.

[10] Yuwen Li. “Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airships” Department of Mechanical Engineering, McGill University, Montreal. 2008

[11] Rodríguez, Juan Carlos Martín. Sistema de Distribución de Potencia del AirWhale y Desarrollo de Variadores de Velocidad. Sevilla: Universidad de Sevilla, 2015.

[12] European Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. CS-23. Colonia (Alemania): s.n., 2012

[13] <http://www.airships.net/hindenburg/size-speed> Consultado 12-07-2015

[14] <http://www.chemistrylearner.com/duralumin.html> Consultado 12-07-2015

[15] [https://en.wikipedia.org/wiki/USS\\_Shenandoah\\_\(ZR-1\)](https://en.wikipedia.org/wiki/USS_Shenandoah_(ZR-1)) Consultado 12-07-2015

[16] ROSKAM, JAN. Airplane Design, Part VIII: Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operating.

[17] KALPAKJIAN, SCHMID. Manufacturing Engineering and Technology, 7/e.

[18] BOOTHROYD, GEOFFREY; DEWHURST, PETER; KNIGHT, WINSTON ANTHONY. Product Design for Manufacture and Assembly

[19] Raymer, Daniel “Aircraft Design: a Conceptual Approach, Third Addition.

- [20] <http://www.scribd.com/doc/173013185/Gastos-Recurrentes-y-No-Recurrentes#scribd>
- [21] <https://es.wikipedia.org/wiki/Utillaje> Consultado 12-07-2015
- [22] [https://es.wikipedia.org/wiki/CASA\\_CN-235](https://es.wikipedia.org/wiki/CASA_CN-235) Consultado 12-07-2015
- [23] <http://blogs.elpais.com/coche-electrico/2014/04/los-precios-de-la-gasolina-y-el-diesel-por-el-mundo.html> Consultado 12-07-2015
- [24] <https://www.iberdrola.es/clientes> Consultado 12-07-2015
- [25] [https://es.wikipedia.org/wiki/Madera\\_de\\_balsa](https://es.wikipedia.org/wiki/Madera_de_balsa) Consultado 12-07-2015
- [26] Forest Products Laboratory. Wood Handbook. Wood as an Engineering Material. Madison: Forest Products Laboratory. United States Department of Agriculture Forest Service, 2010.
- [27] Compressive Response and Failure of Balsa Wood. Andre Da Silva, Stelios Kyriakides. (2007) 8685–8717, Austin: International Journal of Solids and Structures, 31 de Agosto de 2007, ScienceDirect, Vol. 44.

# Índice de conceptos

---

dinámico, ca. (Del gr. δυναμικός, de δύναμις, fuerza). Adj. Perteneciente o relativo a la fuerza cuando produce movimiento.

estática. (Del gr. στατική [ἐπιστήμη]). f. Parte de la mecánica que estudia las leyes del equilibrio.

modelo. (Del it. modello). m. Arquetipo o punto de referencia para imitarlo o reproducirlo.

avión<sup>2</sup>. (Del fr. avion).. m. Aeronave más pesada que el aire, provista de alas, cuya sustentación y avance son consecuencia de la acción de uno o varios motores.

# Glosario

---

$M_{\text{masa}}$ : Es la matriz de masa del AirWhale (totalmente equipado).

$q$ : Son las coordenadas de Euler.

$\tau_I$ : Fuerzas debido a la Inercia.

$\tau_G$ : Fuerzas debido a la gravedad.

$\tau_C$ : Fuerzas debido al control.

$\tau_{AS}$ : Fuerzas debido al lift del helio (independiente de la velocidad).

$\tau_{Ad}$ : Fuerzas Aerodinámicas

$R$ : Matriz de cambio de giro.

$F_m$ : es la fuerza del motor

$r_m$ : es la distancia desde el centro de coordenadas hasta la posición de uno de los motores.

$I$ : es la inercia del AirWhale

$m$  es la masa total (modulo)

$v_o$ : Velocidad del centro de coordenadas

$w$ : Velocidad angular

$J$ : Matriz de segundos momento de inercia

$q_o$ : es la presión dinámica.

$C_d$ : es el coeficiente de resistencia aerodinámica.

$S_a$  y  $S_h$ : es la superficie de referencia utilizada.

$i$ : vector unidad en dirección  $x$  (en cartesianas).

# Anexos

---

## A1 Código MATLAB del la distribución de las presiones entre las cuadernas.

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% INICIO DE CODIGO%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Lectura de los datos en txt %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
presion=load('Presiones.txt'); %%contendra de columnas "Y" y
"presion"%%
Cuad=load('cuad.txt'); %% contendra de columnas la Y de todas las
cuadernas %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Fin de Lectura de datos en txt %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

[Nfil Ncol]=size(presion);
presion
Ncuad=size(Cuad);
Res=zeros((Ncuad-1),4); %%%%% vector fila %%%
k=1;
c=0
Nfil
%% inicio de obtencion de modulos%%
for i=1:Ncuad-1; %%% selecciono las dos cuadernas entre las cuales
voy a repartir carga %%%
    csup=Cuad(i+1)
    cinf=Cuad(i)
    lim= cinf +(csup-cinf)/2
    Posup=0;
    Mosup=0;
    Poinf=0;
    Moinf=0;
    for j=1:Nfil
        if presion(j,1)>=cinf && presion(j,1)<=csup %%%ahora sé que
está entre mis dos cuadernas%%
            if presion(j,1)<lim %%%ahora ya sé que se le sumara a
la cuaderna inferior
                Poinf= Poinf+presion(j,2);
                Moinf= Moinf+(presion(j,1)-cinf)*presion(j,2);
                c=c+1;
            else %%%ahora ya sé que le se sumara a la cuaderna
superior
                Posup=Posup+presion(j,2);
                Mosup=Mosup+(csup-presion(j,1))*presion(j,2);
            end
        end
    end

    Res(k,1)=Poinf;
    Res(k,2)=Moinf;
    Res(k,3)=Posup;
    Res(k,4)=Mosup;
    k=k+1;
    c
    c=0;
end
Res
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Fin de obtencion de modulos %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Inicio de Suma de componentes %%%%%%%%%
Pres=zeros(Ncuad,2);
for i=1:Ncuad-1
    Pres(i,1)=Pres(i,1)+ Res(i,1);
    Pres(i,2)=Pres(i,2)+ Res(i,2);
    Pres(i+1,1)=Pres(i+1,1)+Res(i,3);
    Pres(i+1,2)=Pres(i+1,2)-Res(i,4);
end
Pres
dlmwrite('Pcuad.txt',[Pres(:,1); Pres(:,2)],'delimiter','\t');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Fin de Suma de componentes %%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% FIN DE CODIGO %%%%%%%%%

```