



UNIVERSIDAD  
DE PIURA

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Diseño, evaluación y fabricación de un VANT destinado al  
aprovisionamiento de suministros médicos en zonas de  
desastre.**

Tesis para optar el Grado de  
Máster en Ingeniería Mecánico Eléctrica con mención en Sistemas Energéticos y  
Mantenimiento

**César Augusto Dioses Gutierrez**

**Asesor:  
Dr. Ing. Miguel Buenaventura Castro Sánchez**

**Piura, julio 2021**



*Gracias a **Dios** por la vida y todo lo que ha puesto en mi camino.*

*A mi familia que siempre está y estará conmigo*

*de manera incondicional.*

*A mis amigos de ayer, de hoy y de siempre.*





## Resumen

En la presente tesis se evalúan y seleccionan los materiales óptimos para la construcción de un prototipo de Vehículo aéreo no tripulado (VANT) de ala fija con asistencia remota, a partir de un diseño conceptual configurado aerodinámicamente para alcanzar valores eficientes en sus coeficientes de arrastre, sustentación y autonomía de vuelo. Todo esto bajo el contexto de utilización en el rubro de suministros médicos y/o alimentarios para zonas de desastre a una altura no mayor a los 1000 msnm. En esta búsqueda se prevé una metodología de selección tradicional o de escogencia de materiales, acorde con el rubro de la investigación, con la ayuda de matrices de priorización, que provean los materiales idóneos para el soporte estructural, componentes de apoyo y la cobertura externa aerodinámica de una serie de prototipos de prueba. A efectos de realizar la respectiva validación se llevan a cabo simulaciones estructurales y aerodinámicas sobre los prototipos bajo el entorno del software SolidWorks, dada la exposición a cargas estáticas, esfuerzos dinámicos y a las fuerzas de arrastre establecidas por el aire del ambiente.

Como parte de la investigación se efectúa la caracterización mecánica de algunos materiales preseleccionados mediante ensayos de resistencia a la tracción, bajo las normas ASTM correspondientes, que provean la data necesaria para la aplicación del proceso de selección, así como la verificación aerodinámica de la fuerza de sustentación de un prototipo de superficie alar en un túnel de viento tipo subsónico Ad Hoc.

Finalmente, todo lo ejecutado está enmarcado dentro del contexto del Subproyecto “Desarrollo de una plataforma piloto de monitoreo y asistencia remota ante desastres naturales, a través del uso de un Dron de ala fija para aprovisionamiento de suministros médicos y alimentarios, en la Región Piura” desarrollado por la Universidad de Piura; y financiado por el Proyecto Concytec – Banco Mundial “Mejoramiento y Ampliación de los Servicios del Sistema Nacional de Ciencia y Tecnología e Innovación Tecnológica” 8682-PE, a través de su unidad ejecutora Fondecyt, contrato N° 166-2018 – Fondecyt – BM – IADT - AV.



## Tabla de contenido

Introducción .....	17
Capítulo 1 .....	19
Generalidades .....	19
1.1. Estado del arte.....	19
1.1.1. A nivel internacional .....	20
1.1.2. A nivel nacional.....	22
1.2. VANTs para aprovisionamiento logístico. ¿Por qué de ala fija?.....	23
1.2.1. Tipos de aeronaves de ala fija .....	25
1.2.2. Componentes de una plataforma de VANT tipo ala fija.....	26
1.2.3. Aerodinámica básica .....	29
1.3. Túnel de viento.....	36
1.3.1. Tipos y clasificación. ....	36
1.3.2. Diseño. ....	37
1.4. Marco normativo.....	37
1.5. Software de validación .....	39
1.4.1. El software CAD o diseño asistido por computadora. ....	39
1.4.2. El método FEM o método de elementos finitos.....	39
1.4.3. La simulación con CFD o dinámica de fluidos computacional. ....	40
1.6. Desastres naturales .....	41
1.6.1. Situación del Sistema Nacional de Gestión de Riesgo de Desastres (SINAGERD).....	41
1.6.2. Estimación de la vulnerabilidad de la población .....	43
1.6.3. El Fenómeno El Niño (FEN) .....	43
1.6.4. Las inundaciones .....	44
Capítulo 2 .....	45
Materiales aeronáuticos y metodologías de selección .....	45
2.1. Materiales para la fabricación de aeronaves .....	45
2.1.1. Metales.....	45

2.1.2.	<i>Aleaciones ligeras y otros de poco uso.</i>	46
2.1.3.	<i>Materiales compuestos</i>	49
2.1.4.	<i>Otros aportes en materiales para VANTs</i>	54
2.2.	Metodologías de selección de materiales	56
2.2.1.	<i>Herramientas para selección y toma de decisiones</i>	59
Capítulo 3		69
Selección de prototipo y sus materiales		69
3.1.	Procedimiento	69
3.1.1.	<i>Idea conceptual</i>	70
3.1.2.	<i>Selección de materiales.</i>	70
3.1.3.	<i>Caracterización mecánica de materiales</i>	76
3.1.4.	<i>Selección de prototipo y adecuación de materiales</i>	80
3.1.3	Validación aerodinámica	108
3.2.	Selección del revestimiento superficial	111
3.3.	Túnel de viento Ad Hoc	112
3.1.1.	<i>Consideraciones previas.</i>	112
3.1.2.	<i>Parámetros ambientales.</i>	112
3.1.3.	<i>Resultados de los cálculos y parámetros obtenidos para el túnel.</i>	112
3.1.4.	<i>Modelo base.</i>	113
3.1.5.	<i>Pruebas con software CFD de SolidWorks.</i>	113
3.1.6.	<i>Modelo final y datos de fabricación de carcaza principal.</i>	113
3.1.7.	<i>Extractor, sensores y tablero de comando.</i>	114
3.1.8.	<i>Pruebas sobre perfil alar final</i>	115
Capítulo 4		117
Características del modelo VANT		117
4.1.	Sub sistemas y sus componentes	117
4.1.1.	<i>Subsistema de soporte.</i>	117
4.1.2.	<i>Subsistema de trabajo o propulsión</i>	121
4.1.3.	<i>Subsistema de energización</i>	122
4.1.4.	<i>Subsistema de control.</i>	123
4.1.5.	<i>Subsistema de captura/carga</i>	126
4.2.	Dimensiones generales	127
4.3.	Análisis de cargas y centro de gravedad.	128
4.3.1.	<i>Cargas</i>	128
4.3.2.	<i>Centro de gravedad</i>	128
4.4.	Centro de sustentación	131

4.5. Propulsión y velocidad máxima de la aeronave .....	131
Conclusiones.....	133
Referencias bibliográficas.....	135
Apéndices .....	141
Apéndice A. Matrices de selección de materiales.....	143
Apéndice B. Curvas de tracción.....	176
Apéndice C. Cálculos para el túnel. ....	180
Apéndice D. Detalle de cargas sobre la aeronave.....	184
Anexos .....	187
Anexo A. Especificaciones para la caracterización de materiales.....	189
Anexo B. Resultados análisis químico fundición de aluminio. ....	199





## Lista de figuras

Figura 1. Bosquejo de un ala y superficie de sustentación. ....	29
Figura 2. Líneas de corriente de aire, diferencia de presiones y sustentación. ....	30
Figura 3. Perfil NACA 4415 mostrando la nomenclatura en un perfil alar. ....	30
Figura 4. perfiles alares de baja velocidad probados entre 2002 y 2010. ....	31
Figura 5. Ángulo de ataque. ....	31
Figura 6. Ángulo de ataque AOA crítico. ....	32
Figura 7. Coeficientes de sustentación, arrastre y ratio. ....	33
Figura 8. Fuerzas sobre una aeronave. ....	34
Figura 9. Ejes de giro de la aeronave y neutralización con superficies de control y estabilizadores. ....	34
Figura 10. Superficies de control en ala y cola. ....	35
Figura 11. Centros de gravedad y aerodinámico en una aeronave. ....	35
Figura 12. Cálculo del empuje dinámico para determinar la velocidad máxima de la aeronave. ....	36
Figura 13. Gráfico para determinar la velocidad máxima de la aeronave. ....	36
Figura 14. Construcción en sándwich. ....	52
Figura 15. Mapa a escala logarítmica módulo de elasticidad vs. densidad, para varias familias de materiales. ....	59
Figura 16. Ejemplo de aplicación de un DAR para reducir costos de las viviendas. ....	60
Figura 17. Proceso de obtención de prototipo hasta su fabricación. ....	69
Figura 18. Diagrama de árbol de familias de materiales a utilizar en la aeronave. ....	72
Figura 19. Diagrama de árbol de materiales específicos propuestos para utilizar en la aeronave. ....	73
Figura 20. Probetas de plancha de aluminio. ....	77
Figura 21. Probetas de platina de aluminio comercial. ....	77
Figura 22. Probetas de fundición de aluminio local 50 % - 50 %. ....	78
Figura 23. Probetas de fundición de aluminio local 65 % - 35 %. ....	78
Figura 24. Tres de las probetas de nylon ensayadas. ....	79
Figura 25. Rango de mayor eficiencia aerodinámica en perfil s1223 seleccionado. ....	81
Figura 26. Patrón de flujo de ángulo de 8 ° en perfil s1223 seleccionado. ....	82
Figura 27. Estructura y revestimiento o cobertura de primer modelo VANT propuesto. ....	83
Figura 28. Estructura, revestimiento o cobertura y componentes de primer modelo VANT propuesto. ....	83
Figura 29. Simulación estática de esfuerzos en estructura de primer prototipo. ....	89
Figura 30. Factor de seguridad después de la simulación estática de primer prototipo. ....	89
Figura 31. a) Modelo Hércules C-300 de cuatro motores; b) Para nuestro caso sólo con dos motores. ....	90
Figura 32. Estructura de segundo modelo de VANT propuesto. ....	90
Figura 33. Simulación estática de esfuerzos en estructura alar de segundo modelo. ....	94

Figura 34. factor de seguridad después de la simulación estática de la estructura alar de segundo modelo. ....	95
Figura 35. Fuselaje del tercer prototipo sin los dos motores.....	96
Figura 36. Estructura alar de tercer prototipo VANT. ....	96
Figura 37. Simulación estática de esfuerzos en estructura alar del tercer prototipo.....	100
Figura 38. Factor de seguridad después de la simulación estática de la estructura alar de tercer prototipo. ....	100
Figura 39. Concentración a un lado de los ENGINE SUPPORT después de isosuperficies en FS:2,5...	101
Figura 40. En FS: 5,5 inicia concentración de esfuerzos en platina de aluminio poco deformable y por ende no apto para fatiga. ....	101
Figura 41. Perfil alar mejorado s0007 con un ángulo de 7 °. ....	102
Figura 42. Estructura alar de cuarto prototipo de VANT. ....	102
Figura 43. Simulación estática de esfuerzos en estructura alar del cuarto prototipo. ....	106
Figura 44. Factor de seguridad después de la simulación estática de la estructura alar del cuarto prototipo. ....	106
Figura 45. Factor de seguridad en el soporte de la estructura alar después de isosuperficies en FS: 1,7. ....	107
Figura 46. Ciclos de vida máxima y mínimo de estructura alar de prototipo D.....	107
Figura 47. Ciclos de vida mínima en zona de FS 1,7 de estructura alar de prototipo D.....	108
Figura 48. Vistas simétricas y de perfil. ....	108
Figura 49. Vistas de planta superior e inferior. ....	109
Figura 50. En claro la pieza conformada de diseño y en azul a partir de placas de nylon, todas en nylon.....	109
Figura 51. Vista simétrica de líneas de flujo de aire en fuselaje. ....	110
Figura 52. Vistas de perfil y de frente de líneas de flujo de aire en fuselaje. ....	110
Figura 53. Vista de perfil propuesto y modelo fabricado Ad Hoc. Unidades: mm.....	113
Figura 54. Simulación CFD de diseño. ....	113
Figura 55. Modelo para fabricación. ....	114
Figura 56. Extractor y tablero de comando con display.....	114
Figura 57. Sensor de velocidad en sección de prueba. ....	114
Figura 58. Disposición de celdas de carga y dispositivos auxiliares para control de fuerzas de sustentación y arrastre en sección de prueba de túnel. ....	115
Figura 59. Resultados de la prueba de sustentación en perfil alar de pre diseño a 10 m/s. El promedio de las tres medidas es 2,49 N que se aproxima a los 2,75 N resultante de la simulación mediante software CFD. ....	115
Figura 60. Prototipo final de Dron y distribución de sus componentes.....	117
Figura 61. Revestimiento o cobertura de fuselaje y detalle de sus componentes. ....	118
Figura 62. Estructura de fuselaje y detalle de sus componentes.....	118
Figura 63. Revestimiento o cobertura de configuración alar y detalle de sus componentes.....	118
Figura 64. Estructura de configuración alar y detalle de sus componentes. ....	119
Figura 65. Revestimiento y cobertura de empenaje de cola y detalle de sus componentes.....	120
Figura 66. Estructura de empenaje de cola y detalle de sus componentes.....	120
Figura 67. Modelo de referencia de tren de aterrizaje de prototipo de dron a fabricar.....	121
Figura 68. Motor a utilizar.....	121
Figura 69. Hélice a utilizar. ....	122
Figura 70. Spinner a utilizar.....	122
Figura 71. Antena parabólica. ....	123
Figura 72. Trípode antenas.....	123

Figura 73. Controlador de vuelo propuesto.....	124
Figura 74. Módulo de descenso propuesto.....	124
Figura 75. Estación de control tierra aire propuesto. ....	124
Figura 76. Sistema de video analógico propuesto. ....	125
Figura 77. Ubicación de actuadores o servos sobre fuselaje de aeronave. ....	125
Figura 78. Dimensiones generales de la aeronave.....	128
Figura 79. Centro de gravedad del airframe incluidos los motores. Unidades: mm.....	129
Figura 80. Primera propuesta de ubicación de cargas complementarias sobre el airframe. Distancias en mm. ....	130
Figura 81. Ubicación de centro de sustentación respecto a centro de gravedad. Distancias en mm. ....	131
Figura 82. Determinación de velocidad máxima de prototipo según hélice propuesta. ....	132





## Lista de tablas

Tabla 1. Materiales y componentes para el VANT de bajo peso.....	21
Tabla 2. Materiales y componentes para el VANT. ....	22
Tabla 3. Materiales seleccionados por sección de aeronave. ....	22
Tabla 4. Características de aeronaves comunes. ....	26
Tabla 5. Descripción de los principales tipos de peligros de origen natural en el Perú.....	42
Tabla 6. Características de series de aleaciones de aluminio usadas en aeronáutica. ....	47
Tabla 7. Propiedades de los polímeros. ....	50
Tabla 8. Propiedades mecánicas de algunas maderas. ....	53
Tabla 9. Fundiciones de aluminio típicas y sus aplicaciones. ....	55
Tabla 10. Polímeros para impresión 3D. ....	57
Tabla 11. Propiedades de los materiales que se utilizan para la selección.....	58
Tabla 12. Matriz en “L” o de doble entrada por método de criterio analítico completo. ....	61
Tabla 13. Proceso de llenado de casilleros por método de criterio analítico completo. ....	62
Tabla 14. Matriz con casilleros completos criterios por método de criterio analítico completo. ....	62
Tabla 15. Matriz con criterios y su porcentaje de priorización. ....	63
Tabla 16. Priorización de opciones para criterio 1, método de criterio analítico completo.....	63
Tabla 17. Priorización de opciones para criterio 2, método de criterio analítico completo.....	63
Tabla 18. Priorización de opciones para criterio 3, método de criterio analítico completo.....	64
Tabla 19. Priorización de opciones contra todos los criterios.....	65
Tabla 20. Priorización final por método de criterio analítico completo. ....	65
Tabla 21. Matriz en “L” o de doble entrada por método del consenso. ....	66
Tabla 22. Matriz con casilleros completos criterios por método del consenso. ....	66
Tabla 23. Priorización de opciones para criterio 1, método del consenso. ....	66
Tabla 24. Priorización de opciones para criterio 2, método del consenso. ....	67
Tabla 25. Priorización de opciones para criterio 3, método del consenso. ....	67
Tabla 26. Priorización final por el método del consenso. ....	68
Tabla 27. Pesos porcentuales de los criterios de priorización. ....	71
Tabla 28. Pesos porcentuales de familias de materiales por criterios de priorización básicos. ....	72
Tabla 29. Pesos porcentuales de materiales específicos de aceros según criterio básico.....	73
Tabla 30. Pesos porcentuales de materiales específicos de aluminios según criterio básico.....	74
Tabla 31. Pesos porcentuales de materiales específicos de polímeros según criterio básico. ....	74
Tabla 32. Pesos porcentuales de materiales específicos de materiales compuestos según criterio básico.....	74
Tabla 33. Materiales específicos a utilizar por familia según criterios de priorización.....	75
Tabla 34. Pesos porcentuales de los criterios de priorización técnicos para la estructura. ....	75

Tabla 35. Pesos porcentuales de criterios de priorización técnicos para el revestimiento o cobertura.	76
Tabla 36. Resultados de ensayo de tracción de probetas de plancha de aluminio.	77
Tabla 37. Resultados de ensayo de tracción de probetas de platina de aluminio comercial.	77
Tabla 38. Resultados de ensayo de tracción de probetas fundición de aluminio local (50/50)	78
Tabla 39. Resultados de ensayo de tracción de probetas fundición de aluminio local (65/35).	79
Tabla 40. Resultados de análisis de composición química de fundición local de aluminio 65% perfil/35% culata de motor.	79
Tabla 41. Resultados de ensayo de tracción de probetas de nylon por impresión 3D.	80
Tabla 42. Parámetros aerodinámicos de perfiles alares propuestos.	82
Tabla 43. Solicitación de componentes del primer modelo por cada escenario.	84
Tabla 44. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.	85
Tabla 45. Materiales específicos a utilizar en estructura, según criterios técnicos.	85
Tabla 46. Materiales específicos a utilizar en el revestimiento o cobertura, según criterios técnicos.	86
Tabla 47. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización final.	86
Tabla 48. Materiales a utilizar en el revestimiento o cobertura y su orden de priorización final.	87
Tabla 49. Selección de materiales para los componentes del primer prototipo.	88
Tabla 50. Solicitación de componentes del segundo modelo propuesto para la estructura.	91
Tabla 51. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.	92
Tabla 52. Materiales específicos a utilizar en estructura, según criterios técnicos.	92
Tabla 53. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización final.	93
Tabla 54. Selección de materiales para los componentes de estructura alar del segundo prototipo.	94
Tabla 55. Solicitación de componentes del tercer prototipo propuesto para la estructura alar.	97
Tabla 56. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.	97
Tabla 57. Materiales específicos a utilizar en estructura alar, según criterios técnicos.	98
Tabla 58. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización.	98
Tabla 59. Selección de materiales para los componentes de la estructura alar del tercer prototipo.	99
Tabla 60. Solicitación de componentes del cuarto prototipo propuesto para la estructura alar.	103
Tabla 61. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.	103
Tabla 62. Materiales específicos a utilizar en estructura alar, según criterios técnicos.	104
Tabla 63. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización.	104
Tabla 64. Selección de materiales para los componentes de la estructura alar del cuarto prototipo.	105
Tabla 65. Extracto de priorización de materiales a utilizar en el revestimiento o cobertura.	109
Tabla 66. Parámetros obtenidos de la simulación aerodinámica.	111
Tabla 67. Parámetros prioritarios obtenidos de la simulación aerodinámica.	111
Tabla 68. Resumen de cálculos para túnel Ad Hoc.	112
Tabla 69. Dimensiones de la aeronave.	127
Tabla 70. Descripción de cargas en la aeronave.	129

## Introducción

Desde tiempos remotos las consecuencias derivadas de los desastres naturales han sido motivo para el truncamiento de misiones para el aprovisionamiento de suministros médicos y alimentarios; lo cual genera caos y desolación en las poblaciones afectadas y conlleva al hombre a realizar tareas de alto riesgo que atentan contra su seguridad e integridad física. Ante este panorama y a la luz de los avances tecnológicos en la aeronavegación, actualmente se están utilizando los VANTs, no sólo para el rubro militar, donde empezaron a desarrollarse, sino también para solucionar necesidades logísticas y otras relacionadas como: misiones de reconocimiento, búsqueda y rescate, estudios de investigación, vigilancia, entretenimiento, etc. (Escamilla, 2010).

Considerando las diversas posibilidades de modelos y tipos de VANTs existentes, se considera el uso del tipo “ala fija”, dado su mayor alcance y autonomía de vuelo. Al mismo tiempo, es necesario indicar que una parte prioritaria para el diseño y fabricación de aeronaves es la selección de los materiales constitutivos, siguiendo un proceso metodológico definido. Para este fin, se parte de una idea conceptual que el diseñador y el encargado de la selección de materiales desarrollan en conjunto dependiendo de las herramientas y la data que se tiene a la mano. No obstante, es el criterio y el expertise que se logra en todo el proceso, lo que da lugar al prototipo o modelo esperado.

Por otra parte, son necesarios los ensayos de laboratorio que se realizan para la caracterización mecánica de algunos de los materiales pre seleccionados con data insuficiente, no sólo porque lo requieren las diversas condiciones de carga y esfuerzo en cada posición representativa de la nave, sino porque la data obtenida será de gran importancia para futuros estudios relacionados a éste u otros rubros.

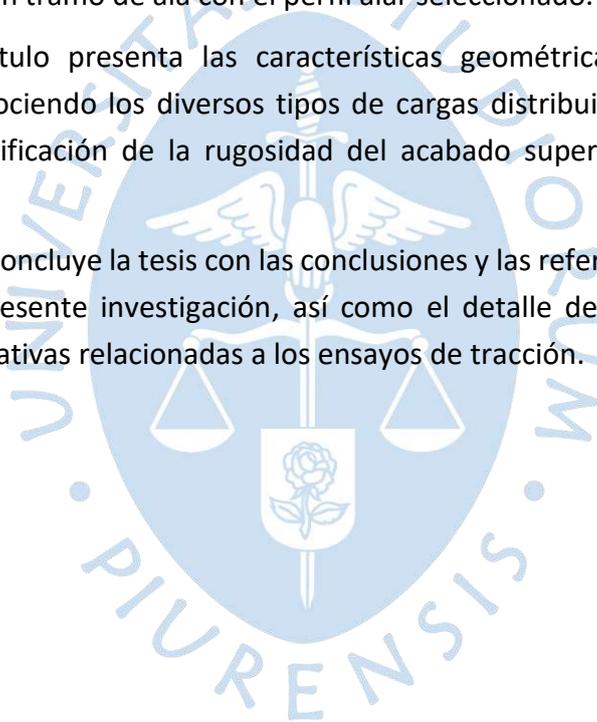
Como consecuencia de lo anterior, la presente tesis se ha desarrollado a través de cuatro capítulos, estando los dos primeros referidos al marco teórico de la investigación. El primer capítulo se refiere al Estado del Arte en lo que respecta a la tecnología de los VANTs, principios aerodinámicos, marco normativo y un breve resumen de los softwares utilizados para su validación; así como la realidad actual de los desastres naturales a nivel nacional y local. Por su parte, el capítulo 2 presenta un panorama global de los materiales aeronáuticos,

metodologías de selección existentes y algunas herramientas como las matrices de priorización utilizadas en el rubro de la planificación y la toma de decisiones.

Hacia el cuerpo de la investigación, en el capítulo 3 se analiza y consolida toda la información relacionada al proceso de diseño del VANT. Éste se inicia con el modelado del prototipo con software CAD a la par con el proceso de selección de los materiales que gobiernan los diversos componentes del mismo, complementado con la caracterización mecánica de algunos de los materiales preseleccionados que poseen poca data. Seguidamente se realiza la verificación estructural mediante el método de elementos finitos (FEM) para validar el prototipo, y al finalizar la selección, se realiza la verificación aerodinámica con herramientas de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) y se describen las características del recubrimiento superficial sobre la cobertura del airframe. Finalmente se describe el proceso de diseño y construcción del túnel Ad Hoc para llevar a cabo las pruebas aerodinámicas sobre un tramo de ala con el perfil alar seleccionado.

El último capítulo presenta las características geométricas y aerodinámicas del prototipo final, reconociendo los diversos tipos de cargas distribuidas sobre la aeronave y finalizando con la verificación de la rugosidad del acabado superficial que debe tener la aeronave.

Por último, se concluye la tesis con las conclusiones y las referencias bibliográficas que han enriquecido la presente investigación, así como el detalle de las matrices, gráficos y especificaciones normativas relacionadas a los ensayos de tracción.



## Capítulo 1

### Generalidades

#### 1.1. Estado del arte

Sobre los sistemas con drones o VANTs de tipo ala fija, tal como los conocemos ahora, se habla desde principios del siglo XX, para ser utilizados preferentemente en el rubro militar. Posteriormente, y con el desarrollo de nuevas tecnologías ya se vienen utilizando para aplicaciones civiles, dentro de las cuales se hace notar el uso logístico de aprovisionamiento, debido al aumento de los siniestros y desastres naturales a nivel mundial.

En los siguientes párrafos se hace mención a las perspectivas de desarrollo en lo que respecta al rubro militar a nivel nacional en los últimos años, y por el lado de la academia e instituciones relacionadas, sendas investigaciones a nivel nacional e internacional.

En cuanto al rubro militar, algunas publicaciones especializadas y dedicadas a la Defensa y Seguridad, como la revista Infodefensa.com infieren que, a pesar del mayor volumen de desarrollo de vehículos VANT de otros países de la Región, desde hace algunos años en el Perú se están desarrollando y adquiriendo aeronaves adecuadas para la lucha antiterrorista en el Valle del Río Apurímac y Ene (VRAE). No obstante, no se especifica el proceso o metodología para la selección y validación de los materiales que se utilizan para su desarrollo y fabricación. A continuación, se hace un resumen de los prototipos logrados para este rubro en los últimos años.

En el 2008, el CONCYTEC y las Fuerzas armadas (con asesoría Argentina) desarrollaron tres (03) vehículos para servicio en el VRAE: el “ELÉCTRICO” (para la infantería), “PEGASO” (el de mayor número de vuelos con autonomía de 120 minutos, velocidad 100 Km/hora y altitudes hasta 3000 m) y “QUINDE” (autonomía de 4 horas, velocidad de hasta 140 Km/hora, alcance de 400 Kilómetros y altura 5000 m, para apoyo táctico y guerra electrónica), siendo este proyecto liderado por el Centro de Desarrollo e investigación de Proyectos (CIDEP) de la Fuerza Aérea del Perú. Este centro inició sus actividades en 1993 para desarrollar simuladores de aeronaves Cessna A-37.

En el 2013, la armada peruana desarrolló el “ARPON III” para operar en cubiertas de fragatas Clase Lupo.

Por otra parte, en la revista DIALOGO, Silva, (2017) informa sobre los últimos VANTs desarrollados en el Perú por CIDEP: el RICUK (“Observador” en quechua) y el “AMARU” (“Serpiente de los ojos rojos” según la mitología inca), gracias a un proyecto aprobado por CONCYTEC. El “AMARU” tiene total autonomía en el despegue y aterrizaje, se eleva hasta 1 000 m, vuela hasta 5 horas, alcanza los 50 Km desde su base de despegue y posee cámaras infrarrojas para tareas de reconocimiento e inteligencia. Por último, en este artículo también se describen los primeros trabajos en el desarrollo del último VANT denominado “PISCO” (“Ave” en quechua), terminado en el 2018.

Al año 2019 los VANTs “PISCO” y “RICUK”, se están utilizando para tareas de reconocimiento de campamentos de minería ilegal en Madre de Dios, según informó la agencia peruana de noticias digital “andina” (andina, 2019).

Teniendo en cuenta a la Academia y centrando la aplicación de los VANT’s para propósitos civiles humanitarios, se han producido trabajos de investigación a través de artículos y tesis de posgrado, diferenciándolos según su ámbito territorial como se describe a continuación.

#### **1.1.1. A nivel internacional**

- Dakotah, (2018) en su tesis de Maestría “Design and Development of Low-cost Multi-function UAV Suitable for Production and Operation in Low Resource Environments”, desarrolla un nuevo diseño VANT tipo “ala voladora” totalmente autónomo para entrega y detección remota llamado EcoSoar. El objetivo es crear una oportunidad de negocio para empresarios locales en comunidades de bajos recursos, ya que recurre a la fabricación local y el uso de materiales de bajo costo (PLA para impresión 3D y foam board), seleccionados por su extendido uso (metodología tradicional o de “escogencia”). Así mismo, se utiliza la impresión 3D como proceso de manufactura y niveles de destreza básicos para el ensamblaje, con el fin de crear un kit de drones de bricolaje de código abierto.

Como resultado, los materiales y productos electrónicos no cuestan más de \$ 350.00 y las alas aumentan la eficiencia de la aeronave en un 37 %, proponiéndose como trabajo futuro el reforzamiento de las superficies de control y la creación de un lanzador más confiable.

- Almodovar, (2016) en su tesis de Maestría “Conceptual and Preliminary Design of a Long Endurance Electric UAV”, documenta el diseño conceptual y preliminar de un vehículo aéreo no tripulado con gran autonomía alimentado por energía solar para el rubro de vigilancia. El perfil de la misión sugiere una velocidad que permite extender 1 000 metros sobre el nivel del mar en 10 minutos, seguido de un vuelo nivelado con una autonomía de 8 horas y un alcance de 200 km durante el equinoccio. En la fase conceptual, se evaluaron varias configuraciones de aeronaves teniendo en cuenta los requisitos de la misión, utilizando la metodología de un proceso analítico jerárquico, el concepto de un avión de cola en V y un motor montado en la parte posterior del fuselaje. Se busca una estructura de alta resistencia

y bajo peso mediante el uso de materiales compuestos, con áreas críticas de fuselaje/ala diseñadas para una buena resistencia al impacto en el aterrizaje, utilizando técnicas fáciles de fabricar y materiales seleccionados por “escogencia” como los que se muestran en la Tabla 1.

Tabla 1. Materiales y componentes para el VANT de bajo peso.

<b>Componente</b>	<b>Material</b>	<b>Aplicación</b>
<i>Ala</i>	<i>Madera balsa</i>	<i>Costillas, borde de salida, alerones.</i>
	<i>Espuma de XPS (Poliestireno extruido)</i>	<i>Núcleo de la caja de torsión.</i>
	<i>Plywood (madera contrachapada)</i>	<i>Costillas de la sección externa.</i>
		<i>Costillas centrales que se conectan con el fuselaje.</i>
	<i>Fibra de carbono laminado con resina epóxica</i>	<i>Revestimiento de caja de torsión</i>
	<i>Fibra de carbono unidireccional</i>	<i>Refuerzo de costillas fuera de borda.</i>
<i>Fuselaje</i>	<i>Película de recubrimiento termocontraíble</i>	<i>Piel</i>
	<i>Fibra de carbono laminado con resina epóxica</i>	<i>Todas las partes</i>
<i>Empenaje</i>	<i>Madera balsa</i>	<i>Piel, costillas y largueros</i>
	<i>Película de recubrimiento termocontraíble</i>	<i>Piel</i>
	<i>Fibra de carbono unidireccional</i>	<i>largueros</i>

Fuente: Almodovar, (2016, pág. 30). Conceptual and Preliminary Design of a Long Endurance Electric UAV.

A saber, un trabajo adicional sin repercusiones significativas en este estudio consiste en el desarrollo de un modelo mejorado de predicción de radiación. En términos de planificación de la misión, una mejora importante, entre otras, sería la capacidad de calcular perfiles solares para rutas dadas, lo que exige la implementación de algoritmos de programación más complejos capaces de tratar datos de varios conjuntos de coordenadas.

- Silva M. , (2015) en su tesis se enfoca en la obtención de un modelo numérico para una nueva estructura de ala de VANT eléctrico de larga duración a utilizar en misiones de vigilancia civil. Esta nueva estructura se basa en una ya existente, con ligeras modificaciones para permitir un mejor comportamiento y un peso reducido, que será sometido a pruebas de simulación estática. Los resultados obtenidos se comparan con los producidos por los valores numéricos del prototipo para evaluar su precisión, prestando especial atención en la caracterización de los materiales utilizados en el ala. El paso principal fue identificar los materiales que se utilizarían en la estructura a partir de la experiencia del diseñador (“escogencia”), y se determinan las propiedades mecánicas de los mismos mediante ensayos, como paso previo al análisis estructural del prototipo. Para el caso de la madera se utiliza la norma ASTM D143-94, aunque no se pudieron obtener muestras para algunas de las pruebas. Los materiales seleccionados se muestran en la Tabla 2.

- Como conclusión se reporta que un proceso de construcción más controlado, donde el factor humano es algo reducido, permitiría obtener partes cuyas propiedades son significativamente más consistentes, lo que lleva a una reducción en la incertidumbre sobre

los resultados de la simulación por elementos finitos, en comparación con los obtenidos por las pruebas experimentales.

Tabla 2. Materiales y componentes para el VANT.

<b>Material</b>	<b>Componente</b>
<i>Madera balsa</i>	<i>Largueros de ala y costillas</i>
<i>Plywood</i>	<i>Costillas</i>
<i>Tubo de fibra de carbono pultruido</i>	<i>Larguero</i>
<i>Fibra de vidrio</i>	<i>Largueros de ala y costillas reforzado</i>
<i>Plástico termocontraíble</i>	<i>Cubierta o revestimiento</i>

Fuente: Silva M. , (2015, pág. 38). Construction and Analysis of a Lightweight UAV Wing Prototype.

- Osorio, Tamayo, Alvarado, Barragán, & Germán, (2013) en su artículo, “Selección de Materiales para la Estructura de una Aeronave de Ala Rotatoria no tripulada”, producto del avance del proyecto: “Diseño de una aeronave de ala rotatoria como Plataforma Industrial del Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial (GIIA)”, Facultad de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad Pontificia Bolivariana, tiene como objetivo analizar y seleccionar materiales para fabricar la estructura base de un VANT de ala rotatoria tipo Helicóptero. Para esto utiliza una metodología de “escogencia”, apoyándose en el análisis de una matriz de selección o de priorización por atributos, logrando definir a las aleaciones de aluminio y acero, debido a su facilidad de maquinado y obtención en su Mercado Nacional. Así mismo, utiliza una herramienta de soporte Computacional para Selección de Materiales en Procesos de Manufactura Aeronáuticos.

La selección da como resultado el uso de aleaciones de aluminio 2024-T3, 7075-T6, 7050-T7651 y aceros AISI 4340, AISI 4130 y el AISI 1020, teniendo en cuenta los requerimientos de resistencia a la tensión y fatiga, densidad, etc. para cada posición de la aeronave (Tabla 3).

Tabla 3. Materiales seleccionados por sección de aeronave.

<b>Sección</b>	<b>Material</b>
<i>Cola</i>	<i>Aluminio 7075-T6 o 7050-T7651</i>
<i>Fuselaje</i>	<i>Aluminio 7075-T6 y 7050-T7651</i>
<i>Patines</i>	<i>Acero AISI 4340 o Aluminio 7075-T6</i>

Fuente: Elaboración propia.

### **1.1.2. A nivel nacional**

- Tello & Herrera, (2019) en su tesis de titulación “Diseño e Implementación de un Drone de Ala Fija para el Estudio de Índices de Vegetación para la Agricultura de Precisión en el Fundo Altamirano-Ica”, diseña e implementa un VANT de ala fija para el estudio de

índices de vegetación, teniendo en cuenta los sistemas mecánico, electrónico, eléctrico e informático, necesarios para su terminación. Para este efecto, mediante la metodología de “escogencia” el sistema mecánico considera materiales livianos, resistentes a los golpes y fricciones y de fácil manipulación, como la madera balsa, la fibra de carbono, la resina epóxica y la espuma de poliestireno.

El producto de la tesis fue el diseño de un VANT con un peso de 750 g y autonomía de vuelo de 9 minutos para recorrer 20 Ha de terreno. Así también se utiliza el software Mission Planer para planificar el vuelo de la aeronave y realizar captura de imágenes en el fondo, con el fin de controlar la producción mediante la medida del estrés hídrico. Sin embargo, se recomienda el uso de baterías de mayor capacidad y peso lo que obliga a la reducción del resto de componentes o al aumento del tamaño de la aeronave.

- Herrera, (2015) en su tesis para Título “Diseño e implementación del Sistema de Vuelo Autónomo de un Vehículo Aéreo No Tripulado tipo Hexacóptero para el Reconocimiento en Zonas Hostiles azotadas por el Narcoterrorismo en la Amazonía Peruana”, diseña e implementa un VANT con sistema de vuelo autónomo, una estación de control en tierra, un banco de pruebas preliminares y finales en zonas hostiles, utilizando un almacén comercial de fibra de carbono y complementos en planchas de aluminio revestidas con vinilo, madera, etc., seleccionados por el método de escogencia. No obstante, se tiene como limitaciones la carencia de resistencia al agua y baja gama en las cámaras de inspección.

En conclusión, se obtuvo un prototipo resistente a golpes con una batería de duración aceptable y alcance del radio de 1,5 Km. Así mismo, se requieren mejoras en la posición del tren de aterrizaje y una reducción del peso de la aeronave.

Por último, si bien es cierto las empresas nacionales del rubro privado utilizan VANTs de ala fija de fabricación extranjera para tareas de reconocimiento o vigilancia, ya se están empezando a dar emprendimientos de desarrollo peruano, del tipo multirotores, como es el caso de QAIRA (Quality of Air Automation), que ha podido ingresar al rubro minero con Antamina, para supervisar el manejo eficiente de sus equipos.

## **1.2. VANTs para aprovisionamiento logístico. ¿Por qué de ala fija?**

Balasingan, (2017) publica en la revista International Journal of Clinical Practice, Vol 71, “Drones in medicine - The rise the machines”, donde señala que los drones ya no son utilizados exclusivamente por los militares, sino que también se usan para apoyo a la ciencia, seguridad pública, industrias comerciales y también en la industria de la salud. Es decir, drones en medicina que incluyan la provisión en zonas de desastres cuando otros medios de acceso están severamente restringidos; entrega de paquetes de ayuda, medicamentos, vacunas, sangre y otros suministros médicos a áreas remotas (pág. 1).

De la recopilación de información que realiza esta publicación, se indica que las primeras misiones no militares de VANTs ocurrieron después de grandes desastres, realizando

evaluación de daños en las áreas afectadas. Esto debido a su facilidad de uso y su capacidad para evitar los cierres de carreteras y volar sobre terrenos accidentados sin riesgo para las tripulaciones, haciéndolos ideales para tales despliegues. Así mismo, se utilizaron VANTs para entregar pequeños paquetes de ayuda a las comunidades afectadas por grandes desastres, incluido el terremoto de 2010 en Haití, el huracán de 2012 (Superstorm Sandy) que afectó el noreste de Estados Unidos, Canadá y el Caribe, el ciclón de categoría 5 de 2015 (Pam) que azotó las islas de Vanuatu y el terremoto de 2015 (Gorkha) en Nepal. En Papua Nueva Guinea, la organización “Médicos sin Fronteras” utilizó drones para transportar muestras de prueba de tuberculosis ficticia desde una aldea remota a una gran ciudad costera. Esta aplicación de drones fue significativa porque el país tiene una gran carga de TB con una incidencia creciente de TB resistente a múltiples fármacos. En Ruanda, África, se utilizaron drones para transportar productos sanguíneos y medicamentos a hospitales de acceso crítico y regiones remotas (págs. 1-2).

Por otro lado, la compañía MEASURE en la parte “Scenario for Logistics Support” de su publicación “Drones for Disaster Response and Relief Operations”, describe en versión traducida:

Después de ser inundado por lluvias torrenciales durante varios días seguidos, el Río Rojo finalmente vence el sistema de diques construido para proteger la ciudad de Grand Forks, Dakota del Norte. El agua inunda las calles y las casas. La red eléctrica se cae y es imposible salir de la ciudad, excepto en barco. La ciudad declara un estado de emergencia y ordena a las personas que no intenten abandonar sus hogares sin ayuda. Las lluvias continúan durante varios días, manteniendo altas las aguas de inundación. Mientras los gerentes de emergencias esperan que la inundación disminuya para que pueda comenzar el alivio y la reconstrucción a gran escala, los drones brindan una serie de servicios temporales.

Usando sus teléfonos celulares, personas desamparadas ordenan alimentos y suministros de los principales minoristas como WalMart y Home Depot. Los suministros se transportan directamente a la ubicación de la orden sobre las calles inundadas de Grand Forks, asegurando que todos reciban los suministros necesarios rápidamente y que los servicios tradicionales de entrega de ayuda del gobierno no se vean abrumados.

Mientras tanto, los drones Lockheed Martin K-Max (helicóptero no pilotado de elevación pesada) entregan el equipo necesario directamente a los ingenieros que intentan reparar los diques rotos o transportan personas varadas en emergencias médicas desde sus hogares. Los drones evitan que los pilotos tripulados se pongan en peligro innecesariamente en las condiciones de operación de baja visibilidad. Mientras esto ocurre, los drones operados por UPS (Agencia operadora de Drones de EE. UU.) están mapeando el área circundante, determinando cuál será la mejor ruta para que viajen sus vehículos de apoyo logístico una vez que las aguas de inundación comiencen a retroceder.

Después de varios días las lluvias disminuyen y las inundaciones comienzan a disminuir. Las calles se vuelven navegables por vehículos terrestres nuevamente, aunque los drones continúan ayudando a entregar los suministros necesarios. Grand Forks puede recuperarse con bajas limitadas gracias a la línea de vida de los suministros y la ayuda médica brindada por el apoyo de drones (pág. 33).

De la reseña anterior se aprecia, claramente, la necesidad de contar con VANTs de gran embergadura y de elevación pesada para realizar las labores de apoyo a gran escala durante y después de un desastre por lluvias e inundaciones. Sin embargo, no todos los Estados cuentan con aeronaves de este tipo, lo que hace conveniente la existencia de vehículos de menor escala, generalmente de ala fija, que puedan cubrir paliativamente estos requerimientos de ayuda.

Según Oñate de Mora, (2015, pág. 56) las principales ventajas del uso de VANTs de ala fija frente a los multirrotores son las siguientes:

- Son mucho más eficientes que los multirrotores lo que les permite, a igualdad de tamaño, una mayor autonomía.
- Pueden volar a mayor velocidad, lo que combinado con lo anterior le permite cubrir una distancia o un área mucho mayor, lo que les hace más indicados en actividades de cartografía o teledetección.
- Tienen una huella sonora sensiblemente menor, muy conveniente para operaciones de vigilancia.
- Con las limitaciones descritas anteriormente, tienen un mayor rango climático en términos de temperatura, viento y lluvia.

El mismo autor, complementa: “a medida que se desarrollen aplicaciones de ejecución más complejas, cubriendo mayores distancias y desarrolladas a mayor altura sobre el terreno, al igual que ocurre en el caso militar, los sistemas de ala fija aumentarán su peso” (pág. 56).

En la Tabla 4 también se puede observar cómo las aeronaves de ala fija prevalecen, frente al resto de aeronaves, cuando se tienen en cuenta los factores que definen la presente investigación, como son: velocidad de desplazamiento, resistencia al viento, capacidad de carga y techo de vuelo.

### **1.2.1. Tipos de aeronaves de ala fija**

Domínguez & Martínez, (2013) define seis tipos de aeronaves de ala fija, a partir de los cuales se selecciona el más adecuado (págs. 56-57).

**1.2.1.1. Entrenamiento.** Para principiantes y de gran tamaño. Se confeccionan en madera balsa. Con semi-alas sobre la parte superior del fuselaje y para bajas velocidades.

**1.2.1.2. Modelos a escala.** Modelos originales a escala reducida. Utilizados por personal experimentado. Difíciles de confeccionar y volar.

Tabla 4. Características de aeronaves comunes.

<i>Características</i>	<i>Helicópteros</i>	<i>Alas fijas</i>	<i>Dirigibles</i>	<i>Multirotores</i>
<i>Capacidad de vuelo estacionario</i>	3	0	4	3
<i>Velocidad de desplazamiento</i>	3	4	1	2
<i>Maniobrabilidad</i>	3	1	1	4
<i>Autonomía de vuelo</i>	2	3	4	2
<i>Resistencia al viento</i>	2	4	1	2
<i>Estabilidad</i>	1	3	4	2
<i>Capacidad de vuelos verticales</i>	4	1	2	4
<i>Capacidad de carga</i>	3	4	1	2
<i>Capacidad de vuelos interiores</i>	2	1	3	4
<i>Techo de vuelo</i>	2	4	3	1

0= nulo, 1=malo, 2=medio, 3=bueno, 4=muy bueno

Fuente: García, (2017, pág. 25). Estudio sobre Vehículos Aéreos no tripulados y sus Aplicaciones.

**1.2.1.3. Warbirds. Aeronaves militares hechos a escala.** De buena apariencia y vuelo suave. A veces se modifican para mejorar performance.

**1.2.1.4. Acrobáticos. Con semi-alas cortas.** Muy difíciles de manejar por lo que se requiere mucha experiencia. La mayoría con semi-alas colocadas frente al fuselaje.

**1.2.1.5. FlatOuts.** Fabricadas con espuma reforzada y de gran rapidez. De fácil ensamblaje y vuelo. Tiempo de vuelo muy corto por la ausencia de motores grandes. También para uso acrobático.

**1.2.1.6. Planeador.** Alas muy delgadas y muy grandes para planeo y elevación a través de las corrientes térmicas de la atmósfera. Ideal para vuelo de distancias muy largas con muy baja velocidades. No soportan mucho peso y de difícil manejo.

## **1.2.2. Componentes de una plataforma de VANT tipo ala fija**

Rozas, (2018) define a las aeronaves no tripuladas como un sistema técnico compuesto por subsistemas que le otorgan las funcionalidades necesarias para la misión encomendada, entre los cuales se encuentran: el subsistema de soporte o también denominado airframe, el subsistema de trabajo o propulsión, el subsistema de control (electrónica y telemetría), el subsistema de energización y el subsistema de captura/carga (pág. 31).

**1.2.2.1. Subsistema de soporte o Airframe (fuselaje, configuración alar, empenaje de cola y tren de aterrizaje).** Este elemento “define la estructura aerodinámica, grados de libertad y las maniobras que la aeronave puede realizar” (Santana, 2017, pág. 18). Está compuesto por el fuselaje, configuración alar y el empenaje de cola.

**Fuselaje:** Hay tres tipos: reticular o tubular, monocasco y semimonocasco.

De Airplane2050, (2015) se resumen las siguientes definiciones:

El reticular, o también llamado tubular por su forma, puede ser de acero o madera y está constituido por cuadernas o costillas que le dan la rigidez a la estructura, los largueros y las diagonales que unen los dos primeros.

El monocasco también tienen forma de tubo con cuadernas verticales y el propio revestimiento formando parte integral de la estructura. Es por esto, que el revestimiento debe de ser metálico y de espesor resistente.

El semimonocasco es el más utilizado el día de hoy, resultante de la combinación del refuerzo interno reticular, con cuadernas unidas por largueros y larguerillos, y el revestimiento de suficiente ligereza para controlar el exceso de peso.

**Configuración Alar.** De Configuración alar, (2020) se pueden resumir los tipos de acuerdo a la disposición, cantidad y dimensiones de las alas en la aeronave:

- Según el número de alas: monoplano (un ala), multiplano (dos y más alas), en tándem (biplanos con planos uno detrás del otro) y unida o cerrada (ala en anillo rectangular, anular o cilíndrica).
- Según posición del ala: baja, media, alta y en parasol.
- Según el nivel de sustentación: en voladizo, arriostradas por montantes y arriostradas por cables.
- Según su alargamiento: alargamiento bajo, moderado y elevado.
- Según el ángulo de flecha: rectas, en flecha, en flecha invertida, de geometría variable y ala oblicua.
- Según la variación de la cuerda: constante o rectangular, elíptica, cuerda afilada, afilada inversa y afilada compleja y trapezoidal.
- Según el tipo de ala delta: sencilla, con estabilizadores, truncada, ala rota o doble delta y gótica.
- Según los estabilizadores: convencional, canard, tándem, tres superficies y sin estabilizadores.
- Según el ángulo diedro: positivo, negativo y biplano con ala inferior con diedro positivo.

**Empenaje de Cola.** Los tipos más importantes son: cola en T, cola en V y cola en H.

De Redondo, (2016, pág. 39) se tiene:

Cola en T: Cuando el timón de cola y el de dirección se encuentran en la parte superior del estabilizador vertical. Tiene un alto rendimiento aerodinámico, más al entrar en pérdida difícilmente se recupera.

Cola en V: Reemplaza los estabilizadores por dos superficies en V. Es más ligera, pero requiere un mejor método de control.

Cola en H: Con dos estabilizadores verticales para reducir área de contacto y lograr un mejor control a bajas velocidades. Además, brinda redundancia si algún servo se rompe.

*Tren de aterrizaje:* Para soporte y amortiguamiento durante el movimiento y aterrizaje de la aeronave. Puede ser de tipo fijo, retráctil, de triciclo y patín de cola (el más tradicional). El de triciclo es más fácil de aterrizar con sus patas en la parte posterior por estar visibles para maniobrar desde la cabina. El fijo se utiliza para aeronaves pequeñas (Muñoz, Principios básicos. Estructura del avión., 2020).

#### 1.2.2.2. Subsistema de trabajo o propulsión (Planta motriz).

**Motor.** Para el presente estudio los más importantes son los de combustión o explosión y eléctricos. Los de combustión poseen mayor autonomía, sin embargo, incorporan más peso a la aeronave (Redondo, 2016, pág. 44).

Por la posición pueden ubicarse en la nariz de la aeronave como “tracción”, detrás de las alas como “propulsión” o en “tándem” en ambos lados a la vez (Centro Internacional de Adiestramiento de Aviación Civil, págs. 7.1-8).

**Hélice.** Para obtener la fuerza de empuje necesario y lograr la sustentación que requiere la aeronave. Se diferencian por las siguientes características (Redondo, 2016, págs. 45-46):

- Diámetro: Controla la tracción, dando más empuje y aumentando también la potencia, cuánto más grande sea.
- Paso: Indica el avance de la hélice por vuelta. Mayor paso, mayor velocidad y consumo.
- Palas: Pueden ser de dos, tres y cuatro palas. A mayor cantidad de palas menos rendimiento, aunque se aumenta el empuje sin aumentar el tamaño de la hélice.

1.2.2.3. Subsistema de control: electrónica y telemetría. Se refiere a los siguientes elementos:

- La aviónica o electrónica para el vuelo (GPS, cámara, sensores)

- La electrónica de potencia para el control de los actuadores o servomotores que van en las superficies de control
- La telemetría o electrónica de comunicaciones y transmisión de datos.
- El equipo de comunicaciones o control comando remoto.
- Los actuadores que son “Dispositivos inherentemente mecánicos cuya función es proporcionar fuerza para mover o “actuar” otro dispositivo mecánico. La fuerza que provoca el actuador proviene de tres fuentes posibles: Presión neumática, presión hidráulica y fuerza motor eléctrica (motor eléctrico o solenoide)” (Vildósola, 2020, pág. 1).

**1.2.2.4. Subsistema de energización o fuente de poder.** La fuente de poder incluye la batería que alimenta a los actuadores o servomotores, siendo la de Polímero-Litio (LIPO) la más utilizada para vehículos no tripulados.

**1.2.2.5. Subsistema de captura/carga.** Componentes para la toma de imágenes y transporte de carga, esta última representada por la *Carga útil (payload)*. La propuesta considera a la carga útil como la carga que se puede transportar (Rozas, 2018, pág. 42). En la bibliografía también se suele incluir a los servos, baterías, etc.

### 1.2.3. Aerodinámica básica

Para que una aeronave vuele debe tener una superficie que soporte el peso del avión, a la cual se le denomina superficie aerodinámica o superficie de sustentación (Acevo, 2011, pág. 28). Esto infiere de manera tácita, que sobre la aeronave se establecen unas fuerzas aerodinámicas, cuya resultante debe permitir el sostenimiento de la misma.

**1.2.3.1. Perfil aerodinámico.** Anderson, (1989) esboza en la Figura 1 la sección transversal obtenida por la intersección del ala con el plano perpendicular generando lo que se denomina un perfil aerodinámico, cuyos parámetros se muestran en la Figura 2, con cierta terminología básica (pág. 179).

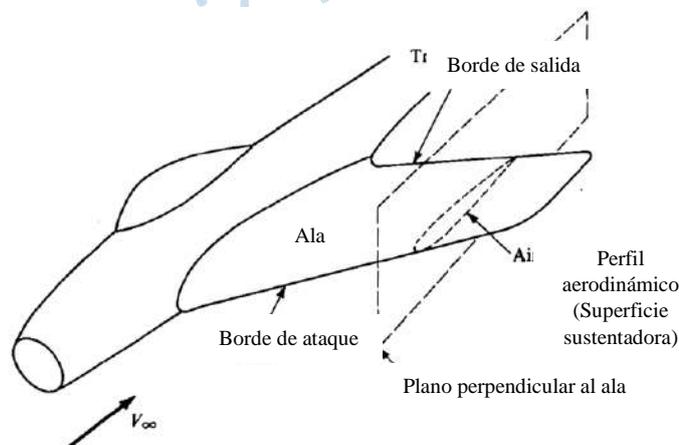


Figura 1. Bosquejo de un ala y superficie de sustentación.  
Fuente: Tomado y adaptado de Anderson, (1989).

Para entender el principio que gobierna el vuelo de una aeronave, Illueca, (2017) precisa que el ala es el componente principal que la sustenta durante el vuelo, dada la diferencia de presiones entre sus caras superior (extradós) e inferior (intradós) al estar inmersas en un flujo de aire a una determinada velocidad.



Figura 2. Líneas de corriente de aire, diferencia de presiones y sustentación.

Fuente: Tomado y adaptado de Illueca, (2017). Estudio de las Fuerzas Aerodinámicas sobre Estructuras de Placas sometidas a Flameo.

Valencia, (2016) explica, respecto a la Figura 3: (1) el “borde de ataque” es la primera parte del perfil que está en contacto con el aire y el “borde de salida” es la última; (2) la línea recta que los une es la “línea de cuerda” y la distancia entre dichos bordes es la “cuerda del perfil” o “ $c$ ”; (3) el “combado” es la máxima distancia entre la “línea media de curvatura” y la “línea de cuerda” medida perpendicularmente a la “línea de cuerda”; (4) el “espesor” controla la sustentación y los momentos característicos del perfil (pág. 14).

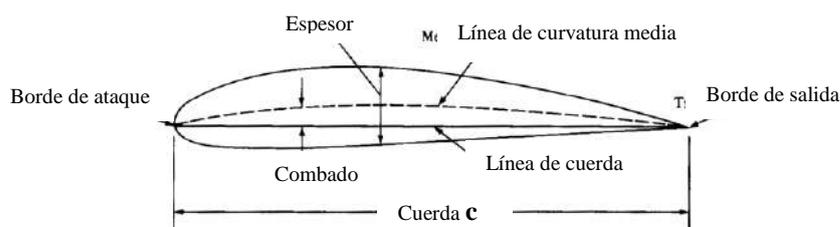


Figura 3. Perfil NACA 4415 mostrando la nomenclatura en un perfil alar.

Fuente: Tomado y adaptado de Anderson, (1989). INTRODUCTION TO FLIGHT.

**Tipos de perfiles aerodinámicos.** Flores, (2006) hace una recopilación histórica de los primeros perfiles aerodinámicos, a mediados de los 30's indicando que estos fueron diseñados y probados empíricamente, obteniéndose resultados bajo el principio de prueba y error dando lugar a las series de perfiles de cuatro y cinco dígitos (pág. 27). Con el transcurrir de los años, antes de la segunda guerra mundial la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics, antecesor de la actual NASA) investigó de manera sistemática, probados experimentalmente a altos números de Reynolds (relación entre fuerzas de inercia y las de viscosidad). Esto sucedió hasta los años 50's después de los cuales aparecieron otros diseñadores de perfiles,

especialmente para flujo laminar. Sin embargo, el sucesor de NACA, la NASA (National Advisory Space Administration), volvió en los 60's con los perfiles denominados supercríticos (serie 8) (pág. 28).

Este autor clasifica los perfiles NACA de acuerdo a un número de dígitos en un determinado orden: perfiles de cuatro cifras, de cinco, de cuatro y cinco, serie 1, serie 6, serie 7 y serie 8.

En los 70's la NASA se empieza a trabajar con perfiles Eppler y el código de análisis, el cual contenía métodos para el trazado del perfil teniendo en cuenta las características de velocidad, para el análisis de flujo potencial sobre los perfiles y uno integral de la capa límite (pág. 30). Dentro de las familias de estos perfiles se encuentran el Eppler 387 y seguidamente, aparecen otros perfiles como el Selig S1223 y el MA409, los cuales se caracterizan por su buen desempeño en aeronaves no tripuladas de bajo número de Reynolds y con sustentación máxima (pág. 36). Estos tres perfiles se encuentran dentro del ranking de selección de los perfiles aerodinámicos de baja velocidad (Low-Speed Airfoil Tests – LSATs) del “Summary of Low-Speed Airfoil Data”, Volumen 5, 2012, documentado por la Universidad de Illinois en Urbana-Champaign (UIUC) (ver Figura 4).

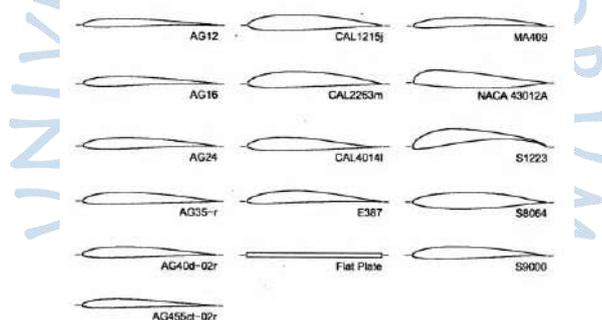


Figura 4. perfiles alares de baja velocidad probados entre 2002 y 2010.

Fuente: Tomado y adaptado de Williamson, y otros, (2012). Summary of Low-Speed Airfoil Data, documentado por la Universidad de Illinois en Urbana-Champaign (UIUC).

**1.2.3.2. Ángulo de ataque  $\alpha$  (AOA).** En el manual de vuelo de Miguel Angel Muñoz Navarro, el ángulo de ataque se define como “el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo”, es decir, el ángulo con que la cuerda del ala se enfrenta al viento relativo o viceversa.” (Muñoz, Manual de vuelo, 2020).



Figura 5. Ángulo de ataque.

Fuente: Tomado y adaptado de Muñoz, Manual de vuelo, (2020).

Finalmente, Muñóz grafica lo que se denomina el ángulo de ataque crítico en función del coeficiente de sustentación  $C_L$ , donde se observa cómo el  $C_L$  aumenta hasta alcanzar el punto de mayor sustentación  $C_{LMAX}$ . a partir del cual decae rápidamente (Muñóz, Manual de vuelo, 2020).

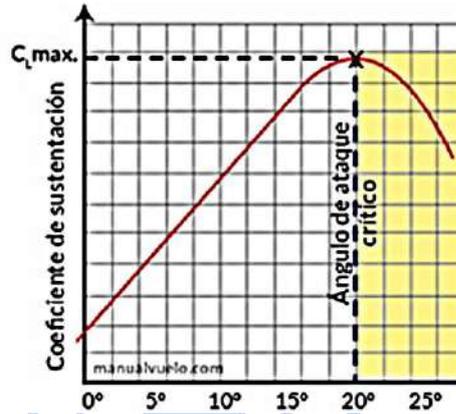


Figura 6. Ángulo de ataque AOA crítico.

Fuente: Tomado y adaptado de Muñóz, Principios básicos. Estructura del avión,(2020).

### 1.2.3.3. Coeficientes de sustentación ( $C_L$ ), arrastre ( $C_D$ ) y momento ( $C_M$ ).

Valencia, (2016) describe que los valores reales de sustentación  $L$ , arrastre  $D$  y momento  $M$  dependen, no sólo del ángulo de ataque  $\alpha$ , sino también de la velocidad y la altitud.

Dado que, en régimen subsónico, tanto el coeficiente de viscosidad como la compresibilidad del flujo son casi despreciables, los valores de  $L$ ,  $D$  y  $M$  y sus coeficientes correspondientes pueden ser:

$$L = q_{\infty} S C_L \quad C_L = L / (q_{\infty} S)$$

$$D = q_{\infty} S C_D \quad C_D = D / (q_{\infty} S)$$

$$M = q_{\infty} S c C_M \quad C_M = M / (q_{\infty} S c)$$

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2$$

Siendo  $q_{\infty}$  la presión dinámica,  $S$  el área de la sección,  $C_L$  el coeficiente de sustentación,  $C_D$  el coeficiente de arrastre,  $c$  la cuerda del perfil,  $C_M$  el coeficiente de momento y  $V_{\infty}$  es la velocidad de flujo (pág. 16).

Finalmente, Anderson, (1989) complementa que, aunque la aerodinámica teórica trata de predecir los valores de  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$ , el aerodinámico práctico utiliza datos experimentales obtenidos sistemáticamente para muchos perfiles en túneles de viento subsónicos de baja velocidad. Algunos resultados de estas mediciones proporcionan datos para  $C_L$  y  $C_M$ ,  $c/4$  versus ángulo de ataque  $\alpha$  AOA, etc (pág. 186).

**1.2.3.4. Ratio sustentación/arrastre (L/D).** De acuerdo al Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge de la U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration (2016), este ratio corresponde a la sustentación generada por un ala o superficie aerodinámica  $L$  con respecto a su resistencia  $D$  y para su determinación se divide el coeficiente de sustentación  $C_L$  entre el de arrastre  $C_D$ . A su vez, es un indicativo de eficiencia aerodinámica, por lo que las aeronaves que presentan valores elevados de  $L/D$  son las más eficientes.

Este documento también describe, a partir de la Figura 7, cómo el coeficiente de la curva de sustentación  $C_L$  (en rojo) alcanza su máximo, para esta sección de ala particular, en el ángulo AOA crítico de  $20^\circ$  y luego disminuye rápidamente. Por su parte, la curva del coeficiente de arrastre  $C_D$  (en naranja) aumenta muy rápidamente desde los  $14^\circ$  de AOA y supera completamente la curva de elevación a  $21^\circ$ . El ratio sustentación/arrastre  $L/D$  (en verde), alcanza su máximo  $L/D_{MÁX}$  a  $6^\circ$  de AOA, lo que significa que, en este ángulo, se obtiene la mayor sustentación para la menor cantidad de arrastre. Hasta este punto hay que tener en cuenta que este máximo se produce en un  $C_L$  y AOA específicos. Si la aeronave se opera en vuelo estable en  $L/D_{MÁX}$ , la resistencia total es mínima y cualquier AOA menor o mayor que dicho  $L/D_{MÁX}$  reduce este último, en consecuencia, aumenta la resistencia total para un avión determinado (pág. 104).

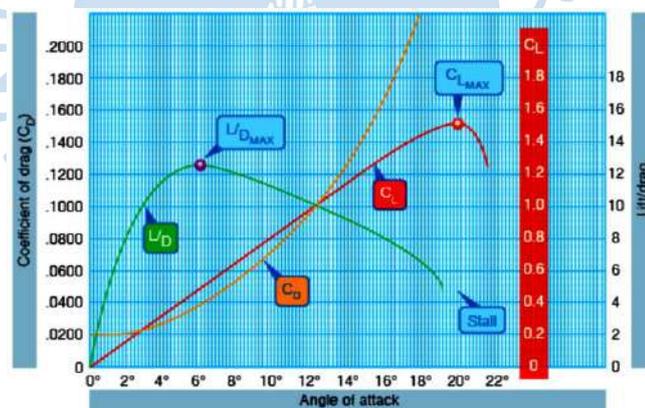


Figura 7. Coeficientes de sustentación, arrastre y ratio.

Fuente: Tomado y adaptado de U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, (2016).

**1.2.3.5. Fuerzas en una aeronave de ala fija.** Acevo, (2011) destaca la existencia de cuatro fuerzas que actúan equilibradamente sobre un avión en vuelo recto sin aceleración, y son: (1) peso, por la masa de la aeronave; (2) sustentación, que es una fuerza proporcional a la velocidad, de igual valor al peso pero de sentido contrario; (3) arrastre o resistencia, resultante del efecto del aire sobre el fuselaje, tren de aterrizaje, alerones, timón y demás elementos de control de vuelo.; (4) tracción creada por la hélice impulsada por el motor para crear velocidad (pág. 30).

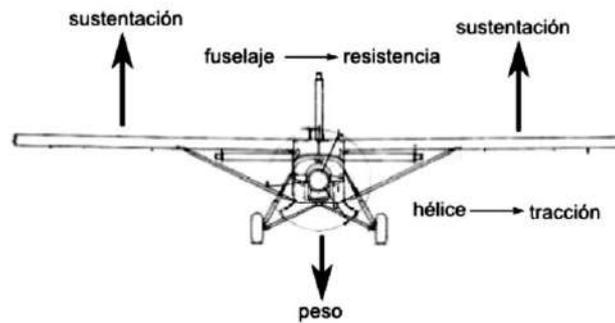


Figura 8. Fuerzas sobre una aeronave.

Fuente: Tomado y adaptado de Acevo, (2011). Sistemas de teledetección activos y pasivos embarcados en sistemas aéreos no tripulados para la monitorización de la tierra.

**1.2.3.6. Ejes de la aeronave y superficies de control.** Alvarez, (2016) describe que, además de requerirse un adecuado perfil del ala para que logre sustentar el fuselaje, también se necesita responder a los movimientos de ascenso, descenso y giros previstos para la aeronave (*cabeceo-pitch*, *alabeo-bank o roll* y *guiñada-yaw*), así como para asegurar la estabilidad de la misma, para lo cual se requieren componentes adicionales. Estos componentes se denominan superficies de control y pueden estar ubicadas sobre las alas (alergones y superficies hipersustentadoras - flaps, slats, etc.) para los ascensos, descensos y giros, o en la cola de la aeronave (estabilizadores horizontales y estabilizador vertical o deriva) para su estabilidad durante el vuelo. No obstante, aunque dichos componentes permiten neutralizar los giros, respecto al centro de gravedad de la aeronave, también añaden un componente de arrastre o resistencia parásita (págs. 16-17).

En la cola y específicamente en el estabilizador vertical o deriva se encuentra el timón de dirección, que es el encargado de controlar la guiñada. Por su parte, en el estabilizador horizontal se encuentra el timón de profundidad, el cual controla y maneja el cabeceo de la nave (Centro Aeronáutico Virtual, s.f.).

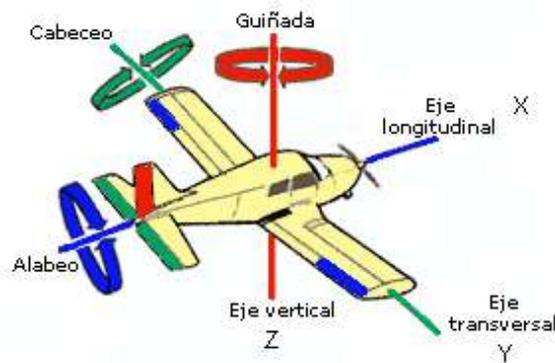


Figura 9. Ejes de giro de la aeronave y neutralización con superficies de control y estabilizadores.

Fuente: Tomado y adaptado <http://tutorialpmdgpacual.blogspot.com/>

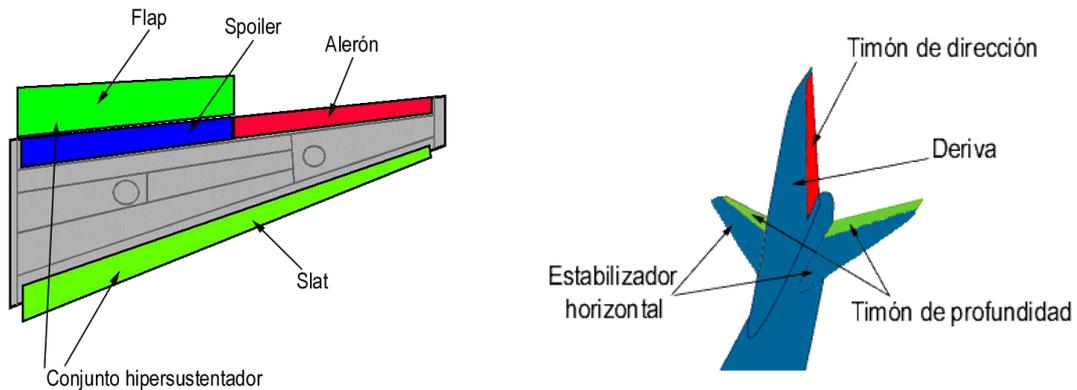


Figura 10. Superficies de control en ala y cola.

Fuente: <http://bsas-vac.tripod.com/Dfc/Vuelo1/Control/empenaje.htm>

**1.2.3.7. Centro de gravedad y centro aerodinámico.** Según Acevo, (2011) en el centro de gravedad se concentra toda la masa de una aeronave y depende del ángulo de ataque  $\alpha$  AOA; mientras que el centro aerodinámico se presenta, generalmente a  $\frac{1}{4}$  de la cuerda del perfil del ala, donde el momento es constante, como ya se mencionó en acápites anteriores (pág. 30).

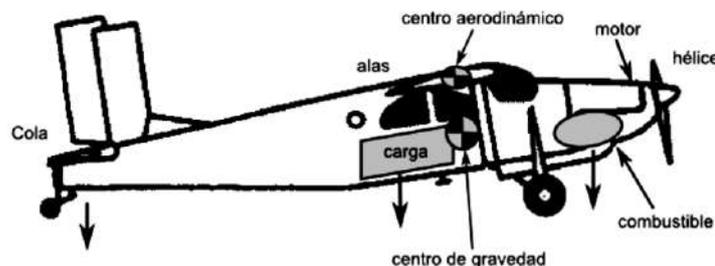


Figura 11. Centros de gravedad y aerodinámico en una aeronave.

Fuente: Tomado y adaptado de Acevo, (2011). Sistemas de teledetección activos y pasivos embarcados en sistemas aéreos no tripulados para la monitorización de la tierra.

Por último, el autor indica que si el centro de gravedad está movido hacia adelante el momento de inclinación hará que la nariz del avión tienda a bajar (tiende a picar); mientras que si está movido hacia atrás el momento lo inclinará hacia atrás (tiende a encabritar). Adicionalmente, si estos desplazamientos son muy pronunciados el vuelo será inestable y podría presentarse un accidente. Es por esto que se debe tener control sobre el peso, las dimensiones y el lugar donde se coloca la carga útil (pág. 31).

**1.2.3.8. Propulsión y velocidad máxima de la aeronave.** A partir de las características de los componentes del sub sistema de trabajo y propulsión, así como de la ecuación empírica de Staples, (2013) (ver Figura 12), se determinan el empuje  $F$  estático

(considerando  $V_0$  igual a 0), el empuje  $F$  dinámico a una velocidad definida y la velocidad máxima de la aeronave (cuando al iterar  $F$  llega a cero y se despeja el valor de  $V_0$ ).

Dynamic Thrust Equation  
 $F$  = thrust (N),  $d$  = prop diam. (in.),  $RPM$  = prop rotations/min.,  $pitch$  = prop pitch (in.),  $V_0$  = propeller forward airspeed (m/s)

Expanded Form:

$$F = 1.225 \frac{\pi(0.0254 \cdot d)^2}{4} \left[ \left( RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right)^2 - \left( RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right) V_0 \right] \left( \frac{d}{3.29546 \cdot pitch} \right)^{1.5}$$

Simplified Form:

$$F = 4.392399 \times 10^{-8} \cdot RPM \frac{d^{3.5}}{\sqrt{pitch}} (4.23333 \times 10^{-4} \cdot RPM \cdot pitch - V_0)$$

Figura 12. Cálculo del empuje dinámico para determinar la velocidad máxima de la aeronave. Fuente: Tomado y recuperado de Staples, (2013). electricrcaircraftguy [artículo de blog].

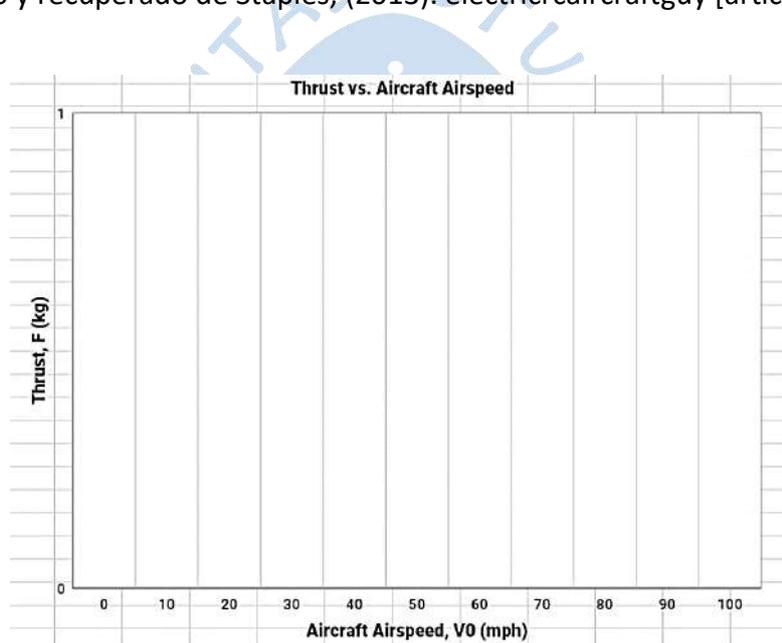


Figura 13. Gráfico para determinar la velocidad máxima de la aeronave.

Fuente: Tomado y adaptado de Staples, (2013). electricrcaircraftguy [artículo de blog].

### 1.3. Túnel de viento.

#### 1.3.1. Tipos y clasificación.

Olivos, (2017) describe que existen dos tipos principales de túneles en dos configuraciones distintas en la sección de prueba. Los tipos principales son de circuito abierto y de circuito cerrado y en cuanto a la configuración de la cámara de prueba pueden ser de sección abierta o de sección cerrada. En el de circuito abierto el aire se toma de la atmósfera por soplado o aspiración, recorre los tramos del túnel (estabilizado, contracción, cámara de prueba, difusor) y sale nuevamente hacia la atmósfera, necesitando poco espacio e instalaciones sencillas. Por su parte, en el de circuito cerrado el aire recircula varias veces por

la cámara de prueba y presenta las siguientes características: (1) disminuye el consumo de potencia del equipo propulsor; (2) disminuye el sonido en los alrededores; (3) mejora en la calidad de la corriente de aire en la cámara de prueba; (4) mejora los parámetros ambientales y técnicas de visualización; (5) Son mucho más costosos (pág. 27) .

Para complementar el apartado, Olivos también clasifica los túneles según el régimen que alcanzan en cuanto a su número de Mach (cociente entre la velocidad del flujo y la velocidad del sonido) (pág. 27):

- Túnel subsónico (Mach < 1)
- Túnel transónico (Mach = 1)
- Túnel supersónico (Mach > 1)
- Túnel hipersónico (Mach > 5)

### **1.3.2. Diseño.**

En base a la idea conceptual del tipo de túnel y a las dimensiones de la sección de pruebas requerida por el proyectista, se hace un resumen del procedimiento de diseño:

- Siguiendo a Bermeo, Sigüencia, & Serpa, (2012) se determina:
  - El tipo de flujo y caudal de aire necesario (págs. 40-43).
  - Las pérdidas totales, presión estática, velocidades de flujo, etc, mediante la aplicación de técnicas adecuadas para cada sección del túnel:
    - Para la sección de pruebas (págs. 45-48).
    - Para la sección de contracción (págs. 51-57), a excepción del cálculo del factor de pérdidas que se realiza según Kisieliev por reducción gradual.
    - Para la sección del difusor (págs. 60-65).
- Siguiendo a (Gonzales, Chiroque, & Urcuhuaranga, 2011) se determina la presión estática total, potencia del eje del motor de extractor y finalmente el extractor comercial aproximado.

### **1.4. Marco normativo**

Según Ramírez J. , (2015) el 7 de diciembre de 1944, las autoridades de numerosos estados firmaron el convenio de Chicago, donde se contemplaban los vehículos aéreos sin piloto y acordaron que ninguna aeronave sin piloto volará sobre el territorio de uno de los estados involucrados a menos que tenga autorización del mismo (pág. 34).

Ramírez precisa que dicho convenio creó la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), la cual desarrolla Normas y Métodos Recomendados de aviación civil, empezando a trabajar en vehículos aéreos no tripulados desde el 2005. En el 2007 el OACI formó el Grupo de Estudio sobre Sistemas Aéreos No Tripulados y al 2014, dicho grupo se

convirtió en el Panel de Sistemas de Aeronaves Pilotadas por Control Remoto (pág. 35). En paralelo, en el 2007 otro grupo de países europeos, formó un foro denominado JARUS (Autoridades Reunidas para la Regulación de Sistemas no Tripulados), que luego, se extendió a Estados no Europeos (Australia, Brasil, Canadá, Colombia, EE.UU., Israel, Rusia y Sudáfrica) (págs. 35-36).

En noviembre de 2015, el Gobierno Peruano a través del Diario “El Peruano”, aprueba, mediante resolución directoral N°501-2015-MTC/12, la Norma Técnica Complementaria “Requisitos para las Operaciones de Sistemas de Aeronaves Pilotadas Distancia”, donde se dictamina que la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), es la autoridad aeronáutica civil que regula, supervisa, controla, fiscaliza y sanciona las que se vinculan al empleo de todas las aeronaves civiles, incluyendo las pilotadas remotamente (pág. 570176).

Este nuevo componente del sistema aeronáutico ha alcanzado un gran desarrollo tecnológico por lo que se aplica a servicios civiles y militares, aunque su integración segura al espacio aéreo denota dificultades en lo referido a los sistemas de certificación para la entrega de licencias, de los equipos que los constituyen y de la operación. A pesar de ello, la operación de estas aeronaves es viable teniendo cuidado en que no se colisione con las aeronaves pilotadas, para lo cual se establecen las siguientes limitaciones (pág. 570179):

No se podrán operar VANTs si:

- La masa máxima de despegue supera los 25 Kg.
- Se vuela: (1) sobre zonas pobladas salvo que autorice la DGAC; (2) en área de concentración de personas; (3) sobre personas no involucradas en la operación; (4) en condiciones nocturnas; (5) durante más de una hora; (6) durante más del 80% de la autonomía; (7) con un piloto no acreditado o autorizado; (8) a menos de 4 Km de un aeródromo; (9) a 30 m de separación horizontal de vías de comunicación, infraestructura de transmisión eléctrica y de telecomunicaciones, cursos de agua navegables y ductos de hidrocarburos; (10) en zonas peligrosas, prohibidas y restringidas según la AIP-PERU (Publicación de Información Aeronáutica del Perú) o en los NOTAM (Información para Aviadores) indicados en la web de CORPAC; (11) en navegación aérea internacional o en alta mar salvo autorización de la DGAC.
- No se cuenta con el manual del fabricante.
- No se cumplen las prescripciones del manual.
- No se ha realizado inspección previa de la aeronave.
- No se presenta plan de vuelo al Control de Tránsito Aéreo (ATC).
- Se vuela por encima de 500 pies (152,4 m) de altura.
- A más de 100 mph (160 Km/hora).

- Se deja caer o se lanzan objetos, material o fluidos salvo autorización de DGAC.

Una indicación importante en la Norma es el registro de la aeronave para lo cual se debe presentar la documentación adecuada y en cuanto a las acreditaciones, la DGAC las resuelve en un plazo máximo de 30 días hábiles, mientras que las de autorización lo hacen en máximo 60 días hábiles a partir del día siguiente de la presentación. Por último, se especifica los lineamientos de uso de los VANTs en zonas urbanas para transporte de carga equipada con paracaídas para zonas de emergencia, para recintos cerrados, etc. (págs. 570178-570179).

Finalmente, en el 2018, también a través del diario “El Peruano” se promulga la ley N° 30740, que regula el Uso y las operaciones de los Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia, la cual tiene en cuenta los lineamientos de la norma anterior y agrega algunas disposiciones complementarias, entre las cuales resalta la referida a beneficios tributarios por el uso de los VANTs desarrollados en proyectos de investigación aprobados por el CONCYTEC (pág. 5).

### **1.5. Software de validación**

Se hace uso de herramientas informáticas desde la fase previa de data del diseño y desarrollo del modelo de VANT a utilizar, hasta la verificación aerodinámica del modelo de aeronave completa con los materiales seleccionados y validados individualmente. Es decir, primero para la selección del perfil alar por unidad de longitud y luego sobre la aeronave completa siguiendo la siguiente secuencia:

- a) Modelado con software CAD.
- b) Análisis por elementos finitos (FEM) de elementos estructurales, sólo para el caso de la aeronave mediante software.
- c) Verificación aerodinámica mediante software con CFD.

Para cumplir con este panorama de exigencias computacionales se utiliza el software SolidWorks y sus herramientas de análisis y simulación, teniendo en cuenta que los apartados a) y c) ya han sido concluidos y sirven de data para la presente investigación.

#### **1.4.1. El software CAD o diseño asistido por computadora.**

Es una herramienta que nos sirve para el modelado mecánico virtual de piezas sustituyendo el dibujo manual (Autodesk, s.f.). En el presente estudio se utilizará el software base de modelado de SolidWorks.

#### **1.4.2. El método FEM o método de elementos finitos.**

Es un método numérico de simulación computacional que utiliza softwares para obtener respuestas a numerosos problemas de ingeniería. Los principios de este método se basan en dividir la pieza en muchos pequeños elementos, de cantidad limitada (de ahí el nombre “elementos finitos”), para analizar estos en forma simultánea y llegar la solución de

un problema complejo. Sin embargo, debido a que el sistema trabaja con agrupamientos limitados el comportamiento físico se resuelve de manera aproximada (Mirlisenna, 2016).

Para esta etapa del análisis se utiliza la herramienta SolidWorks Simulation, el cual parte del modelo CAD definido, retirando luego los elementos no estructurales, sin dejar de considerar el peso de ellos sobre el lugar donde estaban posicionados. En todo momento se trata de tomar una estructura base y sustituir la de otras sub estructuras por fuerzas con el valor de su peso.

#### **1.4.3. La simulación con CFD o dinámica de fluidos computacional.**

Es una herramienta para el análisis aerodinámico que “consiste en el empleo de computadoras y técnicas numéricas para resolver problemas físicos relacionados al movimiento de fluidos, y otros fenómenos” (Olivos, 2017, pág. 22). Si bien es cierto existen softwares aerodinámicos más especializados en la industria aeronáutica, el SolidWorks y su componente de simulación es suficiente para el presente proyecto, dadas las condiciones a la que estará expuesta la nave no tripulada. Además, hay que indicar que para una mejor verificación se prevé el uso de un túnel de viento, construido ad hoc para las condiciones requeridas por el proyecto.

De Olivos, (2017), para llevarla a cabo hay una etapa de **pre proceso** que requiere como data necesaria: el modelo CAD (geometría, rugosidad); propiedades físicas del medio (velocidad, densidad del aire, etc.); delimitación de condiciones iniciales; describir el fenómeno físico que se modela; y generar la malla adecuada. Luego, le sigue el **procesamiento**, que consta del proceso de discretización y la solución interna de las ecuaciones algebraicas. Finalmente, el **post proceso** donde se visualizan los resultados en números, gráficos e inclusive con animaciones del fenómeno simulado. Por último, para obtener los parámetros aerodinámicos, sólo se solicitan los valores de fuerzas en los ejes correspondientes (pág. 23).

En nuestro caso se utilizó la herramienta SolidWorks Flow Simulation, realizándose la evaluación en dos etapas:

- a) Evaluación del perfil alar seleccionado a partir de la determinación del ángulo de ataque que permite los parámetros aerodinámicos de máxima sustentación y mínimo arrastre. Como se puede inferir, es necesario realizar las simulaciones en todos los ángulos de ataque para los perfiles de partida.
- b) Verificación final de los parámetros aerodinámicos del modelo de la aeronave donde se validará todo el conjunto, es decir el ala con el perfil alar elegido y el acabado superficial de toda la aeronave. Este último, validado, previamente, en el túnel de viento.

## 1.6. Desastres naturales

Ferradas, (2012) en la presentación de su informe “Riesgos de desastres y Desarrollo” señala que “LOS DESASTRES NO SON NATURALES, pues no pueden existir si no hay población expuesta; y porque cada vez más las amenazas de ocurrencia de fenómenos destructores son consecuencia o están influidos por la acción del hombre” (pág. 07).

Desde el Estado, la Presidencia del Consejo de Ministros a través de la Plataforma digital única del Estado Peruano gob.pe, publicó en el 2014 el “Plan Nacional de Gestión del Riesgo de Desastres PLANAGERD 2014-2021”, donde se realiza un diagnóstico sobre los peligros y riesgos de desastres naturales en el País (Tabla 5). En este documento electrónico se señala, en referencia al origen de los desastres naturales en el Perú, que estos se generan, mayoritariamente, debido a nuestra ubicación geográfica, al encontrarnos: (1) dentro del “Cinturón de Fuego del Pacífico” lo que da lugar a una sismicidad aproximada del 80% a nivel mundial, es decir que habrá mucha tendencia a que ocurran sismos, tsunamis y erupciones volcánicas; (2) en zona tropical y subtropical de la costa oeste de América del Sur, estando expuestos a variaciones climáticas causantes de desastres como el Fenómeno “El Niño”, precipitaciones torrenciales, inundaciones, sequías, heladas, granizadas, vientos extremos, etc.; (3) con la presencia de la Cordillera de los Andes que divide al País en tres regiones geográficas bien diferenciadas: costa, sierra y selva, lo que supone la existencia de todos los climas posibles del planeta, generándose también otro tipo de desastres por fenómenos geológicos como deslizamientos, derrumbes, etc. (pág. 11).

### 1.6.1. Situación del Sistema Nacional de Gestión de Riesgo de Desastres (SINAGERD)

A partir de la información descrita en el PLANAGERD 2014-2021 (pág. 31), el SINAGERD tiene como función la implementación de la gestión del riesgo de desastres en todos los niveles de gobierno, aunque presenta limitaciones para su consolidación, algunas de ellas debido a eventos previos a su creación y otras inherentes a su propia evolución. Entre ellas, se menciona: (1) la insuficiente capacidad operativa, debido a problemas de adecuación con las normas e instrumentos de la Gestión de Riesgo de Desastres (GRD); (2) la falta de capacidad de sus autoridades, funcionarios y especialistas; (3) lenta incorporación de la GRD en la planificación propuesta; (4) falta de línea base; (5) débil articulación al interior del SINAGERD; (5) escasa articulación de las empresas, las organizaciones de la sociedad civil y la población a nivel local y regional. Sin embargo, también se indica que todo esto se puede superar, fortaleciendo y consolidando el sistema dentro de los principios de gradualidad y subsidiariedad.

En cuanto a los factores que aumentan la vulnerabilidad al riesgo de desastres, este mismo documento señala los siguientes: (1) incumplimiento de normas regulatorias de uso y ocupación del territorio urbano y rural; (2) pobre articulación de los demás sistemas funcionales y administrativos; (3) reducción de la resiliencia de la población debido a la

pobreza; (4) migración no planificada y altamente expuesta a peligros de origen natural o producidos por los humanos (pág. 31).

Por otra parte, también se indica que las instancias, entidades e instrumentos, entre otras: el Consejo Nacional de GRD-CONAGERD; la Presidencia del Consejo de Ministros – PCM; el Centro Nacional de Estimación, Prevención y Reducción del Riesgo de Desastres – CENEPRED; el Instituto Nacional de Defensa Civil - INDECI; el Centro Nacional de Planeamiento Estratégico – CEPLAN; el Ministerio de Economía y Finanzas – MEF; los Grupos de Trabajo para la GRD; las Plataformas de Defensa Civil, las normas legales del GRD; el Programa Presupuestal Reducción de Vulnerabilidad y Atención de Emergencias por Desastres –PREVAED; y las entidades científicas y tecnológicas en GRD; favorecen la implementación del SINAGERD (pág. 31).

Tabla 5. Descripción de los principales tipos de peligros de origen natural en el Perú.

Evento	Lugar ocurrencia	Fecha ocurrencia	Daños	Pérdidas económicas	Observaciones
Terremoto	Ancash	Mayo 1970	67 000 fallecidos, 150 000 heridos y 1 500 000 damnificados	800 000 000 de dólares	Se creó la Defensa Civil en el Perú.
Terremoto	Lima	Octubre 1974	78 fallecidos, 2450 heridos y 112 692 damnificados	82 000 000 de dólares	
Fenómeno "El Niño" (FEN)	Zona norte y Sur del Perú.	1982-1983	512 fallecidos, 1 907 720 damnificados. Economía cayó 12%	3 283 000 dólares	Z. Norte: Lluvias torr. e inund. Z. Sur: Sequías
Terremoto	Nazca	Noviembre 1996	17 fallecidos, 1591 heridos y 170 247 personas damnificadas	107 000 000 de dólares	
Fenómeno "El Niño" (FEN)	Zona norte, centro y Sur del Perú.	1997-1998	366 fallecidos, 1304 heridos y 1 907 720 damnificados.	3 500 000 de dólares	Mega evento
Terremoto	Zona Sur	Junio 2001	83 fallecidos, 2812 heridos. 444 876 personas damnificadas	311 000 000 de dólares	Afectó Arequipa, Moquegua y Tacna.
Heladas y friaje	Poblaciones andinas y de la selva peruana	A partir del 2002	Muchos daños		
Inundaciones	Puno	2004 y 2010			
Inundaciones	San Martín	2006			
Terremoto	Pisco	Agosto 2007	596 fallecidos, 1292 heridos y 655 674 damnificados	200 000 000 de dólares	También afectó Lima y Huancavelica
Inundaciones	Junín	2007			
Inundaciones	Cusco	2010			
Inundaciones	Ucayali	2011			
Inundaciones	Loreto	2012			

Fuente: Elaboración propia.

### **1.6.2. Estimación de la vulnerabilidad de la población**

El documento del PLANAGERD determina la vulnerabilidad de la población teniendo en cuenta, ya sea los fenómenos naturales o la acción del ser humano, incluidos sus medios de vida. De ahí, que las condiciones de riesgo de la población vulnerable se clasifican en medio, alto y muy alto; y, se localiza, principalmente, en las zonas urbanas marginales y alto andinas, donde hay pobreza, extrema pobreza y bajo equilibrio emocional (baja resiliencia). Adicionalmente, son causales indirectas de vulnerabilidad: la falta de un marco legal adecuado para la GRD; insuficiente formación educativa y capacitada para la GRD; acceso limitado a mecanismos de protección pública y financieros; y, la deficiencia del Estado para la gestión de emergencias y/o desastres (pág. 32).

### **1.6.3. El Fenómeno El Niño (FEN)**

En la Tabla 5, “Descripción de los principales tipos de peligros de origen natural en el Perú” del PLANAGERD 2014-2021, se define a este fenómeno:

Fenómeno océano atmosférico caracterizado por el calentamiento de las aguas superficiales del Océano Pacífico ecuatorial, frente a las costas de Ecuador y Perú, con abundante formación de nubes cumuliformes principalmente en la región tropical (Ecuador y Norte del Perú), con intensa precipitación y cambios ecológicos marinos y continentales (pág. 14).

Así mismo, se hace una descripción certera de este fenómeno como se muestra a continuación (pág. 14 y 15):

“El Niño” también llamado ENSO (“El Niño Southern Oscillation”), es un fenómeno climático, erráticamente cíclico, que consiste en un cambio en los patrones de movimiento de las corrientes marinas en la zona intertropical provocando, en consecuencia, una superposición de aguas cálidas procedentes de la zona del hemisferio norte inmediatamente al norte del ecuador sobre las aguas de afloramiento muy frías que caracterizan la corriente de Humboldt; esta situación provoca estragos a escala zonal (en la zona intertropical) debido a las intensas lluvias, afectando principalmente a América del Sur, tanto en las costas atlánticas como en las del Pacífico.

La magnitud de este calentamiento oscila entre aproximadamente 2 °C a 12 °C encima de la temperatura normal y superficial del mar. Durante los años 2002, 2003 y 2004 se registraron Niños débiles con calentamientos del mar, próximos a 2 °C en la costa tropical de América del Sur, y de unos 8 °C durante el período 1982 – 1983, y de 10 °C a 12 °C durante el período 1997 – 1998.

Finalmente, en cuanto a las áreas expuestas a nivel Perú, la Tabla 5 del PLANAGERD 2014-2021, destaca que el FEN afecta las zonas costeras del Norte, Centro y Sur del país de manera diferenciada: (1) Costa norte con inundaciones, huaycos afectando a la población, medios de vida e infraestructura; (2) Costa centro presenta huaycos, deslizamientos, que

afectan la infraestructura y los medios de vida; (3) Costa sur, básicamente con sequía influyendo sobre los medios de vida diferenciada (pág. 14).

#### **1.6.4. Las inundaciones**

Para el caso del Perú, las inundaciones más intensas se asocian a la actuación de los huracanes y el FEN, en la zona norte y centro del país, y se producen por la gran intensidad de las lluvias, las penetraciones del mar, desbordes de ríos y lagos, y, por último, por el colapso de represas. Específicamente, para la zona norte se tienen tres ríos: el río Tumbes en Tumbes y los ríos Chira y Piura en Piura. Las fuentes matrices de los dos primeros (Tumbes y el Chira), están dentro de una zona de regulares y abundantes precipitaciones ecuatoriales (altas precipitaciones pluviales), lo que los hace permanentes ricos en caudal. En cambio, el río Piura se origina en el límite de la zona ecuatorial y una zona conocida como árida o “seca” por las bajas precipitaciones (Ferradas, 2012, págs. 88-89).



## Capítulo 2

### Materiales aeronáuticos y metodologías de selección

#### 2.1. Materiales para la fabricación de aeronaves

Dado que sobre la Ciencia de los Materiales existe gran cantidad de información bibliográfica, el primer bloque de este apartado se basa en el autor Esteban, (2016), en su libro “Materiales y elementos aeronáuticos”, donde precisa la información de aquellos materiales más comunes y aptos para la industria aeronáutica. En esta línea, como corolario de su larga experiencia, define tres grupos principales de materiales para aeronaves: aleaciones férricas (o acero, ya en declive), aleaciones ligeras con otros de poco uso (aluminio, titanio, magnesio, litio, latones, bronce, etc.) y materiales compuestos (fibras con matriz plástica o metálica). En el siguiente bloque, a partir del apartado 2.1.4., se hace un resumen de otros aportes en el rubro de materiales aeronáuticos, para modelos a menor escala donde están incluidos los VANTs, y finalmente, un resumen del uso actual de la impresión 3D en aeronáutica para piezas personalizadas de material polimérico.

##### 2.1.1. Metales

**2.2.1.1. Aceros para aeronaves.** Son tres los grupos de estos tipos de aceros de uso estructural preferente en aeronaves: aceros Maraging o martensíticos, aceros de contenido medio de C ( $\leq 0,5\%$ ) con baja aleación de elementos y los aceros inoxidables.

a) Aceros Maraging.

- Combinan gran tenacidad y alta resistencia mecánica.
- Muy bajo contenido de carbono (0,03 %). Esto es importante para no formar carburos.
- 18 % o más de níquel, que no lo hace resistente a la corrosión, y otro tanto de cobalto.
- Límite elástico llega hasta 2000 MPa (203,8 Kg/mm<sup>2</sup>).
- Se obtienen calentando el material hasta 850 °C y enfriando lentamente.

b) Aceros de contenido medio de C y baja aleación.

- Contenido de C entre 0,25 % y 0,50 % y algunos elementos de aleación (Mo, V, Co, Cr y Ni).

- Se emplean después de tratamiento de temple.
- El acero Aermet llega hasta 1700 MPa (173,3 Kg/mm<sup>2</sup>).
- Para estructuras aeronáuticas es un material versátil, con buena resistencia a la fatiga y aceptable tenacidad, aunque en la actualidad ha perdido sitio para tal uso.
- Se utiliza para trenes de aterrizaje, pero a veces se reemplaza por titanio.
- Aceros inoxidable.
- Bajo contenido de C (entre 0,08 % y 0,25 %). Al menos 15 %Cr y Ni por el orden del 5 %.
- Resistencia mecánica comparada con los Maraging (del orden de los 1700 MPa ó 173,3 Kg/mm<sup>2</sup>).
- Con cromo mínimo 15 % se forma capa superficial contra la corrosión. El níquel aporta tenacidad.
- Se utilizaron para revestimiento de aviones de alto número de mach y algunos mástiles de montaje del motor siguen siendo de acero inoxidable
- Inoxidable más empleados en aeronáutica: 17-4 PH y 15-5PH (endurecidos por precipitación) con carga de rotura del orden de los 1500 MPa (152,9 Kg/mm<sup>2</sup>).

### **2.1.2. Aleaciones ligeras y otros de poco uso.**

A este grupo pertenecen las aleaciones de aluminio, titanio y magnesio por su baja densidad y otros de menor uso como el latón, bronce, cuproaluminios, antifricciones, superaleaciones y refractarios.

**2.1.2.1 . Aleaciones de aluminio.** Las aleaciones aeronáuticas de aluminio se obtienen de la combinación del aluminio con metales como el cobre, manganeso, zinc y magnesio. El bajo peso específico (2,7 g/cm<sup>3</sup>) y alta resistencia mecánica las hacen esenciales para la industria aeronáutica.

El aluminio puro tiene alta resistencia a la corrosión, más no sus aleaciones por lo que deben protegerse del ataque corrosivo. Por ejemplo, el **alclad** se debe recubrir con aluminio puro para su uso.

*Designación y características:* De las series existentes las que se utilizan en aeronáutica son las series 1, 2, 6, 7 y 8 y sus características se presentan en la Tabla 6.

*Efecto de la temperatura de trabajo:* Las aleaciones de aluminio disminuyen su límite elástico y resistencia en un rango de temperaturas entre 100 °C y 150 °C (a 150 °C, tanto el límite elástico, como la resistencia mecánica se puede reducir hasta 20 %). De ahí que, en aviones supersónicos, donde el rozamiento con el aire calienta considerablemente el revestimiento, es peligroso y hasta imposible utilizar, por lo que se han fabricado aleaciones

especiales de aluminio para solucionarlo (*Hiduminium RR58 con Cu, Ti, Ni, Fe, Mg y Si para el Concorde Match 2,2*).

Tabla 6. Características de series de aleaciones de aluminio usadas en aeronáutica.

<i>Serie</i>	<i>Características</i>	<i>Aplicaciones</i>
1xxx 99 % pureza, o más	Aluminio puro normalmente con trazas de impurezas de Fe. Para mejorar resistencia mecánica: Mn, Cu o Zn con menos de 1 %. Resistencia a la corrosión. Carga estructural baja. Excelente conductividad eléctrica	Uso limitado en aviación. Depósitos de productos químicos, tuberías, etc. Recubrimientos y remaches. Barras de distribución del sistema eléctrico y cableado.
2xxx Al-Cu	Grupo del cobre ( <i>Duraluminio</i> ). Admiten tratamiento térmico y endurecen por precipitación formando compuestos endurecedores del Cu y Mg residual. Aleación 2024 es estándar para aeronáutica. Hoy otras aleaciones: 2025 y 2048 con menos impurezas.	Para piezas del avión resistentes (la 2024 para largueros, larguerillos, soportes, revestimientos del ala, mamparos de presión, remaches, etc).
6xxx Al-Mg- Si	Admiten tratamiento térmico. Escaso u obsoleto uso aeronáutico. Poca tenacidad. Salvedad aleación 6061 (Al – 1 % Mg - 0,6 %Si).	Ocasionalmente en costillas del ala, depósitos de combustible y carenados (revestimientos externos).
7xxx Al-Zn	Tratable térmicamente. Las de más alta resistencia a la tracción y buena resistencia a la fatiga. Aleación 7075 también es estándar para aeronáutica.	La 7075 para piezas del avión resistencia entre 450 MPa y 650 MPa (estructuras). Otras para revestimiento de fuselaje
8xxx Al- otros	Uso limitado. Buena densidad (0,53 g/cm <sup>3</sup> ). Módulo elástico alto y excelente resistencia a la fatiga (la 8090 más ligera y 10 % mayor en módulo elástico que 7075 templada). Buen uso criogénico. Son caras. Difícil obtención encima de 3 % Li. Baja tenacidad transversal en secciones rectas. Riesgo de corrosión galvánica con otros materiales de aeronave.	Depósitos externos de combustible de lanzadores de satélites artificiales y naves espaciales.

Fuente: Datos extraídos de Materiales y elementales aeronáuticos. Esteban Oñate, 2016, págs. 13-15.

**2.1.2.2. Aleaciones de titanio.** El titanio es un mineral abundante en la corteza terrestre y desde el punto estructural, sus aleaciones se encuentran en un nivel intermedio entre las de aluminio y el acero. Es ligero, dúctil, resistente a la corrosión a temperaturas moderadas y muy buena relación resistencia mecánica/peso. Baja resistencia a la corrosión a altas temperaturas y en ambientes salinos. Su resistencia a la fatiga puede llegar a ser excelente y su endurecimiento se efectúa por trabajo en frío, solución sólida o refinamiento de grano.

A diferencia de las aleaciones de aluminio y magnesio, con una sola estructura cristalina, el titanio como el hierro es polimorfo, es decir, presenta más de una estructura cristalina a temperatura ambiente.

#### *Aplicabilidad de aleaciones de titanio*

- Tienen precio elevado (ocho veces más que las de aluminio) por lo que sólo se usa cuando ya no queda otra alternativa.

- Mecanizado difícil y para sustituir sólo el acero.
- En zonas del avión a 150 °C sustituir aleación de aluminio por una de titanio.
- No utilizar en ambientes con presencia de cloruro, bromuros y otros del grupo 17.
- Algunas aleaciones como la Ti-5Al-2,5Sn son sensibles a corrosión por esfuerzos en agua destilada.

**2.1.2.3. Aleaciones de magnesio.** Son las más ligeras estructuralmente (1,5 veces menos que las de aluminio y cuatro veces que el acero), con excelente relación resistencia mecánica/peso, y las del rubro aeroespacial se comparan en densidad con las de aluminio (1,8 g/cm<sup>3</sup> contra 2,7 g/cm<sup>3</sup> de las de aluminio). Así mismo, son las aleaciones más fáciles de conformar por lo que son muy atractivas para el rubro aeronáutico (grandes piezas obtenidas por moldeo para cárteres de compresor de motores o cajas de engranajes de aviones).

En general, son aleaciones de poca tenacidad, baja resistencia mecánica y a la fluencia y, además, como en la mayoría de los materiales metálicos, al aumentar la temperatura, reducen su límite elástico (a 200 °C sus capacidades estructurales bajan a la mitad de lo que son al ambiente).

Los tratamientos térmicos de estas aleaciones son los mismos que los de las aleaciones de aluminio.

**2.1.2.4. Otros materiales metálicos.** Los materiales metálicos que se describen a continuación se han considerado al final por su limitado uso en aeronáutica.

*Latones:* Es una aleación de cobre con contenidos de cinc hasta 40 % y pueden ser sometidos a recocidos totales o parciales. Cuando está en solución sólida hasta 36 % de cinc sólo tiene fase alfa y se le denomina latón alfa, con buenas propiedades de resistencia mecánica, ductilidad, resistencia a la corrosión, no obstante, tiene mucha menor conductividad eléctrica que el cobre. Mayor contenido de cinc hasta 40 % da lugar a la aparición de fase beta que es frágil y más dura que la fase alfa, obteniéndose el latón beta. Sin embargo, con el aumento de temperatura aumenta su ductilidad, teniendo buena performance en caliente. Por último, si el cinc supera el 45% se produce latón gamma, de poca trabajabilidad en caliente y en frío.

*Bronces:* Viene a ser cualquier aleación de Cu que tiene elementos de aleación diferentes de cinc y níquel, pero la aleación básica parte de la combinación Cu-Sn. Un porcentaje mayor de 8 % de Sn infiere dureza y fragilidad; y, al llegar al 15 %, alcanza su máxima resistencia. El color rojizo de los bronce se logra con más de 90 % de Cu y se va tornando naranja-amarillo conforme este porcentaje se va reduciendo.

*Cuproaluminios:* Son aleaciones de cobre con 12 % de aluminio como máximo (sino se fragilizan) y los principales son dos: alfa (A18) y de estructura compleja (A18-14). Los primeros son blandos y dúctiles en estado de recocido, endureciendo con el trabajo en frío, pierden

dureza a partir de los 300 °C y se usan para bisutería o en forma de tubos y chapa. Los de estructura compleja se bonifican para adquirir resistencia mecánica, a la corrosión, fatiga y desgaste y se utilizan en bombas de impulsión y otras aplicaciones industriales.

*Cupropomos:* Tienen cobre con 30 % de plomo como máximo y se debe tener cuidado en su fabricación, ya que, en estado líquido, el plomo es inmisible en el cobre, si se quiere obtener una adecuada distribución y tamaño de las partículas de plomo. Se emplean en cojinetes antifricción protegidos con una capa de Sn-Pb para evitar su deterioro corrosivo.

*Cuproníqueles:* Son aleaciones de cobre con níquel entre 5 % y 44 % con una resistencia a la tracción de 40 Kg/mm<sup>2</sup> y muy buena resistencia, tanto a la corrosión como a los ácidos. Una de las principales es la 75Cu-25Ni que se utiliza en la moneda bimetálica de 2 Euros.

*Antifricciones:* Se refieren a las aleaciones de antimonio con otros metales de bajo coeficiente de rozamiento al deslizamiento para la fabricación de cojinetes lisos. La aleación más importante es el Babbitt (7,4Sb, 88,9Sn y 3,7Cu), pero existen las comerciales de acuerdo a la carga, ya sea, alta (con 50 % de Sn y endurecido con Sb y Cu), intermedia (20 % a 50 % de Sn) o ligera (base Pb con cantidades pequeñas de Sn y otros para mantener Pb en solución). Los babbitts de alta calidad como el *babbitt 11*, con resistencia a la compresión de hasta 138 MPa, comparado con los 103 MPa de las aleaciones de alto contenido de plomo, se usa para cojinetes de biela.

*Superaleaciones y materiales refractarios:* Las superaaleaciones de Ni y Co se utilizan para servicio a alta temperatura (turborreactores) y los materiales refractarios sirven para recubrir la zona caliente de los motores de turbina.

### **2.1.3. Materiales compuestos**

Se trata de materiales constituidos por dos o más materiales distintos que unidos forman uno con mejores propiedades estructurales que si actuaran de manera individual. El más común está formado por dos componentes, el material de refuerzo y la matriz. El de refuerzo proporciona la resistencia mecánica y para el rubro aeronáutico lo componen fibras o filamentos. Estas fibras se caracterizan por la relación  $\epsilon = L/D$ , aspecto de la fibra (aspect ratio), donde la longitud L es mucho mayor que su diámetro D y pueden ser continuas o discontinuas.

Cuando se fabrican los materiales compuestos con fibras continuas, se superponen las láminas de fibra y matriz con orientaciones diferentes, hasta obtener la resistencia mecánica deseada. El volumen de estas fibras en las láminas debe estar entre el 60 % y 70 % del total para evitar aglomeraciones.

#### **2.1.3.1. Matrices**

*Matrices de polímeros:* Los polímeros pueden ser termoestables, termoplásticos o elastómeros, siendo notable la diferencia entre los dos primeros, por el tipo enlace de sus

largas cadenas moleculares. Mientras los termoplásticos no tienen enlaces cruzados, los termoestables sí los tienen, y cuando su estructura posee sólo cierta cantidad de enlaces cruzados se estará hablando de los elastómeros. Estos últimos no son utilizados como matrices, sino como implementos de sellado y hermeticidad. En la Tabla 7 se hace un resumen de sus propiedades individuales.

*Matrices metálicas:* Estas se usan en estructuras de aeronaves militares, no tan frecuentemente como las poliméricas, debido a su costo y baja tenacidad (para algunas superficies de control de vuelo de aviones de combate y partes de helicópteros). Además, provienen de metales aleados como las aleaciones de aluminio 2024 y 7075, y la más importante de las aleaciones de titanio, Ti-6Al-4V; que a pesar de tener más peso que las de aluminio mencionadas, resiste mayor temperatura de trabajo.

Generalmente, se utiliza una matriz metálica cuando se requieren elevadas propiedades mecánicas (resistencia a la tracción, a la fluencia, al desgaste y módulo elástico), así como un buen control de la dilatación y conductividad térmicas.

Por el contrario, si se quiere hablar de inconvenientes, cuestan diez veces más que la aleación de aluminio y su módulo de elasticidad es algo más bajo que el del aluminio (por su mezcla con la fibra de vidrio).

*Matrices de cerámica:* Estas se utilizan de manera muy concreta y limitada en las toberas de salida de gases de los motores de aviones de combate, donde la temperatura supera los 1000 °C. Para lo cual se utiliza con frecuencia el carburo de silicio, aunque también destaca por su singularidad el carbono-carbono para las toberas de los cohetes espaciales, discos de freno de fórmula 1, etc.

Tabla 7. Propiedades de los polímeros.

<b>Polímero termoestable</b>	<b>Polímero termoplástico</b>	<b>Polímero elastómero</b>
Los más empleados en la aeronave.	De baja a moderada resistencia mecánica y a la fluencia, pero alta al impacto. Alta tenacidad y reciclables.	No tienen uso estructural en la aeronave.
Tienen buena resistencia mecánica y a la fluencia, pero baja al impacto.	Absorben poca humedad.	Son las gomas naturales y sintéticas. Pueden ser alargados sin deformación permanente.
No tienen punto de fusión porque sus enlaces le impiden fluir.	Por el alto precio es apropiado para aviones militares. No obstante, también se usa en la aviación comercial. Hay del tipo transparente (policarbonatos) para ventanillas y parabrisas del avión.	Son los de mayor resistencia al impacto, pero baja resistencia mecánica. Su reciclaje es complicado.
No son reciclables y tiempo de almacenamiento limitado.	Se emplean para matrices y adhesivos.	Se usan en juntas y sellos neumáticos. Hay elastómeros que se pueden alargar 2 000 veces.
Se emplean para matrices y adhesivos.		A baja temperatura pueden cristalizar y volverse frágiles (no menor de -80 °C).

Fuente: Datos extraídos de Materiales y elementales aeronáuticos. Esteban Oñate, 2016, págs. 30-32.

**2.1.3.2. Fibras.** En principio, las propiedades mecánicas de un material compuesto dependen del volumen y propiedades mecánicas de la fibra, de las propiedades mecánicas de la matriz y de la resistencia de enlace entre fibra y matriz. Así mismo, el ordenamiento de las fibras es importante, en el momento en que se presentan los esfuerzos sobre el material. A continuación, se hace un breve resumen de las características de las fibras más utilizados en aviación.

*Fibras de vidrio:* Fueron las primeras que se utilizaron con matriz de resina epoxi desde los años 30 y las hay de dos tipos: E-glass y S-glass. La primera para cargas ligeras (cúpulas de radar de aviones) y de bajo costo. La S-glass tiene mayor resistencia mecánica y se usa para elementos de mayor resistencia (chalecos antibalas).

En cuanto a sus propiedades físicas tiene un peso específico de  $2,3 \text{ g/cm}^3$ , muy parecido a la del boro ( $2,6 \text{ g/cm}^3$ ) pero mayor que el de la fibra de carbono ( $1,8 \text{ g/cm}^3$ ) y el Kevlar ( $1,45 \text{ g/cm}^3$ ). Esto es importante porque al combinarse con el peso específico de la matriz plástica podría igualar a las aleaciones de aluminio, dependiendo también, de la proporción de fibra en el compuesto.

Desde el punto de vista mecánico, la fibra de vidrio es isotrópica en comparación con la de carbono y su valor es de tres a seis veces menor a la de la fibra de carbono, lo que las hace aplicables sólo para interiores de la cabina, más no estructuralmente (bajo ratio rigidez/peso).

En general, sus ventajas radican en el bajo costo, muy buena resistencia al impacto y muy buena transparencia. Mientras, como desventajas tienen bajo módulo elástico, baja resistencia a la fatiga por su baja conductividad térmica y se degrada por la humedad y alta temperatura.

*Fibra de boro:* Estas fibras son de gran diámetro (120 micras) y aparecieron en los años 60's en EEUU, con propiedades mecánicas apropiadas estructuralmente para el avión, además de que dio origen a la posibilidad de utilizar matrices metálicas, por su alta capacidad de trabajo a alta temperatura (se usan en aviones de combate).

Sus propiedades mecánicas son pobres en compresión (casi el 10 % de la tracción), son caras (12 veces a las de carbono que es su rival técnico), se degrada con la luz ultravioleta y absorbe agua. Es por estas razones que no se suele utilizar en aviación comercial.

*Fibras de carbono:* Son las mejores en la ciencia de los materiales aeronáuticos con matriz polimérica (CFRP, *carbon fiber reinforce polymer*), dada su muy buena resistencia mecánica (tres veces más que las aleaciones de aluminio) y estructural. Las más importantes son: el tipo I, HM, a  $1200 \text{ }^\circ\text{C} - 1500 \text{ }^\circ\text{C}$ , de alto módulo de elasticidad y el tipo II, HS, a  $1800 \text{ }^\circ\text{C} - 2480 \text{ }^\circ\text{C}$ , de alta resistencia mecánica.

Entre sus propiedades mecánicas está su módulo de elasticidad entre 230 GPa y 390 GPa (ésta para el tipo I), su resistencia a la tracción varía entre 3 GPa ( $305,8 \text{ Kg/mm}^2$ ) y 5 GPa

(509,7 Kg/mm<sup>2</sup>) y como su alargamiento hasta romper es bajo, casi coincide con su límite elástico (0,7% en tipo I y 2 % en tipo II). Así mismo, para su taladrado se deben utilizar brocas de carburo de tungsteno para evitar delaminaciones a la salida del agujero.

*Fibras de aramida:* El Kevlar 49 con matriz epoxi es una fibra de aramida que apareció también en los 60's compitiendo con la fibra de carbono. Por ser polímero no es conductor, estando compuesto por muchas moléculas idénticas en forma de anillo (aromático) conectados y formando cadenas (poliamidas).

En cuanto a sus propiedades estructurales se encuentra entre las fibras de vidrio y las de carbono. En este sentido, el Kevlar 49 y 29 poseen excelente tenacidad (para palas de helicóptero), buena resistencia a la tracción, al impacto, a la vibración (para escudos de compresores y turbinas de motores); más pobre resistencia a la compresión (principal desventaja) y casi la mitad del módulo elástico de un acero promedio (200 GPa), es decir, poca maleabilidad.

**2.1.3.3. Construcciones.** En aviación la construcción más utilizada es la de sándwich constituida por dos placas o pieles superior e inferior (de aluminio, fibra de vidrio y de carbono), pegadas con adhesivo a un núcleo central, el cual puede ser un relleno continuo o en forma de espuma. El tipo relleno es continuo de alveolos en forma de panal de abeja, con celdilla de aleación de aluminio 5052 o resina, generalmente de geometría hexagonal (ver Figura 14).

Este tipo de construcción se basa en que las placas soportan los esfuerzos de compresión y tracción durante los flexionamientos producidos en el vuelo, mientras el núcleo no sólo soporta los cortantes, sino también las cargas compresivas perpendiculares sobre él impuestas. El núcleo también aumenta el momento de inercia aportando rigidez de la estructura sin aumentar peso.



Figura 14. Construcción en sándwich.

Fuente: Tomado y adaptado de <http://aluwell-acp.es/7-aluminum-honeycomb-panel.html>

Otro tipo de construcción es la estructura monolítica o laminado monolítico, utilizada para el fuselaje y las grandes superficies aerodinámicas y de control de vuelo. Aquí se incluye el revestimiento y refuerzos perpendiculares entre ellos siendo la forma más pura la que no

necesita agujeros de fijación de refuerzos que se entrecruzan. Aunque, en la actualidad se usan con elementos de refuerzo (larguerillos de titanio y fibra de carbono) fijados con sujetadores y no uniones encoladas.

*Construcción en madera:* Se puede considerar a la madera como un material compuesto natural, observándose a simple vista las fibras, las cuales esforzadas axialmente responden con la máxima resistencia mecánica. Está constituida por tres componentes principales: celulosa (50 %), hemicelulosa (15 % a 20 %) y lignina (que hace la función de la matriz dando rigidez a las fibras de celulosa y para el transporte de agua y nutrientes al árbol). En lo referido a sus propiedades mecánicas se resumen las más importantes:

- a) La densidad, es muy variada de acuerdo tanto a su forma celular como a su contenido de agua, y va desde la más ligera de  $0,1 \text{ g/cm}^3$  (madera balsa) hasta la más pesada de  $0,75 \text{ g/cm}^3$  (la haya).
- b) Módulo elástico depende de la dirección de las fibras, siendo la axial la de mayor valor y cuánto más densidad tenga la madera tendrá menos anisotropía (la madera balsa es anisótropa).
- c) Resistencia a la tracción similar a la de la resina epoxi del orden de los 100 MPa y aumenta a mayor densidad de la madera. Disminuye con la temperatura.
- d) La humedad degrada propiedades mecánicas.
- e) Resistencia a la compresión, más baja que la de tracción por su baja ductilidad y aumenta a mayor densidad de la madera.
- f) Ductilidad baja lo cual provoca fallas al doblar sus paredes durante la compresión.
- g) Tenacidad alta axialmente a la dirección de las fibras.

Tabla 8. Propiedades mecánicas de algunas maderas.

<i>Madera</i>	<i>Densidad (g/cm<sup>3</sup>)</i>	<i>Mód. E, paralelo a fibra (GPa)</i>	<i>Mód. E normal a fibra (GPa)</i>	<i>R. tracción, // a fibra (MPa)</i>	<i>R. compresión, // a fibra (MPa)</i>	<i>Tenacidad, paralela a fibra (MPa. m<sup>1/2</sup>)</i>	<i>Tenacidad normal a fibra (MPa.m<sup>1/2</sup>)</i>
<i>Balsa</i>	<i>0,1-0,3</i>	<i>4</i>	<i>0,2</i>	<i>23</i>	<i>12</i>	<i>0,05</i>	<i>1,2</i>
<i>Caoba</i>	<i>0,53</i>	<i>13,5</i>	<i>0,8</i>	<i>90</i>	<i>46</i>	<i>0,25</i>	<i>6,3</i>
<i>Abeto</i>	<i>0,55</i>	<i>16,4</i>	<i>1,1</i>	<i>70</i>	<i>42</i>	<i>0,34</i>	<i>6,2</i>
<i>Pino</i>	<i>0,55</i>	<i>16,3</i>	<i>0,8</i>	<i>89</i>	<i>47</i>	<i>0,35</i>	<i>6,1</i>
<i>Abedul</i>	<i>0,62</i>	<i>16,3</i>	<i>0,9</i>	<i>--</i>	<i>--</i>	<i>0,56</i>	<i>--</i>
<i>Fresno</i>	<i>0,67</i>	<i>15,8</i>	<i>1,1</i>	<i>116</i>	<i>53</i>	<i>0,61</i>	<i>9,0</i>
<i>Roble</i>	<i>0,69</i>	<i>16,6</i>	<i>1,0</i>	<i>97</i>	<i>52</i>	<i>0,51</i>	<i>4,0</i>
<i>Haya</i>	<i>0,75</i>	<i>16,7</i>	<i>1,5</i>	<i>--</i>	<i>--</i>	<i>0,95</i>	<i>8,9</i>

Fuente: Antonio Esteban Oñate. 2016, p. 57. Materiales y elementos aeronáuticos.

El *Contrachapado* o *plywood* es usado, típicamente, en aeronáutica y está compuesto por láminas de madera del orden de 0,5 mm a 1 mm de espesor, unidas mediante adhesivos de formaldehído, con las fibras colocadas perpendicularmente unas sobre otras. Esta configuración disminuye la anisotropía mejorando sus propiedades mecánicas en todas las direcciones.

Se utiliza madera con chapas encoladas, normalmente de roble y abedul, reforzada en el borde de ataque con metal de bronce o latón, pero sólo para la construcción de hélices de aviones ligeros, ya que su relación carga de rotura/peso es bajo y por ende su propulsión es pequeña.

#### **2.1.4. Otros aportes en materiales para VANTs**

**2.1.4.1. Fundiciones de aluminio.** Si bien es cierto no son mencionadas en el acápite 2.1.2.1, por su poco uso, cabe mencionarlas dada la necesidad de conformar piezas irregulares y hechas a medida para un equipo o pieza de vehículo. Algunas de estas aleaciones no son tratables térmicamente, utilizándose tal cual se conforman o con alguna modificación por efecto de la precipitación (ASM Internacional, 1992, pág. 22).

De Puerres & Toledo, (2008, págs. 11-13), se extraen las aleaciones de fundición de aluminio y sus aplicaciones típicas (Tabla 9).

#### **2.1.4.2. Otros polímeros**

De acuerdo a Lennon, para la construcción básica de VANTs o aviones de radiocontrol de pequeño tamaño, se prioriza el uso de cinco materiales: EPP, EPO, Fibra de vidrio, Madera Balsa y Fibra de Carbono (como se citó en Redondo, 2016, págs. 40-41). Los dos primeros no se mencionan en el bloque anterior, por lo que se hace una breve reseña de ellos.

*EPP (Polipropileno expandido):* Es un polímero plástico en forma de espuma muy versátil de perlas (los gránulos tienen forma de perlas) que, entre sus propiedades más importantes se incluyen una elevada absorción de energía, resistencia a impactos múltiples, aislamiento térmico, flotabilidad, resistencia al agua y resistencia química, elevado ratio fuerza/peso y 100 % reciclable (Todo en Polímeros, 2018, párrafo uno).

*EPO (Poliolefina expandida):* Espuma plástica moldeada creada mediante la ingeniería de la poliolefina en perlas y luego moldearlas con calor en diferentes formas. Es muy duradero y resistente al daño. Tiene la capacidad de regresar casi a su forma normal. Debido a la estructura polimérica tiene acabado aceitoso en su revestimiento exterior (Hammerseth, 2013).

En Almodovar, (2016) se proponen materiales de bajo peso por componente para un prototipo de ala fija gobernado por energía solar, de los cuales aún no se tiene una descripción de la Espuma de Poliestireno extruido y de la película de recubrimiento termocontraíble.

Tabla 9. Fundiciones de aluminio típicas y sus aplicaciones.

<b>Aleac.</b>	<b>Aplicación</b>	<b>Aleac.</b>	<b>Aplicación</b>	<b>Aleac.</b>	<b>Aplicación</b>
<b>100.0</b>	<i>Rotores eléctricos de más de 152 mm de diámetro.</i>	<b>354.0</b>	<i>Piezas de óptima resistencia para la industria aeroespacial.</i>	<b>413.0</b>	<i>Aplicac. Architect., ornament. y marinas; productos lácteos.</i>
<b>201.0</b>	<i>Tapas de cilindros y pistones; cajas para engranajes, bombas y equipo aeroespacial.</i>	<b>355.0</b>	<i>De arena: pistones, prensas, camisas, cárteres. Permanente: impulsores, accesorios de aviación, engranajes, carcasas de motores de reacción.</i>	<b>A413.0</b>	<i>Pistones de motor fuera de borda, equipo dental, cubiertas para alumbrado público.</i>
<b>208.0</b>	<i>Piezas para usos generales, cuerpos de válvula.</i>	<b>356.0</b>	<i>De arena: volantes, cajas de transmisión, colectores, cuerpos de bomba. Permanente: máquinas, ruedas y piezas de avión, barandillas.</i>	<b>443.0</b>	<i>Accesorios de cocina, tubería y marinas, cilindros neumáticos, cuerpos de carburador.</i>
<b>222.0</b>	<i>Bujes, piezas de medidores, cojinetes, pistones, tapas de cilindros.</i>	<b>A356.0</b>	<i>Piezas de gran resistencia mecánica, piezas de máquinas, piezas de chasis de camión.</i>	<b>514.0</b>	<i>Accesorios químicos y alcantarillado, productos lácteos, cilindros.</i>
<b>238.0</b>	<i>Soleras de base para planchas eléctricas manuales.</i>	<b>357.0</b>	<i>Aplicaciones de gran resistencia a la corrosión y estanqueidad.</i>	<b>A514.0</b>	<i>Permanente: accesorios arquitectónicos y herrería ornamental.</i>
<b>242.0</b>	<i>Pistones, tapas de cilindros, carcasas para generador de aviación.</i>	<b>359.0</b>	<i>Piezas de gran resistencia mecánica para la industria aeroespacial.</i>	<b>518.0</b>	<i>Piezas arquitectónicas, ornamentales, marinas y de aviación.</i>
<b>A242.0</b>	<i>Idem 242.0.</i>	<b>360.0</b>	<i>Piezas de motor fuera de borda, cajas para instrumentos, placas de cubierta, piezas marinas y de aviación.</i>	<b>520.0</b>	<i>Accesorios para aviones, bastidores de ferrocarril y para vehículos.</i>
<b>B295.0</b>	<i>Cajas para engranajes, piezas de aviación, bielas, bastidores de ferrocarril.</i>	<b>A360.0</b>	<i>Cubiertas, cajas para instrumentos, sistemas de irrigación, piezas de motor fuera de borda, bisagras.</i>	<b>535.0</b>	<i>Piezas de instrumentos y otras aplicaciones de gran estabilidad dimensional.</i>
<b>308.0</b>	<i>Piezas fundidas en molde permanente, ornamentos y reflectores.</i>	<b>380.0</b>	<i>Cubiertas para podadoras de césped y transmisores de radio, piezas de frenos de aire, cajas de engranajes.</i>	<b>A712.0</b>	<i>Piezas para usos generales soldables.</i>
<b>319.0</b>	<i>Cárteres, tanques de gasolina y aceite, colectores de aceite, piezas de motor.</i>	<b>A380.0</b>	<i>Piezas de gran resistencia mecánica a alta temperatura.</i>	<b>713.0</b>	<i>Piezas de autos y tráiler, bombas, equipo de explotación minera.</i>
<b>332.0</b>	<i>Pistones de automóvil y servicio pesado, poleas, garruchas.</i>	<b>384.0</b>	<i>Pistones y otras aplicaciones de servicio severo, transmisiones automáticas.</i>	<b>850.0</b>	<i>Bujes y chumaceras de ferrocarril.</i>
<b>333.0</b>	<i>Medidores y reguladores de gas, engranes, pistones.</i>	<b>390.0</b>	<i>Pistones, bloques, múltiples y tapas de cilindros de motores.</i>	<b>A850.0</b>	<i>Cojinetes de laminadoras y aplicaciones similares.</i>

Fuente: Datos extraídos de "Construcción de un molde de acero por mecanizado para fundición de poleas en aleaciones de aluminio", Puerres & Toledo, 2008, págs. 11-13.

*Espuma de XPS (Poliestireno Extruido):* Se obtiene a partir de la extrusión de una mezcla fluida de poliestireno y un gas permanente. Es aislante térmico (conductividad desde 0,029

W/mK hasta 0,036 W/mK), muy baja absorción de agua y resistencia mecánica entre 200 KPa y 700 KPa (Poliestireno Extruido, 1995).

*Película de recubrimiento termocontraible:* Laminado adhesivo activado por calor con un punto de fusión de 210° F – 250° F. Es translúcido y se vuelve casi transparente una vez aplicado, la rigidez también aumenta considerablemente una vez que se activa el pegamento. La aplicación es con una pistola de hierro o calor. Se puede aplicar directamente a espuma u otras superficies agregando considerable soporte, rigidez y un acabado liso / elegante, todo en uno (Laminate film covering for RC wings info, AKA "New Stuff", "NS", "Lam Film", 2010).

En adición a estos materiales poliméricos ya es conocida la incorporación de otros plásticos, utilizados para manufactura aditiva o impresión 3D de piezas aeronáuticas de VANTs.

En Sánchez, (2020) se presenta una guía de los materiales poliméricos utilizados en la impresión 3D, cuyo proceso más popular es el FDM (*Fused Deposition Modeling*) o de extrusión de filamentos fundidos. No obstante, existen otros procesos de mayor precisión y calidad como el SLS (fusión de polvos de plástico) y el SLA (solidificación de resinas de plástico) para piezas industriales y de uso final (Sánchez, 2020, párrafos dos y tres).

En la Tabla 10 se describen las características básicas de los polímeros o plásticos para impresión 3D: Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS), Ácido Poliláctico (PLA), Acrilonitrilo estireno acrilato (ASA), Tereftalato de Polietileno (PET), Poliéster Glicolizado (PETG), Policarbonato (PC), Polímeros de alto rendimiento (PEEK, PEKK, ULTEM), Polipropileno (PP), Poliamida (Nylon), Composites, Materiales híbridos, Alúmina, Materiales solubles, Materiales flexibles y Resinas (basada en fotopolimerización) (Sánchez, 2020, párrafos cuatro y siguientes).

## **2.2. Metodologías de selección de materiales**

De acuerdo a Mangonon, los métodos de selección de materiales se aplican desde la etapa conceptual, para poder identificar una categoría o categorías, lo más amplias posibles de los materiales a utilizar para el diseño de una aeronave (como se citó en Gonzáles & Mesa, 2004, pág. 175).

Como indica Gonzáles & Mesa, (2004), los métodos para seleccionar materiales deben tener en cuenta, una serie de criterios entre físicos, mecánicos, térmicos, eléctricos y de manufactura que definen su performance, los cuales se registran en la Tabla 11. Sin embargo, quien diseña determina qué propiedades son las más relevantes para la selección que se desea realizar. En esta línea se hace una breve descripción de tres de los métodos usados, los cuales se muestran a continuación: (págs. 176-177).

Tabla 10. Polímeros para impresión 3D.

<b>POLÍMERO</b>	<b>CARACTERÍSTICAS</b>	<b>PROPIEDADES</b>
ABS	Termoplástico. El más utilizado para impresión 3D. Filamentos, polvos y resina. Necesita cámaras cerradas	<b>SI:</b> Flexible y resistente a golpes. Reutilizable y soldable con procesos químicos. <b>NO:</b> No biodegradable, se contrae con aire.
PLA	Se fabrica con materias primas renovables (almidón de maíz)	<b>SI:</b> Consistente, fácil de usar y variedad de colores. Biodegradable. Fácil impresión. No se contrae con el aire. Temp. de impresión más baja que ABS. <b>NO:</b> Se reduce al imprimirse. Más difícil de manipular. Posible daño por agua
ASA	Necesita cámara cerrada.	<b>SI:</b> Similar al ABS, pero mayor resistencia UV. <b>NO:</b> Peligro de emisión de estireno.
PET	Filamento translúcido. Para botellas descartables	<b>SI:</b> Ideal para alimentos. Bastante rígido. Buena resistencia química. No libera olores al imprimir. 100 % reciclable.
PETG	Termoplástico muy utilizado para impresión 3D. Amorfo. Misma composición que PET. Glicol reduce su fragilidad.	<b>SI:</b> Fácil de usar (como PLA). Resistente (como ABS). 100 % reciclable.
PC	Almacenamiento en contenedores herméticos. Para piezas ópticas, pantallas protectoras u objetos decorativos.	<b>SI:</b> Alta resistencia mecánica. Buena resistencia térmica. Sólido y transparente. Mucha menor densidad que vidrio. <b>NO:</b> Absorbe humedad del aire.
PEEK, PEKK, ULTEM	Se requiere temperatura de extrusión muy alta (350 °C) y cámara cerrada. Uso aeroespacial, automotriz y médico. Presentación en filamentos y polvos.	<b>SI:</b> Propiedades similares a metales. Muy elevada resistencia mecánica y térmica pero mucho más ligeros. <b>NO:</b> No se pueden imprimir en todas las máquinas FDM.
PP	Termoplástico muy utilizado en industria automotriz, textil profesional y cientos de objetos cotidianos.	<b>SI:</b> Resistencia a la abrasión y absorción de golpes. Relativa rigidez y flexibilidad. <b>NO:</b> Baja resistencia a bajas temperaturas. Sensibilidad a rayos UV.
NYLON	Filamentos, polvo fino blanco granular. Engranajes, piezas aeroespaciales, automotrices, robótica, prótesis médicas y moldes de inyección.	<b>SI:</b> Biocompatibilidad con alimentos excepto con alcohol. Buena estabilidad, rigidez, flexibilidad y resistencia a golpes.
COMPOSITES	Piezas ligeras pero fuertes. Fibras refuerzo embebidos en termoplásticos (nylon, ABS o PLA). Fibra de carbono la principal. Otras como la de vidrio y el Kevlar.	<b>SI:</b> Alta resistencia y poco peso por las fibras. Alta rigidez
MAT. HÍBRIDOS	PLA con polvos (70 %-30 %). Fibras de madera. Polvos metálicos (Cu, bronce, Ag).	<b>SI:</b> Mejor color y acabado
ALÚMINA	Poliamidas y polvo de aluminio. Superficie grande, ligeramente porosa, arenoso y granulado. Modelos complejos similar al Al.	<b>SI:</b> Gran resistencia y buena resistencia térmica. Alta rigidez. <b>NO:</b> Requiere post-procesamiento (molienda, lijado, recubrimiento o fresado).
MAT. SOLUBLES	Se disuelve a futuro. Poliestireno de alto impacto (HIPS) soluble en limoneno y el Acetato de Polivinilo (PVA) soluble en agua.	
MAT. FLEXIBLES	Similares al PLA, pero hechos de TPE o TPU. Piezas de la moda.	<b>SI:</b> Objetos deformables. Flexibles como el PLA.
RESINAS	Utilizan fuentes de luz para solidificación. Alto nivel de detalle en piezas. Para Odontología, Ingeniería, Joyería.	<b>SI:</b> Alto nivel de detalle en piezas. Buen acabado superficial como el ABS. Biodegradables. Flexibles. <b>NO:</b> Moderadas propiedades mecánicas

Fuente: Datos extraídos de documento web “Guía completa: plásticos en la impresión 3D”. Sánchez, 2020.

- a) Método tradicional o de “escogencia”. Mediante esta metodología el diseñador escoge el material más adecuado, de acuerdo a su experiencia, pues conoce otras aplicaciones de igual funcionamiento con buenos resultados. Este método es aceptable porque el especialista se siente seguro con el material seleccionado que ya ha sido ensayado, conoce sus características y está disponible en el mercado. No obstante, se pueden tener problemas si no se tiene en cuenta el ambiente real de servicio del componente (pág. 177).

Según Kern, a este método también se le denomina “materiales de ingeniería de partes similares” (como se citó en Osorio, Tamayo, Alvarado, Barragán, & Germán, 2013, pág. 44) y, para complementar su aplicación, se pueden utilizar otras herramientas de planificación como el Diagrama de Árbol y el análisis con Matriz de Priorización según los criterios de la tabla 11, más apropiados para el prototipo de la aeronave.

- b) Método gráfico. Aquí se utilizan gráficas o mapas de materiales que relacionan pares de propiedades de dichos materiales en sus ejes cartesianos, para aproximar el material más adecuado por familias. Para esto se deben tener en cuenta las propiedades más importantes que debe cumplir el componente en evaluación (por ejemplo, la relación módulo de elasticidad vs densidad, como se muestra en la Figura 15). Esto quiere decir que, en una misma familia pueden existir materiales con diferentes propiedades, dando lugar a un campo o zona en los mapas. Seguidamente, se hace una preselección y posteriormente una selección, considerando otros parámetros como costos, disponibilidad, durabilidad, efecto ambiental, etc. (pág. 177).

Tabla 11. Propiedades de los materiales que se utilizan para la selección.

<b>Propiedades insensibles a la microestructura</b>	<b>Propiedades sensibles a la microestructura</b>
Densidad, $\rho$	Resistencia, $\sigma$ (a la fluencia, a la tracción, última, etc.)
Módulo de elasticidad, $E$	Ductilidad
Conductividad térmica, $\lambda$	Tenacidad a la fractura, $K_{Ic}$
Coefficiente de expansión térmica lineal, $\alpha$	Fatiga y propiedades cíclicas, fatiga por corrosión
Punto de fusión, $T_f$	Termofluencia
Temperatura de transición vítrea, $T_v$ para polímeros	Impacto
Corrosión uniforme, mm/año	Dureza
Costo por unidad de masa	
<b>Otras propiedades</b>	
Facilidad de colado	
Facilidad para tratar térmicamente	
Conformabilidad	
Maquinabilidad	
Soldabilidad	

Fuente: La importancia del método en la selección de materiales. Gonzáles, H., & Mesa, D. Mayo de 2004. *Scientia Et Technica*, X(24), pág. 176.

Una mención importante de Osorio J. , (2017) sobre este método de selección es su mejor adecuación a diseños o proyectos innovadores, sobre los cuales no hay muchos usos o bibliografía en la que se pueda basar el diseñador, por ejemplo una innovación de cuchara de turbina Pelton (pág. 40).

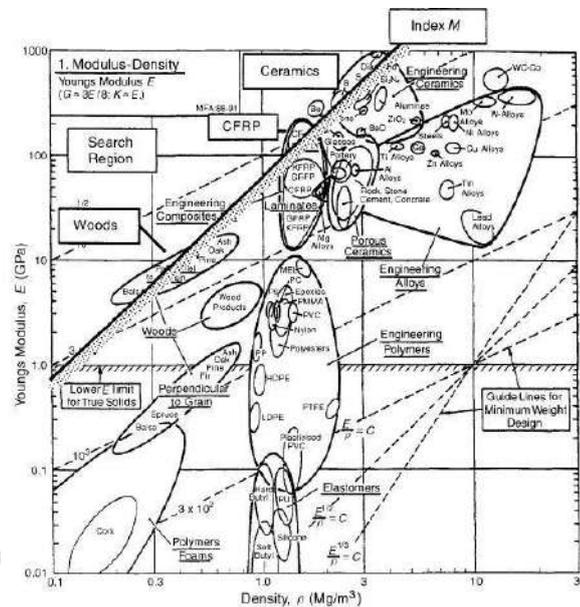


Figura 15. Mapa a escala logarítmica módulo de elasticidad vs. densidad, para varias familias de materiales.

Fuente: Tomado y adaptado de <https://biomechanicaldesign.wordpress.com/2016/05/page/3/>

- c) Método con ayuda de base de datos. El método se apoya en textos bibliográficos, pero principalmente en Internet, donde existen bases de datos de uso libre o distribuidos por proveedores de materiales. Estos se dividen en: numéricas y literarias o de referencias bibliográficas, entre las que se encuentran los bancos de datos de la ASTM, la SAE, la ASM, la AISI, la NASA, etc., y una de las más importantes, que además es pública, es la página web [www.matweb.com](http://www.matweb.com). Para la selección se utiliza un programa que parte del valor aproximado de las propiedades que debe tener el componente, obteniéndose una lista de los materiales que pueden servir (págs. 177-178).

### 2.2.1. Herramientas para selección y toma de decisiones

Camisón, Cruz, & González, (2006) incluye estas herramientas dentro de un grupo de siete (07) que aparecieron en los años 70, tras el trabajo de un comité japonés denominado JUSE (Japanese Union of Scientist and Engineers), con el fin de resolver problemas mediante una adecuada planificación y gestión. Con el tiempo, estas técnicas resultaron ser aplicables en todos los sectores industriales (pág. 1260).

En la línea que sugiere esta investigación hay dos de ellas que ya se utilizan en algunas publicaciones y trabajos de investigación sobre selección de materiales: *el diagrama de árbol*

y las *matrices de priorización*, por lo que a continuación se hace un breve resumen de la descripción que el autor realiza sobre estas herramientas:

**2.2.1.1. Diagrama de árbol (DAR).** Utilizado para visualizar las posibles soluciones del problema en tres dimensiones posibles: como herramienta causa-efecto (“por qué”), como herramienta de planificación de tareas (“cómo”) y como herramienta de estructuración (“qué”) (pág. 1268).

Se construye mediante los siguientes pasos (pág. 1269)

- Definir la cuestión, problema u objetivo a tratar.
- Generar todas las actividades, partes o causas relacionadas con el tema a tratar.
- Valorar todas las ideas y representar gráficamente.

En la Figura 16 se aprecia un ejemplo de aplicación donde una empresa de construcción de viviendas ha bajado sus ventas y realiza una encuesta, resultando de mayor importancia la reducción del costo de las viviendas, pero también consideran la importancia de otros aspectos como la zona donde se ubica, servicios, así como el tipo y calidad de los materiales de construcción. Para esto se construye un DAR donde se permite apreciar de manera gráfica el objetivo de disminuir el precio de las viviendas teniendo en cuenta cinco factores de importancia, valorados según los resultados las encuestas. En resumen, el DAR sirve para representar gráficamente las actividades a seguir o los factores de importancia a tener en cuenta para lograr el objetivo trazado.

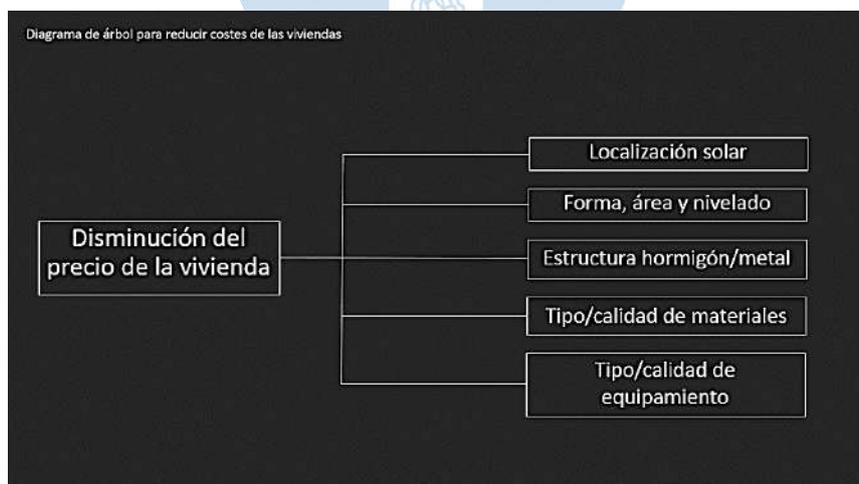


Figura 16. Ejemplo de aplicación de un DAR para reducir costos de las viviendas.

Fuente: Tomado y adaptado de <https://gabrielcontrerastzintzun.weebly.com/matrices-de-la-priorizacioacuten.html>

**2.2.1.2. Matrices de priorización.** “Son herramientas que sirven para priorizar actividades, temas, características de productos o servicios, etc. a partir de criterios de

ponderación conocidos” (pág. 1270). Se utiliza para tomar una decisión a partir de varias alternativas de selección, desacuerdos en importancia de criterios, opciones muy relacionadas entre sí y cuando los recursos son escasos (pág. 1271).

Existen dos métodos (pág. 1271):

- El Método de criterio analítico completo, según el siguiente procedimiento: (a) se define el objetivo; (b) se hace un listado de criterios para las opciones; (c) se analiza la importancia de cada criterio en comparación con los demás; (d) se comparan todas las opciones con los criterios; (e) se compara cada opción a partir de la combinación de todos los criterios.

(a) Se sigue el ejemplo de la empresa constructora donde el objetivo es disminuir el precio de las viviendas.

(b) De la discusión del equipo resultan tres criterios a evaluar:

- Criterio 1: Mejorar la satisfacción del cliente.
- Criterio 2: Menor coste de implantación.
- Criterio 3: Rapidez en la implantación.

(c) Para determinar la importancia mediante un proceso de comparación se construye una matriz de doble entrada con los criterios en las filas y columnas, tal como se muestra en la Tabla 12.

Tabla 12. Matriz en “L” o de doble entrada por método de criterio analítico completo.

	Mejora en la satisfacción del cliente	Menor coste de implantación	Rapidez en la implantación	Total fila (% Total Global)
Mejora en la satisfacción del cliente				
Menor coste de implantación				
Rapidez en la implantación				
Total columna				

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas

Se realiza el registro numérico en la matriz en base a la comparación de los criterios establecidos utilizando la siguiente escala:

1 = De igual importancia (=).

2 = Más importante (>).

5 = Significativamente más importante (>>).

Como resultado se obtiene la Tabla 13, cuyos valores se obtienen leyendo por filas e interpretando de la siguiente manera: el criterio 1, “mejora en la satisfacción del cliente”, es significativamente más importante que el criterio 2, “menor coste de implantación”, y que el criterio 3, “rapidez de implantación” (se coloca el 5 debajo de las cabeceras de columna correspondientes). En la segunda fila el criterio 2 es más importante que el criterio 3, “rapidez de implantación”, por lo que se coloca el número 2 debajo del encabezado correspondiente.

Tabla 13. Proceso de llenado de casilleros por método de criterio analítico completo.

	Mejora en la satisfacción del cliente	Menor coste de implantación	Rapidez en la implantación	Total fila (% Total Global)
Mejora en la satisfacción del cliente		5	5	
Menor coste de implantación			2	
Rapidez en la implantación				
Total columna				

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas

A continuación, los casilleros que están en blanco y son simétricos a los ya numerados se llenan con los valores “inversos” de estos; para luego, finalmente, efectuar las sumas en la fila y columna de totales, colocándolas en porcentaje sólo en la columna de totales de fila.

Tabla 14. Matriz con casilleros completos criterios por método de criterio analítico completo.

	Mejora en la satisfacción del cliente	Menor coste de implantación	Rapidez en la implantación	Total fila (% Total Global)
Mejora en la satisfacción del cliente		5	5	10 (0,78)
Menor coste de implantación	1/5		2	2,2 (0,17)
Rapidez en la implantación	1/5	1/2		0,7 (0,05)
Total columna	0,4	5,5	7	12,9

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

Como matriz final se obtiene la Tabla 15 con los distintos criterios y sus correspondientes pesos porcentuales de priorización.

Tabla 15. Matriz con criterios y su porcentaje de priorización.

Criterios	Ponderación
Mejora en la satisfacción del cliente	78 %
Menor coste de implantación	17 %
Rapidez en la implantación	5 %

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

(d) Se analiza cómo las actividades u opciones posibles satisfacen o contribuyen para la satisfacción de cada criterio, obteniéndose tantas matrices como criterios se hayan definido, en este caso tres matrices; siguiendo el mismo proceso de llenado del apartado anterior y adaptando la escala numérica de acuerdo al impacto del criterio (tabla 16, tabla 17 y tabla 18):

1 = Igual de impacto en el criterio (=).

2 = Más impacto en el criterio (>).

5 = Significativamente más impacto (>>).

Tabla 16. Priorización de opciones para criterio 1, método de criterio analítico completo.

CRITERIO 1	Localización solar	Nivelado solar	Estructura	Calidad materiales	Calidad equipamiento	Totales de fila (% total)
Localización solar		5	5	2	2	14 (0,35)
Nivelado solar	1/5		1	1/5	1/5	1,6 (0,04)
Estructura	1/5	1		1/5	1/5	1,6 (0,04)
Calidad materiales	1/2	5	5		1	11,5 (0,29)
Calidad equipamiento	1/2	5	5	1		11,5 (0,29)
Totales de columna	1,4	16	16	3,4	3,4	40,2

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

Tabla 17. Priorización de opciones para criterio 2, método de criterio analítico completo

CRITERIO 2	Localización solar	Nivelado solar	Estructura	Calidad materiales	Calidad equipamiento	Totales de fila (% total)
Localización solar		1/5	1/5	1/5	1/5	0,8 (0,02)
Nivelado solar	5		1	1/5	1/5	6,4 (0,14)
Estructura	5	1		1/5	1/5	6,4 (0,14)
Calidad materiales	5	5	5		1	16 (0,35)
Calidad equipamiento	5	5	5	1		16 (0,35)
Totales de columna	20	11,2	11,2	1,6	1,6	45,6

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

Tabla 18. Priorización de opciones para criterio 3, método de criterio analítico completo

CRITERIO 3	Localización solar	Nivelado solar	Estructura	Calidad materiales	Calidad equipamiento	Totales de fila (% total)
Localización solar		1/5	1/5	1/5	1/5	0,8 (0,02)
Nivelado solar	5		1/2	1/5	1/5	5,9 (0,13)
Estructura	5	2		1/5	1/5	7,4 (0,16)
Calidad materiales	5	5	5		1	16 (0,35)
Calidad equipamiento	5	5	5	1		16 (0,35)
Totales de columna	20	12,2	10,7	1,6	1,6	46,1

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

La interpretación de estas matrices se basa en los valores observados en la columna de totales de fila, siendo las actividades o factores que poseen los mayores valores las que tienen mayor impacto o tienen mayor prioridad sobre el criterio evaluado. Por ejemplo, para la matriz del criterio 1 cambiar la localización solar tiene el mayor impacto (35%), es decir que puede considerarse como la opción de mayor prioridad para satisfacer el criterio 1. Le sigue, en prioridad, modificar la calidad de materiales y del equipamiento al mismo nivel (29%); y, finalmente, modificar nivelado solar y actuar sobre la estructura al mismo nivel (4%), tiene el último nivel de prioridad para satisfacer el criterio 1. Todo este proceso de interpretación realizado para el criterio 1 se vuelve a replicar en el resto de criterios.

- (e) Finalmente, se evalúan o priorizan en una matriz, las opciones o actividades en las filas frente a los criterios en las columnas, multiplicando el valor de priorización de cada opción o actividad obtenida anteriormente en cada criterio considerado, por el peso de este último. Por ejemplo, para llenar el primer casillero de la Tabla 19 (cuadro en rojo, primera fila en L con la primera columna), se extrae de la Tabla 16 el valor de prioridad 0,35 de la opción “localización solar” que satisface el criterio 1 y se multiplica por el peso del criterio 0,78 obtenido de la Tabla 14, obteniéndose el valor de 0,27. Es así que se llenan los casilleros restantes siguiendo el mismo proceso operativo entre los valores de prioridad de las opciones y el peso individual de los criterios, para la obtención de la matriz final de priorización (Tabla 20).

Tabla 19. Priorización de opciones contra todos los criterios.

	Mejora en la satisfacción del cliente	Menor coste de implantación	Rapidez en la implantación	Totales de fila (% Total)
Localización solar	$0,35 \times 0,78$ 0,27	$0,02 \times 0,17$ 0,00	$0,02 \times 0,05$ 0,00	
Nivelado solar	$0,04 \times 0,78$ 0,03	$0,14 \times 0,17$ 0,02	$0,13 \times 0,05$ 0,01	
Estructura	$0,04 \times 0,78$ 0,03	$0,14 \times 0,17$ 0,02	$0,16 \times 0,05$ 0,01	
Calidad materiales	$0,29 \times 0,78$ 0,22	$0,35 \times 0,17$ 0,06	$0,35 \times 0,05$ 0,02	
Calidad equipamiento	$0,29 \times 0,78$ 0,22	$0,35 \times 0,17$ 0,06	$0,35 \times 0,05$ 0,02	
% Total Global	0,78	0,17	0,05	1,00

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

Tabla 20. Priorización final por método de criterio analítico completo.

	Mejora en la satisfacción del cliente	Menor coste de implantación	Rapidez en la implantación	Totales de fila (% Total)
Localización solar	0,27	0,00	0,00	0,27
Nivelado solar	0,03	0,02	0,01	0,06
Estructura	0,03	0,02	0,01	0,06
Calidad materiales	0,22	0,06	0,02	0,30
Calidad equipamiento	0,22	0,06	0,02	0,30
% Total Global	0,78	0,17	0,05	1,00

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

La interpretación de la matriz de priorización final se indica como una lista de las opciones seleccionadas por el equipo en orden de mayor a menor prioridad: (1) mejorar calidad de materiales, 30%; (2) mejorar equipamientos, 30%; (3) cambiar la ubicación solar, 27%; (4) modificar la forma, área y nivelado solar, 6%; (5) actuar sobre la estructura, 6%.

- El Método del consenso de criterios, también se grafica en una matriz de doble entrada, pero a diferencia del anterior requiere una ponderación por consenso del equipo de trabajo: (a) se define el objetivo; (b) se hace un listado de criterios para las opciones; (c) se construye la matriz; (d) se priorizan los criterios; (e) se ordenan las opciones por cada criterio; (f) se calcula el puntaje individual por cada opción y por criterio.

Los apartados a) y b) se toman del ejemplo base utilizado para el método anterior.

- c) Se construye una matriz de doble entrada tal como se muestra en la Tabla 21.

Tabla 21. Matriz en "L" o de doble entrada por método del consenso.

OPCIONES	Criterio 1	Criterio 2	Criterio 3	Totales de fila (% Total)
A				
B				
C				
D				
E				
Totales de columna				

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

- d) Para establecer las prioridades en los criterios, cada miembro del equipo define un puntaje individual a cada uno de ellos, pero en total deben sumar el valor de 1.

Tabla 22. Matriz con casilleros completos criterios por método del consenso.

	Miembro 1	Miembro 2	Miembro 3	Miembro 4	Total
Mayor satisfacción del cliente	0,5	0,5	0,4	0,6	2,0
Menor coste de implantación	0,2	0,3	0,5	0,2	1,2
Rapidez de implantación	0,3	0,2	0,1	0,2	0,8
Total	1,0	1,0	1,0	1,0	4,0

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

La Tabla 22 muestra que no hay mayor desacuerdo entre los miembros del equipo en cuanto a la valoración de los criterios y que el criterio 1 tiene el mayor peso de los tres.

- e) De la misma forma que se realizó con los criterios, cada miembro define un puntaje del 1 al 5 para las opciones por cada criterio, siendo 1 el valor de mayor impacto.

Tabla 23. Priorización de opciones para criterio 1, método del consenso.

CRITERIO 1	Miembro 1	Miembro 2	Miembro 3	Miembro 4	Total fila (Orden)
Localización solar	5	3	5	5	18 (5)
Nivelado solar	2	1	2	2	7 (2)
Estructura	1	2	1	1	5 (1)
Calidad materiales	4	4	3	3	14 (3)
Calidad equipamiento	3	5	4	4	16 (4)

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

Tabla 24. Priorización de opciones para criterio 2, método del consenso.

CRITERIO 2	Miembro 1	Miembro 2	Miembro 3	Miembro 4	Total fila (Orden)
Localización solar	1	1	1	1	4 (1)
Nivelado solar	2	2	3	2	9 (2)
Estructura	3	3	2	3	11 (3)
Calidad materiales	4	5	4	4	17 (4)
Calidad equipamiento	5	4	5	5	19 (5)

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

Tabla 25. Priorización de opciones para criterio 3, método del consenso.

CRITERIO 3	Miembro 1	Miembro 2	Miembro 3	Miembro 4	Total fila (Orden)
Localización solar	1	1	1	1	4 (1)
Nivelado solar	2	2	3	2	9 (2)
Estructura	3	3	2	3	11 (3)
Calidad materiales	4	5	4	4	17 (4)
Calidad equipamiento	5	4	5	5	19 (5)

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.

La interpretación de estas matrices, como en el método anterior, se basa en los valores observados en la columna de total fila. Por ejemplo, para la matriz del criterio 1 la estructura (orden 1) y el nivelado solar (orden 2) son las opciones que menos repercuten en el criterio 1; mientras que la ubicación solar (orden 5) es la que más repercute. Este proceso de interpretación se vuelve a replicar en el resto de criterios.

- f) Finalmente, se realizan operaciones multiplicativas de manera análoga que el método anterior para la obtención de la matriz final de priorización (Tabla 26), siendo la opción de mayor prioridad, la de mayor puntaje.

La matriz final indica el siguiente orden de priorización como una lista de las opciones seleccionadas por el equipo, en orden de mayor a menor prioridad: (1) mejorar equipamientos, 18; (2) mejorar calidad de materiales, 14; (3) cambiar la ubicación solar, 12; (4) modificar la forma, área y nivelado solar, 8; (5) actuar sobre la estructura, 8. Muy similar a lo determinado con el método del criterio analítico completo.

Tabla 26. Priorización final por el método del consenso.

	<b>Criterio 1 (×2)</b>	<b>Criterio 2 (×1,2)</b>	<b>Criterio 3 (×0,8)</b>	<b>Totales de fila</b>
Localización solar	$5 \times 2 = 10$	$1 \times 1,2 = 1,2$	$1 \times 0,8 = 0,8$	12
Nivelado solar	$2 \times 2 = 4$	$2 \times 1,2 = 2,4$	$2 \times 0,8 = 1,6$	8
Estructura	$1 \times 2 = 2$	$3 \times 1,2 = 3,6$	$3 \times 0,8 = 2,4$	8
Calidad materiales	$3 \times 2 = 6$	$4 \times 1,2 = 4,8$	$4 \times 0,8 = 3,2$	14
Calidad equipamiento	$4 \times 2 = 8$	$5 \times 1,2 = 6$	$5 \times 0,8 = 4$	18

Fuente: Camisón, Cruz, & González (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas.



## Capítulo 3

### Selección de prototipo y sus materiales

#### 3.1. Procedimiento

El diseño del prototipo no sólo depende de la idea conceptual del VANT y de los parámetros aerodinámicos, sino también de la selección de los materiales óptimos a utilizar para cumplir con los requerimientos de disponibilidad, conformabilidad, eficiencia, carga y vuelo indicados al inicio del estudio. Además, es de vital importancia la viabilidad para la obtención y fabricación de los componentes, a partir de su estado de suministro; para luego someter al modelo propuesto a su validación estructural y aerodinámica.

En el esquema de la Figura 17 se muestra la secuencia de diseño utilizada para la obtención del modelo final, partiendo de la idea conceptual del proyecto, luego la selección de los materiales para los componentes del prototipo y su validación correspondiente antes de proceder a su fabricación.



Figura 17. Proceso de obtención de prototipo hasta su fabricación.

Fuente: Elaboración propia.

Por último, los componentes complementarios de la aeronave como el tren de aterrizaje, hélice u otros de apoyo, se apoyan en el criterio técnico del diseñador, por lo que su configuración y disposición de materiales no forman parte de los procesos de selección en la presente tesis.

### **3.1.1. Idea conceptual**

El modelo de VANT diseñado como prototipo en el sub proyecto que enmarca la presente tesis es de tipo ala fija, para lo cual se siguieron los procesos previos de selección del perfil alar y la arquitectura de la aeronave, mediante la herramienta CFD del SolidWorks y a partir de requerimientos previstos, los cuales se muestran a continuación.

- a. Parámetros aerodinámicos eficientes.
- b. Material liviano, de fácil obtención y con el menor costo posible.
- c. Conformado sencillo pero resistente a golpes y fricciones (manufactura aditiva FDM, máquinas CNC, etc.).
- d. Vehículo con ensamblaje de fácil reproducción.
- e. Capacidad de carga útil para traslado de medicinas mayor o igual a 5 Kg.
- f. Sistema de propulsión mediante motor de combustión para un mayor alcance de territorio.
- g. Obtención de imágenes georreferenciadas.
- h. De control manual, pero con opción a ser automático.
- i. Altura menor de los 1000 msnm.

### **3.1.2. Selección de materiales.**

Como se indica en el inicio del apartado 2.1 existe mucha información bibliográfica sobre las grandes familias de materiales que se utilizan para la fabricación de aeronaves y muchos aportes del uso de otros de fácil conformabilidad para vehículos de pequeña escala como los VANT. Esto sugiere el uso del método de escogencia, basándose en la preselección de la combinación adecuada; sin embargo, como se da en nuestro caso, existen materiales de uso común y muy comerciales cuya información tecnológica no está disponible, lo que requiere la respectiva caracterización cuantitativa.

Para llevar a cabo este proceso y tomar decisiones en base a un mejor análisis se complementa la selección con el uso de matrices de priorización por el método de "criterio analítico completo", a través de dos etapas; (1) seleccionar por priorización los materiales específicos a partir del cumplimiento de unos criterios básicos, inherentes a los objetivos del proyecto; (2) de manera más selectiva, afinar con los criterios básicos la lista de materiales requerida por el modelo propuesto; (3) seleccionar por priorización la lista obtenida en (2) a

partir de los criterios técnicos requeridos para la buena performance del vehículo aéreo; (4) ponderar mediante el producto de los pesos porcentuales obtenidos en (2) y (3).

Para esta selección, la configuración alar, el fuselaje y el empenaje de cola de la aeronave, se abordan bajo tres escenarios propuestos: *la estructura, el revestimiento o cubierta de la estructura y el recubrimiento superficial*. Siendo este último, referido al acabado superficial del modelo seleccionado y validado, por lo que se define al final en un acápite suplementario.

**3.1.2.1. Selección a partir de criterios básicos.** En esta etapa la matriz de priorización se aplica en dos sub etapas: a) a nivel de grandes categorías o familias bajo los criterios conceptuales básicos del proyecto, con el fin de determinar afinidades o prioridades para su uso; b) a nivel de materiales específicos pertenecientes a las familias previamente seleccionadas (en el apéndice A se detalla el desarrollo de la metodología para obtener los pesos porcentuales de todas las selecciones realizadas en la tesis).

a) *A nivel de grandes familias.* Para aplicar esta primera selección se establecen los criterios de priorización básicos para cumplir con los objetivos principales de la investigación.

- Fácil aprovisionamiento
- Fácil conformado.
- Costo asequible.

Haciendo la primera aplicación del método (apéndice A, priorización 1, matriz A.1), se determinan los pesos porcentuales de cada uno de estos criterios básicos (Tabla 27).

Tabla 27. Pesos porcentuales de los criterios de priorización.

<b>CRITERIO BÁSICO</b>	<b>Fácil aprovisionamiento</b>	<b>Fácil conformado</b>	<b>Costo asequible</b>	<b>TOT. FILA</b>	<b>% TOT.</b>	<b>ORDEN</b>
<i>Fácil Aprovisionamiento</i>		1	1	2,0	21,7	2
<i>Fácil conformado</i>	1		5	6,0	65,2	1
<i>Costo asequible</i>	1	0,2		1,2	13,0	3
<b>TOT. COLUMNA</b>	2	1,2	6	9,2	100,0	

Fuente: Elaboración propia

Como se aprecia en la tabla el mayor peso porcentual recae en la facilidad de los materiales para ser conformados o fabricados al nivel de las piezas de la aeronave propuesta. Le siguen de manera más lejana y ligeramente con mayor importancia que el costo asequible, la facilidad con que se da su aprovisionamiento.

Seguidamente, considerando la experiencia del diseñador se lleva a cabo la primera “escogencia” seleccionando cuatro grandes familias del mundo de los materiales para aeronaves (Figura 18):

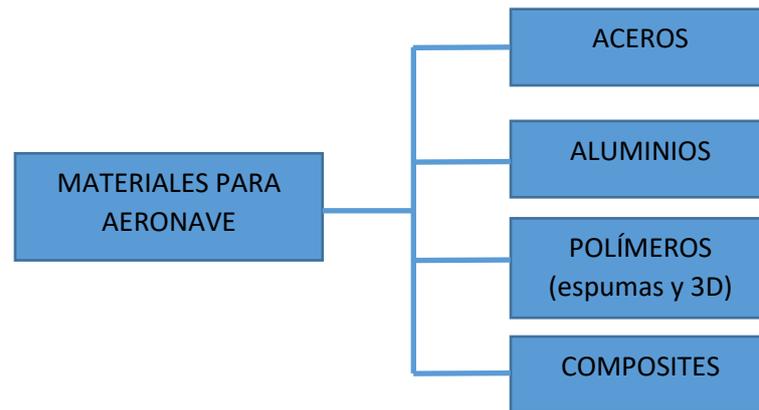


Figura 18. Diagrama de árbol de familias de materiales a utilizar en la aeronave.  
Fuente: Elaboración propia.

En la Tabla 28 se presenta el resultado de priorización a través de los pesos porcentuales por familia y por criterio de priorización básico (apéndice A, priorización 2.3, matriz A.5).

Tabla 28. Pesos porcentuales de familias de materiales por criterios de priorización básicos.

FAMILIA	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
Aceros	10,1	10,5	6,8	27,4	2
Aluminios	8,8	11,5	4,2	24,6	3
Polímeros	2,0	39,3	1,5	42,9	1
Compuestos	0,8	3,9	0,5	5,2	4

Fuente: Elaboración propia

También se aprecia que la familia de los polímeros para impresión 3D y los aceros, son los de mayor prioridad o afinidad para su uso en el proyecto; le sigue el aluminio de manera cercana a los aceros; y con mucha mayor separación los materiales compuestos. Si bien es cierto, existen diferentes grados de priorización, al final todos ellos se utilizan en la aeronave de alguna u otra forma.

b) *A nivel de materiales específicos de cada familia.* En esta selección primero se califican los materiales específicos pertenecientes a cada familia considerada, a partir de los criterios básicos del proyecto utilizados en la primera selección. Dichos materiales específicos propuestos, son tomados en cuenta a partir de sus aplicaciones en la industria aeronáutica vistos en el capítulo 2 (acápito 2.1, *Materiales para la fabricación de aeronaves*), y se describen en el diagrama de árbol de la Figura 19:

Los resultados de la priorización se muestran en la Tabla 29, Tabla 30, Tabla 31 y Tabla 32, con los pesos porcentuales de los materiales específicos de familia y por criterio básico del proyecto ( ver apéndice A, priorización 3.2, matrices A.18, A.19, A20 y A.21).

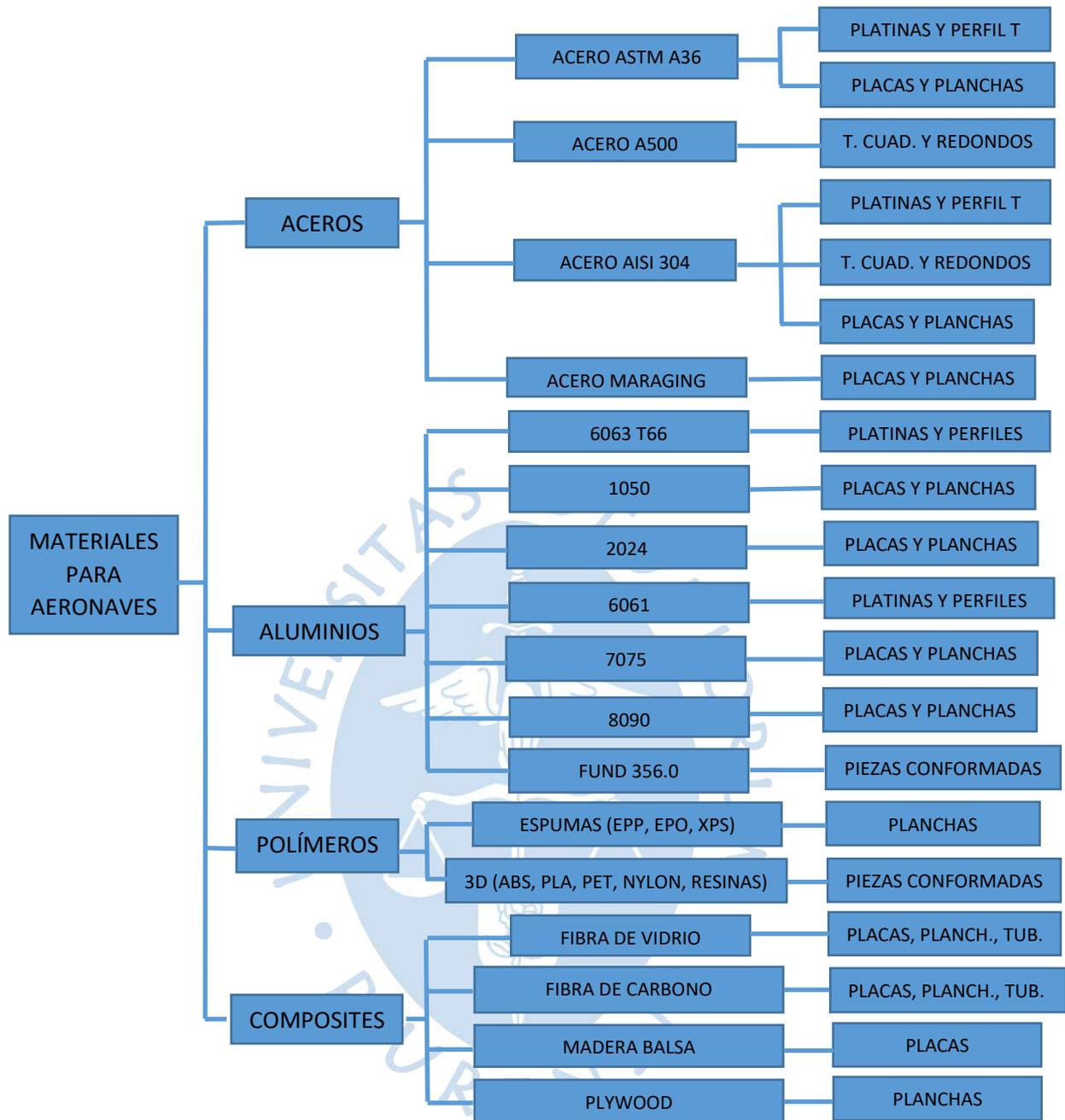


Figura 19. Diagrama de árbol de materiales específicos propuestos para utilizar en la aeronave.  
Fuente: Elaboración propia.

Tabla 29. Pesos porcentuales de materiales específicos de aceros según criterio básico.

ACERO	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
Al carbono A36	8,7	33,2	5,2	47,1	1
Al carbono A500	8,7	16,6	5,2	30,6	2
Inoxidables AISI 304	3,3	11,1	2,0	16,3	3
Maraging	1,0	4,4	0,6	6,0	4

Fuente: Elaboración propia

Tabla 30. Pesos porcentuales de materiales específicos de aluminios según criterio básico.

ALUMINIO	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
1050	3,3	8,9	2,3	14,6	3
6063	6,6	16,5	2,3	25,3	1
2024	1,1	8,9	1,3	11,3	4
6061	1,1	8,9	1,3	11,3	4
7075	1,1	8,9	1,3	11,3	4
8090	1,0	8,9	0,6	10,5	5
Fundición 356.0	7,4	4,1	3,1	14,7	2

Fuente: Elaboración propia

Tabla 31. Pesos porcentuales de materiales específicos de polímeros según criterio básico.

POLÍMEROS	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
EPP	1,7	7,6	1,1	10,4	3
EPO	1,7	7,6	1,1	10,4	3
XPS	1,7	7,6	1,1	10,4	3
ABS	2,7	5,2	2,3	10,2	4
PLA	3,7	11,4	2,5	17,6	1
PET	3,7	11,4	2,5	17,6	1
Nylon	3,7	11,4	1,4	16,6	2
Resinas	2,7	2,9	1,0	6,7	5

Fuente: Elaboración propia

Tabla 32. Pesos porcentuales de materiales específicos de materiales compuestos según criterio básico.

COMPUESTOS	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
Fibra de vidrio	5,8	12,4	2,9	21,0	3
Fibra de carbono	0,6	1,4	0,3	2,3	4
Madera balsa	7,7	27,5	5,3	40,5	1
Plywood	7,7	24,0	4,6	36,3	2

Fuente: Elaboración propia

Si se quiere ser estricto y aplicar el concepto del mínimo de proporcionalidad (que resulta de dividir 100% entre las tres opciones) para seleccionar los materiales específicos de acuerdo al ponderado por familia, es decir, 33,3 % para los aceros, 14,3 % (100/7) para aluminios, 12,5 % (100/8) para polímeros y 25,0 % (100/4) para los compuestos, tocaría utilizar para la aeronave los materiales específicos que se muestran en la Tabla 33. Sin embargo, para seguir con la aplicación del método se necesitan obtener los pesos porcentuales de todos los materiales específicos considerados, a nivel individual, estableciendo su prioridad bajo la ponderación

porcentual de los criterios básicos, dependiendo del modelo propuesto en la segunda etapa de priorización para cada escenario.

Tabla 33. Materiales específicos a utilizar por familia según criterios de priorización.

<b>FAMILIAS</b>			
<b>ACEROS</b>	<b>ALUMINIOS</b>	<b>POLÍMEROS</b>	<b>COMPUESTOS</b>
<i>Al carbono estructural A36</i>	<i>1050</i>	<i>PLA</i>	<i>Madera balsa</i>
<i>Al carbono A500</i>	<i>6063</i>	<i>PET</i>	<i>Plywood</i>
	<i>Fundición 356.0</i>	<i>Nylon</i>	

Fuente: Elaboración propia

**3.1.2.2. Selección a partir de criterios técnicos.** En esta parte se tiene en cuenta el nivel de exposición de cualquier aeronave a las cargas y esfuerzos estáticos y dinámicos durante las diferentes etapas de vuelo. Para ello se requieren propiedades tecnológicas o criterios técnicos que determinen su capacidad de respuesta mecánica. Teniendo en cuenta lo descrito se establecen los siguientes criterios técnicos:

- Resistencia mecánica.
- Baja densidad.
- Resistencia a la fatiga.
- Resistencia al impacto.

Y como para el caso de los criterios básicos, se determinan los pesos porcentuales de cada uno de estos criterios, de acuerdo al escenario que se ha asumido para la aeronave.

*Escenario estructural:* Para este escenario queda conformada la Tabla 34 (del apéndice A, priorización 4.1, matriz A.22), donde se observa que, los mayores pesos porcentuales para la estructura corresponden a la resistencia mecánica y a la de fatiga, luego le sigue la resistencia al impacto y finalmente la baja densidad del material.

Tabla 34. Pesos porcentuales de los criterios de priorización técnicos para la estructura.

<b>CRITERIO TÉCNICO</b>	<b>Resistencia mecánica</b>	<b>Baja densidad</b>	<b>Resistencia a fatiga</b>	<b>Resistencia al impacto</b>	<b>TOT. FILA</b>	<b>% TOT.</b>	<b>ORDEN</b>
<i>Resistencia mecánica</i>		5	2	2	9,0	53,9	1
<i>Baja densidad</i>	0,2		0,5	1	1,7	10,2	4
<i>Resistencia a fatiga</i>	0,5	2		1	3,5	21,0	2
<i>Resistencia al impacto</i>	0,5	1	1		2,5	15,0	3
<b>TOT. COLUMNA</b>	1,2	8	3,5	4	16,7	100,0	

Fuente: Elaboración propia

*Escenario de revestimiento o cobertura:* El escenario del revestimiento o cubierta requiere establecer otra matriz de pesos porcentuales para cada criterio técnico, debido a los diferentes requerimientos físicos y mecánicos con respecto a la estructura. En la tabla 35 (del apéndice A, priorización 4.2, matriz A.23), se observa que, el mayor peso porcentual corresponde al criterio de “baja densidad” que requiere

el material para el revestimiento o cubierta; sigue en el orden la resistencia al impacto; y por último con bajos valores, la resistencia a la fatiga y la resistencia mecánica.

Tabla 35. Pesos porcentuales de criterios de priorización técnicos para el revestimiento o cobertura.

<b>CRITERIO TÉCNICO</b>	<b>Resistencia mecánica</b>	<b>Baja densidad</b>	<b>Resistencia a fatiga</b>	<b>Resistencia al impacto</b>	<b>TOT. FILA</b>	<b>% TOT.</b>	<b>ORDEN</b>
<i>Resistencia mecánica</i>		0,2	0,5	0,2	0,9	3,9	4
<i>Baja densidad</i>	5		5	2	12,0	51,9	1
<i>Resistencia a fatiga</i>	2	0,2		0,5	2,7	11,7	3
<i>Resistencia al impacto</i>	5	0,5	2		7,5	32,5	2
<b>TOT. COLUMNA</b>	12	0,9	7,5	2,7	23,1	100,0	

Fuente: Elaboración propia

### **3.1.3. Caracterización mecánica de materiales**

Teniendo en cuenta la lista de materiales específicos de cada familia, propuestos para formar parte de los componentes de la aeronave, en el anexo A se presentan las especificaciones de algunos suficientemente caracterizados en la web y la data bibliográfica. No obstante, hay otros cuyos parámetros mecánicos no se encuentran fácilmente disponibles, siendo los más representativos los siguientes:

- Placa o plancha de aluminio.
- Platina de aluminio comercial.
- Fundición de aluminio local.
- Nylon por impresión 3D en composiciones definidas.

Esta caracterización se enfoca en las propiedades mecánicas mediante el ensayo de tracción de muestras de los materiales referidos utilizando una probadora universal GALDABINI de 5 TM de capacidad y siguiendo los lineamientos de las normas ASTM B557M y D638 para las aleaciones de aluminio y nylon, respectivamente. No obstante, se hace una excepción con la fundición de aluminio de mejor performance, donde también se realiza el análisis de composición química. Finalmente, se realizó la contrastación de los valores promedio resultantes con los parámetros correspondientes de aleaciones estándar, obteniéndose los resultados que se muestran a continuación.

#### **3.1.3.1. Placa o plancha de aluminio (curvas en el apéndice B)**

En la Tabla 36 se muestran los resultados obtenidos del ensayo de tracción para dos probetas de la plancha de aluminio comercial, aproximados al *aluminio 1050 H18-H14* (ver anexo A) en sus parámetros de resistencia a la tracción, fluencia y elongación.



Figura 20. Probetas de plancha de aluminio.

Fuente: elaboración propia

Tabla 36. Resultados de ensayo de tracción de probetas de plancha de aluminio.

Muestra	Área (mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (MPa)	Resistencia a la fluencia (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la fluencia (MPa)	Elongación (%)
1	121.8	14,4	140,9	10,31	101,1	40,4
2	122.8	14,3	140.2	10,82	106,2	40,0
<b>PROMEDIO</b>		<b>14,3</b>	<b>140,5</b>	<b>10,57</b>	<b>103,7</b>	<b>40,2</b>
<b>Aluminio 1050 H18-H14</b>			<b>100,0-160,0</b>		<b>105,0-140,0.</b>	<b>6,0-42,0.</b>

Fuente: elaboración propia

### 3.1.3.2. Platina de aluminio comercial (curvas en el apéndice B)

En la Tabla 37 se muestran los resultados obtenidos del ensayo de tracción para dos probetas de la platina de aluminio comercial, aproximados al *aluminio 6063 T66* (ver anexo A) en sus parámetros de resistencia a la tracción y fluencia, aunque ligeramente inferiores en lo que respecta a la elongación.



Figura 21. Probetas de platina de aluminio comercial.

Fuente: elaboración propia.

Tabla 37. Resultados de ensayo de tracción de probetas de platina de aluminio comercial.

Muestra	Área (mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (MPa)	Resistencia a la fluencia (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la fluencia (MPa)	Elongación (%)
1	116,8	27,3	267,8	24,2	237,6	4,6
2	116,8	27,6	270,8	24,7	242,7	4,0
<b>PROMEDIO</b>		<b>27,5</b>	<b>269,3</b>	<b>24,5</b>	<b>240,2</b>	<b>4,3</b>
<b>Aluminio 6063 T66</b>			<b>Mín 245,0</b>		<b>Mín. 200,0</b>	<b>Mín 6.0</b>

Fuente: elaboración propia

### 3.1.3.3. Fundición de aluminio local (curvas en el apéndice B)

En las tablas 38 y 39 se muestran los resultados obtenidos del ensayo de tracción para probetas de dos diferentes porcentajes de mezcla entre perfil de aluminio comercial y culata de motor; siendo la mezcla perfil 65% /culata 35%, la de mejores propiedades de resistencia a la tracción, fluencia y elongación, y a la que se le realiza un análisis de composición química para una mayor aproximación en la caracterización. Como resultado se obtiene una fundición dentro del rango de la serie 3xx.x, según el estándar ASTM B26 (ver anexo A), especialmente en lo referido a las propiedades mecánicas de tracción y fluencia; y puesto que, no se trata de una fundición de producción estándar, la aproximación química sólo se realiza, corroborando que existe mayor proporción de Si respecto al Cu y Mg, que son los referentes químicos en esta serie, aunque también se observa un elevado contenido de zinc en la muestra (ver Tabla 40). Finalmente, las aleaciones más próximas a la muestra son la 328,0 F y la 356,0 T71, siendo la fundición de aluminio 356,0 la de mayor uso comercial.

50% perfil – 50% culatas de motor



Figura 22. Probetas de fundición de aluminio local 50 % - 50 %.  
Fuente: elaboración propia.

Tabla 38. Resultados de ensayo de tracción de probetas fundición de aluminio local (50/50)

Muestra	Área (mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (MPa)	Resistencia a la fluencia (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la fluencia (MPa)	Elongación (%)
1	30,7	16,7	164,0	14,0	136,9	6,0
2	30,7	16,8	164,7	14,7	143,9	11,0
<b>PROMEDIO</b>		<b>16,8</b>	<b>164,4</b>	<b>14,4</b>	<b>140,4</b>	<b>8,5</b>

Fuente: elaboración propia.

65% perfil – 35% culatas de motor



Figura 23. Probetas de fundición de aluminio local 65 % - 35 %.  
Fuente: elaboración propia.

Tabla 39. Resultados de ensayo de tracción de probetas fundición de aluminio local (65/35).

Muestra	Área (mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la tracción (MPa)	Resistencia a la fluencia (Kg/mm <sup>2</sup> )	Resistencia a la fluencia (MPa)	Elongación (%)
1	30,7	18,4	180,7	15,2	149,0	9,0
2	30,7	17,7	173,6	15,8	154,8	10,0
<b>PROMEDIO</b>		<b>18,1</b>	<b>177,2</b>	<b>15,6</b>	<b>151,9</b>	<b>9,5</b>
<b>Aluminio 328.0 F</b>			<b>Mín. 170,0</b>		<b>Mín. 95,0</b>	<b>Mín. 1,0</b>
<b>Aluminio 356.0 T71</b>			<b>Mín. 170,0</b>		<b>Mín. 125,0</b>	<b>Mín. 3,0</b>

Fuente: elaboración propia

Tabla 40. Resultados de análisis de composición química de fundición local de aluminio 65% perfil/35% culata de motor.

Elemento	Muestra de fundición de aluminio 65% perfil/35% culata de motor (%)	Fundición de aluminio estándar 328,0 *	Fundición de aluminio estándar 356,0 *
Aluminio	Resto	Resto	Resto
Silicio	2,38	7,50 – 8,50	6,50 – 7,50
Zinc	1,31	1,50	0,35
Fierro	0,71	1,00	0,20
Cobre	0,52	1,00 – 2,00	0,25
Magnesio	0,16	0,20 – 0,60	0,20 – 0,45
Manganeso	0,08	0,20 – 0,60	0,35
Estaño	0,01	----	----
Plomo	0,04	----	----
Níquel	0,03	0,25	----
Cromo	----	0,35	----
Titanio	---	0,25	0,25
Otros	--	0.50	0.15

\*Ver anexo A.

Fuente: Resultados de muestra de fundición extraídos de informe PUCP MAT-MAY-0433/2021 (ver anexo B).

### 3.1.3.4. Nylon por impresión 3D

En la Tabla 41 se muestra un resumen de los resultados obtenidos para diferentes porcentajes de relleno, altura de capa y temperatura de conformación de las probetas. Del análisis las probetas **c** y **ac** resultan ser las más adecuadas en resistencia mecánica para los componentes de la aeronave.



Figura 24. Tres de las probetas de nylon ensayadas.

Fuente: elaboración propia.

Tabla 41. Resultados de ensayo de tracción de probetas de nylon por impresión 3D.

	Masa	LO	A0	E0	Area trans 0	Fuerza máx.	Esfuerzo máx. MPA	Media grupal MPA
I	7.47	50.03	13.22	5.05	66.76	80.00	11.98	11.86
	7.24	50.08	13.15	4.58	60.23	77.00	12.78	
	7.45	50.10	13.22	5.15	68.08	77.00	11.31	
	7.60	50.20	13.23	5.25	69.46	77.00	11.09	
	7.70	50.40	13.22	5.11	67.55	82.00	12.14	
a	7.99	50.02	13.22	5.16	68.22	77.00	11.29	11.21
	8.05	50.27	13.23	5.17	68.40	73.00	10.67	
	8.33	50.26	13.28	5.18	68.79	79.00	11.49	
	8.20	50.43	13.26	5.20	68.95	80.00	11.60	
	8.05	50.26	13.25	5.21	69.03	76.00	11.01	
b	8.31	50.10	13.24	5.08	67.26	59.00	8.77	8.91
	8.45	50.12	13.23	5.06	66.94	63.00	9.41	
	8.45	50.80	13.21	5.06	66.84	67.00	10.02	
	8.08	50.75	13.25	5.05	66.91	53.00	7.92	
	8.14	80.50	13.23	5.02	66.41	56.00	8.43	
c	12.69	50.20	13.38	4.90	65.56	222.00	33.86	33.66
	12.79	50.24	13.40	4.85	64.99	200.00	30.77	
	13.07	50.10	13.44	4.90	65.86	231.00	35.08	
	13.03	50.20	13.46	4.90	65.95	228.00	34.57	
	13.06	50.30	13.43	4.90	65.81	224.00	34.04	
ab	8.61	50.00	13.35	5.10	68.09	90.00	13.22	12.18
	8.23	50.10	13.40	5.00	67.00	86.00	12.84	
	8.53	50.10	13.32	5.00	66.60	81.00	12.16	
	8.37	50.10	13.16	4.92	64.74	75.00	11.58	
	8.17	50.20	13.19	4.91	64.76	72.00	11.12	
ac	13.62	50.00	13.50	5.00	67.50	246.00	36.44	34.68
	13.72	50.10	13.20	5.10	67.32	236.00	35.06	
	13.99	50.30	13.37	5.25	70.19	249.00	35.47	
	13.97	50.20	13.36	5.22	69.74	229.00	32.84	
	13.81	50.20	13.36	5.17	69.07	232.00	33.59	
bc	12.97	50.24	13.30	5.10	67.83	119.00	17.54	17.85
	13.37	50.06	13.30	5.16	68.63	120.00	17.49	
	13.05	50.00	13.22	5.16	68.22	126.00	18.47	
	12.91	49.99	13.27	5.10	67.68	126.00	18.62	
	12.70	50.30	13.24	5.07	67.13	115.00	17.13	
abc	13.31	50.22	13.37	5.13	68.59	160.00	23.33	24.93
	13.61	50.50	13.31	5.12	68.14	193.00	28.32	
	13.10	50.90	13.21	5.16	68.16	162.00	23.77	
	12.66	50.43	13.25	4.90	64.93	162.00	24.95	
	13.50	50.55	13.22	5.17	68.35	166.00	24.29	
zero	11.17	50.24	13.40	5.20	69.68	134.00	19.23	18.71
	11.37	50.34	13.30	5.14	68.36	120.00	17.55	
	11.28	50.40	13.25	5.05	66.91	125.00	18.68	
	11.09	50.50	13.25	5.07	67.18	128.00	19.05	
	11.00	50.70	13.25	5.04	66.78	127.00	19.02	

Fuente: Céspedes, (2021). Caracterización mediante diseño factorial de probetas de Nylon Taulman 645 fabricadas por FDM

### 3.1.4. Selección de prototipo y adecuación de materiales

Este proceso tiene siete etapas, partiendo del reconocimiento del prototipo hasta la disposición de los materiales que van a conformar el prototipo final después de aplicar el método de priorización: **a)** configuración alar; **b)** afinamiento de priorización básica de la lista de materiales específicos con los requerimientos de la configuración del modelo propuesto; **c)** ponderación con los criterios técnicos requeridos para la buena performance del vehículo aéreo a nivel de estructura y revestimiento; **d)** ponderación final con las columnas de resultados de las matrices de b) y c) para cada escenario; **e)** adecuación de materiales; **f)** validación estructural; **g)** validación aerodinámica.

**PROTOTIPO A:**

**A. 3.1.4.1. Configuración alar:** A partir de los requerimientos del estudio se debe definir la configuración alar mediante la selección del perfil aerodinámico y su ángulo de ataque  $\alpha$  o AOA, óptimos para asegurar la eficiencia aerodinámica de la aeronave.

a) *Perfil alar.* Para ello se realizaron pruebas preliminares de comportamiento aerodinámico, utilizando la herramienta de simulación CFD Flow Simulation del SolidWorks, a tres (03) geometrías posibles de bajo número de Reynolds y sustentación máxima. A este efecto, se calcularon los valores de presión estática, fuerza de sustentación y de arrastre, así como el torque o momento en el eje z para diversos ángulos de ataque, determinando el patrón de flujo alrededor del perfil. A continuación, se detallan las consideraciones que se tuvieron como data para la aplicación del software de simulación:

- 40 cm de cuerda.
- 1 m de largo de ala.
- Rugosidad nula.
- Velocidad 70 Km/h o 19,45 m/s.
- Ángulos de ataque hasta 31 ° con intervalos de 1 °.

Como resultado de la evaluación se decide utilizar el perfil alar s1223, dados sus mayores valores de sustentación (en azul), como se muestra en la Tabla 42.

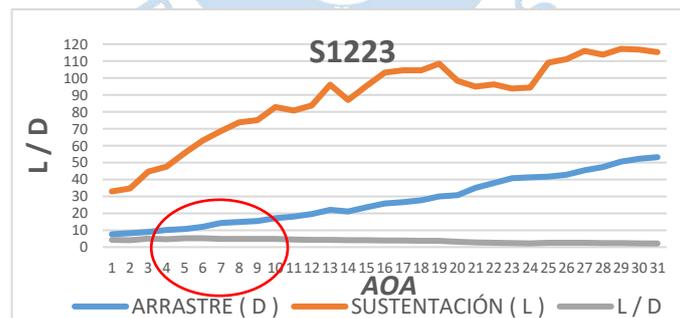


Figura 25. Rango de mayor eficiencia aerodinámica en perfil s1223 seleccionado.

Fuente: elaboración propia.

b) *Ángulo de ataque.* Para la elección del ángulo de ataque  $\alpha$  o AOA óptimo se tienen en cuenta dos criterios: el cálculo del ratio sustentación/arrastre (L/D) de máxima eficiencia aerodinámica y la viabilidad para el diseño y fabricación del ala sobre el fuselaje del prototipo.

Tabla 42. Parámetros aerodinámicos de perfiles alares propuestos.

GRAD	S 1223			E 387			MA 409		
	ARRASTRE (D)	SUSTENTACIÓN (L)	L/D	ARRASTRE (D)	SUSTENTACIÓN (L)	L/D	ARRASTRE (D)	SUSTENTACIÓN (L)	L/D
0				1.2	6.8	5.7	1.3	8.2	6.5
1	7.6	32.9	4.3	1.5	9.1	6.0	1.9	10.9	5.7
2	8.3	34.6	4.2	1.5	11.7	7.8	2.1	13.0	6.1
3	8.9	44.6	5.0	2.0	15.9	7.8	2.1	16.9	8.1
4	10.1	47.5	4.7	2.5	17.9	7.2	2.4	20.6	8.5
5	10.7	55.6	5.2	3.4	21.4	6.2	2.9	24.1	8.2
6	12.0	62.9	5.3	3.1	26.5	8.5	3.6	28.4	7.8
7	14.2	68.6	4.8	4.4	30.7	7.0	4.5	34.3	7.6
8	14.9	73.8	4.9	4.7	34.7	7.4	4.8	38.1	7.9
9	15.5	75.0	4.8	5.9	38.7	6.6	6.3	38.9	6.2
10	17.2	82.8	4.8	6.2	44.5	7.2	8.9	41.6	4.7
11	18.0	80.7	4.5	7.1	47.3	6.6	8.8	49.7	5.6
12	19.6	83.7	4.3	10.9	49.2	4.5	9.8	54.5	5.6
13	22.0	95.9	4.4	12.1	51.0	4.2	10.7	59.2	5.5
14	21.1	86.9	4.1	12.0	57.4	4.8	12.2	62.9	5.1
15	23.5	95.2	4.1	13.2	62.8	4.8	13.7	62.1	4.5
16	25.8	103.3	4.0	14.5	64.9	4.5	16.1	61.9	3.8
17	26.5	104.5	3.9	15.8	66.6	4.2	17.8	66.1	3.7
18	27.7	104.6	3.8	18.8	69.7	3.7	19.9	63.4	3.2
19	29.9	108.6	3.6	19.9	69.6	3.5	21.7	67.4	3.1
20	30.7	98.3	3.2	22.1	69.4	3.1	23.6	65.9	2.8
21	35.0	94.8	2.7	24.9	75.6	3.0	26.0	69.7	2.7
22	37.9	96.2	2.5	25.6	70.3	2.7	27.1	70.6	2.6
23	40.6	93.7	2.3	27.8	70.4	2.5	28.4	72.1	2.5
24	41.3	94.3	2.3	30.6	72.2	2.4	30.6	74.0	2.4
25	41.7	109.0	2.6	32.5	70.7	2.2	33.5	78.5	2.3
26	42.7	111.1	2.6	33.7	71.7	2.1	34.4	76.1	2.2
27	45.3	116.0	2.6	36.3	72.2	2.0	35.8	77.7	2.2
28	47.2	113.9	2.4	38.2	73.3	1.9	38.0	76.9	2.0
29	50.6	117.2	2.3	40.6	75.0	1.8	40.7	77.7	1.9
30	52.2	116.7	2.2	42.0	74.8	1.8	43.3	78.0	1.8
31	53.2	115.2	2.2	43.4	77.0	1.8	43.3	78.0	1.8

Fuente: elaboración propia.

Los datos de la columna del ratio  $L/D$  del perfil s1223 de la Tabla 42 versus  $AOA$  y la Figura 25 sugieren un rango de elevados valores de  $AOA$  entre  $3^\circ$  y  $8^\circ$  ( $L/D$  entre 5,0 y 4,9), siendo elegido el valor de  $8^\circ$  como  $AOA$  para el diseño y modelado del ala (Figura 26).

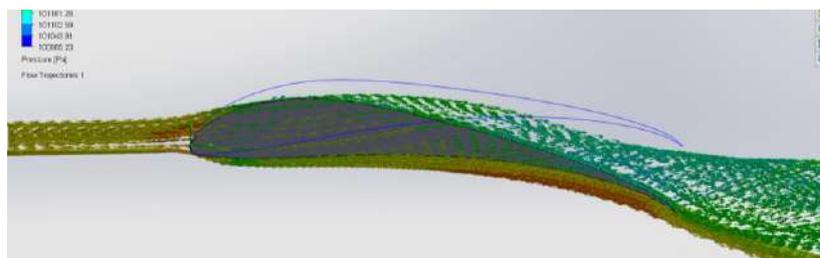


Figura 26. Patrón de flujo de ángulo de  $8^\circ$  en perfil s1223 seleccionado.

Fuente: elaboración propia.

c) *Arquitectura*. Se propone un primer prototipo de VANT para “cargas ultraligeras” de 3,94 m de ala x 2,54 m de largo, con fuselaje tipo monocasco. En la Figura 27 y Figura 28 se muestra el primer modelo de airframe propuesto en sus escenarios de estructura y revestimiento o cobertura.

En la Tabla 43 se describen los componentes de la estructura del primer modelo de aeronave a probar, así como el estado de conformación de los mismos en perfiles, platinas, tuberías, etc., necesarios para su utilización.

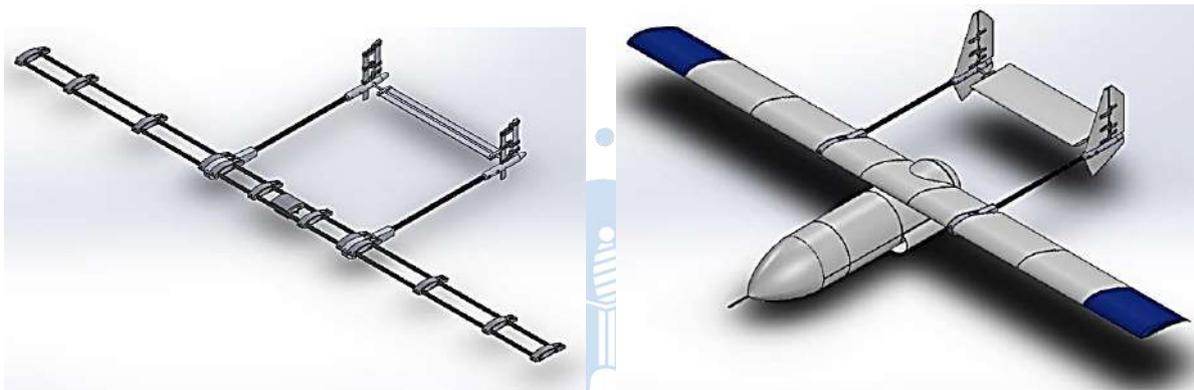


Figura 27. Estructura y revestimiento o cobertura de primer modelo VANT propuesto.  
Fuente: elaboración propia.

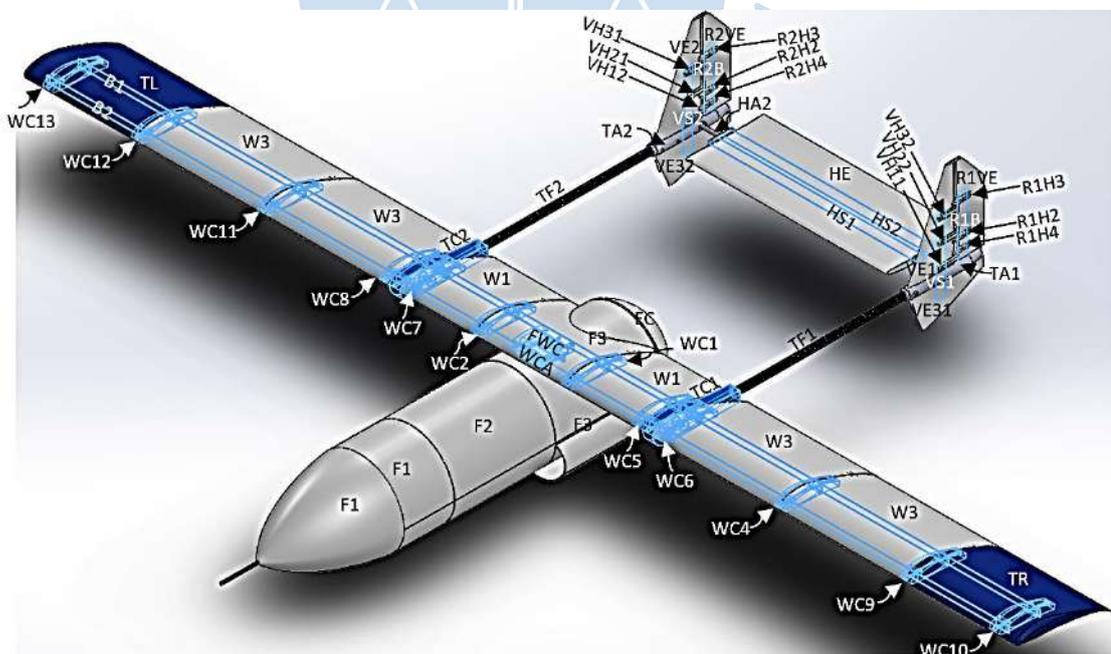


Figura 28. Estructura, revestimiento o cobertura y componentes de primer modelo VANT propuesto.  
Fuente: elaboración propia.

Tabla 43. Solicitud de componentes del primer modelo por cada escenario.

ESCENARIO	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	2	BEAM	B1 Y B2	Platina
	12	WING CONNECTOR 1 AL 13 (SIN 3)	WC1, WC2, WC4, WC5, WC6, WC7, WC8, WC9, WC10, WC11, WC12 Y WC13.	Pieza conformada
	2	TAIL CONECTOR2 1 Y 2	TC1 Y TC2	Pieza conformada
	1	FUSELAJE-WING CONNECTOR	FWC	Pieza conformada
	1	FUSELAJE-WING CONNECTOR ADAPTOR	WCA	Pieza conformada
	2	TAIL TUBECFIBER 1 Y 2	TF1 Y TF2	Tubo
	2	TAIL ADAPTOR 1 Y 2	TA1 Y TA2	Pieza conformada
	2	HESUPPORT 1 Y 2	HS 1 Y HS2	Platina
	2	VESUPPORT 1 Y 2	VS1 Y VS2	Platina
	2	VERTICAL STABILIZER HINGE1 1 Y 2	VH11 Y VH12	Pieza conformada
	2	VERTICAL STABILIZER HINGE2 1 Y 2	VH21 Y VH22	Pieza conformada
	2	VERTICAL STABILIZER HINGE3 1 Y 2	VH31 Y VH32	Pieza conformada
	2	RUDDER 1 Y 2 (RUDDER BEAM)	R1B Y R2B	Platina
	2	RUDDER 1 Y 2 (VERTICAL STABILIZER HINGE4)	R1H4 Y R2H4	Pieza conformada
	2	RUDDER 1 Y 2 (RUDDER HINGE2)	R1H2 Y R2H2	Pieza conformada
	2	RUDDER 1 Y 2 (RUDDER HINGE3)	R1H3 Y R2H3	Pieza conformada
	2	HEADAPTOR 1 Y 2	HA1 Y HA2	Pieza conformada
REVESTIMIENTO	2	WING 1 Y 3	W1 Y W3	Placa conformada
	1	WING TIP LEFT	TL	Placa conformada
	1	WING TIP RIGHT	TR	Placa conformada
	1	FUSELAJE 1	F1	Placa conformada
	1	FUSELAJE 2	F2	Placa conformada
	1	FUSELAJE 3	F3	Placa conformada
	1	ENGINE COVER 2	EC	Placa conformada
	1	HORIZONTAL STABILIZER2	HE	Pieza conformada
	2	RUDDER 1 Y 2 (VERTICAL STABILIZER2)	R1VE Y R2VE	Pieza conformada
	2	VERTICAL STABILIZER 1 Y 2	VE1 Y VE2	Pieza conformada
	2	VERTICAL STABILIZER3 1 Y 2	VE31 Y VE32	Pieza conformada

Fuente: Elaboración propia.

**A.3.1.4.2. Afinamiento de priorización básica.** Para completar esta etapa, los materiales específicos preseleccionados de las familias de materiales, se contrastan con la tabla 43, que describe los componentes específicos y el estado de conformación (mostrado en la columna de “material”) del primer prototipo, solicitados por el diseñador. En este caso los componentes se presentan en la forma de platinas (que pueden ser de *acero al carbono A36, acero inoxidable AISI 304, aluminio 6063 T66*), piezas singulares (obtenidas por *fundición o impresión 3D*), placas para el fuselaje (conformadas con *nylon, PLA, PET, ABS, resinas, fibra de carbono, fibra de vidrio y madera balsa*) y tubo para el empenaje de cola (que puede ser de *acero al carbono A500, acero inoxidable AISI 304, aluminio 6063, fibra de vidrio y fibra de carbono*).

En la última columna de la Tabla 44 después del desarrollo del método (apéndice A, priorización 5.1.1.4, matriz A.27) se muestra el orden de priorización obtenido de las opciones de materiales específicos según los criterios básicos de la idea conceptual.

Tabla 44. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
Acero al carbono A36 (platina)	4,0	1,6	2,3	7,8	5
Acero inoxidable 304 (platina y tubería)	1,8	1,6	0,9	4,3	9
Acero al carbono A500 (tubería)	2,3	1,6	2,0	5,9	7
Aluminio 6063 (platina y tubería)	2,2	1,6	2,0	5,8	8
Fundición 356.0 (pieza conformada)	2,0	8,7	1,0	11,6	1
ABS (pieza conformada)	1,0	8,7	0,6	10,3	2
PLA (pieza y placa conformada)	1,0	8,7	0,6	10,3	2
PET (pieza y placa conformada)	1,0	8,7	0,6	10,3	2
Nylon (pieza y placa conformada)	1,0	8,7	0,3	10,0	3
Resinas (pieza y placa conformada)	0,6	8,7	0,3	9,5	4
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	1,8	1,6	0,7	4,1	10
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	0,9	1,6	0,5	3,1	11
Madera balsa (placa conformada)	2,2	3,5	1,2	6,9	6

Fuente: Elaboración propia.

**A.3.1.4.3. Priorización con los criterios técnicos.** Para esta etapa es necesario conocer las propiedades mecánicas de los materiales preseleccionados. Aquí se obtiene la priorización en base a la ponderación de los criterios técnicos para ambos escenarios de estructura y revestimiento (de Tabla 34 y Tabla 35, respectivamente), resultando la Tabla 45 (del apéndice A, priorización 5.1.3.1, matriz A.32) y tabla 46 (del apéndice A, priorización 5.1.3.2, matriz A.33).

Tabla 45. Materiales específicos a utilizar en estructura, según criterios técnicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	CRITERIOS TÉCNICOS				%TOTAL	ORDEN
	Resistencia mecánica	Baja densidad	Resistencia a fatiga	Resistencia al impacto		
Acero al carbono A36 (platina)	6,2	0,2	2,2	1,5	10,2	4
Acero inoxidable 304 (platina y tubería)	6,5	0,1	1,7	2,5	10,8	3
Acero al carbono A500 (tubería)	5,3	0,2	1,0	1,3	7,9	6
Aluminio 6063 (platina y tubería)	5,3	0,5	2,3	0,8	8,9	5
Fundición 356.0 (pieza conformada)	4,9	0,5	1,8	0,4	7,7	7
ABS (pieza conformada)	1,2	1,0	0,5	0,8	3,4	10
PLA (pieza y placa conformada)	1,2	1,0	0,5	0,4	3,0	11
PE los T (pieza y placa conformada)	1,2	1,0	0,5	0,8	3,4	10
Nylon (pieza y placa conformada)	2,6	1,0	2,1	1,5	7,2	8
Resinas (pieza y placa conformada)	0,6	1,0	0,3	0,2	2,0	12
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	7,8	0,5	3,5	1,4	13,1	2
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	10,1	1,0	4,0	3,1	18,2	1
Madera balsa (placa conformada)	1,2	2,2	0,5	0,3	4,3	9

Fuente: Elaboración propia

Tabla 46. Materiales específicos a utilizar en el revestimiento o cobertura, según criterios técnicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	CRITERIOS TÉCNICOS				% TOTAL	ORDEN
	Resistencia mecánica	Baja densidad	Resistencia a fatiga	Resistencia al impacto		
Acero al carbono A36 (platina)	0,5	0,9	1,2	3,3	5,9	8
Acero inoxidable 304 (platina y tubería)	0,5	0,8	0,9	5,4	7,6	5
Acero al carbono A500 (tubería)	0,4	0,9	0,6	2,9	4,8	11
Aluminio 6063 (platina y tubería)	0,4	2,7	1,3	1,7	6,1	7
Fundición 356.0 (pieza conformada)	0,4	2,7	1,0	0,8	4,9	10
ABS (pieza conformada)	0,1	5,0	0,3	1,7	7,1	6
PLA (pieza y placa conformada)	0,1	5,0	0,3	0,8	6,1	7
PET (pieza y placa conformada)	0,1	5,0	0,3	1,7	7,1	6
Nylon (pieza y placa conformada)	0,2	5,0	1,2	3,3	9,6	3
Resinas (pieza y placa conformada)	0,0	5,0	0,2	0,4	5,5	9
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	0,6	2,7	1,9	2,9	8,1	4
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	0,7	5,0	2,2	6,7	14,7	1
Madera balsa (placa conformada)	0,1	11,4	0,3	0,8	12,5	2

Fuente: Elaboración propia

**A.3.1.4.4. Ponderación final entre tipos de criterios.** Multiplicando las columnas de “%Total” de la Tabla 44 de priorización básica por sus columnas análogas en la Tabla 45 y Tabla 46 de priorización técnica estructural y de revestimiento, respectivamente, se obtienen las matrices finales Tabla 47 y Tabla 48. Como complemento, los valores se convierten a porcentajes respecto a la suma total resultante. Un ejemplo, es la obtención del primer valor de la Tabla 47, 1ª fila, 4ª columna (cuadro en rojo), que multiplicando 10,2% extraído de la Tabla 45 por 7,8% de la Tabla 44 da lugar a 0,008%, y convertido en porcentaje respecto a la suma total de la columna da como resultado **12,3%** (ver apéndice A, priorizaciones 5.1.4 y 5.1.5, matrices A.34 y A.35).

Tabla 47. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización final.

MATERIALES ESPECÍFICOS	Criterio técnico	Criterio básico	TOT. FILA	% TOT.	ORDEN
Acero al carbono A36 (platina)	10,2	7,8	0,008	12,3	2
Acero inoxidable 304 (platina y tubería)	10,8	4,3	0,005	7,3	7
Acero al carbono A500 (tubería)	7,9	5,9	0,005	7,2	8
Aluminio 6063 (platina y tubería)	8,9	5,8	0,005	8,0	6
Fundición 356.0 (pieza conformada)	7,7	11,6	0,009	13,8	1
ABS (pieza conformada)	3,4	10,3	0,004	5,5	9
PLA (pieza y placa conformada)	3,0	10,3	0,003	4,8	10
PET (pieza y placa conformada)	3,4	10,3	0,004	5,5	9
Nylon (pieza y placa conformada)	7,2	10,0	0,007	11,1	3
Resinas (pieza y placa conformada)	2,0	9,5	0,002	3,0	12
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	13,1	4,1	0,005	8,4	5
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	18,2	3,1	0,006	8,6	4
Madera balsa (placa conformada)	4,3	6,9	0,003	4,6	11

Fuente: Elaboración propia

Si se tiene en cuenta el mínimo de proporcionalidad de 7,7 %, el escenario estructural considera el siguiente orden de prioridad de materiales específicos: **Fundición de aluminio** (pieza), **acero al carbono ASTM A36** (platina), **Nylon** (pieza o placa conformada en 3D), **Fibra de Carbono** (tubería y placa), **Fibra de vidrio** (tubería y placa conformada), etc.

Tabla 48. Materiales a utilizar en el revestimiento o cobertura y su orden de priorización final.

<i>MATERIALES ESPECÍFICOS</i>	<i>Criterio técnico</i>	<i>Criterio básico</i>	<i>TOT. FILA</i>	<i>% TOT.</i>	<i>ORDEN</i>
<i>Acero al carbono A36 (platina)</i>	5,9	7,8	0,005	6,4	<b>7</b>
<i>Acero inoxidable 304 (platina y tubería)</i>	7,6	4,3	0,003	4,5	<b>11</b>
<i>Acero al carbono A500 (tubería)</i>	4,8	5,9	0,003	3,9	<b>12</b>
<i>Aluminio 6063 (platina y tubería)</i>	6,1	5,8	0,004	4,9	<b>9</b>
<i>Fundición 356.0 (pieza conformada)</i>	4,9	11,6	0,006	7,9	<b>5</b>
<i>ABS (pieza conformada)</i>	7,1	10,3	0,007	10,1	<b>3</b>
<i>PLA (pieza y placa conformada)</i>	6,1	10,3	0,006	8,7	<b>4</b>
<i>PET (pieza y placa conformada)</i>	7,1	10,3	0,007	10,1	<b>3</b>
<i>Nylon (pieza y placa conformada)</i>	9,6	10,0	0,010	13,3	<b>1</b>
<i>Resinas (pieza y placa conformada)</i>	5,5	9,5	0,005	7,3	<b>6</b>
<i>Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)</i>	8,1	4,1	0,003	4,7	<b>10</b>
<i>Fibra de Carbono (tubería y placa conformada.)</i>	14,7	3,1	0,004	6,2	<b>8</b>
<i>Madera balsa (placa conformada)</i>	12,5	6,9	0,009	12,0	<b>2</b>

Fuente: Elaboración propia

Por su parte el escenario del revestimiento o cobertura, considera el siguiente orden de prioridad: **Nylon** (pieza o placa conformadas en 3D), **Madera balsa** (placa), **PET** (pieza o placa conformadas en 3D), **ABS** (pieza o placa conformadas en 3D), **PLA** (pieza o placa conformadas en 3D), **fundición de aluminio** (pieza conformada), etc.

**A.3.1.4.5. Disposición de materiales en modelo.** De los resultados de las matrices de priorización para la estructura y el revestimiento, se pone a disposición del diseñador los materiales seleccionados para la fabricación de los componentes del primer prototipo, según el detalle de la Tabla 49.

**A.3.1.4.6. Validación estructural.** La verificación estructural del modelo considera sólo a los componentes que representan la estructura de soporte de todas las cargas, los cuales corresponden a 02 vigas o largueros BEAM, 12 conectores alares WING CONECTOR, 02 conectores de cola TAIL CONECTOR y 02 soportes en el centro del fuselaje FUSELAJE-WING CONECTOR Y FUSELAJE-WING CONECTOR ADAPTOR.

Las cargas a considerar en base a la data recopilada son de 300 N de sustentación en la superficie inferior, de 80 N como fuerza de arrastre sobre el ala, 300 N (aprox. 31 Kg incluidos los 5 Kg de carga útil a transportar) como peso de la aeronave, tren de aterrizaje y otras cargas sobre los soportes; así como cargas remotas verticales provenientes del peso de la cola dividida entre dos, en dos posiciones, es decir de 41,7 N (8,5 Kg en total entre dos

convertida a Newtons) cada una y su correspondiente arrastre horizontal de 10 N (aprox. 1/8 parte del ala completa, 80/8) también en cada posición.

Tabla 49. Selección de materiales para los componentes del primer prototipo.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	2	BEAM	B1 Y B2	Platina ASTM A36 1" X 1/8"
	12	WING CONNECTOR 1 AL 13 (SIN 3)	WC1, WC2, WC4, WC5, WC6, WC7, WC8, WC9, WC10, WC11, WC12 Y WC13.	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	TAIL CONECTOR2 1 Y 2	TC1 Y TC2	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	1	FUSELAJE-WING CONNECTOR	FWC	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	1	FUSELAJE-WING CONNECTOR ADAPTOR	WCA	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	TAIL TUBECFIBER 1 Y 2	TF1 Y TF2	Tubo fibra de carbono
	2	TAIL ADAPTOR 1 Y 2	TA1 Y TA2	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	HESUPPORT 1 Y 2	HS 1 Y HS2	Platina Aluminio 6063-T66 1.5" X 2.3 MM
	2	VESUPPORT 1 Y 2	VS1 Y VS2	Platina Aluminio 6063-T66 1.5" X 2.3 MM
	2	VERTICAL STABILIZER HINGE1 1 Y 2	VH11 Y VH12	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	VERTICAL STABILIZER HINGE2 1 Y 2	VH21 Y VH22	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	VERTICAL STABILIZER HINGE3 1 Y 2	VH31 Y VH32	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	RUDDER 1 Y 2 (RUDDER BEAM)	R1B Y R2B	Platina Aluminio 6063-T66 1.5" X 2.3 MM
	2	RUDDER 1 Y 2 (VERTICAL STABILIZER HINGE4)	R1H4 Y R2H4	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	RUDDER 1 Y 2 (RUDDER HINGE2)	R1H2 Y R2H2	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	RUDDER 1 Y 2 (RUDDER HINGE3)	R1H3 Y R2H3	Pieza de Aluminio fundido 356.0
2	HEADAPTOR 1 Y 2	HA1 Y HA2	Pieza de Aluminio fundido 356.0	
REVESTIMIENTO	2	WING 1 Y 3	W1 Y W3	Placa de Nylon 645
	1	WING TIP LEFT	TL	Placa de Nylon 645
	1	WING TIP RIGHT	TR	Placa de Nylon 645
	1	FUSELAJE 1	F1	Placa de Nylon 645
	1	FUSELAJE 2	F2	Placa de Madera Balsa
	1	FUSELAJE 3	F3	Placa de Nylon 645
	1	ENGINE COVER 2	EC	Placa de Nylon 645
	1	HORIZONTAL STABILIZER2	HE	Placa de Nylon 645
	2	RUDDER 1 Y 2 (VERTICAL STABILIZER2)	R1VE Y R2VE	Placa de Nylon 645
	2	VERTICAL STABILIZER 1 Y 2	VE1 Y VE2	Placa de Nylon 645
2	VERTICAL STABILIZER3 1 Y 2	VE31 Y VE32	Placa de Nylon 645	

Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 29 y Figura 30 se puede observar el esfuerzo máximo sobre la viga cerca del conector de cola y el factor de seguridad (FS), respectivamente, después de la simulación, siendo este último de carácter crítico por ser ligeramente superior a la unidad (FS: 1,123). No obstante, se considera un acercamiento al modelo final, con el pendiente de mejorar la rigidez que se necesita; tanto por las cargas que se deben llevar durante el vuelo, como para los esfuerzos adicionales de fatiga e impactos presentes, principalmente durante el aterrizaje.

Como consecuencia de los resultados el proceso se detiene para este primero modelo y el diseñador procede a definir el siguiente prototipo.

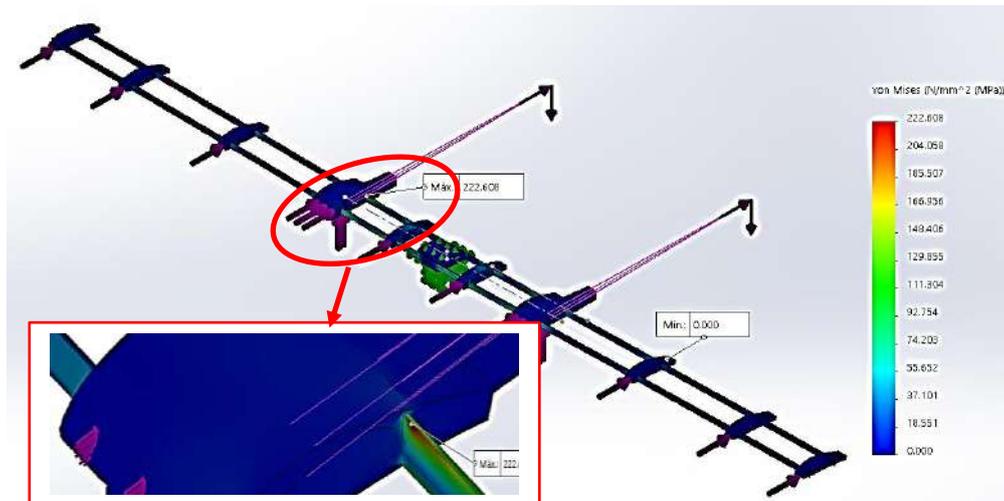


Figura 29. Simulación estática de esfuerzos en estructura de primer prototipo.  
Fuente: Elaboración propia.

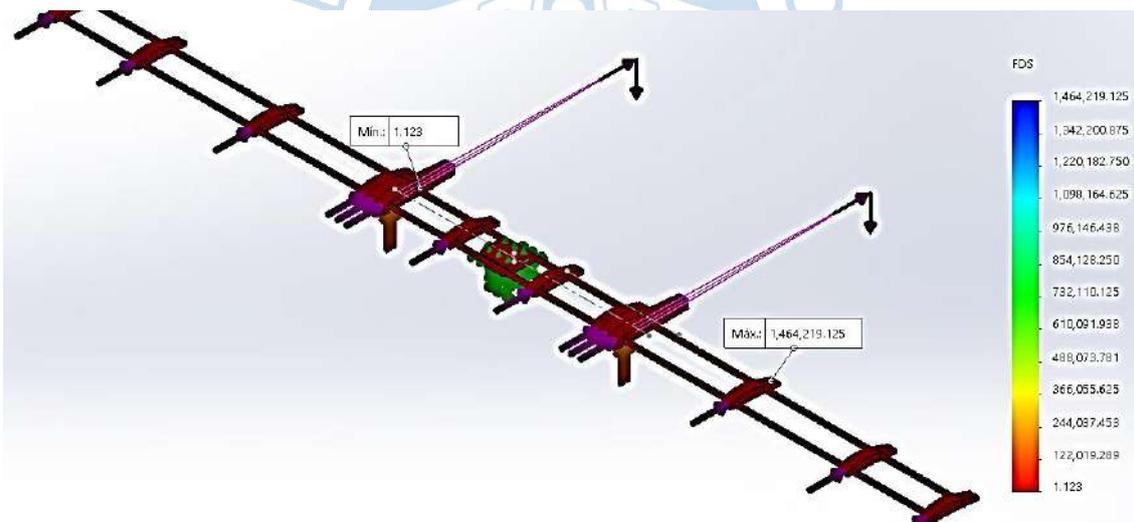


Figura 30. Factor de seguridad después de la simulación estática de primer prototipo.  
Fuente: Elaboración propia

**PROTOTIPO B:****B. 3.1.4.1. Configuración alar.**

a) *Perfil alar:* s1223.

b) *Ángulo de ataque:* 8°.

c) *Arquitectura.* Este modelo tiene como base el tipo *Warbirds, Hércules C-300*, pero adecuado para “cargas ultraligeras” hecho a escala: de 4,40 m de ala x 2,84 m de largo; 40 Kg de peso considerando aeronave, combustible y carga útil; y fuselaje tipo monocasco como el que se muestra a continuación, pero con dos motores (Figura 31).

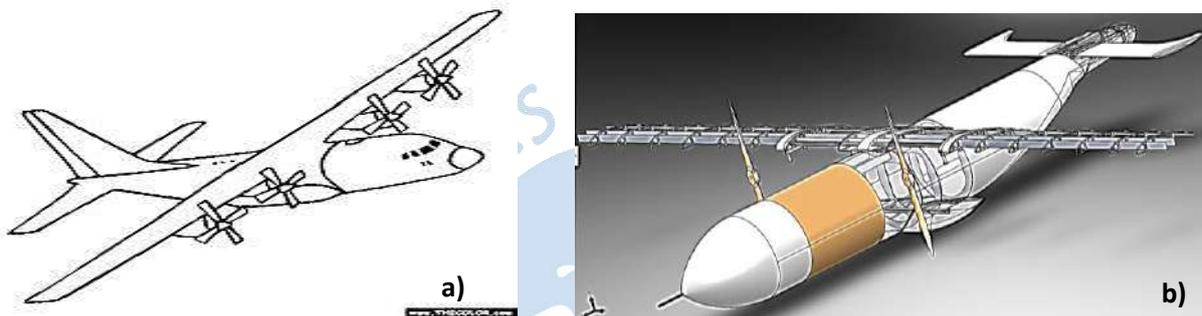


Figura 31. a) Modelo Hércules C-300 de cuatro motores; b) Para nuestro caso sólo con dos motores.

a) Fuente: Tomado y adaptado de <https://www.pinterest.com/pin/42502790216624029/?autologin=true>; b) Elaboración propia

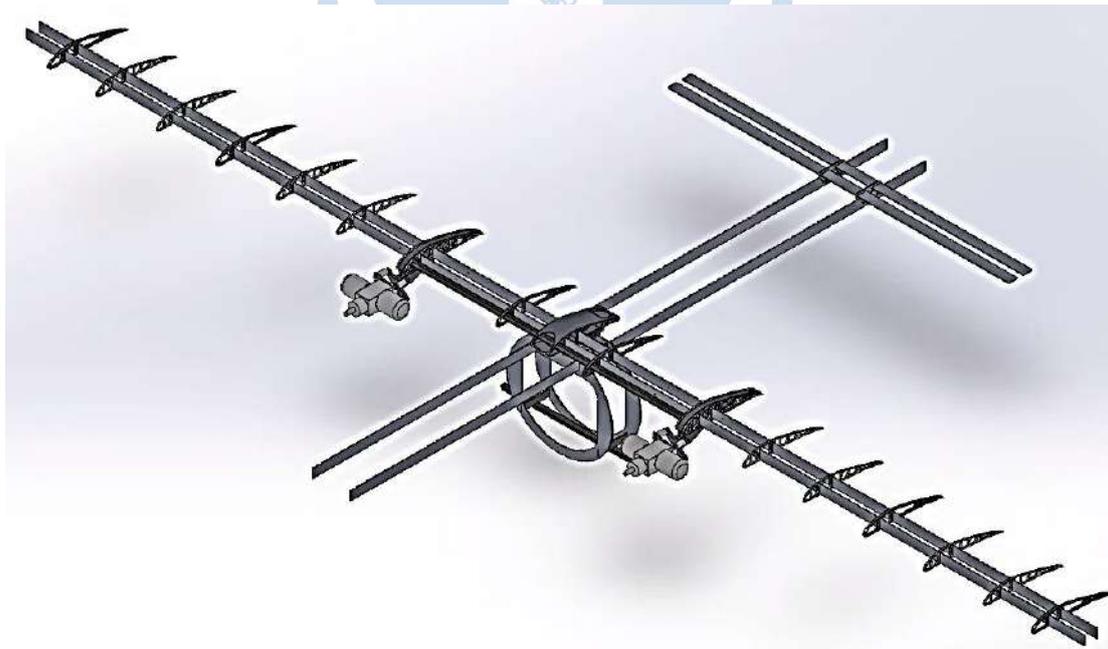


Figura 32. Estructura de segundo modelo de VANT propuesto.

Fuente: elaboración propia

Dada la experiencia de la evaluación del primer prototipo, a partir del segundo, el diseñador prioriza la evaluación sólo de la estructura, específicamente de la “**estructura alar**” de la aeronave por ser la parte crítica en la primera validación referida al análisis estructural. La disposición de materiales para el escenario del revestimiento o cubierta se presenta en el proceso de verificación aerodinámica, una vez efectuada la verificación estructural.

En la Tabla 50 se describen los componentes de la estructura de este segundo modelo, así como el estado de conformación de los mismos en perfiles, platinas, tuberías, etc., necesarios para su utilización.

Tabla 50. Solicitación de componentes del segundo modelo propuesto para la estructura.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	2	BEAM	B1 Y B2	Platina
	1	BEAM 3	B3	Platina
	1	ENGINE BEAM	EB	Perfil T
	1	LANDING GEAR BEAM2	LGB2	Perfil T
	2	LANDING GEAR BEAM 1 Y 2	LGB-1 Y LGB-2	Perfil T
	2	FUSELAJE BEAM 1 Y 2	FB-1 Y FB-2	Platina
	6	WIN RIB ALUM1 AL 6	WRA1, WR2, WR3, WR4, WR5 Y WR6	Pieza conformada
	12	WING RIB 2 AL 14 (SIN 6)	WR2, WR3, WR4, WR5, WR7, WR8, WR9, WR10, WR11, WR12, WR13 Y WR14	Pieza conformada
	2	WING ENGINE SUPPORT 1 Y 2	WES1 Y WES2	Pieza conformada
	1	WING FUSELAJE CONECTOR	WFC	Pieza conformada
	1	WING FUSELAJE ADAPTOR	WFA	Pieza conformada
	2	FUSELAJE RING 1 Y 2	FR1 Y FR2	Plancha maquinada
	2	HESUPPORT 1 Y 2	HS 1 Y HS2	Platina
	2	HS ATTACHMENT 1 Y 2	HSA1 Y HSA2	Plancha maquinada

Fuente: elaboración propia

**B.3.1.4.2. Afinamiento de priorización básica.** En este caso utilizar materiales que se presentan en la forma de platinas y perfiles (*acero al carbono A36, acero inoxidable AISI 304, aluminio 6063 T66*), piezas singulares obtenidas por algún método de conformación (*fundición o impresión 3D*), placas conformadas para el fuselaje (*nylon, PLA, PET, ABS, resinas, fibra de carbono, fibra de vidrio y madera balsa*) y placa comercial para maquinado (*acero inoxidable AISI 304, aluminio 1050 y plywood*).

En la última columna de la Tabla 51 después del desarrollo del método (ver apéndice A, priorización 5.2.1.4, matriz A.39), se muestra el orden de priorización según los criterios básicos.

Tabla 51. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	Or
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
Acero al carbono A36 (platina y perfil)	3,6	1,9	2,0	7,5	5
Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)	1,7	1,6	1,0	4,2	10
Aluminio 1050 (placa maquinada)	1,7	2,4	1,8	5,9	8
Aluminio 6063 (platina y perfil)	2,5	1,8	1,9	6,1	7
Fundición 356.0 (pieza conformada)	1,9	7,8	0,9	10,6	1
ABS (pieza conformada)	0,9	8,4	0,6	9,8	2
PLA (pieza y placa conformada)	0,9	8,4	0,6	9,8	2
PET (pieza y placa conformada)	0,9	8,4	0,6	9,8	2
Nylon (pieza y placa conformada)	0,9	8,4	0,3	9,6	3
Resinas (pieza y placa conformada)	0,5	8,4	0,3	9,2	4
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	1,6	1,4	0,6	3,7	11
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	0,8	1,4	0,5	2,7	12
Madera balsa (placa conformada)	2,1	3,0	1,1	6,2	6
Plywood (placa maquinada)	2,0	1,8	1,0	4,8	9

Fuente: Elaboración propia.

**B.3.1.4.3 Ponderación con los criterios técnicos.** En base a la ponderación de los criterios técnicos para el escenario estructural de Tabla 34, resulta la Tabla 52 (del apéndice A, priorización 5.2.3.1, matriz A.44).

Tabla 52. Materiales específicos a utilizar en estructura, según criterios técnicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	CRITERIOS TÉCNICOS				%TOTAL	ORDEN
	Resistencia mecánica	Baja densidad	Resistencia a fatiga	Resistencia al impacto		
Acero al carbono A36 (platina y perfil)	6,3	0,2	2,3	1,5	10,3	4
Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)	6,5	0,1	1,7	2,5	11,0	3
Aluminio 1050 (placa maquinada)	5,2	0,3	1,9	0,8	8,3	6
Aluminio 6063 (platina y perfil)	5,6	0,5	2,1	0,8	9,0	5
Fundición 356.0 (pieza conformada)	4,8	0,5	1,6	0,4	7,2	7
ABS (pieza conformada)	1,2	0,8	0,5	0,8	3,2	11
PLA (pieza y placa conformada)	1,2	0,8	0,5	0,4	2,8	12
PE los T (pieza y placa conformada)	1,2	0,8	0,5	0,8	3,2	11
Nylon (pieza y placa conformada)	2,4	0,8	1,9	1,5	6,6	8
Resinas (pieza y placa conformada)	0,6	0,8	0,2	0,2	1,8	13
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	7,4	0,4	3,0	1,4	12,2	2
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	9,0	0,8	3,5	2,9	16,1	1
Madera balsa (placa conformada)	1,0	2,0	0,4	0,3	3,8	10
Plywood (placa maquinada)	1,5	1,4	0,8	0,7	4,4	9

Fuente: Elaboración propia.

**B.3.1.4.4 Ponderación final.** Con las columnas de %Total de la Tabla 51 de priorización básica y Tabla 52 de priorización técnica se obtiene la tabla matriz final Tabla 53 para la estructura (ver apéndice A, priorización 5.2.4, matriz A.45).

Tabla 53. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización final.

<b>MATERIALES ESPECÍFICOS</b>	<b>Criterio técnico</b>	<b>Criterio básico</b>	<b>TOT. FILA</b>	<b>% TOT.</b>	<b>ORDEN</b>
<i>Acero al carbono A36 (platina y perfil)</i>	10,3	7,5	0,008	12,8	<b>1</b>
<i>Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)</i>	11,0	4,2	0,005	7,6	<b>6</b>
<i>Aluminio 1050 (placa maquinada)</i>	8,3	5,9	0,005	8,0	<b>5</b>
<i>Aluminio 6063 (platina y perfil)</i>	9,0	6,1	0,005	9,0	<b>4</b>
<i>Fundición 356.0 (pieza conformada)</i>	7,2	10,6	0,008	12,6	<b>2</b>
<i>ABS (pieza conformada)</i>	3,2	9,8	0,003	5,2	<b>9</b>
<i>PLA (pieza y placa conformada)</i>	2,8	9,8	0,003	4,5	<b>10</b>
<i>PET (pieza y placa conformada)</i>	3,2	9,8	0,003	5,2	<b>9</b>
<i>Nylon (pieza y placa conformada)</i>	6,6	9,6	0,006	10,4	<b>3</b>
<i>Resinas (pieza y placa conformada)</i>	1,8	9,2	0,002	2,8	<b>13</b>
<i>Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)</i>	12,2	3,7	0,004	7,3	<b>7</b>
<i>Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)</i>	16,1	2,7	0,004	7,2	<b>8</b>
<i>Madera balsa (placa conformada)</i>	3,8	6,2	0,002	3,9	<b>11</b>
<i>Plywood (placa maquinada)</i>	4,4	4,8	0,002	3,5	<b>12</b>

Fuente: Elaboración propia

Teniendo en cuenta el mínimo de proporcionalidad de 7,7 %, el escenario estructural considera los siguientes materiales en el siguiente orden de prioridad:

**Acero al carbono ASTM A36** (platina y perfil), **fundición de aluminio** (pieza), **Nylon** (pieza o placa conformada en 3D), **Aluminio 6063** (platina y perfil), **Aluminio 1050** (placa maquinada), etc.

**B.3.1.4.5 Disposición de materiales en modelo.** Del resultado de la matriz de priorización para la estructura, se pone a disposición del diseñador los materiales seleccionados para la fabricación de los componentes de la estructura alar del segundo prototipo, según el detalle de la Tabla 54.

**B.3.1.4.6 Validación estructural.** La verificación estructural del modelo considera sólo a los componentes que representan la estructura de soporte de todas las cargas, los cuales corresponden a dos vigas o largueros BEAM, una viga T ENGINE BEAM, seis conectores alares tipo WING RIB ALUM, ocho conectores alares tipo WING RIB, dos soportes tipo WING ENGINE SUPPORT y en el centro del fuselaje el WING FUSELAJE CONECTOR donde se soporta la estructura.

Las cargas a considerar en base al criterio del diseñador son de 500 N de sustentación en la superficie inferior de los conectores y 49 N de peso de motor en cada punto de sujeción del WING ENGINE SUPPORT. La fuerza de arrastre sobre el ala no se considera debido a que se contrarresta con el efecto de la superficie o cubierta del alar. Así mismo, el peso de la aeronave, tren de aterrizaje, cargas remotas verticales provenientes del peso de la cola y otras

cargas tampoco se consideran por encontrarse en el centro de gravedad justo en la zona de soporte de la simulación estática, zona de acción del WING FUSELAJE CONECTOR.

Tabla 54. Selección de materiales para los componentes de estructura alar del segundo prototipo.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	2	BEAM	B1 Y B2	Platina Aluminio 6063-T66
	1	BEAM 3	B3	Platina Aluminio 6063-T66
	1	ENGINE BEAM	EB	Perfil T ASTM A36
	1	LANDING GEAR BEAM2	LGB2	Perfil T ASTM A36
	2	LANDING GEAR BEAM 1 Y 2	LGB-1 Y LGB-2	Perfil T ASTM A36
	2	FUSELAJE BEAM 1 Y 2	FB-1 Y FB-2	Platina Aluminio 6063-T66
	6	WIN RIB ALUM1 AL 6	WRA1, WR2, WR3, WR4, WR5 Y WR6	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	12	WING RIB 2 AL 14 (SIN 6)	WR2, WR3, WR4, WR5, WR7, WR8, WR9, WR10, WR11, WR12, WR13 Y WR14	Pieza de Nylon 645
	2	WING ENGINE SUPPORT 1 Y 2	WES1 Y WES2	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	1	WING FUSELAJE CONECTOR	WFC	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	1	WING FUSELAJE ADAPTOR	WFA	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	2	FUSELAJE RING 1 Y 2	FR1 Y FR2	Plancha aluminio 1050
	2	HESUPPORT 1 Y 2	HS 1 Y HS2	Platina Aluminio 6063-T66
	2	HS ATTACHMENT 1 Y 2	HSA1 Y HSA2	Plancha aluminio 1050

Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 33 y Figura 34 se puede observar el esfuerzo máximo sobre la viga de aluminio cerca del conector de fundición de aluminio y el factor de seguridad (FS), respectivamente, después de la simulación, siendo este último de carácter muy crítico por ser muy inferior a la unidad (FS: 0,1).

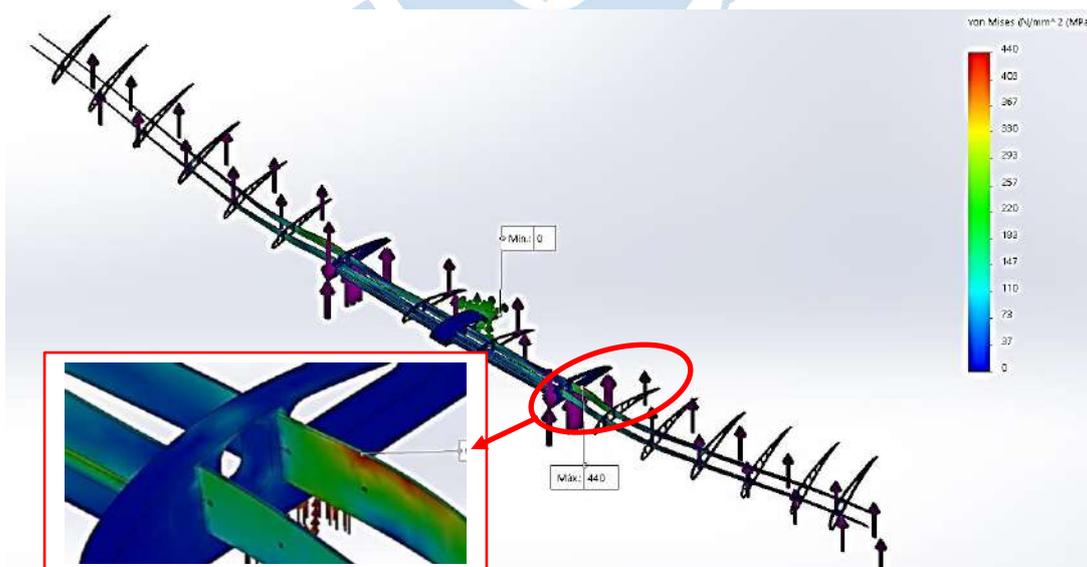


Figura 33. Simulación estática de esfuerzos en estructura alar de segundo modelo.

Fuente: Elaboración propia.

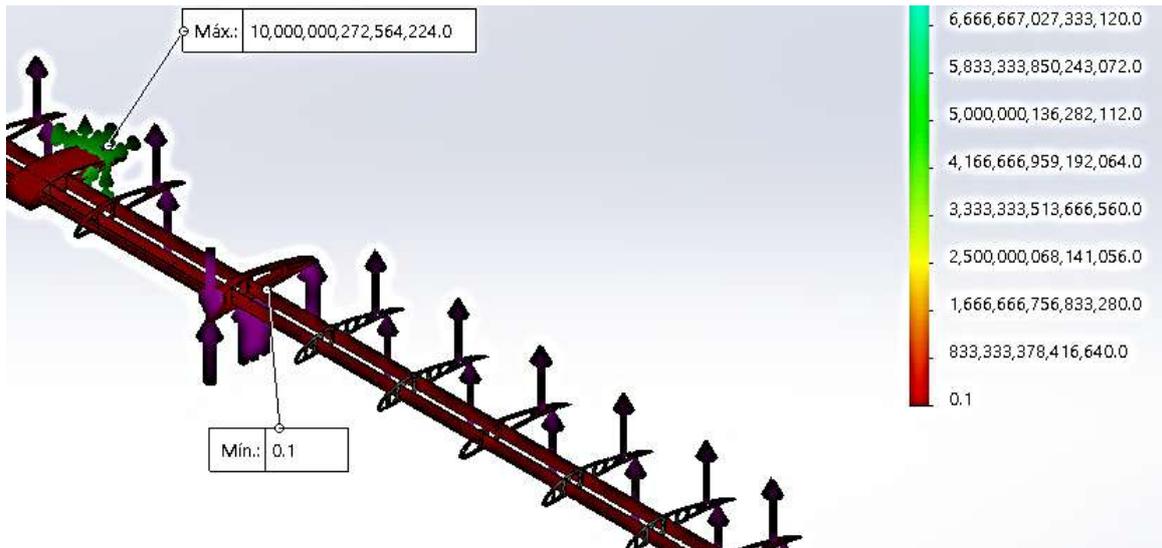


Figura 34. factor de seguridad después de la simulación estática de la estructura alar de segundo modelo.

Fuente: Elaboración propia

Aunque aún no es el prototipo deseado, este segundo modelo no se descarta totalmente, sino que se procede a realizar mejoras sobre él.

**PROTOTIPO C:****C. 3.1.4.1 Configuración alar.**

a) *Perfil alar:* s1223.

b) *Ángulo de ataque:* 8 °.

c) *Arquitectura.* Semejante al modelo base de prototipo B de 4,40 m de ala x 3,03 m de largo (Figura 35), con fuselaje tipo monocasco, pero con cambios en la estructura alar y su revestimiento, por lo que se prioriza en la evaluación de este componente (Figura 36).

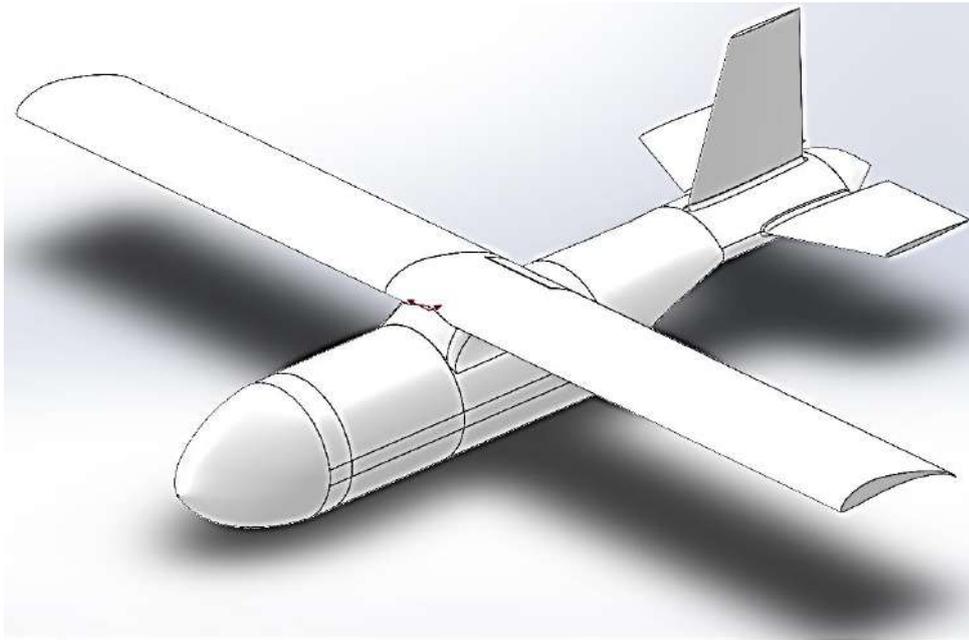


Figura 35. Fuselaje del tercer prototipo sin los dos motores.

Fuente: elaboración propia



Figura 36. Estructura alar de tercer prototipo VANT.

Fuente: elaboración propia.

Tabla 55. Solicitud de componentes del tercer prototipo propuesto para la estructura alar.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	4	BEAM 1 al 4	B1, B2, B3 Y B4	Platina
	1	EJE DE FLAPS	EF	Tubería
	2	ENGINE BEAM 1 y 2	EB1 Y EB2	Perfil T
	2	WING RIB NYLON v3 1 Y 2	WRN3-1 Y WRN3-2	Pieza conformada
	4	WIN RIB ALUMv2 1 AL 4	WRA1, WRA2, WRA3 Y WRA4	Pieza conformada
	6	WIN RIB ALUMv2 SURF CONT 1 AL 6	WRS1, WRS2, WRS3, WRS4, WRS5 Y WRS6	Pieza conformada
	6	SURF CONT RIB 1 AL 6	SCR1, SCR2, SCR3, SCR4, SCR5 Y SCR6	Pieza conformada
	6	WING RIB NYLONv2 SURF CONT 1 AL 6	WRNS1, WRNS2, WRNS3, WRNS4, WRNS5 Y WRNS6	Pieza conformada
	12	WING RIB NYLONv2 4 AL 15	WRN4, WRN5, WRN6, WRN7, WRN8, WRN9, WRN10, WRN11, WRN12, WRN13, WRN14 Y WRN15	Pieza conformada
	4	WING ENGINE SUPPORT 1 AL 4	WES1, WES2, WES3 Y WES4	Plancha maquinada
	6	WING RIB FLAP NYLONv2 1 AL 6	WRFN1, WRFN2, WRFN3, WRFN3, WRFN4, WRFN5 Y WRFN6	Pieza conformada
	2	ENGINE FIREWALL 1 Y 2	EF1 Y EF2	Plancha maquinada
	4	FLAP RIB 1 AL 4	FR1, FR2, FR3 Y FR4	Plancha maquinada
	4	MAIN WING SUPPORT 1 AL 4	MS1, MS2, MS3 Y MS4	Plancha maquinada

Fuente: elaboración propia

### C.3.1.4.2. Afinamiento de priorización básica (apénd. A, prioriz. 5.3.1.4, matriz A.49).

Tabla 56. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	VALOR PORCENTUAL (%)			%TOTAL	ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible		
Acero al carbono A36 (platina y perfil)	3,2	2,0	2,1	7,3	5
Acero al carbono A500 (tubería)	1,9	2,1	1,5	5,4	9
Acero inox. 304 (platina, perfil y placa)	1,5	2,5	0,6	4,6	11
Aluminio 1050 (placa maquinada)	1,6	4,4	1,6	7,5	4
Aluminio 6063 (platina y perfil)	2,2	2,0	1,6	5,9	8
Fundición 356.0 (pieza conformada)	1,7	4,6	0,8	7,2	6
ABS (pieza conformada)	0,8	7,9	0,5	9,2	1
PLA (pieza y placa conformada)	0,8	7,9	0,5	9,2	1
PET (pieza y placa conformada)	0,8	7,9	0,5	9,2	1
Nylon (pieza y placa conformada)	0,8	7,9	0,3	9,0	2
Resinas (pieza y placa conformada)	0,5	7,9	0,2	8,6	3
F. de vidrio (tubería y placa conformada)	1,4	1,4	0,6	3,4	12
F. de Carbono (tubería y placa conformada)	0,7	1,5	0,4	2,7	13
Madera balsa (placa conformada)	1,9	3,2	1,0	6,1	7
Plywood (placa maquinada)	1,8	2,1	1,0	4,9	10

Fuente: Elaboración propia.

**C.3.1.5.3. Ponderación con los criterios técnicos** (apénd. A, prioriz. 5.3.3.1, matriz A.54).

Tabla 57. Materiales específicos a utilizar en estructura alar, según criterios técnicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	CRITERIOS TÉCNICOS				% TOTAL	ORDEN
	Resistencia mecánica	Baja densidad	Resistencia a fatiga	Resistencia al impacto		
Acero al carbono A36 (platina y perfil)	5,6	0,2	2,0	1,3	9,1	4
Acero al carbono A500 (tubería)	5,6	0,2	2,0	1,3	9,1	4
Acero inox. 304 (platina, perfil y placa)	5,9	0,1	1,6	2,4	10,0	3
Aluminio 1050 (placa maquinada)	4,6	0,4	1,7	1,0	7,7	6
Aluminio 6063 (platina y perfil)	4,9	0,4	1,9	0,8	8,0	5
Fundición 356.0 (pieza conformada)	4,2	0,4	1,4	0,3	6,3	7
ABS (pieza conformada)	1,0	0,8	0,4	0,7	2,9	11
PLA (pieza y placa conformada)	1,0	0,8	0,4	0,3	2,6	12
PET (pieza y placa conformada)	1,0	0,8	0,4	0,7	2,9	11
Nylon (pieza y placa conformada)	2,1	0,8	1,6	1,3	5,9	8
Resinas (pieza y placa conformada)	0,6	0,8	0,2	0,2	1,8	13
F. vidrio (tubería y placa conformada)	6,6	0,4	3,0	1,3	11,3	2
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	8,4	0,8	3,2	2,6	15,1	1
Madera balsa (placa conformada)	0,9	1,8	0,4	0,3	3,4	10
Plywood (placa maquinada)	1,3	1,3	0,7	0,6	3,9	9

Fuente: Elaboración propia

**C.3.1.4.4. Ponderación final** (apéndice A, priorización 5.3.4, matriz A.55).

Tabla 58. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización.

MATERIALES ESPECÍFICOS	Criterio técnico	Criterio básico	TOT. FILA	% TOT.	ORDEN
Acero al carbono A36 (platina y perfil)	9,1	7,3	0,007	11,5	<b>1</b>
Acero al carbono A500 (tubería)	9,1	5,4	0,005	8,5	<b>4</b>
Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)	10,0	4,6	0,005	8,0	<b>6</b>
Aluminio 1050 (placa maquinada)	7,7	7,5	0,006	10,1	<b>2</b>
Aluminio 6063 (platina y perfil)	8,0	5,9	0,005	8,2	<b>5</b>
Fundición 356.0 (pieza conformada)	6,3	7,2	0,004	7,8	<b>7</b>
ABS (pieza conformada)	2,9	9,2	0,003	4,7	<b>10</b>
PLA (pieza y placa conformada)	2,6	9,2	0,002	4,1	<b>11</b>
PET (pieza y placa conformada)	2,9	9,2	0,003	4,7	<b>10</b>
Nylon (pieza y placa conformada)	5,9	9,0	0,005	9,1	<b>3</b>
Resinas (pieza y placa conformada)	1,8	8,6	0,002	2,6	<b>14</b>
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	11,3	3,4	0,004	6,7	<b>9</b>
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	15,1	2,7	0,004	7,0	<b>8</b>
Madera balsa (placa conformada)	3,4	6,1	0,002	3,6	<b>12</b>
Plywood (placa maquinada)	3,9	4,9	0,002	3,3	<b>13</b>

Fuente: Elaboración propia

### C.3.1.4.5 Disposición de materiales en modelo.

Tabla 59. Selección de materiales para los componentes de la estructura alar del tercer prototipo.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	4	BEAM 1 al 4	B1, B2, B3 Y B4	Platina Aluminio 6063-T66
	1	EJE DE FLAPS	EF	Tubería acero A500
	2	ENGINE BEAM 1 y 2	EB1 Y EB2	Perfil T ASTM A36
	2	WING RIB NYLON v3 1 Y 2	WRN3-1 Y WRN3-2	Pieza de Nylon 645
	4	WIN RIB ALUMv2 1 AL 4	WRA1, WRA2, WRA3 Y WRA4	Pieza de Aluminio fundido 356.0
	6	WIN RIB ALUMv2 SURF CONT 1 AL 6	WRS1, WRS2, WRS3, WRS4, WRS5 Y WRS6	Plancha aluminio 1050
	6	SURF CONT RIB 1 AL 6	SCR1, SCR2, SCR3, SCR4, SCR5 Y SCR6	Pieza de Nylon 645
	6	WING RIB NYLONv2 SURF CONT 1 AL 6	WRNS1, WRNS2, WRNS3, WRNS4, WRNS5 Y WRNS6	Pieza de Nylon 645
	12	WING RIB NYLONv2 4 AL 15	WRN4, WRN5, WRN6, WRN7, WRN8, WRN9, WRN10, WRN11, WRN12, WRN13, WRN14 Y WRN15	Pieza de Nylon 645
	4	WING ENGINE SUPPORT 1 AL 4	WES1, WES2, WES3 Y WES4	Plancha aluminio 1050
	6	WING RIB FLAP NYLONv2 1 AL 6	WRFN1, WRFN2, WRFN3, WRFN3, WRFN4, WRFN5 Y WRFN6	Pieza de Nylon 645
	2	ENGINE FIREWALL 1 Y 2	EF1 Y EF2	Plancha aluminio 1050
	4	FLAP RIB 1 AL 4	FR1, FR2, FR3 Y FR4	Plancha aluminio 1050
4	MAIN WING SUPPORT 1 AL 4	MS1, MS2, MS3 Y MS4	Plancha aluminio 1050	

Fuente: Elaboración propia

**C.3.1.4.6 Validación estructural.** Las cargas a considerar en base al criterio del diseñador son de 450 N de sustentación en la superficie inferior de los conectores, 150 N de fuerza de arrastre distribuidos en las vigas (rectas y en T), 90 N de peso de los motores y en cada punto de sujeción del mismo (en ENGINE FIREWALL 1 y 2) 450 N de fuerza de tracción. Los pesos de los elementos de la estructura también se consideran aplicando el efecto de la “gravedad” en la configuración de cargas.

En la Figura 37 y Figura 38 se puede observar un FS de 0,622, lo que es una mejora respecto a los prototipos anteriores. En adición a esto, se profundiza en el análisis de este factor mediante la opción “iso- superficies” del SolidWorks, encontrándose que dicho factor no se extiende de manera representativa en toda la estructura, sino que se centra en una pieza conformable de fácil optimización (Figura 39), resultando ser una mejora muy importante. Sin embargo, al nivel de FS: 5,5 (Figura 40) se comienzan a concentrar tensiones en la viga de aluminio, que es una platina 6063 T66 de baja deformabilidad (4 % según caracterización mecánica), y por ende no es apta para el servicio dinámico a fatiga del ala. Esto descarta el modelo, pero nos aproxima mucho más al modelo final.

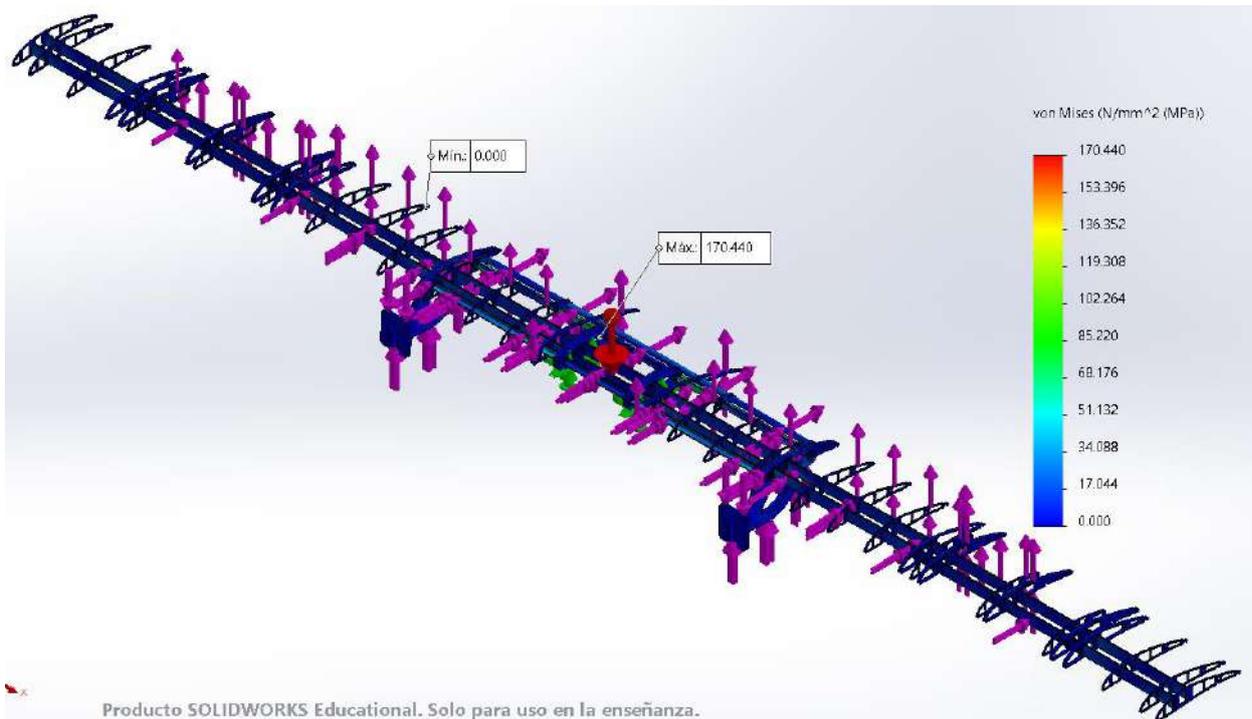


Figura 37. Simulación estática de esfuerzos en estructura alar del tercer prototipo.  
Fuente: elaboración propia

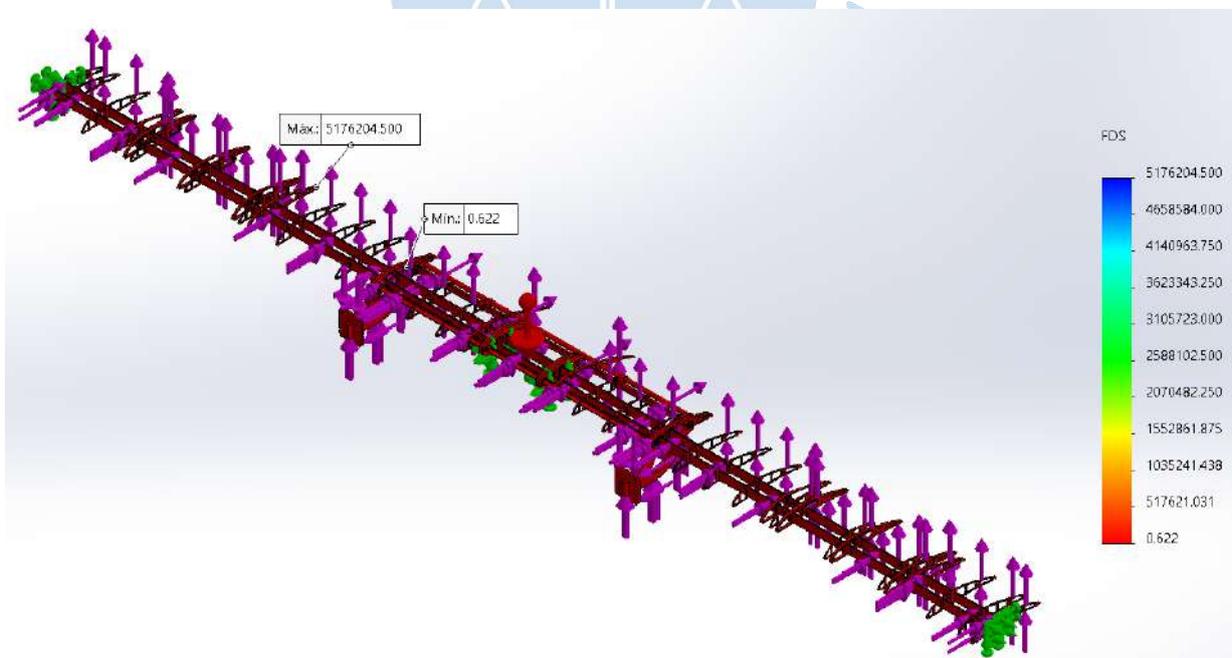


Figura 38. Factor de seguridad después de la simulación estática de la estructura alar de tercer prototipo.  
Fuente: elaboración propia

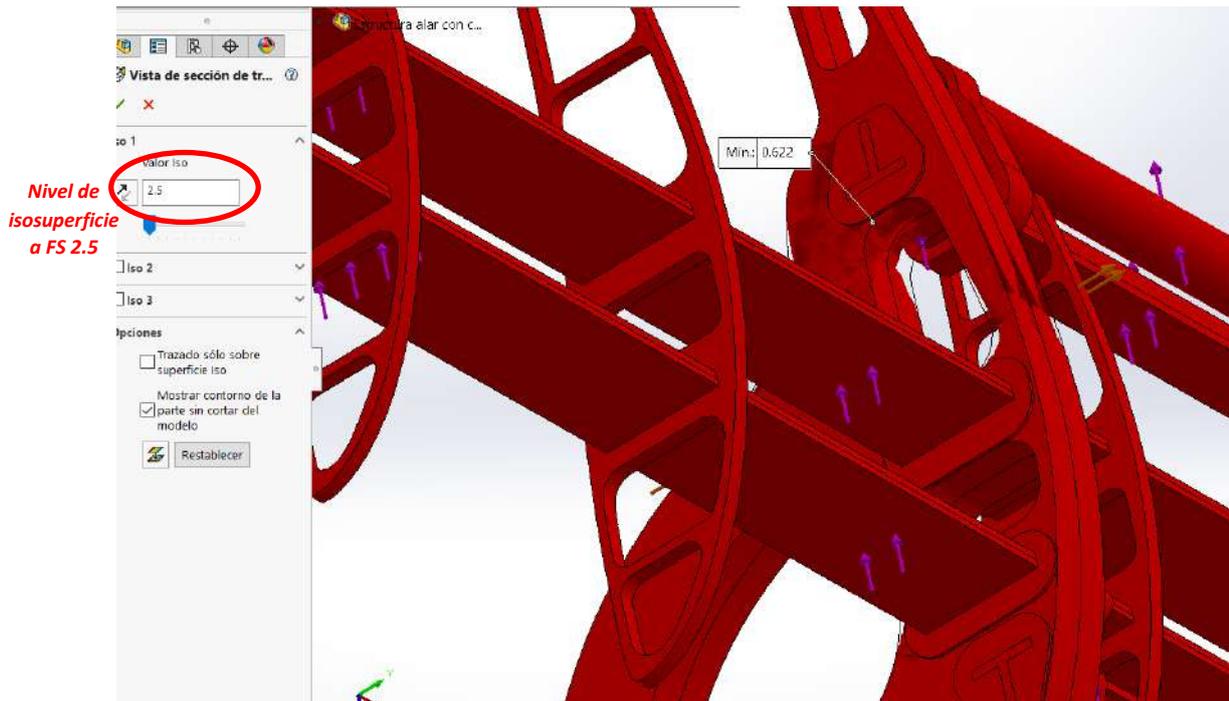


Figura 39. Concentración a un lado de los ENGINE SUPPORT después de isosuperficies en FS:2,5.

Fuente: elaboración propia

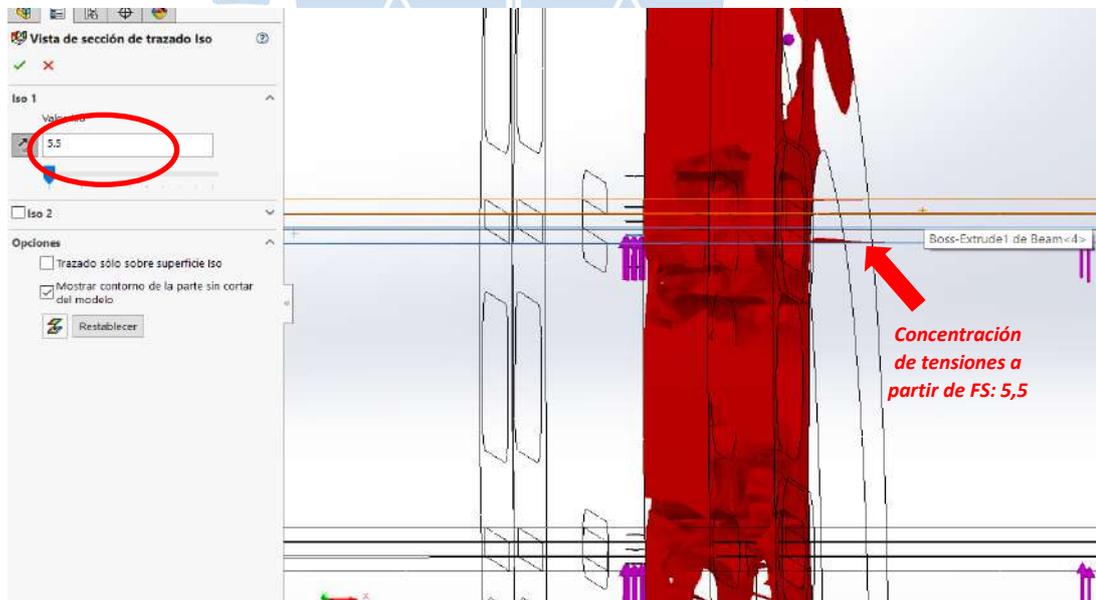


Figura 40. En FS: 5,5 inicia concentración de esfuerzos en platina de aluminio poco deformable y por ende no apto para fatiga.

Fuente: elaboración propia.

**PROTOTIPO D:****D. 3.1.4.1. Configuración alar.**

a) *Perfil alar*: El diseñador busca una optimización del perfil alar s1223 seleccionando el perfil s0007. Además, la longitud de la cuerda aumenta a 51 cm.

b) *Ángulo de ataque*: Siguiendo el procedimiento del primer modelo cambia a 7 °.

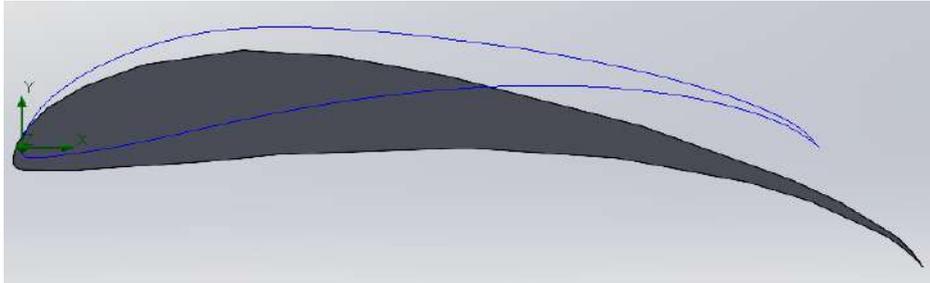


Figura 41. Perfil alar mejorado s0007 con un ángulo de 7 °.  
Fuente: elaboración propia.

c) *Arquitectura*. Igual modelo que prototipo B y con estructura alar diferente a la de los prototipos B y C. Sin embargo, por estar en la posición de mayor aproximación de prototipos se mantiene la misma selección de materiales del prototipo C.

También se prioriza la evaluación de la estructura alar, la cual deja de lado el uso de fundición de aluminio para conformar las piezas conectoras de vigas y los soportes de motores dado el grado de detalle necesario para su obtención (Figura 42).

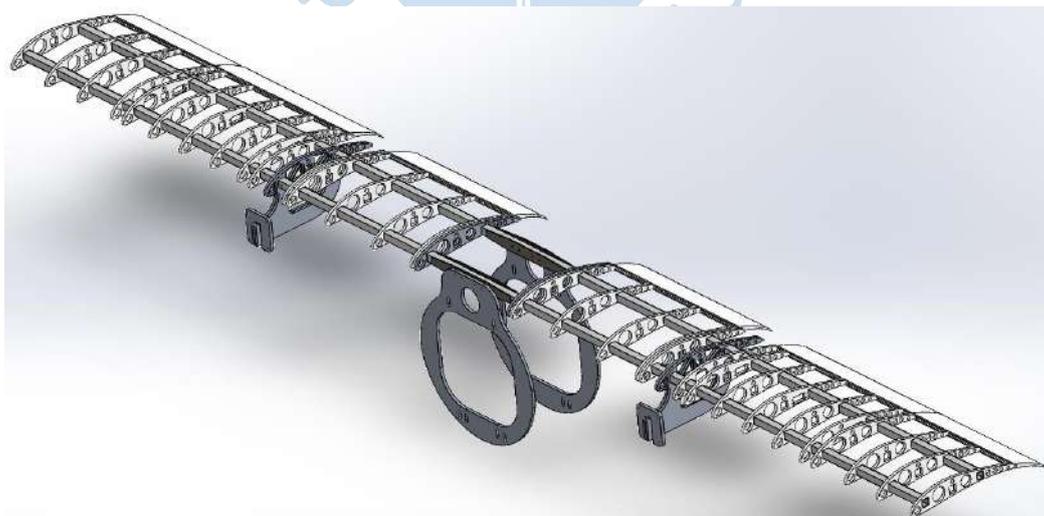


Figura 42. Estructura alar de cuarto prototipo de VANT.  
Fuente: elaboración propia

Tabla 60. Solicitud de componentes del cuarto prototipo propuesto para la estructura alar.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	2	LARGUERO PRINCIPAL	LP1 Y LP2	Tubería
	12	WING RIB NYLON 1 AL 12	WRN1, WRN2, WRN3, WRN4, WRN5, WRN6, WRN7, WRN8, WRN9, WRN10, WRN11 Y WRN12	Pieza conformada
	6	WING RIB NYLON SURF CONT 1 AL 6	WRSC1, WRSC2, WRSC3, WRSC4, WRSC5 Y WRSC6	Pieza conformada
	2	WING RIB 3 Y 4	WR3 Y WR4	Plancha maquinada
	4	WING RIB NYLON SURF CONT ALT 1 AL 5 (SIN 3)	WRSCA1, WRSCA2, WRSCA4 Y WRSCA5	Pieza conformada
	18	WING RIB NYLON SURF CONT COMPLEMENTO 1 AL 18	WRSCC1, WRSCC2, WRSCC3, WRSCC4, WRSCC5, WRSCC6, WRSCC7, WRSCC8, WRSCC9, WRSCC10, WRSCC11, WRSCC12, WRSCC13, WRSCC14, WRSCC15, WRSCC16, WRSCC17 Y WRSCC18	Pieza conformada
	8	WING RIB NYLON SURF FLAP CONT 1 AL 8	WRNF1, WRNF2, WRNF3, WRNF4, WRNF5, WRNF6, WRNF7 Y WRNF8	Pieza conformada
	2	ANILLO FUSELAJE PRINCIPAL 1 Y 2	AP1 Y AP2	Plancha maquinada
	4	REFUERZOS	R1, R2, R3 Y R4	Plancha maquinada
	2	TRAILING EDGE FIJO 2 1 Y 2	TEF2-1 Y TEF2-2	Pieza conformada
	4	WING ENGINE SUPPORT 1 AL 4	WES1, WES2, WES3 Y WES4	Plancha maquinada
	2	TRAILING EDGE 1 Y 2	TE1 Y TE2	Pieza conformada
	2	ENGINE FIREWALL 1 Y 2	EF1 Y EF2	Plancha maquinada
	2	TRAILING EDGE FLAP 1 Y 2	TEFL1 Y TEFL2	Plancha maquinada

Fuente: elaboración propia

#### D.3.1.4.2. Afinamiento de priorización básica (idem prototipo C).

Tabla 61. Pesos porcentuales de los materiales específicos a utilizar según criterios básicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	VALOR PORCENTUAL (%)				ORDEN
	Fácil aprovisionamiento	Fácil conformado	Costo asequible	%TOTAL	
Acero al carbono A36 (placa o plancha)	3,2	2,0	2,1	7,3	5
Acero al carbono A500 (tubería)	1,9	2,1	1,5	5,4	9
Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)	1,5	2,5	0,6	4,6	11
Aluminio 1050 (placa maquinada)	1,6	4,4	1,6	7,5	4
Aluminio 6063 (platina y perfil)	2,2	2,0	1,6	5,9	8
Fundición 356.0 (pieza conformada)	1,7	4,6	0,8	7,2	6
ABS (pieza conformada)	0,8	7,9	0,5	9,2	1
PLA (pieza y placa conformada)	0,8	7,9	0,5	9,2	1
PET (pieza y placa conformada)	0,8	7,9	0,5	9,2	1
Nylon (pieza y placa conformada)	0,8	7,9	0,3	9,0	2
Resinas (pieza y placa conformada)	0,5	7,9	0,2	8,6	3
F. de vidrio (tubería y placa conformada)	1,4	1,4	0,6	3,4	12
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	0,7	1,5	0,4	2,7	13
Madera balsa (placa conformada)	1,9	3,2	1,0	6,1	7
Plywood (placa maquinada)	1,8	2,1	1,0	4,9	10

Fuente: Elaboración propia.

### D.3.1.4.3. Ponderación con los criterios técnicos (ídem prototipo C).

Tabla 62. Materiales específicos a utilizar en estructura alar, según criterios técnicos.

MATERIALES ESPECÍFICOS	CRITERIOS TÉCNICOS				% TOTAL	ORDEN
	Resistencia mecánica	Baja densidad	Resistencia a fatiga	Resistencia al impacto		
Acero al carbono A36 (placa o plancha)	5,6	0,2	2,0	1,3	9,1	4
Acero al carbono A500 (tubería)	5,6	0,2	2,0	1,3	9,1	4
Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)	5,9	0,1	1,6	2,4	10,0	3
Aluminio 1050 (placa maquinada)	4,6	0,4	1,7	1,0	7,7	6
Aluminio 6063 (platina y perfil)	4,9	0,4	1,9	0,8	8,0	5
Fundición 356.0 (pieza conformada)	4,2	0,4	1,4	0,3	6,3	7
ABS (pieza conformada)	1,0	0,8	0,4	0,7	2,9	11
PLA (pieza y placa conformada)	1,0	0,8	0,4	0,3	2,6	12
PET (pieza y placa conformada)	1,0	0,8	0,4	0,7	2,9	11
Nylon (pieza y placa conformada)	2,1	0,8	1,6	1,3	5,9	8
Resinas (pieza y placa conformada)	0,6	0,8	0,2	0,2	1,8	13
F. vidrio (tubería y placa conformada)	6,6	0,4	3,0	1,3	11,3	2
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	8,4	0,8	3,2	2,6	15,1	1
Madera balsa (placa conformada)	0,9	1,8	0,4	0,3	3,4	10
Plywood (placa maquinada)	1,3	1,3	0,7	0,6	3,9	9

Fuente: Elaboración propia

### D.3.1.4.4. Ponderación final (ídem prototipo C).

Tabla 63. Materiales a utilizar en estructura y su orden de priorización.

MATERIALES ESPECÍFICOS	Criterio técnico	Criterio básico	TOT. FILA	% TOT.	ORDEN
Acero al carbono A36 (placa o plancha)	9,1	7,3	0,007	11,5	<b>1</b>
Acero al carbono A500 (tubería)	9,1	5,4	0,005	8,5	<b>4</b>
Acero inoxidable 304 (platina, perfil y placa)	10,0	4,6	0,005	8,0	<b>6</b>
Aluminio 1050 (placa maquinada)	7,7	7,5	0,006	10,1	<b>2</b>
Aluminio 6063 (platina y perfil)	8,0	5,9	0,005	8,2	<b>5</b>
Fundición 356.0 (pieza conformada)	6,3	7,2	0,004	7,8	<b>7</b>
ABS (pieza conformada)	2,9	9,2	0,003	4,7	<b>10</b>
PLA (pieza y placa conformada)	2,6	9,2	0,002	4,1	<b>11</b>
PET (pieza y placa conformada)	2,9	9,2	0,003	4,7	<b>10</b>
Nylon (pieza y placa conformada)	5,9	9,0	0,005	9,1	<b>3</b>
Resinas (pieza y placa conformada)	1,8	8,6	0,002	2,6	<b>14</b>
Fibra de vidrio (tubería y placa conformada)	11,3	3,4	0,004	6,7	<b>9</b>
Fibra de Carbono (tubería y placa conformada)	15,1	2,7	0,004	7,0	<b>8</b>
Madera balsa (placa conformada)	3,4	6,1	0,002	3,6	<b>12</b>
Plywood (placa maquinada)	3,9	4,9	0,002	3,3	<b>13</b>

Fuente: Elaboración propia.

### D.3.1.4.5. Disposición de materiales en modelo.

Tabla 64. Selección de materiales para los componentes de la estructura alar del cuarto prototipo.

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SIGLAS	MATERIAL
ESTRUCTURA	2	LARGUERO PRINCIPAL	LP1 Y LP2	Tubería ASTM A500
	12	WING RIB NYLON 1 AL 12	WRN1, WRN2, WRN3, WRN4, WRN5, WRN6, WRN7, WRN8, WRN9, WRN10, WRN11 Y WRN12	Pieza de Nylon 645
	6	WING RIB NYLON SURF CONT 1 AL 6	WRSC1, WRSC2, WRSC3, WRSC4, WRSC5 Y WRSC6	Pieza de Nylon 645
	2	WING RIB 3 Y 4	WR3 Y WR4	Plancha aluminio 1050
	4	WING RIB NYLON SURF CONT ALT 1 AL 5 (SIN 3)	WRSCA1, WRSCA2, WRSCA4 Y WRSCA5	Pieza de Nylon 645
	18	WING RIB NYLON SURF CONT COMPLEMENTO 1 AL 18	WRSCC1, WRSCC2, WRSCC3, WRSCC4, WRSCC5, WRSCC6, WRSCC7, WRSCC8, WRSCC9, WRSCC10, WRSCC11, WRSCC12, WRSCC13, WRSCC14, WRSCC15, WRSCC16, WRSCC17 Y WRSCC18	Pieza de Nylon 645
	2	ANILLO FUSELAJE PRINCIPAL 1 Y 2	AP1 Y AP2	Plancha aluminio 1050
	4	REFUERZOS	R1, R2, R3 Y R4	Plancha acero A36
	8	WING RIB NYLON SURF FLAP CONT 1 AL 8	WRNF1, WRNF2, WRNF3, WRNF4, WRNF5, WRNF6, WRNF7 Y WRNF8	Pieza de Nylon 645
	2	TRAILING EDGE FIJO 2 1 Y 2	TEF2-1 Y TEF2-2	Pieza de Nylon 645
	4	WING ENGINE SUPPORT 1 AL 4	WES1, WES2, WES3 Y WES4	Plancha aluminio 1050
	2	TRAILING EDGE 1 Y 2	TE1 Y TE2	Pieza de Nylon 645
	2	ENGINE FIREWALL 1 Y 2	EF1 Y EF2	Plancha aluminio 1050
2	TRAILING EDGE FLAP 1 Y 2	TEFL1 Y TEFL2	Pieza de Nylon 645	

Fuente: Elaboración propia

**D.3.1.4.6. Validación estructural.** Las cargas a considerar en base al criterio del diseñador son de 600 N de sustentación en la superficie inferior de los conectores, 164 N de fuerza de arrastre distribuidos en los tubos (largueros sección cuadrada), 90 N de peso de los motores y en cada punto de sujeción del mismo (en ENGINE FIREWALL 1 y 2) 450 N de fuerza de tracción. Los pesos de los elementos de la estructura también se consideran aplicando el efecto de la “gravedad” en la configuración de cargas.

En la Figura 44 se puede observar un FS mínimo de 0,243, ubicado fuera de los largueros y soportes; más bien focalizado en las costillas o WING RIBS y Flaps de la aeronave, los cuales podrían ser fácilmente mejorables durante el conformado de las piezas. En el estudio mostrado en la Figura 45 se aprecia con más detalle, el valor mínimo de FS a nivel de 1,7, que tienen los largueros en la zona de soporte a inmediaciones de la plancha se refuerzo y en un agujero en el larguero de uso no vital. Por último, realizando el análisis de fatiga en dicha zona se obtiene un valor mínimo de vida a los 282 688 ciclos (más visible a los 300 000 ciclos) como se aprecia en las Figura 46 y Figura 47. A este nivel de performance en fatiga, finalmente el prototipo D cumple con los requerimientos básicos de validación estructural.

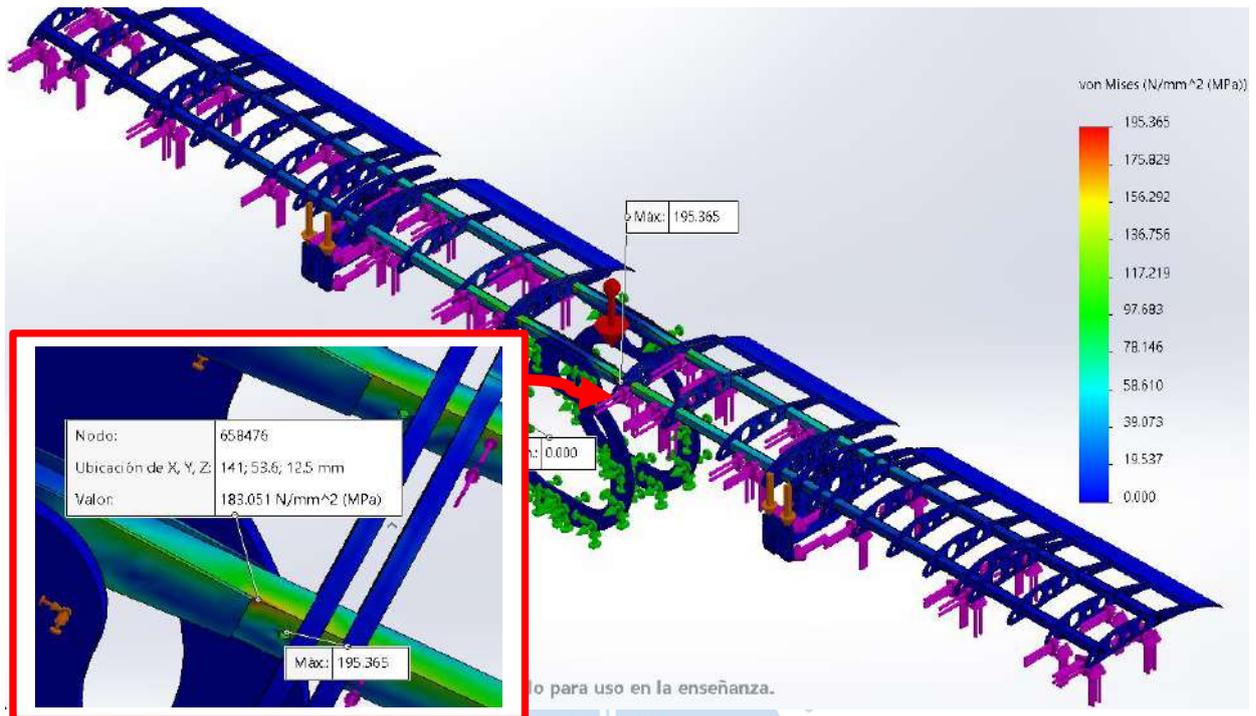


Figura 43. Simulación estática de esfuerzos en estructura alar del cuarto prototipo.  
Fuente: elaboración propia.

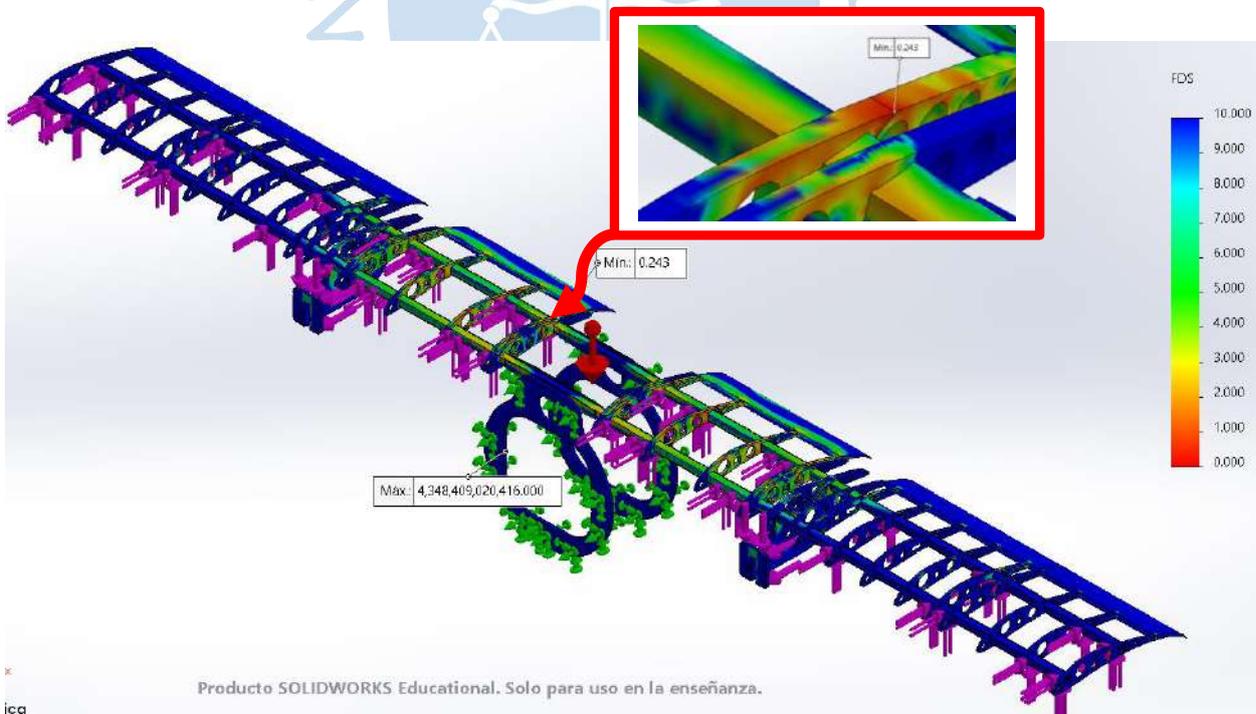


Figura 44. Factor de seguridad después de la simulación estática de la estructura alar del cuarto prototipo.  
Fuente: elaboración propia

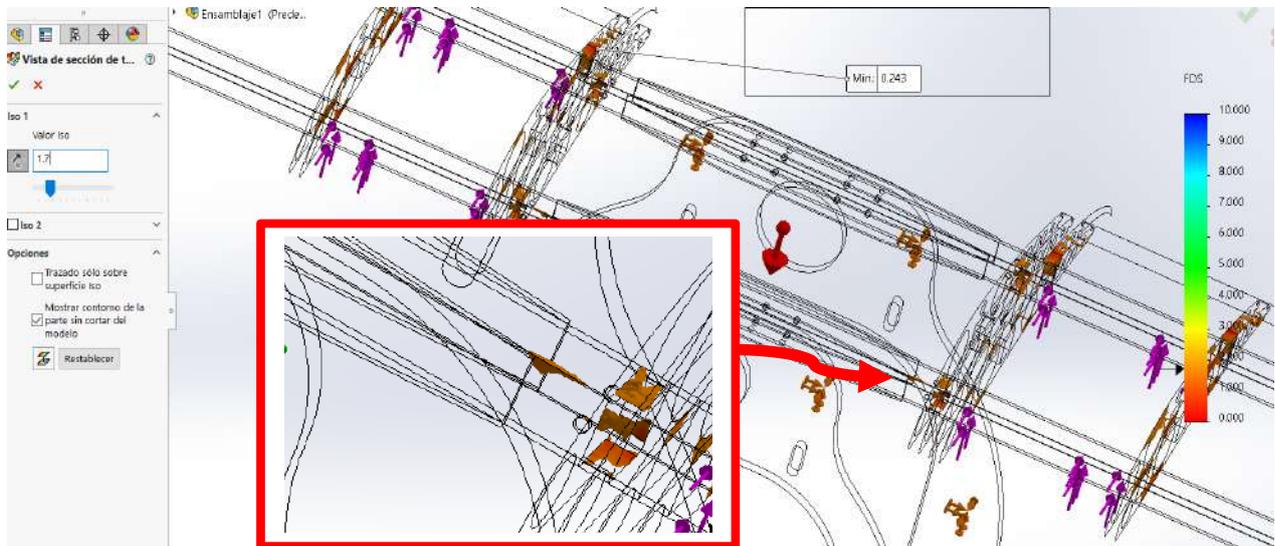


Figura 45. Factor de seguridad en el soporte de la estructura alar después de isosuperficies en FS: 1,7.

Fuente: elaboración propia

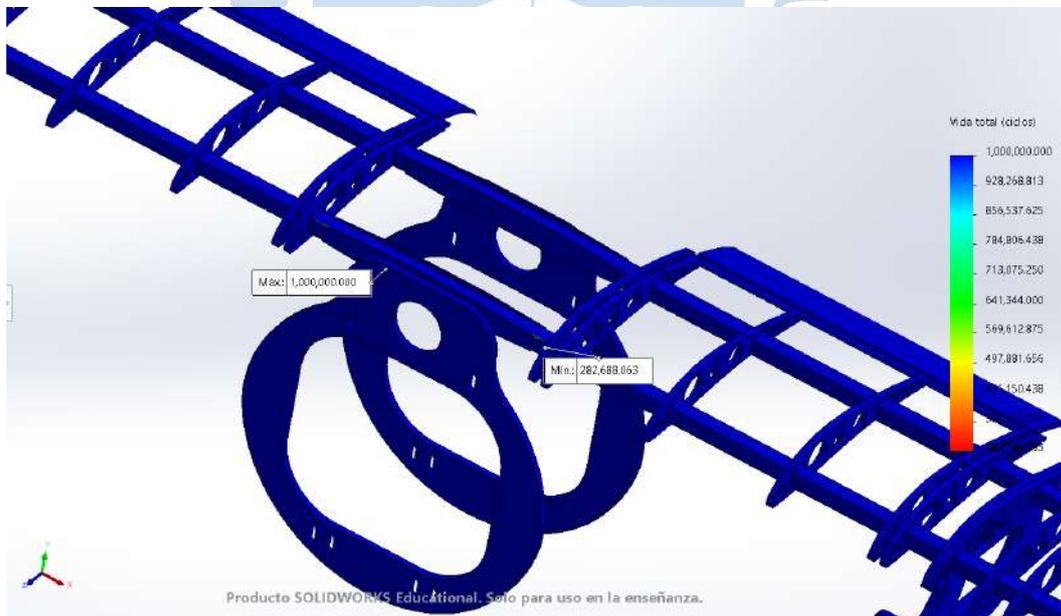


Figura 46. Ciclos de vida máxima y mínimo de estructura alar de prototipo D.

Fuente: elaboración propia

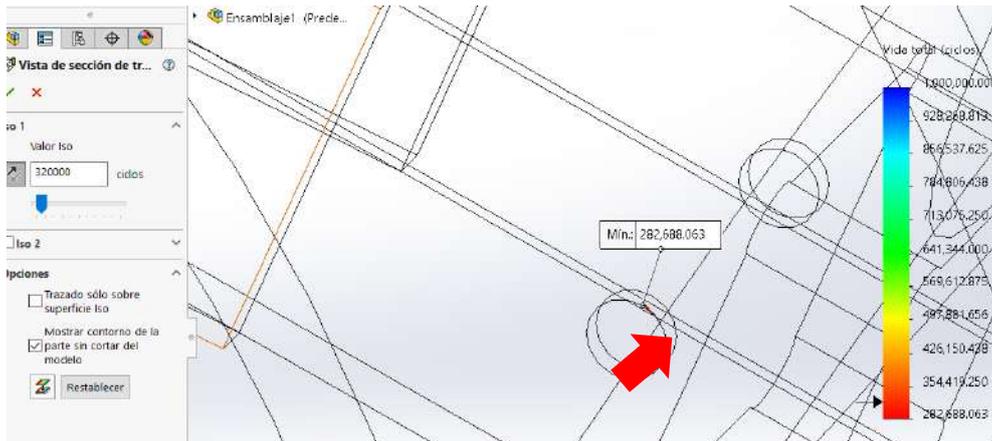


Figura 47. Ciclos de vida mínima en zona de FS 1,7 de estructura alar de prototipo D.  
Fuente: elaboración propia.

### 3.1.3 Validación aerodinámica

Este proceso consiste en el reconocimiento de las superficies aerodinámicas del prototipo final, la disposición de los materiales que conforman el escenario de revestimiento del prototipo validado estructuralmente y la simulación del mismo con el software CFD de SolidWorks.

**3.1.3.1. Superficies aerodinámicas del prototipo final D.** En la Figura 48 y Figura 49 se presentan las vistas del Airframe del modelo final a considerar para la validación aerodinámica.

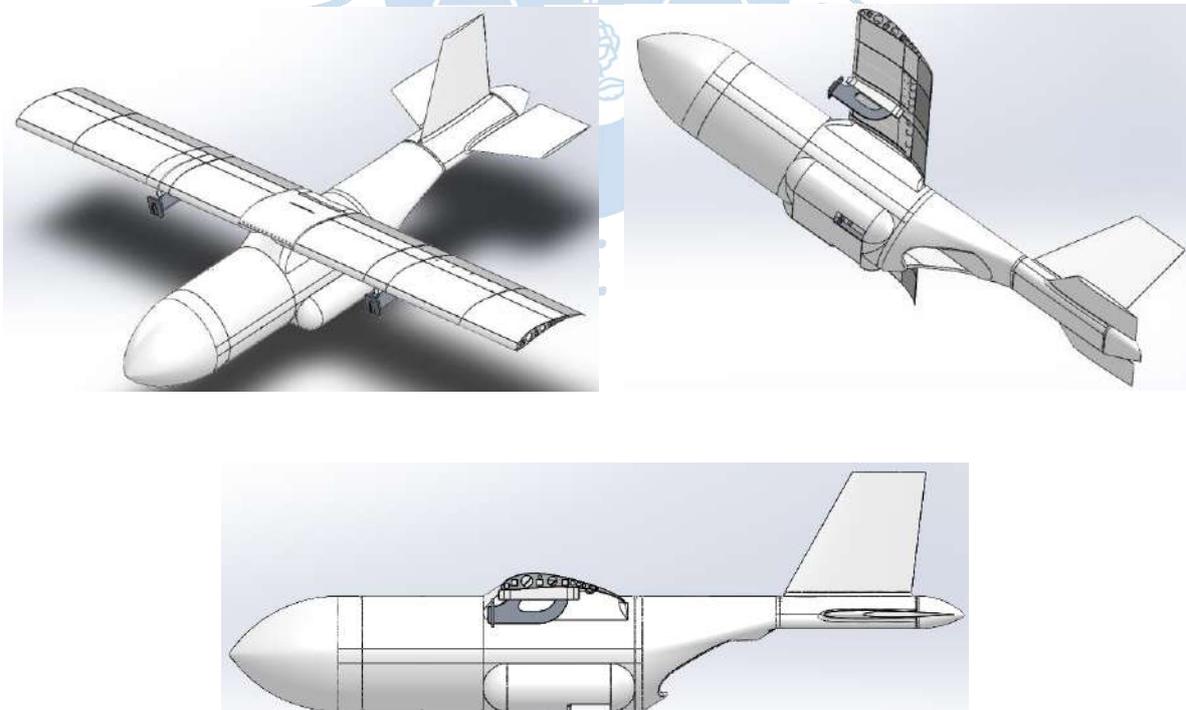


Figura 48. Vistas simétricas y de perfil.  
Fuente: elaboración propia

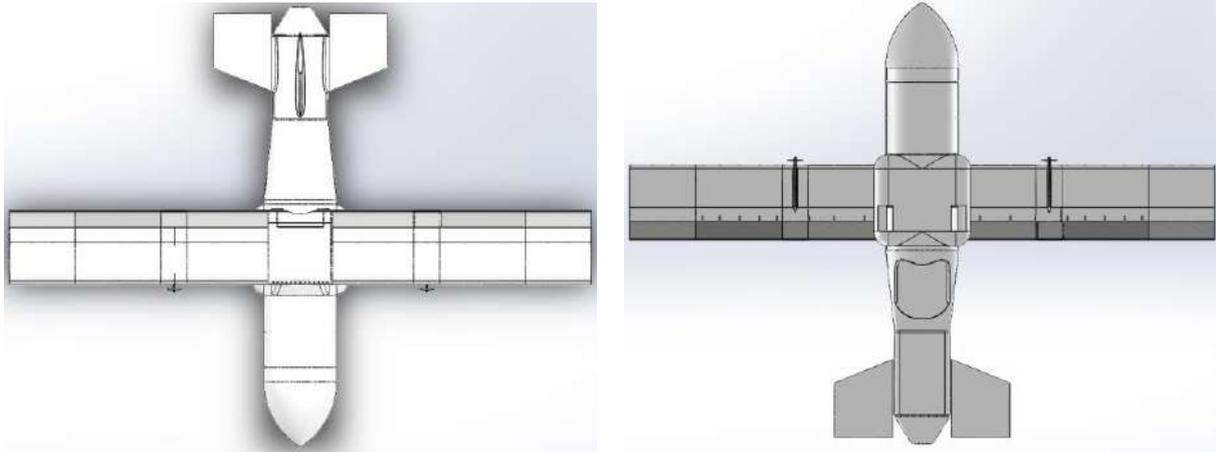


Figura 49. Vistas de planta superior e inferior.

Fuente: elaboración propia

**3.1.3.2 Disposición de materiales en escenario de revestimiento o cubierta.** Se toma referencia de la matriz de selección, Tabla 48, mostrando los tres primeros puestos de la priorización en la Tabla 65.

Tabla 65. Extracto de priorización de materiales a utilizar en el revestimiento o cobertura.

<i>MATERIALES ESPECÍFICOS</i>	<i>Criterio técnico</i>	<i>Criterio básico</i>	<i>TOT. FILA</i>	<i>% TOT.</i>	<i>ORDEN</i>
<i>ABS (pieza conformada)</i>	7,1	10,3	0,007	10,1	<b>3</b>
<i>PET (pieza y placa conformada)</i>	7,1	10,3	0,007	10,1	<b>3</b>
<i>Nylon (pieza y placa conformada)</i>	9,6	10,0	0,010	13,3	<b>1</b>
<i>Madera balsa (placa conformada)</i>	12,5	6,9	0,009	12,0	<b>2</b>

Fuente: Elaboración propia

Como resultado de la disposición de los materiales en el airframe en el revestimiento o cubierta del fuselaje se utiliza el nylon en filamento para impresión 3D. Siendo la parte central del fuselaje la única impresa en la forma del diseño (Figura 50) y el resto del fuselaje en forma de placas para su conformación posterior con adhesivos o remaches, según se requiera.

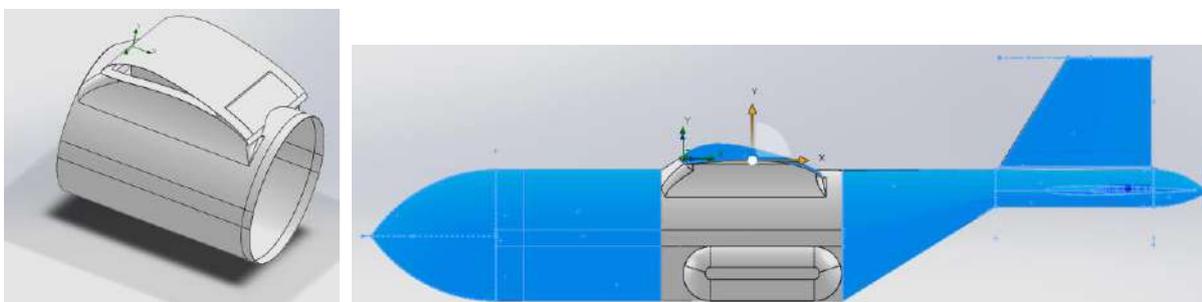


Figura 50. En claro la pieza conformada de diseño y en azul a partir de placas de nylon, todas en nylon.

Fuente: elaboración propia

### 3.1.3.3. Simulación en CFD

En esta parte se presentan las pruebas aerodinámicas mediante el software profesional SolidWorks y su complemento de simulación Flow Simulation. Para esto, se determinarán los valores de presión estática, fuerzas (incluidas las de sustentación referida al eje “Y” y de arrastre en el eje “X”), torques o momentos (incluido el eje z que correspondería al “cabeceo” de la aeronave) y el patrón de flujo alrededor del Airframe de la aeronave.

#### - Consideraciones previas.

Se han tenido en cuenta las siguientes consideraciones:

- Fluido: aire a presión atmosférica
- Rugosidad del acabado superficial (pintura epóxica aplicada con pistola de aire comprimido): 1,5  $\mu\text{m}$
- Velocidad crucero 100 Km/h ó 27,78 m/s.

#### - Simulación aerodinámica

En la Figura 51 y Figura 52 se muestran las líneas de flujo y los valores de los parámetros deseados o GOALS. Así mismo, la Tabla 66 presenta el consolidado de resultados en el valor de convergencia, el promedio, el máximo y el mínimo de los valores durante las simulaciones.

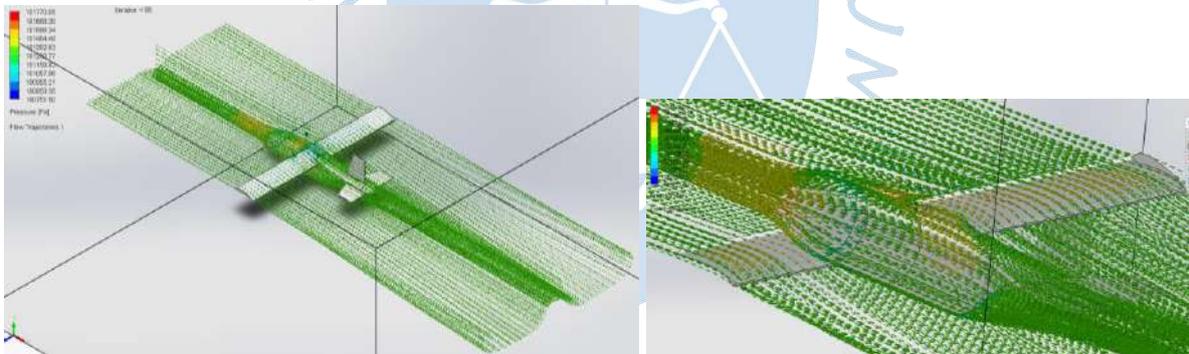


Figura 51. Vista simétrica de líneas de flujo de aire en fuselaje.

Fuente: elaboración propia

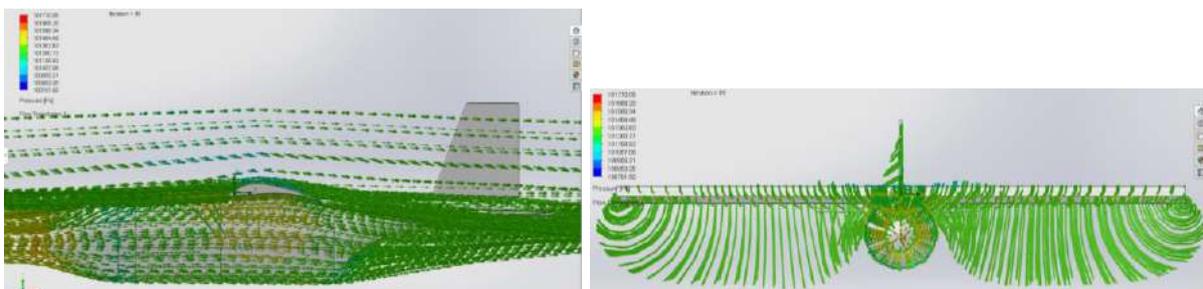


Figura 52. Vistas de perfil y de frente de líneas de flujo de aire en fuselaje.

Fuente: elaboración propia

Tabla 66. Parámetros obtenidos de la simulación aerodinámica.

Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	Progress [%]	Use In Convergence	Delta	Criteria
GG Average Static Pressure 1	[Pa]	101324.5365	101324.529	101324.5239	101324.5365	100	Yes	0.011086685	0.036400128
GG Average Total Pressure 2	[Pa]	101788.9478	101788.9531	101788.9305	101788.9694	100	Yes	0.012249438	0.029793907
GG Average Dynamic Pressure 3	[Pa]	463.6511863	463.6640016	463.6424176	463.6847831	100	Yes	0.002620631	0.01674404
GG Average Velocity 4	[m/s]	27.74349221	27.74391266	27.74320822	27.74464068	100	Yes	8.72441E-05	0.000692734
GG Average Velocity (X) 5	[m/s]	27.73271596	27.73299202	27.73248955	27.73366401	100	Yes	8.26549E-05	0.000885398
GG Average Velocity (Y) 6	[m/s]	-0.24884867	-0.25077986	-0.254305456	-0.247299196	100	Yes	0.000531442	0.007469139
GG Average Velocity (Z) 7	[m/s]	-0.00110059	-0.001280197	-0.001419123	-0.001071704	76.5	Yes	5.4534E-05	4.17591E-05
GG Average Dynamic Viscosity 8	[Pa*s]	1.81464E-05	1.81464E-05	1.81464E-05	1.81464E-05	100	Yes	1.13337E-13	7.28589E-13
GG Normal Force (X) 9	[N]	118.0440351	119.2678842	117.6181983	121.502836	100	Yes	0.312165153	21.85190193
GG Normal Force (Y) 10	[N]	789.2704614	796.095213	784.6947256	807.8212163	100	Yes	1.732111197	6.899014352
GG Normal Force (Z) 11	[N]	5.155464396	5.566541111	4.827094023	6.150931597	100	Yes	0.172560879	0.338732744
GG Force (X) 12	[N]	125.6838917	126.9764045	125.2597224	129.2596725	100	Yes	0.313614074	22.03809182
GG Force (Y) 13	[N]	788.7129058	795.5160542	784.1077766	807.2548468	100	Yes	1.730227354	6.898038132
GG Force (Z) 14	[N]	5.142221958	5.557599593	4.817929956	6.140413842	100	Yes	0.173978349	0.338774903
GG Friction Force 15	[N]	7.660186236	7.73028343	7.642177318	7.846866536	100	Yes	0.013387953	0.199664741
GG Friction Force (X) 16	[N]	7.639856645	7.708520271	7.622388778	7.822260577	100	Yes	0.013224012	0.199956711
GG Friction Force (Y) 17	[N]	-0.5575556	-0.579158762	-0.629908046	-0.539802791	90.8	Yes	0.004268482	0.003877568
GG Friction Force (Z) 18	[N]	-0.01324244	-0.008941518	-0.013702968	-0.005657727	75.8	Yes	0.001505715	0.001142018
GG Torque (X) 19	[N*m]	-13.7626479	-2.114047737	-20.56931343	14.41731966	39.1	Yes	2.005890569	0.784307924
GG Torque (Y) 20	[N*m]	-9.58667299	-9.935397946	-12.75428239	-6.403543744	100	Yes	0.246563765	0.302532972
GG Torque (Z) 21	[N*m]	169.5859633	171.1779697	167.7923833	174.1344806	100	Yes	0.490791577	7.776253745

Fuente: elaboración propia

Tabla 67. Parámetros prioritarios obtenidos de la simulación aerodinámica.

PARÁMETRO	UNIDAD	PROMEDIO	MÍNIMO	MÁXIMO
Presión estática (1)	Pa	101 324,53	101 324,51	101 324, 54
Arrastre (9)	N	119,28	117,62	121,50
Sustentación (10)	N	796,10	784,69	807,82

Fuente: elaboración propia

Una vez realizada la simulación se obtienen los parámetros aerodinámicos principales de la aeronave, como son la presión estática, la sustentación y el arrastre (Tabla 67). De estos resultados los valores de sustentación de aproximadamente 800 N y de arrastre de aprox. 120 N a 100 Km/h son vitales para las siguientes etapas constructivas de la aeronave. Por otra parte, el análisis de torques está sujeto al análisis teniendo en cuenta que, en nuestro caso, el punto de referencia se ha asumido en una posición provisional adecuada sólo para la simulación del dibujo siendo la referencia real el punto de sustentación de la aeronave.

### 3.2. Selección del revestimiento superficial

El revestimiento superficial se realiza para asegurar la mínima rugosidad de las áreas aerodinámicas y se realiza con un recubrimiento de pintura epóxica aplicada con aire comprimido. No precisa de sistemas estrictos de protección anticorrosiva por tratarse de una base polimérica de nylon.

### 3.3. Túnel de viento Ad Hoc.

#### 3.1.1. Consideraciones previas.

- El movimiento del flujo se da por ASPIRADO (con extractor).
- Cámara de prueba:
  1. Velocidad, **V<sub>2</sub>**: 33,33 m/s (120 Km/h)
  2. Largo **L**: 0,6 m; alto: 0,5 m; ancho: 0,5 m; área **A<sub>2</sub>**: 0,25 m<sup>2</sup>; rugosidad de material **ε**: 1,5 x 10<sup>-6</sup>

#### 3.1.2. Parámetros ambientales.

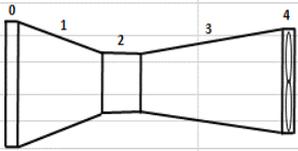
- Altura sobre el nivel del mar: 29 msnm
- Densidad a 20 msnm, **ρ** = 1,222 Kg/m<sup>3</sup>
- Presión de la atmósfera a 29 msnm = 100 950 Pa.
- Temperatura de trabajo asumida: 25° C
- Viscosidad dinámica **μ** a 25 °C = 1,794 x 10<sup>-5</sup> Ns/m<sup>2</sup>

#### 3.1.3. Resultados de los cálculos y parámetros obtenidos para el túnel.

El detalle de los cálculos para la obtención de los parámetros del túnel se muestra en el apéndice C. Así mismo, en la Tabla 68 se muestra el resumen de los mismos utilizados para su fabricación.

Tabla 68. Resumen de cálculos para túnel Ad Hoc.

RESUMEN DE RESULTADOS					
	DIRECCIONADOR (0)	INGRESO CONTRACCIÓN (1)	SECC. PRUEBAS (2)	SALIDA DIFUSOR, MALLA Y ACCES. (3)	ESPACIO VENTILADOR (4)
ALTURA (m)	1.00	1.00	0.50	0.87	0.50
ANCHO (m)	1.00	1.00	0.50	0.87	0.50
LONGITUD (m)	0.10	1.40	0.60	1.90	0.15
ÁREA (m <sup>2</sup> )	1.00	1.00	0.25	0.76	0.25
θ (°)	—	10.1	—	5.6	—
PÉRDIDA (m)	0.71	10.94	0.86	2.08	—
PRESIÓN (Pa)	—	100950.00	100313.54	100919.85	—
RELACIÓN DE ÁREAS (A <sub>1</sub> =A <sub>3</sub> /A <sub>2</sub> )	3.03				
	Pa	mmca	pulgca	CONDIC. FÍSICAS DEL MEDIO A 20°C Y 29 msnm	
PRESIÓN ESTÁTICA (PE)	174.81	17.83	0.70180495	P1, PRESIÓN ATM. (Pa)	100950
PRESIÓN DINÁMICA (PD)	-30.15	-3.07	-0.12103177	ρ, DENSIDAD (Kg/m <sup>3</sup> )	1.222
PRESIÓN TOTAL (PT)	144.66	14.75	0.580773181	V2, VELOC. PRUEBA MÁX. (m/s)	33
	m <sup>3</sup> /s	m <sup>3</sup> /h	cfm		
CAUDAL	8.33	30000.00	17657.33		
	WATTS	HP			
POTENCIA EJE MOTOR aprox.	4305.71	5.77	f. s.: 1.2		
	(P Estát. *caudal <sup>1.2</sup> /F.S. 1.2)/(ηventilador*ηvariador)		ηventilador: 58%		
			ηvariador: 70%		
Extractor Axial, de marca Systemair					
Modelo : WPA 710					
Capacidad : 18,000 CFM y	17-18 mmH <sub>2</sub> O				
Carac. Elec. : 7.5 kW-220V/380V-3Ø-60Hz					



4.15 m de longitud total

Fuente: Elaboración propia.

### 3.1.4. Modelo base.

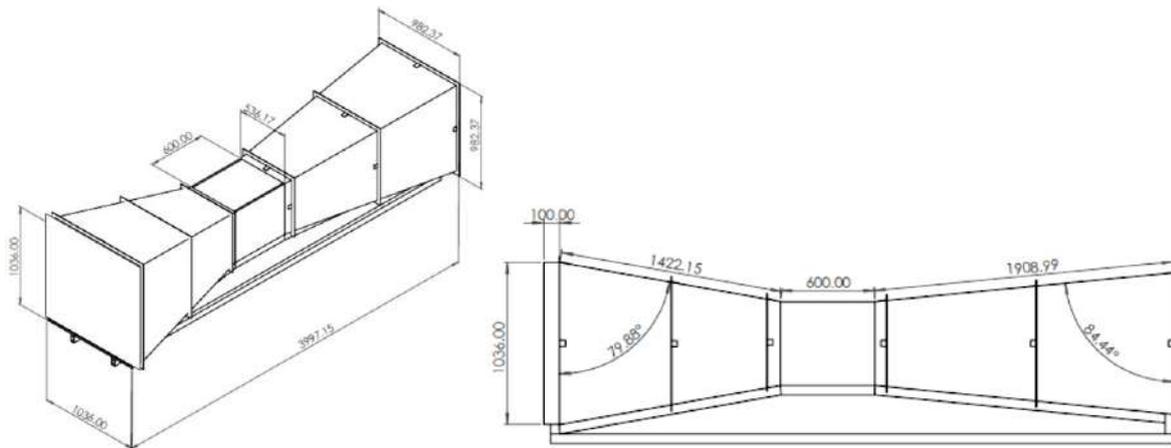


Figura 53. Vista de perfil propuesto y modelo fabricado Ad Hoc. Unidades: mm.

Fuente: Elaboración propia

### 3.1.5. Pruebas con software CFD de SolidWorks.

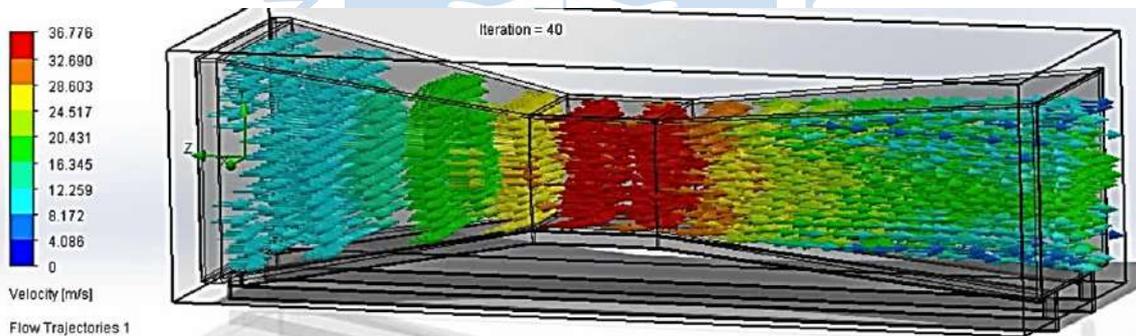


Figura 54. Simulación CFD de diseño.

Fuente: Elaboración propia.

### 3.1.6. Modelo final y datos de fabricación de carcasa principal.

- Largo: aprox. 4 m
- Caja de prueba transparente: acrílico de 6 mm.
- Material de difusor y contracción: madera reforzada con marcos de platina de acero por tramos.



Figura 55. Modelo para fabricación.  
Fuente: Elaboración propia.

### 3.1.7. Extractor, sensores y tablero de comando.



Figura 56. Extractor y tablero de comando con display.  
Fuente: Elaboración propia.

El tablero de comando gobierna un sensor de velocidad y dos celdas de carga, una para la carga vertical CV y otra para la horizontal CH.



Figura 57. Sensor de velocidad en sección de prueba.  
Fuente: Elaboración propia.



Figura 58. Disposición de celdas de carga y dispositivos auxiliares para control de fuerzas de sustentación y arrastre en sección de prueba de túnel.

Fuente: Elaboración propia.

### 3.1.8. Pruebas sobre perfil alar final

Las primeras pruebas de control del túnel se realizan utilizando un tramo de ala de 20 cm con la configuración y perfil alar del pre diseño para verificar uno de los parámetros aerodinámicos más importantes como es la sustentación. Para esto se calibra previamente el sistema de control con cargas conocidas en el sentido del eje Y, y se toman como referencia datos previos obtenidos mediante simulación con el software SolidWorks Flow Simulation a una velocidad de 10 m/s.

En la Figura 59 se muestra que la sustentación total promedio obtenida de la simulación es de 2,75 N, por lo que la suma de las fuerzas 1 y 3 del display del tablero de comando debe aproximarse a dicho valor. Como una primera aproximación, de tres medidas instantáneas observadas aleatoriamente se obtiene una fuerza total promedio de 2,49 N, cercana al valor obtenido en la simulación.

Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	Progress [%]	Use In Co	Delta	Criteria
Arrastre (eje x)	[N]	1.053364926	1.058292588	1.053364926	1.063657034	100	Yes	0.0036355	0.061125075
Sustentación (eje y)	[N]	2.739563506	2.753523147	2.738510412	2.762354892	100	Yes	0.006159018	0.095213865
GG Force (Z)	[N]	6.71281E-05	0.000251676	-4.68973E-06	0.000472676	28.7	Yes	0.000108449	3.12139E-05
GG Torque (Z)	[N*m]	0.652992418	0.656236532	0.652992418	0.659176007	100	Yes	0.002739006	0.027138571



$$1,27 \text{ N} + 1,53 \text{ N} = 2,8 \text{ N}$$

$$1,00 \text{ N} + 1,16 \text{ N} = 2,16 \text{ N}$$

$$1,17 \text{ N} + 1,33 \text{ N} = 2,50 \text{ N}$$

Figura 59. Resultados de la prueba de sustentación en perfil alar de pre diseño a 10 m/s. El promedio de las tres medidas es 2,49 N que se aproxima a los 2,75 N resultante de la simulación mediante software CFD.

Fuente: Elaboración propia.

Para la determinación del parámetro aerodinámico de arrastre, se requiere la previa calibración de las celdas de carga que gobiernan el eje x, para lo cual se necesitaría aplicar cargas conocidas por ejemplo mediante el uso de dinamómetros.

Por último, es importante indicar que existen factores de error propios de la instalación del arreglo de las celdas y del arrastre del eje donde se sostiene el tramo de ala evaluado.



## Capítulo 4

### Características del modelo VANT

#### 4.1. Sub sistemas y sus componentes

En la Figura 60 se muestra el diseño del prototipo de dron final, permitiendo una primera visualización de la distribución y ubicación de sus componentes.

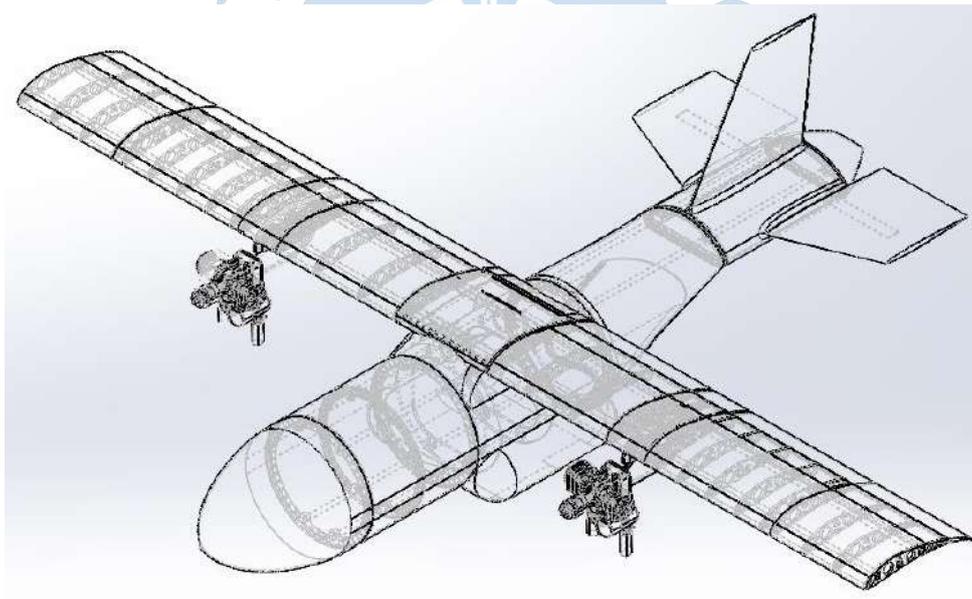


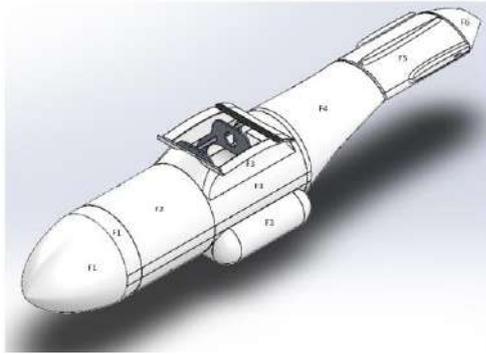
Figura 60. Prototipo final de Dron y distribución de sus componentes.  
Fuente: Elaboración propia.

A continuación, se describen los componentes que constituyen cada subsistema del prototipo de aeronave final.

##### 4.1.1. Subsistema de soporte.

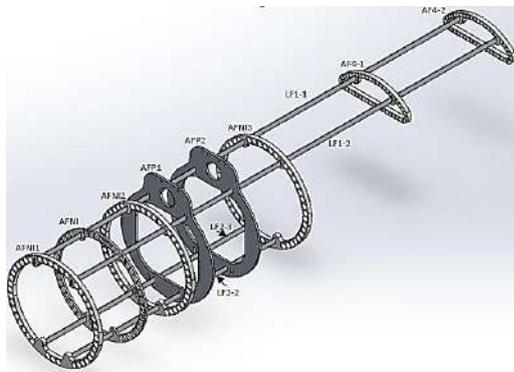
###### 4.1.1.1. Airframe

*Fuselaje: Semi monocasco.*



1	FUSELAJE 1	F1
2	FUSELAJE 2	F2
2	FUSELAJE 3	F3
2	FUSELAJE 4	F4
2	FUSELAJE 5	F5
2	FUSELAJE 6	F6

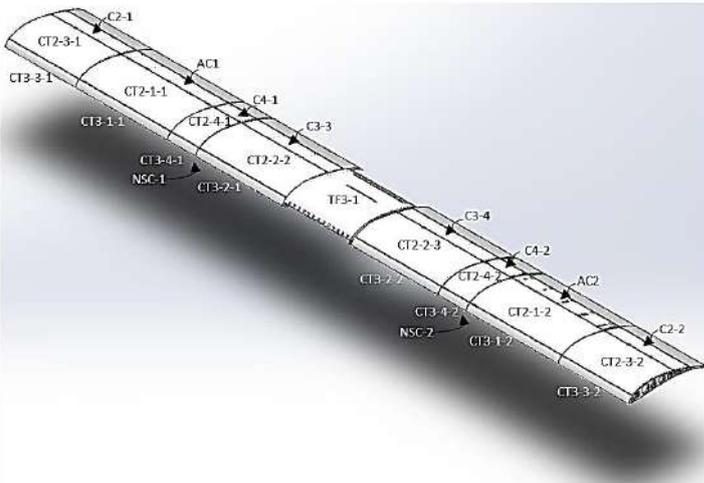
Figura 61. Revestimiento o cobertura de fuselaje y detalle de sus componentes.  
Fuente: Elaboración propia



2	LARGUERO FUSELAJE 1 1 Y 2	LF1-1 Y LF1-2
2	LARGUERO FUSELAJE 2 2 Y 3	LF2-2 Y LF2-3
3	ANILLO DE FUSELAJE NYLON INTERMEDIO 1 AL 3	AFN1, AFN2 Y AFN3
1	ANILLO DE FUSELAJE NYLON INTERNO	AFNI
2	ANILLO FUSELAJE PRINCIPAL 1 Y 2	AFP1 Y AFP2
2	ANILLO FUSELAJE 4 1 Y 2	AF4-1 Y AF4-2

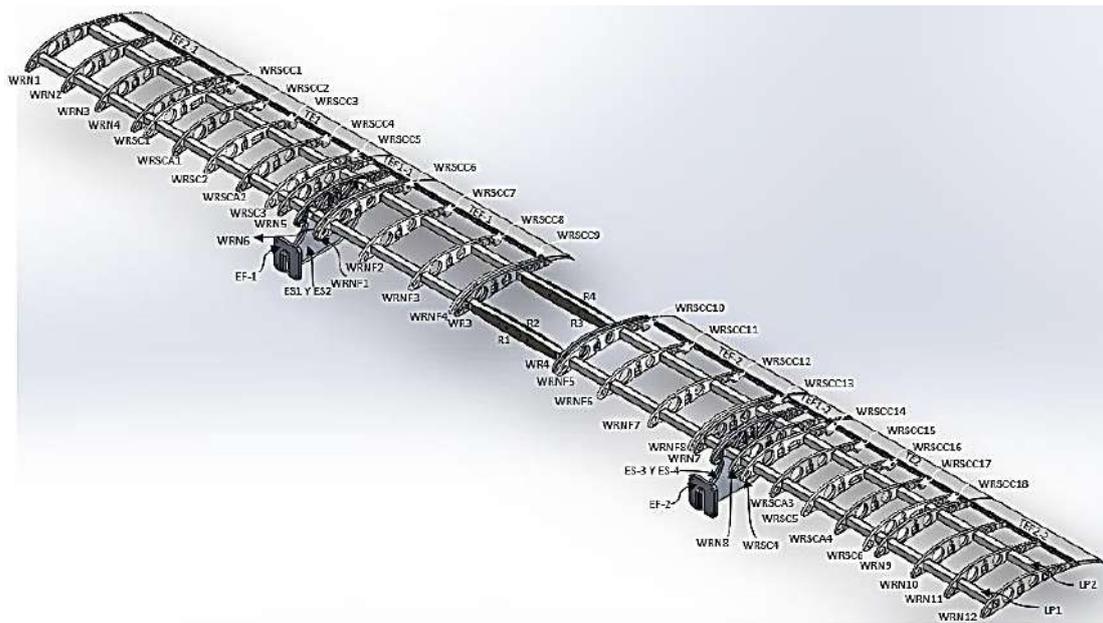
Figura 62. Estructura de fuselaje y detalle de sus componentes.  
Fuente: Elaboración propia.

*Configuración Alar:* Semi monocasco, monoplano, de posición alta, sustentación en voladizo, alargamiento moderado, de flecha recto, de cuerda constante y ángulo diedro neutro.



1	TAPA FUSELAJE 3 1	TF3-1
2	NACELLE SUPPORT COVER 1 Y 2	NSC-1 Y NSC-2
2	COBERTURA TIPO 3-3 1 Y 2	CT3-3-1 Y CT3-3-2
2	COBERTURA TIPO 2-3 1 Y 2	CT2-3-1 Y CT2-3-2
2	COBERTURA 2 1 Y 2	C2-1 Y C2-2
2	COBERTURA TIPO 3-1 1 Y 2	CT3-1-1 Y CT3-1-2
2	COBERTURA TIPO 2-1 1 Y 2	CT2-2-1 Y CT2-2-2
2	ALERON COBERTURA 1 Y 2	AC1 Y AC2
2	COBERTURA TIPO 3-4 1 Y 2	CT3-4-1 Y CT3-4-2
2	COBERTURA TIPO 2-4 1 Y 2	CT2-4-1 Y CT2-4-2
2	COBERTURA 4 1 Y 2	C4-1 Y C4-2
2	COBERTURA TIPO 3-2 1 Y 2	CT3-2-1 Y CT3-2-2
2	COBERTURA TIPO 2-2 2 Y 3	CT2-2-2 Y CT2-2-3
2	COBERTURA 3 3 Y 4	C3-3 Y C3-4

Figura 63. Revestimiento o cobertura de configuración alar y detalle de sus componentes.  
Fuente: elaboración propia.



2	LARGUERO PRINCIPAL	LP1 Y LP2
12	WING RIB NYLON 1 AL 12	WRN1, WRN2, WRN3, WRN4, WRN5, WRN6, WRN7, WRN8, WRN9, WRN10, WRN11 Y WRN12
6	WING RIB NYLON SURF CONT 1 AL 6	WRSC1, WRSC2, WRSC3, WRSC4, WRSC5 Y WRSC6
2	WING RIB 3 Y 4	WR3 Y WR4
4	WING RIB NYLON SURF CONT ALT 1 AL 5 (SIN 3)	WRSCA1, WRSCA2, WRSCA4 Y WRSCA5
18	WING RIB NYLON SURF CONT COMPLEMENTO 1 AL 18	WRSCC1, WRSCC2, WRSCC3, WRSCC4, WRSCC5, WRSCC6, WRSCC7, WRSCC8, WRSCC9, WRSCC10, WRSCC11, WRSCC12, WRSCC13, WRSCC14, WRSCC15, WRSCC16, WRSCC17 Y WRSCC18
4	ENGINE SUPPORT 1 AL 4	ES-1, ES-2, ES-3 Y ES-4
2	ENGINE FIREWALL 1 Y 2	EF-1 Y EF-2
8	WING RIB NYLON SURF FLAP CONT 1 AL 8	WRNF1, WRNF2, WRNF3, WRNF4, WRNF5, WRNF6, WRNF7 Y WRNF8
2	REFUERZO 1 AL 4	R1, R2, R3 Y R4
1	TRAILING EDGE FIJO 1 Y 2	TEF1-1 Y TEF1-1
2	TRAILING EDGE FIJO 2 Y 2	TEF2-1 Y TEF2-2
2	TRAILING EDGE 1 Y 2	TE1 Y TE2
2	TRAILING EDGE FLAP 1 Y 2	TEF1 Y TEF2

Figura 64. Estructura de configuración alar y detalle de sus componentes.  
Fuente: elaboración propia

*Empenaje de cola:* Estabilizadores horizontales y vertical convencionales.

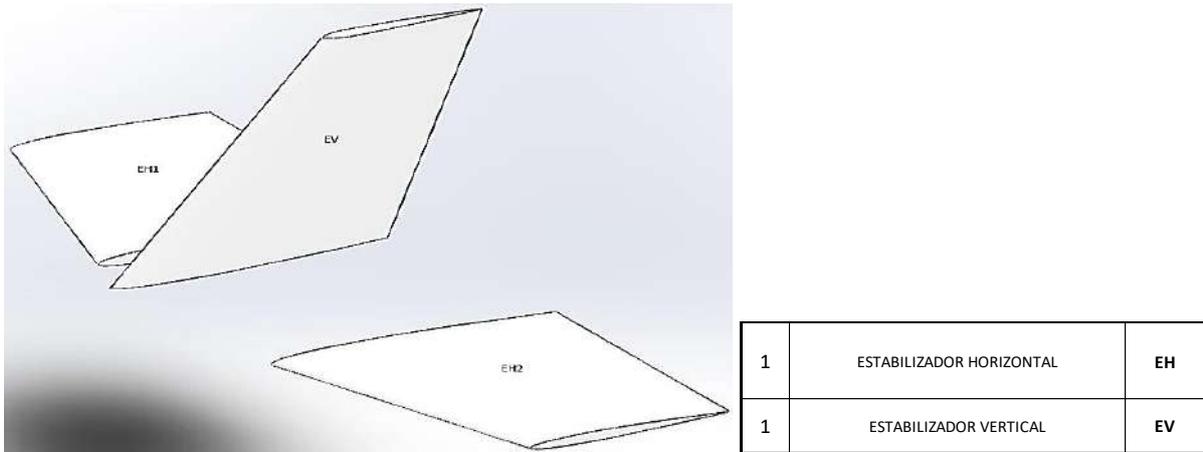


Figura 65. Revestimiento y cobertura de empenaje de cola y detalle de sus componentes.  
Fuente: Elaboración propia.

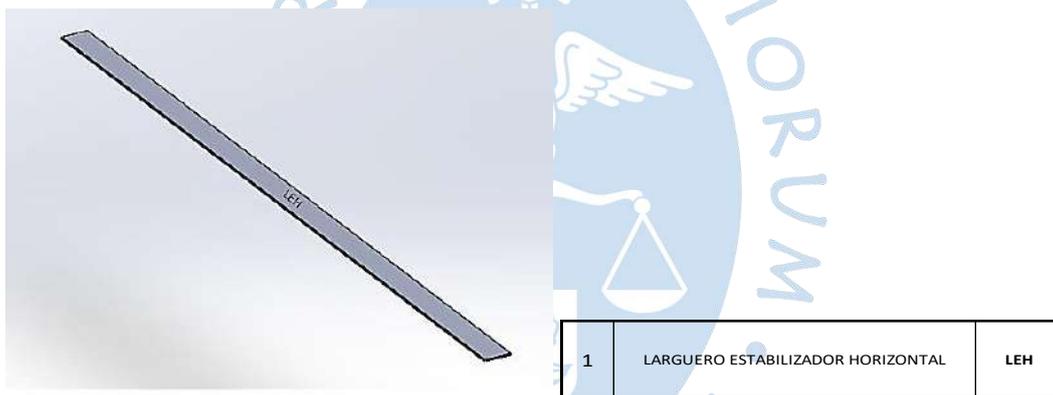


Figura 66. Estructura de empenaje de cola y detalle de sus componentes.  
Fuente: elaboración propia.

#### 4.1.1.2. Tren de aterrizaje

Es de tipo fijo y de triciclo con seis ruedas: cuatro en el tren principal y dos en el tren delantero, debido al gran peso de la aeronave.

Diámetro ruedas	:	5" ó 127 mm
Tipo ruedas	:	Inflable
Peso máximo ruedas	:	243 gramos c/u
Peso soporte	:	2,5 Kg



Figura 67. Modelo de referencia de tren de aterrizaje de prototipo de dron a fabricar.

Fuente: Recuperado de <https://caymansseo.com/tren-de-aterrizaje-partes-caracteristicas-como-funciona>

#### 4.1.2. Subsistema de trabajo o propulsión

##### 4.1.2.1. Motor

Para lograr mayor autonomía de vuelo se utilizan dos motores de combustión interna ubicados delante de las alas como “propulsión” los cuales poseen las siguientes características:

Combustible	:	Mezcla de gasolina de 95 octanos
Cilindrada	:	170 cc
Potencia	:	Superior a 16 HP
Velocidad máxima	:	9000 rpm
Hélice recomendada	:	30 x 12
Configuración	:	Boxer
Peso	:	4,5 Kg



Figura 68. Motor a utilizar.

Fuente: Elaboración propia.

##### 4.1.2.2. Hélice.

De acuerdo a los requerimientos del motor se utilizan dos hélices de dos palas de las siguientes características:

Material	:	Madera
----------	---	--------

Configuración (diámetro x paso)	:	30 x 12
Peso	:	200 g
Velocidad máxima	:	6000 rpm



Figura 69. Hélice a utilizar.  
Fuente: Elaboración propia.

#### 4.1.2.3. Spinners

Para fines aerodinámicos (reducción del arrastre) y de arranque externo se acoplan spinners en el centro de cada hélice.

Material	:	Aluminio
Tamaño	:	3 -1/2"
Peso	:	300 g



Figura 70. Spinner a utilizar.  
Fuente: Recuperado de <https://www.aircraftspruce.eu/airframe-parts/spinners/sn-5-spinner-kit.html>

#### 4.1.3. Subsistema de energización

##### 4.1.3.1. Baterías

Se ubican dentro del componente fuselaje 3 (F3) alrededor de las caras planas de los anillos de fuselaje principales (AFP-1 y AFP-2).

Tipo	:	Lipo
Voltaje	:	7,4V
Capacidad	:	4 000 mAh – 5 000 mAh
Cantidad	:	Máx. 8.
Peso	:	300 g

#### 4.1.4. Subsistema de control.

Algunos de estos componentes se ubican en tierra para el control de vuelo de la aeronave como la antena, el trípode y la estación de control tierra – aire. Otro grupo se ubica dentro del fuselaje 3 (F3) como el controlador de vuelo, el módulo de descenso y el sistema de video analógico. Finalmente, los actuadores o servos se colocan sobre la cobertura de la aeronave cerca de las superficies auxiliares a controlar.

**4.1.4.1. Antena parabólica de rejilla 2,4GHz 24dBi.** Antena parabólica direccional, ideal para largas distancias al aire libre. (Mayor alcance si no hay objetos delante). Hecho de aleación de aluminio, se puede utilizar con polarización vertical y horizontal. Muy buena calidad de señal recibida con sistema de alta ganancia para largo alcance, y la mejor estabilidad de la señal. Preparado para el aire libre, apoya las condiciones climáticas adversas durante años.



Figura 71. Antena parabólica.

Fuente: Tomado y adaptado de [ANT24G24DB. Grid Parabolic Antenna 2.4GHz 24dBi. | Biquad antenna 866-920Mhz, 9dBi. \(xlrs.eu\)](#)

**4.1.4.2. Trípode para antenas, 2,7 m, carga máxima 25 kg.** Para la colocación de varios tipos de antenas como: BQ89, MX433, ANTPLA24G17DB o similar, Plug & Play, está preparado mecánicamente y con accesorios. Puede soportar hasta 25 Kg de carga, extensible hasta 2,70 m, se pliega fácilmente y tiene una bolsa de transporte.



Figura 72. Trípode antenas.

Fuente: Tomado y adaptado de [TRI270. Tripod for antennas, 2.7m, max load: 25kg. | Biquad antenna 866-920Mhz, 9dBi. \(xlrs.eu\)](#)

**4.1.4.3. Controlador de vuelo Pixhawk 2.1.** Incluye cubo naranja y placa portadora ADS-B. Adopta un procesador H7, con sistema IMU de triple redundancia y sistema de amortiguación de vibraciones. Rendimiento y estabilidad anti-jamming mejorado. Carrier Board con receptor ADS-B integrado de 1090 MHz. Compatible con sistemas XLRs y XVID.



Figura 73. Controlador de vuelo propuesto.

Fuente: Recuperado de [PX2CUBNGP. Pixhawk 2.1 Autopilot Combo Set \(Cube Orange + GPS here 2 GNSS\). | Biquad antenna 866-920Mhz, 9dBi. \(xlrs.eu\)](#).

**4.1.4.4. Módulo de descenso ajustable DCDC, INP 4-38V, OUT 1.25-32V, OUT CURRENT 5A.** La entrada tiene dos cables despojados (Rojo + "positivo" y Negro – "GND"), listo para soldar un conector (xt60, xt90, T026 o Banana...) y adecuado para conectarse directamente a su batería. Salida con conector RC (Futaba) y se establece por defecto en 5 V para conectarse directamente a receivers XLRs o transmisores de vídeo o módulos que funcionan a 5 V. Tiene un potenciómetro para poder aumentar o disminuir el voltaje (voltímetro es necesario para ajustar).



Figura 74. Módulo de descenso propuesto.

Fuente: Recuperado de [DCDC38/5VRC. DCDC adjustable step down module, INP 4-38V, OUT 1.25-32V\(Adjustable\), OUT CURRENT 5A. | Biquad antenna 866-920Mhz, 9dBi. \(xlrs.eu\)](#)

**4.1.4.5. Estación de control de tierra portátil profesional D4 V2 con radio integrada (100Km).** Telemetría (Mavlink y Transparent Data Link), cifrado AES 128, pantalla de vídeo IPS Led 10" Full HD de alto brillo visible con la luz solar, receptor de vídeo 5,8 Ghz, PC integrado con ventanas 10 y pantalla táctil de larga duración de la batería.



Figura 75. Estación de control tierra aire propuesto.

Fuente: Recuperado de [GCSD4V2. Professional Portable Ground Control Station D4 V2 with integrated radio \(100Km\). | Professional Portable Ground Control Station D4 V2 with integrated radio \(100km\). \(xlrs.eu\)](#)

**4.1.4.6. Sistema de vídeo analógico de largo alcance (25 Km - 40 Km).** Es un sistema de vídeo analógico profesional preparado para todo tipo de aplicaciones FPV para trabajar entre 25 Km - 40 Km (LOS) con antenas incluidas en el kit, ó 100 km con antenas parabólicas de alta ganancia.



Figura 76. Sistema de video analógico propuesto.

Fuente: Recuperado de [XVID3B. Analog video system long range \(25-40Km\). | Analog video system long range \(25-40Km\), max.100km. \(xlrs.eu\)](#)

**4.1.4.7. Actuadores o Servomotores.** Para mover las superficies de control se utilizan servomotores de dos tipos: siete servos de tipo 1 de color rojo y cinco de tipo 2 de color verde como máximo, aplicando el concepto de redundancia (ver figura 4.18). Los del tipo 2 son de mayor potencia para las superficies de control en las que no pueden ubicarse varios para incrementar la fuerza (flaps, estabilizadores horizontales y timón).

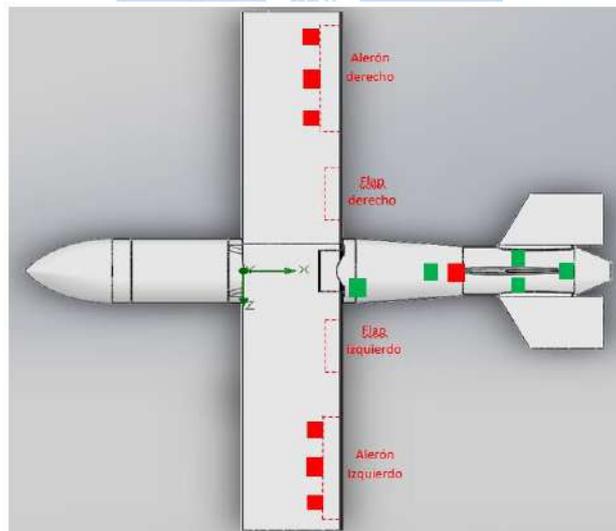


Figura 77. Ubicación de actuadores o servos sobre fuselaje de aeronave.

Fuente: Elaboración propia.

*Tipo 1:*

Torque : Más de 35 Kg-cm

Peso	:	Menor de 80g
Voltaje	:	6,3 V – 7,4 V
Escobillas	:	NO
Material de engranajes	:	Metálico (acero)
Cantidad	:	7

*Tipo 2:*

Torque	:	Más de 65 Kg-cm
Peso	:	Menor de 160 g
Voltaje	:	6,3 V – 7,4 V
Escobillas	:	NO
Material de engranajes	:	Metálico (acero)
Cantidad	:	5

**4.1.5. Subsistema de captura/carga.**

**4.1.5.1. Cámara de vuelo.** Para asistencia al piloto en vuelo manual y se ubica en el interior del fuselaje 3 (F3) direccionada adecuadamente para cumplir su función.

Tipo de sensor	:	CMOS
Resolución horizontal	:	Por lo menos 700 TVL
Voltaje	:	Compatible con 7,4 V
Peso	:	300 g

**4.1.5.2. Cámara de vigilancia.** Orientada hacia abajo en el componente fuselaje 5 (F5), para labores de vigilancia, puede ser Gimbal o no. Si es Gimbal, deberá tener carcasa esférica. Si la única opción es una Gimbal sin carcasa, se usará fija en el fuselaje. Si el voltaje es distinto de 7,4 V, deberá incluir su propia batería.

Tipo de sensor	:	CMOS
Zoom	:	Por lo menos 10X
Resolución	:	Por lo menos 1080 p
Peso	:	300 g

**4.1.5.3. Tanque de combustible grande.** Dos tanques de combustible principales para minimizar el cambio de centro de gravedad cuando ascienda o descienda. Se ubican dentro del fuselaje 3 (F3).

Capacidad	:	100 oz ó 3 L
-----------	---	--------------

Dimensiones máximas : 145 mm x 128 mm x 307 mm

Peso máximo : 240 g

**4.1.5.4. Tanque de combustible mediano.** Dos tanques de combustible secundarios para minimizar el cambio de centro de gravedad cuando ascienda o descienda y completar la capacidad total de nueve litros de combustible. Se ubican dentro del fuselaje 3 (F3).

Capacidad : 50 oz ó 1,5 L

Dimensiones máximas : 89 mm x 112 mm x 225 mm

Peso máximo : 186 g

**4.1.5.5. Tanque de combustible de emergencia.** Dos tanques de combustible de emergencia, ubicados lo más cerca posible del motor, para prevenir el ahogamiento del motor durante maniobras. En específico se apoyan sobre los soportes de los motores (ENGINE SUPPORTS) y están recubiertos por los componentes denominados NACELLE.

Capacidad : 4 oz ó 0,11 L

Dimensiones máximas : 40 mm x 53 mm x 96 mm

Peso máximo : 41 g

**4.1.5.6. Carga útil.** Representada por la carga a transportar.

Peso máximo : 5 Kg

Descripción : Principalmente medicamentos de emergencia.

## 4.2. Dimensiones generales

Las dimensiones generales del prototipo de aeronave final se detallan en la Figura 78 y se registran en la Tabla 69.

Tabla 69. Dimensiones de la aeronave.

<i>PARÁMETRO</i>	<i>MEDIDA (mm)</i>
Longitud	3047.00
Altura máxima	997.30
Altura fuselaje	480.80
Envergadura	4000.00

Fuente: elaboración propia

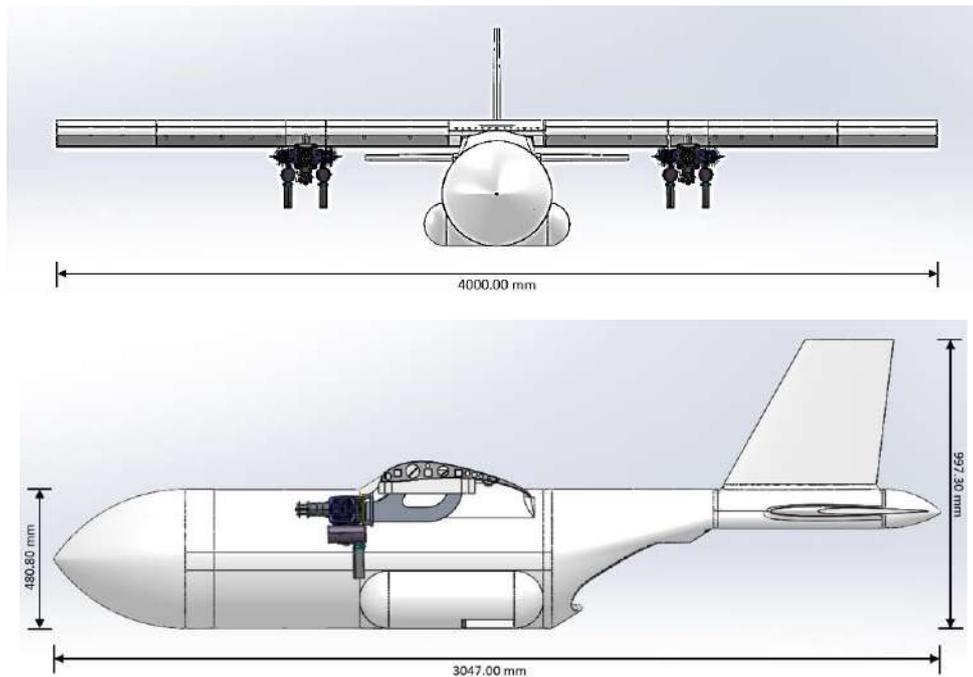


Figura 78. Dimensiones generales de la aeronave.

Fuente: elaboración propia

### 4.3. Análisis de cargas y centro de gravedad.

Las cargas sobre la aeronave están representadas por el peso de los componentes fijos de todos los subsistemas y por los componentes que dependen de la misión y el plan de vuelo como son: el peso del combustible a necesitar y la carga útil a transportar. Sin embargo, para efectos prácticos se han de considerar todos los tanques de combustible llenos y carga útil completa.

Dentro de los componentes fijos de la aeronave, el software SolidWorks permite determinar el centro de masa o centro de gravedad a partir del modelo CAD que, en este caso considera el Airframe (fuselaje, configuración alar y empenaje de cola) y los dos motores adosados. El resto de componentes se adicionan al modelo y hacen necesario el recálculo final del centro de gravedad de la aeronave completa.

#### 4.3.1. Cargas

Los pesos de los componentes de la aeronave, discriminados por partes y subsistemas, se muestran en las tablas del apéndice D, que incluyen los datos físicos necesarios para su obtención. La Tabla 70 muestra un resumen extraído de dicho apéndice.

#### 4.3.2. Centro de gravedad

**4.3.2.1. De airframe y motores.** Del análisis del modelo CAD se determina el centro de gravedad considerando sólo el airframe y los motores adosados con un peso total de 55 990,3 g (ver Figura 79).

Tabla 70. Descripción de cargas en la aeronave.

SUB SISTEMA	PARTE	SUB PARTE	ESCENARIO	SUB TOTAL	TOTAL	TOTAL GENERAL		
				MASA (g)	MASA (g)	MASA (g)		
SOPORTE	Airframe	Fuselaje	Estructura	8 678,7	49 667,2	77 641,9		
			Cobertura	10 053,3				
		Configuración alar	Estructura	22 205,8				
			Cobertura	4 018,2				
		Empenaje de cola	Estructura	435,5				
			Cobertura	1 598,8				
	Tren de aterrizaje			3 958,0				
	TRABAJO O PROPULSIÓN						10 000,0	
	ENERGIZACIÓN						2 400,0	
	CONTROL						1 490,0	
CAPTURA/CARGA					12 803,6			

Fuente: elaboración propia

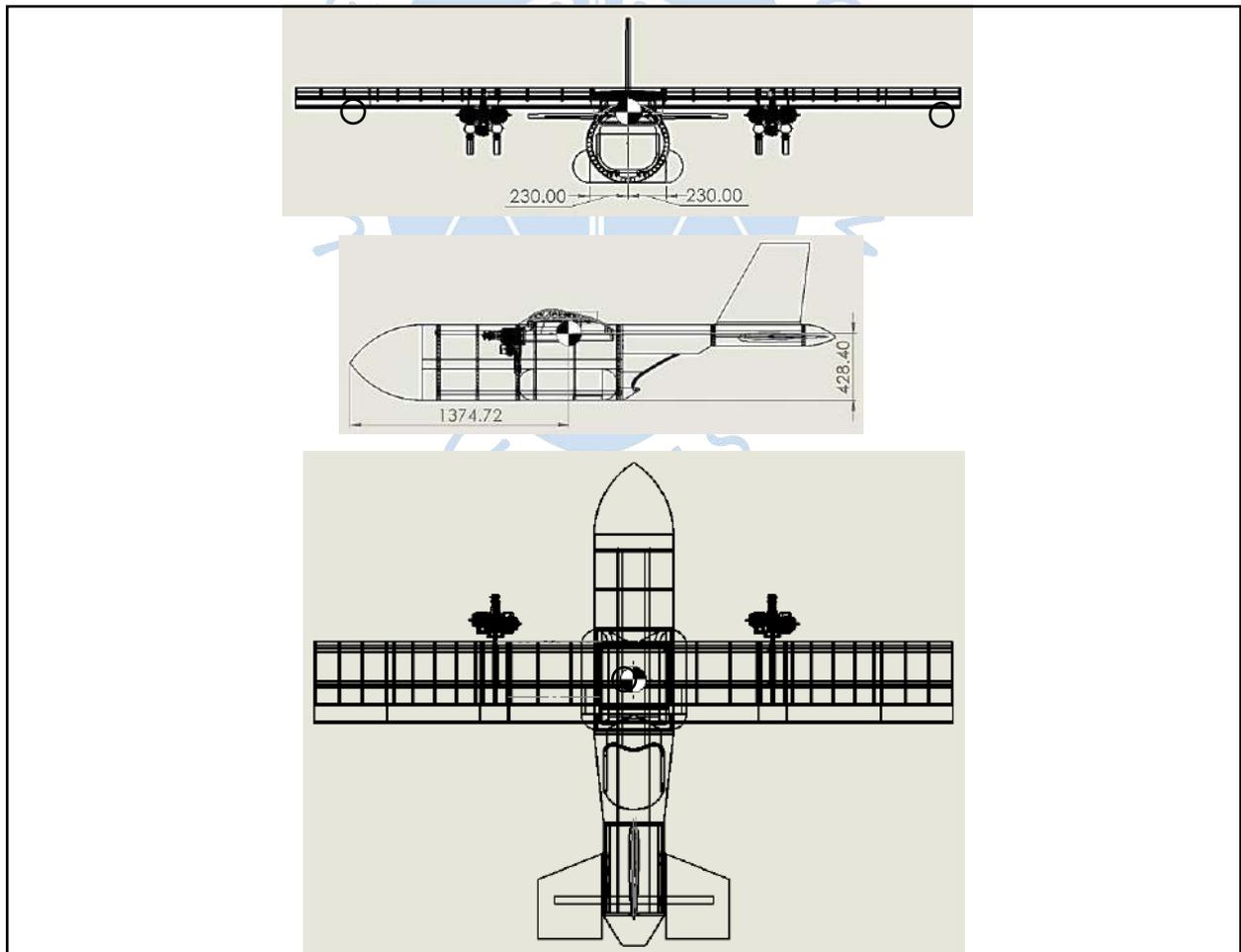


Figura 79. Centro de gravedad del airframe incluidos los motores. Unidades: mm.

Fuente: elaboración propia.

**4.3.2.2. De aeronave completa.** Los componentes complementarios que deben distribuirse sobre el modelo para obtener el centro de gravedad de la aeronave completa son los siguientes, considerando un peso total de 77 641,9 g (ver Tabla 70):

- Baterías (B1 al B8).
- Unidad de control (UC).
- Módulo de descenso (MD).
- Sistema de video analógico (SVA).
- Cámara de vigilancia (CVI).
- Cámara de vuelo (CVU).
- Tanques de combustible grandes (TG1 y TG2).
- Tanques de combustible mediano (TM1 y TM2).
- Tanques de combustible de emergencia (TE1 y TE2).
- Carga útil de 5 Kg (C. UTIL).

La propuesta inicial de ubicación de los componentes complementarios sobre el modelo y la determinación del centro de gravedad de la aeronave completa se aprecia en la Figura 80; dejando de lado las hélices con sus spinners por su peso casi despreciable; así como el tren de aterrizaje y los actuadores o servomotores que dependen de las últimas etapas de la fabricación de la aeronave (es decir, una reducción de la masa total de 77 641,9 g a 71 323,9 g).

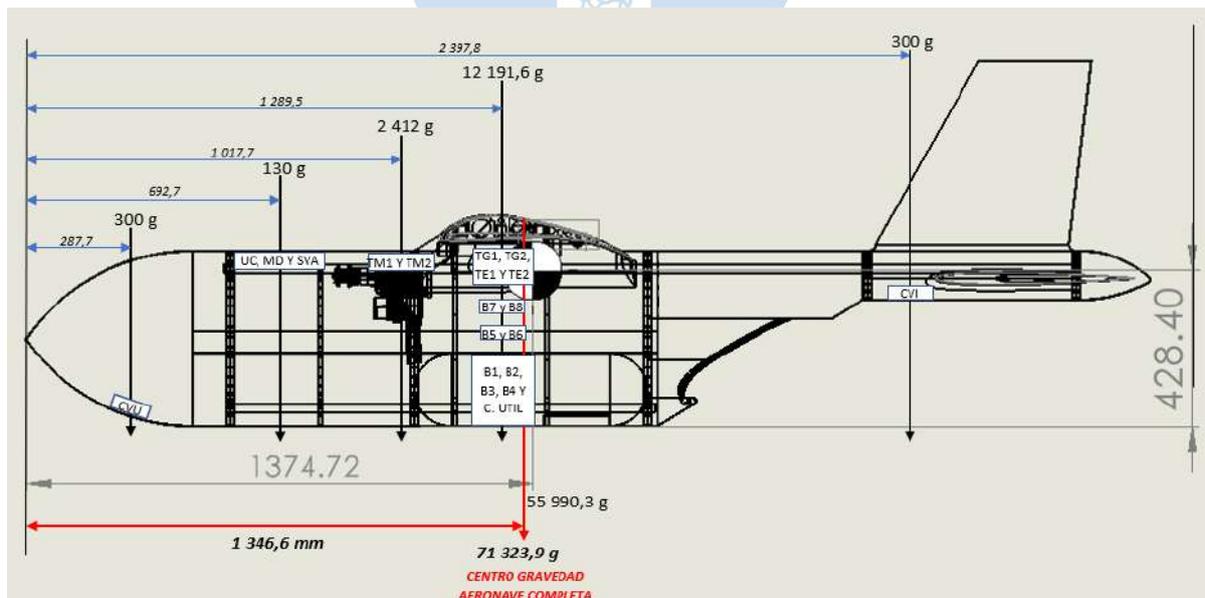


Figura 80. Primera propuesta de ubicación de cargas complementarias sobre el airframe. Distancias en mm.

Fuente: elaboración propia.

Seguidamente, aplicando el concepto de momento de cargas se determina la ubicación del centro de gravedad de la aeronave completa a 1 346,6 mm a partir de la punta de la aeronave (a la izquierda de la figura del fuselaje de la aeronave). Es decir, 28,1 mm hacia la izquierda del centro de gravedad del airframe con los motores adosados, que se encuentran a 1 374,72 mm respecto a la misma referencia.

#### 4.4. Centro de sustentación

A partir de la longitud de la cuerda "c" se determina "c/4" obteniéndose la ubicación del centro de sustentación a 1 226,8 mm a partir de la punta de la aeronave, es decir 119,8 mm hacia la izquierda del centro de gravedad de la aeronave con la ubicación propuesta de todos sus componentes.

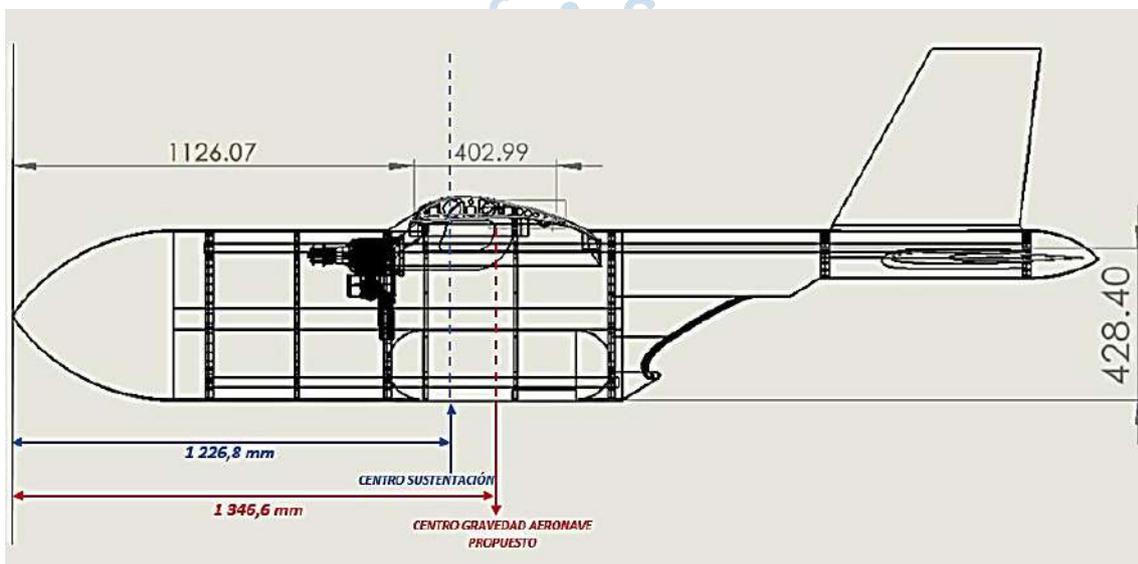


Figura 81. Ubicación de centro de sustentación respecto a centro de gravedad. Distancias en mm.

Fuente: Elaboración propia.

Como se observa de la Figura 81 el centro de gravedad con la ubicación de cargas propuesta queda desplazado más atrás que el centro de sustentación tendiendo a generar encabritado, algo atípico y no recomendado en el diseño de aeronaves de carga. Seguidamente, a partir de esta primera propuesta se redistribuyen las cargas hasta que el centro de gravedad se encuentre más adelante que el centro de sustentación, al punto más adecuado que permita el transporte de la carga deseada.

#### 4.5. Propulsión y velocidad máxima de la aeronave

A partir de las características de los componentes del sub sistema de trabajo y propulsión descritos en el acápite 4.1.2., e iterando la ecuación empírica de Staples, (2013), se ubica gráficamente la velocidad máxima de la aeronave de 70 mph (millas por hora) ó 113

Km/hora aproximadamente, a 6000 RPM del motor (por la limitante de la máxima velocidad de la hélice). Por último, a criterio del especialista se prevé una velocidad de crucero de 100 Km/h.

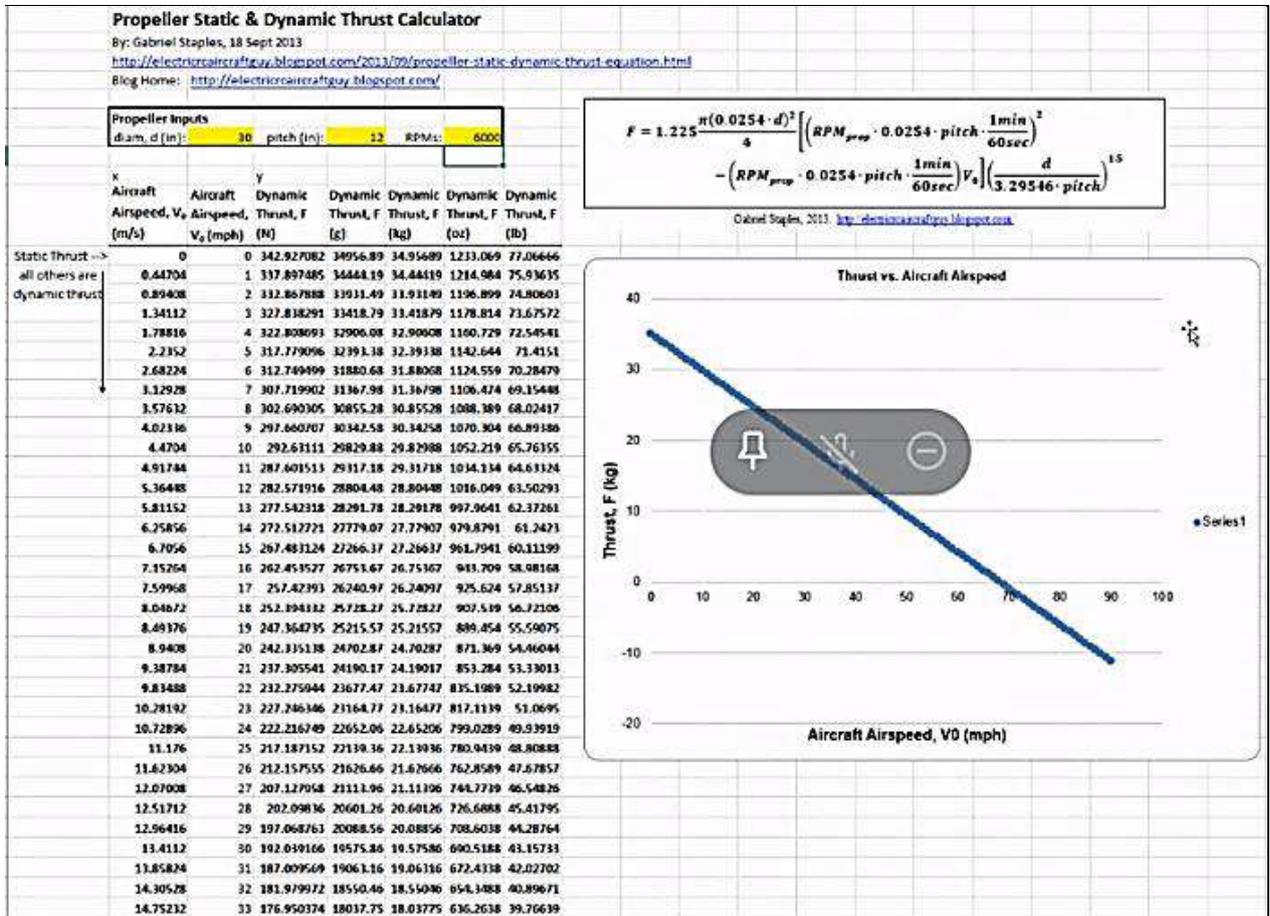


Figura 82. Determinación de velocidad máxima de prototipo según hélice propuesta.  
 Fuente: elaboración propia

## Conclusiones

Las plataformas de VANTs de ala fija se utilizan, principalmente, por su gran eficiencia en el cumplimiento de misiones complejas como el transporte logístico, donde además de prever la adecuación de las cargas, se requiere cubrir mayores distancias y alturas sobre el terreno.

Las investigaciones sobre selección de materiales para el diseño y fabricación de VANT's utilizan mayoritariamente el método tradicional o de "escogencia", por la gran cantidad de información existente en este rubro, apoyándose del uso de herramientas de selección o priorización. En la presente tesis se sigue esta línea de trabajo considerando, por un lado, la disponibilidad de los materiales, su conformabilidad y/o su costo en el mercado local; y por otro, el procesamiento de las alternativas mediante matrices de priorización y ponderación, basados en la idea conceptual de origen y en el aseguramiento de la buena performance del prototipo.

La caracterización mecánica de los materiales utilizados en la aeronave ha sido de vital importancia para el proceso de selección con criterios técnicos de priorización, ya que nos brindan la información referencial necesaria para la obtención de las matrices de priorización.

El uso de softwares para la selección de materiales es de mucha utilidad, principalmente cuando se diseñan prototipos que tienen poco historial de uso y por ende escasa información sobre la validación de sus componentes, es por este motivo que no se utiliza en el presente estudio.

Para el prototipo seleccionado se corrobora el uso del aluminio, acero, composites (en nuestro caso madera balsa) y polímeros obtenidos por impresión 3D, de uso típico para el diseño y fabricación de aeronaves. No obstante, todos los materiales, a excepción de los polímeros 3D, representan productos de uso común en la industria metalmeccánica (tubos de acero ASTM A500, perfiles de acero ASTM A36, perfiles de aluminio 6063, planchas de aluminio 1050 (también podría ser 1060), haciendo posible futuros desarrollos locales o nacionales en el rubro de la tecnología VANT.

Dada la tendencia actual de utilizar materiales poliméricos para la construcción de VANT's, se destaca el nylon y su conformado mediante impresión 3D, como uno de los

materiales prioritarios, tanto para elementos auxiliares de la estructura como para la cobertura. Sin embargo, gracias a la disponibilidad que se tiene en cuanto equipamiento para impresión 3D, no se descarta el uso del PET y el ABS como materiales auxiliares para piezas de poca responsabilidad. El resultado final es la obtención de piezas, no sólo de difícil producción por otro medio de conformado, sino también que poseen un buen nivel de performance y acabado.

El uso de una aleación fundida de aluminio como una opción de selección, a partir de materia prima comercial debidamente identificada y los resultados obtenidos de los ensayos de caracterización, sirven de aporte tecnológico, tanto para los fines de la presente investigación, como para el proveedor; de cara a la estandarización de los productos obtenidos por fundición en el mercado local.

El software SolidWorks con sus herramientas de simulación SolidWorks Simulation y SolidWorks Flow Simulation, han sido de gran utilidad para la validación estructural y aerodinámica, respectivamente, teniendo en cuenta que existen softwares especializados de mayor costo y accesibilidad.

La configuración alar del prototipo final tiene como base el perfil s0007 y ángulo de ataque de 7°, cuyos parámetros aerodinámicos aseguran la suficiente sostenibilidad de las cargas de la aeronave incluidas las de insumos médicos y/o alimentarios, siendo necesario validar dichos parámetros en un túnel de viento Ad Hoc. En la presente tesis se logran verificar, como un adelanto y con buena aproximación, los resultados de este proceso sobre la primera propuesta de configuración alar con perfil s1223 y ángulo de ataque de 8°.

Si bien las pruebas en el túnel de viento han resultado bastante satisfactorias hasta este nivel de avance del subproyecto marco, sería pertinente un estudio más detallado de los factores de error relacionados con el arreglo de las celdas de carga y el arrastre del eje, por no estar incluidas dentro del alcance de la presente tesis.

El prototipo de VANT de ala fija seleccionado posee características y dimensiones que lo ubican en el rubro de los Warbirds, es decir, dentro de las aeronaves militares hechos a escala, en este caso un *Hércules C-300* con dos motores en lugar de cuatro, adecuado para "cargas ultraligeras" de aproximadamente 4,00 m de envergadura (ala) y 3,00 m de largo.

La presente tesis propone una metodología para el diseño de prototipos de VANTS de ala fija, que también incluye la implementación de los subsistemas que lo gobiernan y las primeras etapas de fabricación de los componentes. Así mismo, no se contemplan las pruebas de vuelo y monitorización de la aeronave por pertenecer éstas a las siguientes etapas del sub proyecto, por ende, es muy probable que se realicen futuros ajustes sobre el prototipo propuesto.

## Referencias bibliográficas

Acevo, R. (2011). Sistemas de teledetección activos y pasivos embarcados en sistemas aéreos no tripulados para la monitorización de la tierra. (*Tesis*). Universidad Politécnica de Catalunya, Barcelona, España. Recuperado el 15 de Octubre de 2019, de <https://dialnet.unirioja.es/servlet/tesis?codigo=93871>

*Airplane2050*. (27 de Noviembre de 2015). Recuperado el 16 de Marzo de 2020, de <http://airplane2050.blogspot.com/2015/11/fuselaje-monocasco-el-fuselaje.html>

Almodovar, L. (Noviembre de 2016). Conceptual and Preliminary Design of a Long Endurance Electric UAV. (*Tesis de Maestría*). IST Técnico Lisboa, Lisboa, Portugal. Recuperado el 13 de Julio de 2020, de [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1970943312279038/LuisParada\\_Thesis.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1970943312279038/LuisParada_Thesis.pdf)

Alvarez, R. (Mayo de 2016). Desarrollo de un vehículo aéreo de ala fija con capacidad de despegue vertical para el transporte de pequeñas cargas. (*Tesis*). Madrid, España. Recuperado el 08 de Marzo de 2020, de <https://repositorio.comillas.edu/jspui/bitstream/11531/17158/1/TFM000623.pdf>

Anderson, J. (1989). *INTRODUCTION TO FLIGHT* (Tercera ed.). Estados Unidos: McGraw-Hill Book Company. Recuperado el 04 de Marzo de 2020, de <http://docshare04.docshare.tips/files/18502/185026212.pdf>

FAP capta imágenes que muestra daños que causa minería ilegal en Madre de Dios. (11 de mayo). Agencia peruana de noticias. Obtenido de <https://andina.pe/agencia/noticia-fap-capta-imagenes-muestra-danos-causa-mineria-ilegal-madre-dios-751157.aspx>

ASM Internacional. (1992). *Metals Handbook* (Vol. 2). Estados Unidos. Recuperado el 29 de Julio de 2020

*Autodesk*. (s.f.). Recuperado el 07 de Marzo de 2020, de <https://latinoamerica.autodesk.com/solutions/cad-software>

Balasingan, M. (01 de Agosto de 2017). *Researchgate*. Recuperado el 22 de Noviembre de 2019, de [https://www.researchgate.net/publication/319346398\\_Drones\\_in\\_medicine-The\\_rise\\_of\\_the\\_machines/citation/download](https://www.researchgate.net/publication/319346398_Drones_in_medicine-The_rise_of_the_machines/citation/download)

Bermeo, J., Siguencia, D., & Serpa, P. (2012). Diseño y construcción de un túnel de viento para análisis aerodinámico en vehículos a escala. (*Tesis de título*). Unicersidad Politécnica Salesiana, Cuenca, Azuay, Ecuador. Recuperado el 30 de Enero de 2021, de <http://dspace.ups.edu.ec/handle/123456789/2001>

Camisón, C., Cruz, S., & González, T. (2006). Gestión de la Calidad: conceptos, enfoques, modelos y sistemas. (A. Cañizal, Ed.) Madrid, España: Pearson Educación S.A. Recuperado el 8 de Julio de 2020, de <https://porquenotecallas19.files.wordpress.com/2015/08/gestion-de-la-calidad.pdf>

Centro Aeronáutico Virtual. (s.f.). *Buenos Aires Virtual Air Center*. Recuperado el 15 de Marzo de 2020, de <http://bsas-vac.tripod.com/Dfc/Vuelo1/Control/empenaje.htm>

Centro Internacional de Adiestramiento de Aviación Civil. (s.f.). México, D. F. Recuperado el 9 de Julio de 2020, de <https://tmaviation.files.wordpress.com/2013/03/aeronaves-y-motores-generalidades.pdf>

*Configuración alar*. (28 de Junio de 2020). Recuperado el 9 de Julio de 2020, de Wikipedia, La enciclopedia libre: [https://es.wikipedia.org/wiki/Configuraci%C3%B3n\\_alar](https://es.wikipedia.org/wiki/Configuraci%C3%B3n_alar)

Dakotah, Z. (8 de Mayo de 2018). Design and Development of Low-cost Multi-function UAV Suitable for Production and Operation in Low Resource Environments. (*Tesis de maestría*). Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, Estados Unidos. Recuperado el 12 de Julio de 2020, de [https://www.researchgate.net/publication/326582792\\_Design\\_and\\_Development\\_of\\_Low-cost\\_Multi-function\\_UAV\\_Suitable\\_for\\_Production\\_and\\_Operation\\_in\\_Low\\_Resource\\_Environments](https://www.researchgate.net/publication/326582792_Design_and_Development_of_Low-cost_Multi-function_UAV_Suitable_for_Production_and_Operation_in_Low_Resource_Environments)

Domínguez, B., & Martínez, L. (Enero de 2013). Estudio comparativo entre Cuatrirotores y Aeronaves de Ala Fija. Sistemas de Control de vuelo, tecnología y misiones. (*Tesis de Título*). México D.F., México. Recuperado el 30 de Mayo de 2020, de <https://tesis.ipn.mx/jspui/bitstream/123456789/12418/1/estudiocomparativo.pdf>

Escamilla, R. (2010). Diseño, Construcción, Instrumentación y Control de un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV). (*tesis de titulación*). Instituto Politécnico Nacional, México. Obtenido de <http://www.gaingon.net/pdf2016/4251529721159267.pdf>

Esteban Oñate, A. (2016). *Materiales y elementos Aeronáuticos. Técnico de Mantenimiento Aeronáutico*. (Primera ed., Vol. Módulo 6). Madrid, España: Ediciones Paraninfo SA. Recuperado el 22 de Noviembre de 2019

Ferradas, P. (Mayo de 2012). Riesgos de Desastres y Desarrollo. *Soluciones Prácticas Tecnologías desafiando la pobreza*. Recuperado el 02 de Marzo de 2020, de [https://www.academia.edu/15662794/Riesgos\\_de\\_desastres\\_y\\_desarrollo\\_Pedro\\_Ferradas?auto=download](https://www.academia.edu/15662794/Riesgos_de_desastres_y_desarrollo_Pedro_Ferradas?auto=download)

Flores, D. (Mayo de 2006). Diseño de perfiles aerodinámicos. (*Tesis para Título*). México, México, México DF. Recuperado el 03 de Marzo de 2020, de <http://tesis.ipn.mx:8080/xmlui/handle/123456789/6539>

García, I. (2017). Estudio sobre Vehículos Aéreos no tripulados y sus Aplicaciones. (*Tesis de grado*). Universidad de Valladolid, Valladolid, España. Recuperado el 15 de Octubre de 2019, de <https://uvadoc.uva.es/bitstream/handle/10324/23021/TFG-P-528.pdf?sessionId=A33442A2D2663C2E65AF62D01869C10B?sequence=1>

Gobierno del Perú. (28 de Diciembre de 2015). Normas Legales. *El Peruano*(570180), págs. 570176-570181. Recuperado el 11 de Diciembre de 2019, de [https://www.mef.gob.pe/contenidos/servicios\\_web/conectamef/pdf/normas\\_legales\\_2012/NL20151228.pdf](https://www.mef.gob.pe/contenidos/servicios_web/conectamef/pdf/normas_legales_2012/NL20151228.pdf)

González, H., & Mesa, D. (Mayo de 2004). La importancia del Método en la Selección de Materiales. *Scientia Et Technica*, X(24), 175-180. Recuperado el 02 de Julio de 2020, de [https://www.researchgate.net/publication/43071209\\_LA\\_IMPORTANCIA\\_DEL\\_METODO\\_EN\\_LA\\_SELECCION\\_DE\\_MATERIALES](https://www.researchgate.net/publication/43071209_LA_IMPORTANCIA_DEL_METODO_EN_LA_SELECCION_DE_MATERIALES)

Gonzales, M. (2015). Diseño del Sistema de Control de un UAV de Ala Fija para Vuelo Autónomo en Exteriores. (*Proyecto de Fin de Grado*). ICAI-Universidad Pontificia Comillas, Madrid, Estado. Recuperado el 13 de Octubre de 2019, de <https://docplayer.es/59695295-Diseno-del-sistema-de-control-de-un-uav-de-ala-fija-para-vuelo-autonomo-en-exteriores.html>

Gonzales, S., Chiroque, J., & Urcuhuaranga, W. (2011). Cálculo, diseño y construcción de un túnel de viento para estudios experimentales de aerogeneradores y sus componentes. *Trabajo presentado en el Congreso Nacional de Ingeniería Mecánica, Eléctrica y Ramas Afines*. Lima, Perú. Recuperado el 31 de Enero de 2021, de <http://www.revistas.uni.edu.pe/index.php/tecnia/article/view/99>

Hammerseth, V. (Junio de 2013). Autonomous Unmanned Aerial Behicle In Search And Rescue. (*Tesis de Maestría*). Trondheim, Noruega. Recuperado el 14 de Julio de 2020, de <https://core.ac.uk/download/pdf/30865177.pdf>

Herrera, Á. (2015). Diseño e implementación del sistema de vuelo autónomo de un vehículo aéreo no tripulado para el reconocimiento en zonas hostiles azotadas por el narcoterrorismo en la Amazonía Peruana. (*Tesis de Titulación*). Universidad Ricardo Palma, Lima, Perú. Recuperado el 16 de Julio de 2020, de [http://cybertesis.urp.edu.pe/bitstream/urp/1137/1/herrera\\_a.pdf](http://cybertesis.urp.edu.pe/bitstream/urp/1137/1/herrera_a.pdf)

Illueca, J. (Septiembre de 2017). Estudio de las Fuerzas Aerodinámicas sobre Estructuras de Placas sometidas a Flameo. (*Tesis de Grado*). Valencia, Madrid, España. Recuperado el 14 de Marzo de 2020, de Estudio de las fuerzas aerodinámicas sobre estructuras de placas sometidas a flameo. Universidad Politécnica de Madrid. 2017

*Laminate film covering for RC wings info, AKA "New Stuff", "NS", "Lam Film"*. (6 de Noviembre de 2010). Recuperado el 13 de Julio de 2020, de Groups.com: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1334433-Laminate-film-covering-for-RC-wings-info-AKA-New-Stuff-NS-Lam-film>

*MEASURE*. (Abril de 2015). Recuperado el 09 de Diciembre de 2019, de <https://www.measure.com/blog-2017/drones-for-disaster-response-and-relief-operations-executive-summary>

Perú. Presidencia del Consejo. (Mayo de 2014). PLANAGERD 2014-2021. Recuperado el 17 de Diciembre de 2019, de <https://cdn.www.gob.pe/uploads/document/file/178763/PLANAGERD.pdf>

Mirlisenna, G. (22 de Enero de 2016). Método de los elementos finitos: ¿qué es? (ESSS, Ed.) Florianópolis, Brasil. Recuperado el 07 de Marzo de 2020, de <https://www.esss.co/es/blog/metodo-de-los-elementos-finitos-que-es/>

Mulero Valenzuela, M. (Mayo de 2013). Vehículos aéreos no tripulados en Latinoamérica. *Infodefensa*. Recuperado el 18 de Agosto de 2019, de [https://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Vehiculos\\_aereos\\_no\\_tripulados\\_en\\_Latam.pdf](https://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Vehiculos_aereos_no_tripulados_en_Latam.pdf)

Muñoz, M. (25 de 03 de 2020). *Manual de vuelo*. Recuperado el 02 de Junio de 2020, de Principios básicos. Ángulo de ataque.: [https://www.manualvuelo.es/1pbav/17\\_ataqu.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/17_ataqu.html)

Muñoz, M. (2020). *Principios básicos. Estructura del avión*. Recuperado el 9 de Julio de 2020, de Manual de vuelo: [https://www.manualvuelo.es/1pbav/14\\_avion.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/14_avion.html)

Normas legales. (22 de Marzo de 2018). *El Peruano*, págs. 4-5. Recuperado el 11 de Diciembre de 2019, de [http://transparencia.mtc.gob.pe/idm\\_docs/normas\\_legales/1\\_0\\_4058.pdf](http://transparencia.mtc.gob.pe/idm_docs/normas_legales/1_0_4058.pdf)

Olivos, D. (2017). *Diseño de perfil aerodinámico de un dron*. Universidad Nacional Autónoma de México, Mexico, México. Recuperado el 03 de Diciembre de 2019, de <http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/bitstream/handle/132.248.52.100/13886/Tesis.pdf?sequence=1>

Oñate de Mora, M. (2015). Tipología de aeronaves pilotadas por control remoto. *Los drones y sus aplicaciones a la ingeniería civil*. Recuperado el 22 de Noviembre de 2019, de [https://www.academia.edu/19018381/Los\\_Drones\\_y\\_sus\\_aplicaciones\\_a\\_la\\_ingenieria\\_civil\\_fenercom\\_2015](https://www.academia.edu/19018381/Los_Drones_y_sus_aplicaciones_a_la_ingenieria_civil_fenercom_2015)

Osorio, A., Tamayo, A., Alvarado, J., Barragán, G., & Germán, U. (2013). Selección de Materiales para la Estructura de una Aeronave de ala rotatoria no tripulada. *Ciencia Poder Aéreo*, 8, 42-46. Recuperado el 2 de Julio de 2020, de [https://www.researchgate.net/publication/285061307\\_Seleccion\\_de\\_materiales\\_para\\_la\\_estructura\\_de\\_una\\_aeronave\\_de\\_ala\\_rotatoria\\_no\\_tripulada](https://www.researchgate.net/publication/285061307_Seleccion_de_materiales_para_la_estructura_de_una_aeronave_de_ala_rotatoria_no_tripulada)

Osorio, J. (2017). *Caracterización del comportamiento a tracción de probetas impresas en 3D y aplicación al diseño de una cuchara para una turbina Pelton*. Universidad de Sevilla-Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Sevilla, España. Recuperado el 12 de Noviembre de 2020, de <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/91507/fichero/TFG.pdf>

*Poliestireno Extruido*. (Mayo de 1995). Recuperado el 14 de Julio de 2020, de Construmática, Arquitectura, Ingeniería y Construcción: [https://www.construmatica.com/construpedia/Poliestireno\\_Extruido](https://www.construmatica.com/construpedia/Poliestireno_Extruido)

Postigo Huanqui, S. R. (2018). Vehículo aéreo no tripulado para vigilancia en ambientes cerrados con detección de personas y obstáculos a su alrededor. (*Tesis de Titulación*). Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Perú. Obtenido de [http://tesis.pucp.edu.pe/repositorio/bitstream/handle/20.500.12404/13120/POSTIGO\\_HUANQUI\\_SERGIO\\_VEH%3%8DCULO\\_A%3%89REO\\_NO%20TRIPULADO.pdf?sequence=1&isAllowed=y](http://tesis.pucp.edu.pe/repositorio/bitstream/handle/20.500.12404/13120/POSTIGO_HUANQUI_SERGIO_VEH%3%8DCULO_A%3%89REO_NO%20TRIPULADO.pdf?sequence=1&isAllowed=y)

Puerres, R., & Toledo, E. (2008). *Construcción de un molde de acero por mecanizado para fundición de poleas en aleaciones de aluminio*. escuela de Formación de Tecnólogos, Quito, Ecuador. Recuperado el 30 de Enero de 2020, de <https://bibdigital.epn.edu.ec/bitstream/15000/2000/1/CD-1226.pdf>

Rabanal Carretero, D. Z. (2011). Integración de un Sistema UAV con control autónomo en un equipo aéreo para Agricultura de Precisión. (*Tesis de Titulación*). Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Perú. Obtenido de [http://tesis.pucp.edu.pe/repositorio/bitstream/handle/20.500.12404/892/RABANAL\\_CARRETERO\\_DANNA\\_EQUIPO\\_AEREO\\_AGRICULTURA.pdf?sequence=1&isAllowed=y](http://tesis.pucp.edu.pe/repositorio/bitstream/handle/20.500.12404/892/RABANAL_CARRETERO_DANNA_EQUIPO_AEREO_AGRICULTURA.pdf?sequence=1&isAllowed=y)

Ramírez, J. (2015). Aspectos Reglamentarios. *Los Drones y sus aplicaciones en la Ingeniería Civil*. Recuperado el 4 de Diciembre de 2019, de [https://www.academia.edu/19018381/Los\\_Drones\\_y\\_sus\\_aplicaciones\\_a\\_la\\_ingenieria\\_civil\\_fenercom\\_2015](https://www.academia.edu/19018381/Los_Drones_y_sus_aplicaciones_a_la_ingenieria_civil_fenercom_2015)

Redondo, I. (Julio de 2016). Diseño y construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado para teledetección agroforestal. *Tesis de grado*. Valladolid, Valladolid, España. Recuperado el 16 de Marzo de 2020, de Diseño y construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado para teledetección agroforestal

Rozas, C. (Enero de 2018). Desarrollo de un modelo paramétrico para la fabricación de drones a grávés de sistemas de manufactura aditiva. (*Tesis para título*). Valparaíso, Valparaíso, Chile. Recuperado el 9

de Enero de 2021, de <https://repositorio.usm.cl/bitstream/handle/11673/23888/3560900258141UTFSM.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Ruipérez, P. (2016). Diseño y Fabricación de un Dron. (*Proyecto final de grado*). Universidad Politécnica de Valencia, Valencia, España. Recuperado el 16 de Octubre de 2019, de <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/73170/RUIP%C3%89REZ%20-%20Dise%C3%B1o%20y%20fabricaci%C3%B3n%20de%20un%20dron%20mediante%20impresi%C3%B3n%203D.pdf?sequence=5>

Sánchez, S. (Junio de 2020). *Guía completa: plásticos en la impresión 3D*. Recuperado el 8 de Julio de 2020, de 3Dnatives: <https://www.3dnatives.com/es/plasticos-impresion-3d-22072015/#!>

Santana, E. (16 de Junio de 2017). Propuesta de sistema multi-UAV para aplicaciones de cobertura de área. *Tesis Doctoral*. Bellaterra, Barcelona, España. Recuperado el 19 de Marzo de 2020, de <https://www.tdx.cat/bitstream/handle/10803/456309/eesc1de1.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Silva, G. (10 de Agosto de 2017). Fuerza Aérea del Perú desarrolla dos drones. *DIÁLOGO*. Obtenido de <https://dialogo-americas.com/es/articulos/peruvian-air-force-develops-two-new-drones>

Silva, M. (Noviembre de 2015). Construction and Analysis of a Lightweight UAV Wing Prototype. (*Tesis de Maestría*). IST Técnico Lisboa, Lisboa, Portugal. Recuperado el 14 de Julio de 2020, de [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1126518382177896/MarioRamos\\_Thesis.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1126518382177896/MarioRamos_Thesis.pdf)

Staples, G. (18 de Septiembre de 2013). *electricrcraftguy [artículo de blog]*. Recuperado el 20 de Enero de 2021, de <https://www.electricrcraftguy.com/2013/09/propeller-static-dynamic-thrust-equation.html>

Tello, C., & Herrera, E. (2019). Diseño e Implementación de un Drone de ala fija para el estudio de Índices de Vegetación para la Agricultura de Precisión en el Fundo Altamirano-Ica. (*Tesis de Título*). Universidad Ricardo Palma, Lima, Perú. Recuperado el 14 de Julio de 2020, de <http://repositorio.urp.edu.pe/handle/URP/2747>

Todo en Polímeros. (26 de Marzo de 2018). *Polipropileno Expandido*. Recuperado el 8 de Julio de 2020, de (Entrada de blog): <https://todoenpolimeros.com/2018/03/26/polipropileno-expandido/>

U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. (2016). Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. Oklahoma City, Estados Unidos. Recuperado el 02 de Junio de 2020, de [https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/phak/media/pilot\\_handbook.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/pilot_handbook.pdf)

Valencia, P. (Enero de 2016). Seguimiento de trayectoria de un Cuadricóptero empleando Retroalimentación Visual. *Tesis de Maestría*. Puebla, Mexico. Recuperado el 05 de Marzo de 2020, de <https://repositorioinstitucional.buap.mx/bitstream/handle/20.500.12371/2219/054416T.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Vildósola, E. (2020). *ACTUADORES*. Recuperado el 9 de Julio de 2020, de AIE Asociación de la Industria Eléctrica-Electrónica Chile: <http://www.aie.cl/files/file/comites/ca/abc/actuadores.pdf>

Williamson, G., McGranahan, B., Broughton, B., Deters, R., Brandt, J., & Selig, M. (2012). *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. University of Illinois Urban-Champaign, Illinois. Recuperado el 04 de Marzo de 2020, de [https://m-selig.ae.illinois.edu/uiuc\\_isat/Low-Speed-Airfoil-Data-V5.pdf](https://m-selig.ae.illinois.edu/uiuc_isat/Low-Speed-Airfoil-Data-V5.pdf)



## Apéndices





## Apéndice A. Matrices de selección de materiales.

### PRIORIZACIÓN 1: DE CRITERIOS BÁSICOS

#### Análisis de impacto:

1ª fila: Fácil aprovisionamiento (1) = Fácil conformado (1)

2ª fila: Fácil aprovisionamiento (5) >> Costo bajo (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.1

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila	%Total Global
FACIL APROVISIONAMIENTO		1	1	2	21.7%
FÁCIL CONFORMADO	1		5	6	65.2%
COSTO BAJO	1	0.2		1.2	13.0%
Total Columna	2	1.2	6	9.2	1

### PRIORIZACIÓN 2: DE FAMILIAS DE MATERIALES POR CRITERIOS BÁSICOS

#### 2.1. POR CRITERIO DE FÁCIL APROVISIONAMIENTO

#### Análisis de impacto:

1ª fila: Aceros (2) > Aluminios (1/2 = 0,5) ; Aceros (5) >> Polímeros, Compuestos (1/5 = 0,2)

2ª fila: Aluminios (5) >> Polímeros, Compuestos (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.2

	ACEROS	ALUMINIOS	POLIMEROS	COMPUESTOS	Total Fila	%Total Global
ACEROS		2	5	5	12	46.5%
ALUMINIOS	0.5		5	5	10.5	40.7%
POLIMEROS	0.2	0.2		2	2.4	9.3%
COMPUESTOS	0.2	0.2	0.5		0.9	3.5%
Total Columna	0.9	2.4	10.5	12	25.8	100.0%

#### 2.2. POR CRITERIO DE FÁCIL CONFORMADO

#### Análisis de impacto:

1ª fila: Aceros (1) = Aluminios (1) ; Aceros (1/5 = 0,2) = Polímeros (5) ; Aceros (2) = Compuestos (1/2 = 0,5)

2ª fila: Aluminios (1/2 = 0,5) < Polímeros (2) ; Aluminios (2) > Compuestos (1/2 = 0,5)

3ª fila: Polímeros (5) >> Compuestos (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.3

	ACEROS	ALUMINIOS	POLIMEROS	COMPUESTOS	Total Fila	%Total Global
ACEROS		1	0.2	2	3.2	16.1%
ALUMINIOS	1		0.5	2	3.5	17.6%
POLIMEROS	5	2		5	12	60.3%
COMPUESTOS	0.5	0.5	0.2		1.2	6.0%
Total Columna	6.5	3.5	0.9	9	19.9	100.0%

#### 2.3. POR CRITERIO DE COSTO BAJO O ACEQUIBLE

#### Análisis de impacto:

1ª fila: Aceros (2) > Aluminios (1/2 = 0,5) ; Aceros (5) >> Polímeros, Compuestos (1/5 = 0,2)

2ª fila: Aluminios (2) > Polímeros (1/2 = 0,5) ; Aluminios (5) >> Compuestos (1/5 = 0,2)

3ª fila: Polímeros (2) > Compuestos (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.4

	ACEROS	ALUMINIOS	POLIMEROS	COMPUESTOS	Total Fila	%Total Global
ACEROS		2	5	5	12	51.9%
ALUMINIOS	0.5		2	5	7.5	32.5%
POLIMEROS	0.2	0.5		2	2.7	11.7%
COMPUESTOS	0.2	0.2	0.5		0.9	3.9%
Total Columna	0.9	2.7	7.5	12	23.1	100.0%

## 2.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE FAMILIAS DE MATERIALES CONTRA CRITERIOS BÁSICOS

Se determinan los valores de los casilleros de matriz realizando multiplicaciones según el método de criterio analítico completo, párrafo e), indicado en 2.2.1.2 (MATRIZ A.1 X MATRICES A.2, A.3 Y A.4):

**1ª fila:** **10,1%** = 21.7% (de matriz A.1) x 46,5% (de matriz A.2) ; **10,5%** = 65,2% (de matriz A.1) x 16,1% (de matriz A.3) ; **6,8%** = 13% (de matriz A.1) x 51,9% (de matriz A.4).

**2ª fila:** **8,8%** = 21.7% (de matriz A.1) x 40,7% (de matriz A.2) ; **11,5%** = 65,2% (de matriz A.1) x 17,6% (de matriz A.3) ; **4,2%** = 13% (de matriz A.1) x 32,5% (de matriz A.4).

**3ª fila:** **2,0%** = 21.7% (de matriz A.1) x 9,3% (de matriz A.2) ; **39,3%** = 65,2% (de matriz A.1) x 60,3% (de matriz A.3) ; **1,5%** = 13% (de matriz A.1) x 11,7% (de matriz A.4).

**4ª fila:** **0,8%** = 21.7% (de matriz A.1) x 3,5% (de matriz A.2) ; **3,9%** = 65,2% (de matriz A.1) x 6,0% (de matriz A.3) ; **0,5%** = 13% (de matriz A.1) x 3,9% (de matriz A.4).

MATRIZ A.5

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	%Total Fila
ACEROS	10.1%	10.5%	6.8%	27.4%
ALUMINIOS	8.8%	11.5%	4.2%	24.6%
POLIMEROS	2.0%	39.3%	1.5%	42.9%
COMPUESTOS	0.8%	3.9%	0.5%	5.2%
%Total Global	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%

## PRIORIZACIÓN 3: DE MATERIALES ESPECÍFICOS POR FAMILIAS POR CRITERIOS BÁSICOS

### 3.1. PRIORIZACIÓN ENTRE MATERIALES ESPECÍFICOS

#### 3.1.1. POR CRITERIO DE FÁCIL APROVISIONAMIENTO

##### Análisis de impacto para aceros:

**1ª fila:** A 36 (1) = A 500 (1) ; A 36 (2) > Inoxidables (1/2 = 0,5) ; A 36 (5) >> Maraging (1/5 = 0,2)

**2ª fila:** A 500 (2) > Inoxidables (1/2 = 0,5) ; A 500 (5) >> Maraging (1/5 = 0,2)

**3ª fila:** Inoxidables (2) > Maraging (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.6

	A. AL CARBONO	AL CARBONO A500	ACEROS INOXIDABLES	ACEROS MARAGING	Total Fila	Total Global %
AL CARBONO A36		1	2	5	8	40.2%
AL CARBONO A500	1		2	5	8	40.2%
ACEROS INOXIDABLES	0.5	0.5		2	3	15.1%
ACEROS MARAGING	0.2	0.2	0.5		0.9	4.5%
Total Columna	0.7	0.7	4.5	12	19.9	100.0%

##### Análisis de impacto para aluminios:

**1ª fila:** 1050 (1/2 = 0,5) < 1060 (2) ; 1050 (2) > 2024, 6061, 7075 (1/2 = 0,5) ; 1050 (5) >> 8090 (1/5 = 0,2)

1050 (1/5 = 0,2) << Fund. 356.0 (5)

**2ª fila:** 1060 (5) >> 2024, 6061, 7075, 8090 (1/5 = 0,2) ; 1060 (1) = Fund. 356.0 (1)

**3ª fila:** 2024 (1) = 6061 (1) = 7075 (1) = 8090 (1) ; 2024 (1/5 = 0,2) << Fund. 356.0 (5)

**4ª fila:** 6061 (1) = 7075 (1) = 8090 (1) ; 6061 (1/5 = 0,2) << Fund. 356.0 (5)

**5ª fila:** 7075 (1) = 8090 (1) ; 7075 (1/5 = 0,2) << Fund. 356.0 (5)

**6ª fila:** 8090 (1/5 = 0,2) << Fund. 356.0 (5)

MATRIZ A.7

	1050	1060	2024	6061	7075	8090	Fund. 356.0	Total Fila	Total Global %
1050		0.5	2	2	2	5	0.2	11.7	15.4%
1060	2		5	5	5	5	1	23	30.3%
2024	0.5	0.2		1	1	1	0.2	3.9	5.1%
6061	0.5	0.2	1		1	1	0.2	3.9	5.1%
7075	0.5	0.2	1	1		1	0.2	3.9	5.1%
8090	0.2	0.2	1	1	1		0.2	3.6	4.7%
Fundación 356.0	5	1	5	5	5	5		26	34.2%
Total Columna	8.7	0.8	8	8	8	8	1.8	76	100.0%

**Análisis de impacto para polímeros:**

**1ª fila:** EPP (1) = EPO (1) = XPS (1) = ABS (1) ; EPP (1/2) < PLA, PET, NYLON, RESINAS (2)

**2ª fila:** EPO (1) = XPS (1) = ABS (1) ; EPO (1/2) < PLA, PET, NYLON, RESINAS (2)

**3ª fila:** XPS (1) = ABS (1) ; XPS (1/2) < PLA, PET, NYLON, RESINAS (2)

**4ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON (1) ; ABS (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**5ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON (1) ; PLA (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**6ª fila:** PET (1) = NYLON (1) ; PET (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**7ª fila:** NYLON (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.8

	EPP	EPO	XPS	ABS	PLA	PET	NYLON	RESINAS	Total Fila	Total Global %
EPP (Polipropileno expandido)		1	1	1.0	0.5	0.5	0.5	0.5	5	7.8%
EPO (Poliolefina expandida)	1		1	1	0.5	0.5	0.5	0.5	5	7.8%
XPS (Poliestireno extruido)	1	1		1	0.5	0.5	0.5	0.5	5	7.8%
ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno)	1	1	1		1	1	1	2	8	12.5%
PLA (Ácido Poliláctico)	2	2	2	1		1	1	2	11	17.2%
PET (Tereftalato de Polietileno)	2	2	2	1	1		1	2	11	17.2%
Nylon (Poliamida)	2	2	2	1	1	1		2	11	17.2%
Resinas (por fotopolimerización)	2	2	2	0.5	0.5	0.5	0.5		8	12.5%
Total Columna	11	11	11	7	5	5	5	9.5	64	100.0%

**Análisis de impacto para compuestos:**

**1ª fila:** F. VIDRIO (5) >> F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; F. VIDRIO (1/2) < M. BALSA, PLYWOOD (2)

**2ª fila:** F. CARBONO (1/5) << M. BALSA, PLYWOOD (5)

**3ª fila:** M. BALSA (1) = PLYWOOD (1)

MATRIZ A.9

	Fibra vidrio	F. Carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
Fibra de Vidrio		5	0.5	0.5	6	26.5%
Fibra de Carbono	0.2		0.2	0.2	0.6	2.7%
Madera Balsa	2	5		1	8	35.4%
Plywood	2	5	1		8	35.4%
Total Columna	4.2	15	1.7	1.7	22.6	100.0%

**3.1.2. POR CRITERIO DE FÁCIL CONFORMADO****Análisis de impacto para aceros:**

**1ª fila:** A 36 (2) > A 500, Inoxidables (1/2 = 0,5) ; A 36 (5) >> Maraging (1/5 = 0,2)

**2ª fila:** A 500 (2) > Inoxidables, Maraging (1/2 = 0,5)

**3ª fila:** Inoxidables (2) > Maraging (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.10

	A. AL CARBONO	AL CARBONO A500	ACEROS INOXIDABLES	ACEROS MARAGING	Total Fila	Total Global %
AL CARBONO A36		2	2	5	9	50.8%
AL CARBONO A500	0.5		2	2	4.5	25.4%
ACEROS INOXIDABLES	0.5	0.5		2	3	16.9%
ACEROS MARAGING	0.2	0.5	0.5		1.2	6.8%
Total Columna	0.7	1	4.5	9	17.7	100.0%

**Análisis de impacto para aluminios:**

**1ª fila:** 1050 (1/2 = 0,5) < 1060 (2) ; 1050 (1) = 2024, 6061, 7075, 8090 (1) ; 1050 (2) > Fund. 356.0 (1/2 = 0,5)

**2ª fila:** 1060 (2) > 2024, 6061, 7075, 8090, Fun. 356.0 (1/2 = 0,5)

**3ª fila:** 2024 (1) = 6061 (1) = 7075 (1) = 8090 (1) ; 2024 (2) > Fund. 356.0 (1/2 = 0,5)

**4ª fila:** 6061 (1) = 7075 (1) = 8090 (1) ; 6061 (2) > Fund. 356.0 (1/2 = 0,5)

**5ª fila:** 7075 (1) = 8090 (1) ; 7075 (2) > Fund. 356.0 (1/2 = 0,5)

**6ª fila:** 8090 (2) > Fund. 356.0 (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.11

	1050	1060	2024	6061	7075	8090	Fund. 356.0	Total Fila	Total Global %
1050		0.5	1	1	1	1	2	6.5	13.7%
1060	2		2	2	2	2	2	12	25.3%
2024	1	0.5		1	1	1	2	6.5	13.7%
6061	1	0.5	1		1	1	2	6.5	13.7%
7075	1	0.5	1	1		1	2	6.5	13.7%
8090	1	0.5	1	1	1		2	6.5	13.7%
Fundición 356.0	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5		3	6.3%
Total Columna	4	2	5	5	5	5	10	47.5	100.0%

**Análisis de impacto para polímeros:**

**1ª fila:** EPP (1) = EPO (1) = XPS (1) = ABS (1) = PLA(1) = PET (1) = NYLON (1) ; EPP (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**2ª fila:** EPO (1) = XPS (1) = ABS (1) PLA(1) = PET (1) = NYLON (1) ; EPO (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**3ª fila:** XPS (1) = ABS (1) = PLA(1) = PET (1) = NYLON (1) ; XPS (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**4ª fila:** ABS (1/2 = 0,5) < PLA, PET, NYLON (2) ; ABS (1) = RESINAS (1)

**5ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON (1) ; PLA (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2)

**6ª fila:** PET (1) = NYLON (1) ; PET (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2)

**7ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.12

	EPP	EPO	XPS	ABS	PLA	PET	NYLON	RESINAS	Total Fila	Total Global %
EPP (Polipropileno expandido)		1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	2.0	8	11.7%
EPO (Polioléfina expandida)	1.0		1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	2.0	8	11.7%
XPS (Poliestireno extruido)	1.0	1.0		1.0	1.0	1.0	1.0	2.0	8	11.7%
ABS (Acronitrilo Butadieno Estireno)	1.0	1.0	1.0		0.5	0.5	0.5	1.0	5.5	8.0%
PLA (Ácido Poliláctico)	1.0	1.0	1.0	2.0		1.0	1.0	5.0	12	17.5%
PET (Tereftalato de Polietileno)	1.0	1.0	1.0	2.0	1.0		1.0	5.0	12	17.5%
Nylon (Poliámidas)	1.0	1.0	1.0	2.0	1.0	1.0		5.0	12	17.5%
Resinas (por fotopolimerización)	0.5	0.5	0.5	1.0	0.2	0.2	0.2		3.1	4.5%
Total Columna	6.5	6.5	6.5	10	5.7	5.7	5.7	22	68.6	100.0%

**Análisis de impacto para compuestos:**

**1ª fila:** F. VIDRIO (5) >> F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; F. VIDRIO (1/5 = 0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5)

**2ª fila:** F. CARBONO (1/5 = 0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5)

**3ª fila:** M. BALSA (2) = PLYWOOD (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.13

	Fibra vidrio	F. Carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
Fibra de Vidrio		5	0.2	0.2	5.4	18.9%
Fibra de Carbono	0.2		0.2	0.2	0.6	2.1%
Madera Balsa	5	5		2	12	42.1%
Plywood	5	5	0.5		10.5	36.8%
Total Columna	10.2	15	0.9	2.4	28.5	100.0%

**3.1.3. POR CRITERIO DE BAJO COSTO****Análisis de impacto para aceros:**

**1ª fila:** A 36 (1) = A500 (1) ; A36 (2) > Inoxidables (1/2 = 0,5) ; A 36 (5) >> Maraging (1/5 = 0,2)

**2ª fila:** A 500 (2) > Inoxidables (1/2 = 0,5) ; A 500 (5) >> Maraging (1/5 = 0,2)

**3ª fila:** Inoxidables (2) > Maraging (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.14

	A. AL CARBONO	AL CARBONO A500	ACEROS INOXIDABLES	ACEROS MARAGING	Total Fila	Total Global %
AL CARBONO A36		1	2	5	8	40.2%
AL CARBONO A500	1		2	5	8	40.2%
ACEROS INOXIDABLES	0.5	0.5		2	3	15.1%
ACEROS MARAGING	0.2	0.2	0.5		0.9	4.5%
Total Columna	0.7	0.7	4.5	12	19.9	100.0%

**Análisis de impacto para aluminios:**

**1ª fila:** 1050 (1/2 = 0,5) < 1060 (2) ; 1050 (2) > 2024, 6061, 7075, 8090 (1/2 = 0,5) ; 1050 (1) = Fund. 356.0 (1)

**2ª fila:** 1060 (5) >> 2024, 6061, 7075, 8090 (1/5 = 0,2) ; 1060 (1) = Fun. 356.0 (1)

**3ª fila:** 2024 (1) = 6061 (1) = 7075 (1) ; 2024 (2) > 8090 (1/2 = 0,5) ; 2024 (1/2=0,5) < Fund. 356.0 (2)

**4ª fila:** 6061 (1) = 7075 (1) ; 6061 (2) > 8090 (1/2 = 0,5) ; 6061 (1/2=0,5) < Fund. 356.0 (2)

**5ª fila:** 7075 (2) = 8090 (1/2 = 0,5) ; 7075 (1/2=0,5) < Fund. 356.0 (2)

**6ª fila:** 8090 (1/5 = 0,2) << Fund. 356.0 (5)

MATRIZ A.15

	1050	1060	2024	6061	7075	8090	Fund. 356.0	Total Fila	Total Global %
1050		0.5	2	2	2	2	1	9.5	17.6%
1060	2		5	5	5	5	1	23	42.6%
2024	0.5	0.2		1	1	2	0.5	5.2	9.6%
6061	0.5	0.2	1		1	2	0.5	5.2	9.6%
7075	0.5	0.2	1	1		2	0.5	5.2	9.6%
8090	0.5	0.2	0.5	0.5	0.5		0.2	2.4	4.4%
Fundición 356.0	1	1	2	2	2	5		13	24.1%
Total Columna	2	0.8	7.5	7.5	7.5	11	2.7	54	100.0%

**Análisis de impacto para polímeros:**

**1ª fila:** EPP (1) = EPO, XPS, NYLON, RESINAS (1) ; EPP (1/2 = 0,5) < ABS, PLA, PET (2)

**2ª fila:** EPO (1) = XPS, NYLON, RESINAS (1) ; EPO (1/2 = 0,5) < ABS, PLA, PET (2)

**3ª fila:** XPS (1/2 = 0,5) < ABS, PLA, PET (2) ; XPS (1) = NYLON, RESINAS (1)

**4ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON (1) ; ABS (1/2 = 0,5) < RESINAS (2)

**5ª fila:** PLA (1) = PET (1) ; PLA (2) > NYLON, RESINAS (1/2 = 0,5)

**6ª fila:** PET (2) > NYLON, RESINAS (1/2 = 0,5)

**7ª fila:** NYLON (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

MATRIZ A.16

	EPP	EPO	XPS	ABS	PLA	PET	NYLON	RESINAS	Total Fila	Total Global %
EPP (Polipropileno expandido)		1.0	1.0	0.5	0.5	0.5	1.0	1.0	5.5	8.7%
EPO (Polioléfina expandida)	1.0		1.0	0.5	0.5	0.5	1.0	1.0	5.5	8.7%
XPS (Poliestireno extruido)	1.0	1.0		0.5	0.5	0.5	1.0	1.0	5.5	8.7%
ABS (Acilonitrilo Butadieno Estireno)	2.0	2.0	2.0		1.0	1.0	1.0	2.0	11	17.3%
PLA (Ácido Poliláctico)	2.0	2.0	2.0	1.0		1.0	2.0	2.0	12	18.9%
PET (Tereftalato de Polietileno)	2.0	2.0	2.0	1.0	1.0		2.0	2.0	12	18.9%
Nylon (Poliámidas)	1.0	1.0	1.0	1.0	0.5	0.5		2.0	7	11.0%
Resinas (por fotopolimerización)	1.0	1.0	1.0	0.5	0.5	0.5	0.5		5	7.9%
Total Columna	10	10	10	5	4.5	4.5	8.5	11	63.5	100.0%

**Análisis de impacto para compuestos:**

**1ª fila:** F. VIDRIO (5) >> F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; F. VIDRIO (1/5 = 0,2) << M. BALSA (5) ; F. VIDRIO (1/2 = 0,5) < PLYWOOD (2)

**2ª fila:** F. CARBONO (1/5 = 0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5)

**3ª fila:** M. BALSA (1/2 = 0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.17

	Fibra vidrio	F. Carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
Fibra de Vidrio		5	0.2	0.5	5.7	22.1%
Fibra de Carbono	0.2		0.2	0.2	0.6	2.3%
Madera Balsa	5	5		0.5	10.5	40.7%
Plywood	2	5	2		9	34.9%
Total Columna	7.2	15	2.4	1.2	25.8	100.0%

### 3.2. MATRICES FINALES DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR FAMILIA CONTRA CRITERIOS BÁSICOS

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.6, A.10 Y A.14).

MATRIZ A.18

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila	%Total Global
ACERO AL CARBONO	8.7%	33.2%	5.2%	47.1%	47.1
ACERO A500	8.7%	16.6%	5.2%	30.6%	30.6%
ACERO INOX	3.3%	11.1%	2.0%	16.3%	16.3
ACEROS MARAGING	1.0%	4.4%	0.6%	6.0%	6.0
Total Columna	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%	100.0

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.7, A.11 Y A.15).

MATRIZ A.19

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila	%Total Global
Aluminio 1050	3.3%	8.9%	2.3%	14.6%	14.6
Aluminio 1060	6.6%	16.5%	2.3%	25.3%	25.3
2024	1.1%	8.9%	1.3%	11.3%	11.3
6061	1.1%	8.9%	1.3%	11.3%	11.3
7075	1.1%	8.9%	1.3%	11.3%	11.3
8090	1.0%	8.9%	0.6%	10.5%	10.5
Fundición de Aluminio 355	7.4%	4.1%	3.1%	14.7%	14.7
Total Columna	21.7%	65.2%	12.1%	99.0%	99.03

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.8, A.12 Y A.16).

MATRIZ A.20

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila	%Total Global
EPP (Polipropileno expandido)	1.7%	7.6%	1.1%	10.4%	10.4
EPO (Polioléfina expandida)	1.7%	7.6%	1.1%	10.4%	10.4
XPS (Poliestireno extruido)	1.7%	7.6%	1.1%	10.4%	10.4
ABS (Acilonitrilo Butadieno Estireno)	2.7%	5.2%	2.3%	10.2%	10.2
PLA (Ácido Poliláctico)	3.7%	11.4%	2.5%	17.6%	17.6
PET (Tereftalato de Polietileno)	3.7%	11.4%	2.5%	17.6%	17.6
Nylon (Poliámid)	3.7%	11.4%	1.4%	16.6%	16.6
Resinas (por fotopolimerización)	2.72%	2.947%	1.03%	6.7%	6.7
Total Columna	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%	100.0

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.9, A.13 Y A.17).

MATRIZ A.21

	FÁCIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila	%Total Global
Fibra de Vidrio	5.8%	12.4%	2.9%	21.0%	21.0
Fibra de Carbono	0.6%	1.4%	0.3%	2.3%	2.3
Madera Balsa	7.7%	27.5%	5.3%	40.5%	40.5
Plywood	7.7%	24.0%	4.6%	36.3%	36.3
Total Columna	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%	100.0

## PRIORIZACIÓN 4: DE CRITERIOS TÉCNICOS

### 4.1. PARA ESTRUCTURA

#### Análisis de impacto para estructura:

1ª fila: R. MECÁNICA (5) >> BAJA DENSIDAD (1/5 = 0,2) ; R. MECÁNICA, R. IMPACTO (2) > R. FATIGA (1/2 = 0,5)

2ª fila: B. DENSIDAD (1/2 = 0,5) < R. FATIGA (2) ; B. DENSIDAD (1) = R. IMPACTO (1)

3ª fila: R. FATIGA (1) = R. IMPACTO (1)

MATRIZ A.22

	RESISTENCIA MECÁNICA	BAJA DENSIDAD	RESISTENCIA A LA FATIGA	RESISTENCIA AL IMPACTO	Total Fila	Total Global %
RESISTENCIA MECÁNICA		5	2	2	9	53.9%
BAJA DENSIDAD	0.2		0.5	1	1.7	10.2%
RESISTENCIA A LA FATIGA	0.5	2		1	3.5	21.0%
RESISTENCIA AL IMPACTO	0.5	1	1		2.5	15.0%
Total Columna	1.2	8	3.5	4	16.7	100.0%

### 4.2. PARA REVESTIMIENTO O CUBIERTA

#### Análisis de impacto para revestimiento y cubierta:

1ª fila: R. MECÁNICA (1/5 = 0,2) << BAJA DENSIDAD, R. IMPACTO (5) ; R. MECÁNICA (1/2 = 0,5) < R. FATIGA (2)

2ª fila: B. DENSIDAD (5) < R. FATIGA (1/5 = 0,2) ; B. DENSIDAD (2) = R. IMPACTO (1/2 = 0,5)

3ª fila: R. FATIGA (1/2 = 0,5) < R. IMPACTO (2)

MATRIZ A.23

	RESISTENCIA MECÁNICA	BAJA DENSIDAD	RESISTENCIA A LA FATIGA	RESISTENCIA AL IMPACTO	Total Fila	Total Global %
RESISTENCIA MECÁNICA		0.2	0.5	0.2	0.9	3.9%
BAJA DENSIDAD	5		5	2	12	51.9%
RESISTENCIA A LA FATIGA	2	0.2		0.5	2.7	11.7%
RESISTENCIA AL IMPACTO	5	0.5	2		7.5	32.5%
Total Columna	12	0.9	7.5	2.7	23.1	100.0%

## PRIORIZACIÓN 5: DE MATERIALES PRESELECCIONADOS CONTRA CRITERIOS BÁSICOS Y CRITERIOS TÉCNICOS

### 5.1. PRIMER MODELO (A)

#### 5.1.1. ENTRE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR CRITERIOS BÁSICOS

##### 5.1.1.1. POR CRITERIO DE FÁCIL APROVISIONAMIENTO

###### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (2) > 304, 6063, 356.0, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa, (1/2 = 0,5) ; A36 (1) = A500 (1) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (1/5 = 0,2).
- 2ª fila:** 304 (1/2 = 0,5) < A500, 6063 (2) ; 304 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; 304 (1) = 356.0, M. Balsa (1).
- 3ª fila:** A500 (1) = 6063 (1) ; A500 (2) > 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa (1/2 = 0,5).
- 4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa (1/2 = 0,5).
- 5ª fila:** 356.0 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; 356.0 (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO (1); 356.0 (1/2 = 0,5) < M. Balsa (2).
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, F. CARBONO (1) ; ABS (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa (2)
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, F. CARBONO (1) ; PLA (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; PLA (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa (2)
- 8ª fila:** PET (1) = NYLON, F. CARBONO (1) ; PET (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; PET (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa (2)
- 9ª fila:** NYLON (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; NYLON (1) = F. CARBONO (1) ; NYLON (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa (2)
- 10ª fila:** RESINAS (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, M. Balsa (5) ; RESINAS (1) = F. CARBONO (1)
- 11ª fila:** F. VIDRIO (1) = F. CARBONO (1) ; F. VIDRIO (1/2 = 0,5) < M. Balsa (2)
- 12ª fila:** F. CARBONO (1/2 = 0,5) < M. Balsa (2)

MATRIZ A.24

FÁCIL APROVISIONAMIENTO															
	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304	Acero A500	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		2	1	2	2	5	5	5	5	5	2	2	2	38	18.3%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	0.5		0.5	0.5	1	2	2	2	2	2	2	2	1	17.5	8.4%
Acero al carbono A500 tubería	1	2		1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	22	10.6%
Aluminio 6063 platina	0.5	2	1		2	2	2	2	2	2	2	2	2	21.5	10.3%
Fundición 356.0	0.5	1	0.5	0.5		2	2	2	2	5	1	2	0.5	19	9.1%
ABS	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		1	1	1	2	0.5	1	0.5	9.2	4.4%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1		1	1	2	0.5	1	0.5	9.2	4.4%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1		1	2	0.5	1	0.5	9.2	4.4%
Nylon (Poliamida)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1		2	0.5	1	0.5	9.2	4.4%
Resinas	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		0.2	1	0.2	5.3	2.5%
Fibra de vidrio	0.5	0.5	0.5	0.5	1	2	2	2	2	5		1	0.5	17.5	8.4%
Fibra de carbono	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1	1	1	1		0.5	9	4.3%
Madera Balsa	0.5	1	0.5	0.5	2	2	2	2	2	5	2	2		21.5	10.3%
Total	5	11.5	7	8	12.7	21.5	21.5	21.5	21.5	35	14.2	18	10.7	208.1	100.0%

##### 5.1.1.2. POR CRITERIO DE FÁCIL CONFORMADO

###### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (1) = 304, A500, 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; A36 (1/5 = 0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; A36 (1/2 = 0,5) < M. Balsa (2).
- 2ª fila:** 304 (1) = A500, 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; 304 (1/5 = 0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 304 (1/2 = 0,5) < M. Balsa (2).

- 3ª fila:** A500 (1) = 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; A500 (1/5 = 0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; A500 (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2).
- 4ª fila:** 6063 (1) = F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; 6063 (1/5 = 0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 6063 (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2).
- 5ª fila:** 356.0 (1) = ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (1) ; 356.0 (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; 356.0 (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5).
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, RESINAS (1) ; ABS (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; ABS (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5)
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, RESINAS (1) ; PLA (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; PLA (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5)
- 8ª fila:** PET (1) = NYLON, RESINAS (1) ; PET (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; PET (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5)
- 9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS (1) ; NYLON (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; NYLON (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5)
- 10ª fila:** RESINAS (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; RESINAS (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5)
- 11ª fila:** F. VIDRIO (1) = F. CARBONO (1) ; F. VIDRIO (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2)
- 12ª fila:** F. CARBONO (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2)

MATRIZ A.25

FÁCIL CONFORMADO																
	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304	Acero A500	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Total Fila	Total Global %	
ACERO ESTRUCT A36 platina		1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	6.7	2.4%	
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1		1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	6.7	2.4%	
Acero al carbono A500 tubería	1	1		1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	6.7	2.4%	
Aluminio 6063 platina	1	1	1		0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	6.7	2.4%	
Fundición 356.0	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	5	5	2	37	13.3%	
ABS	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	5	5	2	37	13.3%	
PLA (Ácido Poliláctico)	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	5	5	2	37	13.3%	
PET (Tereftalato de Polietileno)	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	5	5	2	37	13.3%	
Nylon (Poliamida)	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	5	5	2	37	13.3%	
Resinas	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	5	5	2	37	13.3%	
Fibra de vidrio	1	1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2		1	0.5	6.7	2.4%	
Fibra de carbono	1	1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1		0.5	6.7	2.4%	
Madera Balsa	2	2	2	2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	2	2		15	5.4%	
Total	37	37	37	37	6.7	6.7	6.7	6.7	6.7	6.7	37	37	15	277.2	100.0%	

### 5.1.1.3. POR CRITERIO DE BAJO COSTO

#### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (2) > 304, A500, 6063, 356.0, F. VIDRIO, M. BALSA (1/2 = 0,5); A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/5 = 0,2)
- 2ª fila:** 304 (1) = A500, 6063, 356.0, F. VIDRIO (1) ; 304 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; 304 (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2).
- 3ª fila:** A500 (1) = 6063, 356.0, M. BALSA (1) ; A500 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; A500 (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5).
- 4ª fila:** 6063 (1) = 356.0, M. BALSA (1) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/5 = 0,2) ; 6063 (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5)..
- 5ª fila:** 356.0 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO, M. BALSA (1)
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, F. VIDRIO (1) ; ABS (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; ABS (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2)
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, F. VIDRIO (1) ; PLA (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; PLA (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2)
- 8ª fila:** PET (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; PET (1) = F. VIDRIO (1) ; PET (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2)
- 9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS, F. CARBONO (1) ; NYLON (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA (2)
- 10ª fila:** RESINAS (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA (2) ; RESINAS (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5)
- 11ª fila:** F. VIDRIO (2) > F. CARBONO (1/2 = 0,5) ; F. VIDRIO (1) = M. BALSA (1)

12ª fila: F. CARBONO (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

MATRIZ A.26

BAJO COSTO															
	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304	Acero A500	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		2	2	2	2	5	5	5	5	5	2	5	2	42	17.6%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	0.5		1	1	1	2	2	2	2	2	1	2	0.5	17	7.1%
Acero al carbono A500 tubería	0.5	1		1	1	5	5	5	5	5	2	5	1	36.5	15.3%
Aluminio 6063 platina	0.5	1	1		1	5	5	5	5	5	2	5	1	36.5	15.3%
Fundición 356.0	0.5	1	1	1		2	2	2	2	2	1	2	1	17.5	7.3%
ABS	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5		1	1	2	2	1	2	0.5	11.1	4.6%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1		1	2	2	1	2	0.5	11.1	4.6%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1	1		2	2	1	2	0.5	11.1	4.6%
Nylon (Poliámid)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		1	0.5	1	0.5	6.1	2.6%
Resinas	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1		0.5	0.2	0.5	5.3	2.2%
Fibra de vidrio	0.5	1	0.5	0.5	1	1	1	1	2	2		2	1	13.5	5.6%
Fibra de carbono	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	5	0.5		0.2	9.8	4.1%
Madera Balsa	0.5	2	1	1	1	2	2	2	2	2	1	5		21.5	9.0%
Total	4.2	11	7.7	7.7	10	25.5	25.5	25.5	31	35	13.5	33.2	9.2	239	100.0%

#### 5.1.1.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES DE PRIMER MODELO (A) CONTRA CRITERIOS BÁSICOS

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.24, A.25 Y A.26).

MATRIZ A.27

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina	4.0%	1.6%	2.3%	7.8%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1.8%	1.6%	0.9%	4.3%
Acero al carbono A500 tubería	2.3%	1.6%	2.0%	5.9%
Aluminio 6063 platina	2.2%	1.6%	2.0%	5.8%
Fundición 356.0	2.0%	8.7%	1.0%	11.6%
ABS	1.0%	8.7%	0.6%	10.3%
PLA (Ácido Poliláctico)	1.0%	8.7%	0.6%	10.3%
PET (Tereftalato de Polietileno)	1.0%	8.7%	0.6%	10.3%
Nylon (Poliámid)	1.0%	8.7%	0.3%	10.0%
Resinas	0.6%	8.7%	0.3%	9.5%
Fibra de vidrio	1.8%	1.6%	0.7%	4.1%
Fibra de carbono	0.9%	1.6%	0.5%	3.1%
Madera Balsa	2.2%	3.5%	1.2%	6.9%
Total	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%

#### 5.1.2. ENTRE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR CRITERIOS TÉCNICOS

##### 5.1.2.1. POR CRITERIO DE RESISTENCIA

###### Análisis de impacto:

1ª fila: A36 (1/2 = 0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (2) > A500, 6063, 356.0 (1/2 = 0,5) ;

A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ; A36 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

2ª fila: 304 (2) > A500, 6063, 356.0 (1/2 = 0,5) ; 304 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ;

304 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**3ª fila:** A500 (1) = 6063 (1) ; A500 (2) > 356.0, NYLON (1/2 = 0,5) ; A500 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2);

A500 (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO (2) ; A500 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, NYLON (1/2 = 0,5) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ; 6063 (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**5ª fila:** 356.0 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ; 356.0 (2) > NYLON (1/2 = 0,5) ; 356.0 (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, M. Balsa (1) ; ABS (1/2 = 0,5) < NYLON (2) ; ABS (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; ABS (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**7ª fila:** PLA (1) = PET, M. Balsa (1) ; PLA (1/2 = 0,5) < NYLON (2) ; PLA (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; PLA (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**8ª fila:** PET (1/2 = 0,5) < NYLON (2) ; PET (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; PET (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PET (1) = M. Balsa (1).

**9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; NYLON (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; NYLON (2) > M. Balsa (1/2 = 0,5)

**10ª fila:** RESINAS (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (1/2 = 0,5) > M. Balsa (2)

**11ª fila:** F. VIDRIO (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5) ; F. VIDRIO (5) >> M. Balsa (1/5 = 0,2)

**12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. Balsa (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.28

RESISTENCIA	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	Acero al carbono A500	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		0.5	2	2	2	5	5	5	5	5	0.5	0.2	5	37.2	11.6%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2		2	2	2	5	5	5	5	5	0.5	0.2	5	38.7	12.1%
Acero al carbono A500	0.5	0.5		1	2	5	5	5	2	5	0.5	0.2	5	31.7	9.9%
Aluminio 6063 T66	0.5	0.5	1		2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	31.4	9.8%
Fundición 356.0	0.5	0.5	0.5	0.5		5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	29.4	9.2%
ABS	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2		1	1	0.5	2	0.2	0.2	1	6.9	2.1%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1		1	0.5	2	0.2	0.2	1	6.9	2.1%
PET (tereftalato de Polietileno)	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1		0.5	2	0.2	0.2	1	6.9	2.1%
Nylon (Poliamida)	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	2	2	2		5	0.2	0.2	2	15.3	4.8%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2		0.2	0.2	0.5	3.6	1.1%
Fibra de vidrio	2	2	2	5	5	5	5	5	5	5		0.2	5	46.2	14.4%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		5	60	18.7%
Madera Balsa	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	1	0.5	2	0.2	0.2		6.9	2.1%
Total Columna	11.7	10.2	14	17	19.5	40.5	40.5	40.5	28.2	48	8.1	2.4	40.5	321.1	100.0%

### 5.1.2.2. POR CRITERIO DE DENSIDAD

#### Análisis de impacto:

**1ª fila:** A36 (1) = 304, A500 (1) ; A36 (1/2 = 0,5) < 6063, 356.0, F. VIDRIO (2) ;

A36 (1/5 = 0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO, M. Balsa (5).

**2ª fila:** 304 (1) = A500 (1) ; 304 (1/5 = 0,2) << 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa (5)

**3ª fila:** A500 (1/2 = 0,5) < 6063, 356.0, F. VIDRIO (2) ; A500 (1/5 = 0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO, M. Balsa (5)

**4ª fila:** 6063 (1) = 356.0, F. VIDRIO (1) ; 6063 (1/2 = 0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 6063 (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5).

**5ª fila:** 356.0 (1/2 = 0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO (1) ; 356.0 (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5).

**6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; ABS (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5) ; ABS (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

**7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; PLA (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5) ; PLA (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

**8ª fila:** PET (1) = NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; PET (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5) ; PET (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

**9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS, F. CARBONO (1) ; NYLON (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5) ; NYLON (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

**10ª fila:** RESINAS (2) > F. VIDRIO (1/2 = 0,5) ; RESINAS (1) = F. CARBONO (1) ; RESINAS (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

**11ª fila:** F. VIDRIO (1/2 = 0,5) < F. CARBONO (2) ; F. VIDRIO (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

**12ª fila:** F. CARBONO (1/5 = 0,2) << M. Balsa (5)

MATRIZ A.29

DENSIDAD	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	Acero al carbono A500	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		1	1	0,5	0,5	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	0,2	0,2	4,9	1,8%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1		1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	4	1,5%
Acero al carbono A500	1	1		0,5	0,5	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	0,2	0,2	4,9	1,8%
Aluminio 6063 T66 platina	2	5	2		1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	14,2	5,2%
Fundición 356.0	2	5	2	1		0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	14,2	5,2%
ABS	5	5	5	2	2		1	1	1	1	2	1	0,2	26,2	9,6%
PLA (Ácido Poliláctico)	5	5	5	2	2	1		1	1	1	2	1	0,2	26,2	9,6%
PET (Tereftalato de Polietileno)	5	5	5	2	2	1	1		1	1	2	1	0,2	26,2	9,6%
Nylon (Poliamida)	5	5	5	2	2	1	1	1		1	2	1	0,2	26,2	9,6%
Resinas	5	5	5	2	2	1	1	1	1		2	1	0,2	26,2	9,6%
Fibra de vidrio	2	5	2	1	1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5		0,5	0,2	14,2	5,2%
Fibra de carbono	5	5	5	2	2	1	1	1	1	1	2		0,2	26,2	9,6%
Madera Balsa	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		60	21,9%
Total Columna	43	52	43	20,2	20,2	12,1	12,1	12,1	12,1	12,1	20,2	12,1	2,4	273,6	100,0%

### 5.1.2.3. POR CRITERIO DE FATIGA

#### Análisis de impacto:

**1ª fila:** A36 (1/2 = 0,5) < 304, A500, F. VIDRIO (2) ; A36 (1) = 6063 (1) ; A36 (2) > 356.0, NYLON (1/2 = 0,5) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ; A36 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5)

**2ª fila:** 304 (2) > A500, 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, M. Balsa (1/2 = 0,5) ; 304 (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; 304 (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO (2) ; 304 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**3ª fila:** A500 (1/2 = 0,5) < 6063, NYLON (2) ; A500 (1) = 356.0 (1) ; A500 (2) > ABS, PLA, PET, M. Balsa (1/2 = 0,5) ; A500 (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, NYLON (1/2 = 0,5) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ; 6063 (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**5ª fila:** 356.0 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS (1/5 = 0,2) ; 356.0 (1) = NYLON (1) ; 356.0 (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; 356.0 (2) > M. Balsa (1/2 = 0,5).

**6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, M. Balsa (1) ; ABS (1/5 = 0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; ABS (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**7ª fila:** PLA (1) = PET, M. Balsa (1) ; PLA (1/5 = 0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PLA (2) > RESINAS (1/2 = 0,5)

**8ª fila:** PET (1/5 = 0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PET (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; PET (1) = M. Balsa (1)

**9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS, M. Balsa (1/5 = 0,2) ; NYLON (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5)

**10ª fila:** RESINAS (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (1/2 = 0,5) < M. Balsa (2)

**11ª fila:** F. VIDRIO (1/2 = 0,5) < F. CARBONO (2) ; F. VIDRIO (5) >> M. Balsa (1/5 = 0,2)

**12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. Balsa (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.30

RESISTENCIA A LA FATIGA	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304-plat y tubería	Acero al carbono A500	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		0.5	0.5	1	2	5	5	5	2	5	0.5	0.2	5	31.7	10.6%
Acero inoxidable AISI 304-plat y tubería	2		2	2	2	2	2	2	2	5	0.5	0.2	2	23.7	7.9%
Acero al carbono A500	2	0.5		0.5	1	2	2	2	0.5	2	0.2	0.2	2	14.9	5.0%
Aluminio 6063 T66	1	0.5	2		2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	33.9	11.0%
Fundición 356.0	0.5	0.5	1	0.5		5	5	5	1	5	0.2	0.2	2	25.9	8.7%
ABS	0.2	0.5	0.5	0.2	0.2		1	1	0.2	2	0.2	0.2	1	7.2	2.4%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.5	0.2	0.2	1		1	0.2	2	0.2	0.2	1	7.2	2.4%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.5	0.2	0.2	1	1		0.2	2	0.2	0.2	1	7.2	2.4%
Nylon (Poliamida)	0.5	0.5	2	0.5	1	5	5	5		5	0.2	0.2	5	29.9	10.0%
Resinas	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2		0.2	0.2	0.5	3.9	1.3%
Fibra de vidrio	2	2	5	5	5	5	5	5	5	5		0.5	5	49.5	16.6%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	2		5	57	19.1%
Madera Balsa	0.2	0.5	0.5	0.2	0.5	1	1	1	0.2	2	0.2	0.2		7.5	2.5%
Total Columna	14	11.7	20	15.5	19.3	37.5	37.5	37.5	18.5	45	4.8	2.7	34.5	298.5	100.0%

#### 5.1.2.4. POR CRITERIO DE RESISTENCIA AL IMPACTO

##### Análisis de impacto:

**1ª fila:** A36 (1/2 = 0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (1) = A500, NYLON (1) ; A36 (2) > 6063, ABS, PET (1/2 = 0,5) ; A36 (5) >> 356.0, PLA, RESINAS, M. BALSA (1/5 = 0,2) ; A36 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**2ª fila:** 304 (5) >> A500, 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA (1/5 = 0,2) ; 304 (1) = F. VIDRIO (1) ; 304 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**3ª fila:** A500 (2) > 6063, 356.0, ABS, PET (1/2 = 0,5) ; A500 (5) >> PLA, RESINAS, M. BALSA (1/5 = 0,2) ; A500 (1) = NYLON (1) ; A500 (1/2 = 0,5) < F. VIDRIO ; A500 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, PLA, M. BALSA (1/2 = 0,5) ; 6063 (1) = ABS, PET (1) ; 6063 (1/2 = 0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; 6063 (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; 6063 (1/5 = 0,2) << FIBRA DE CARBONO (5).

**5ª fila:** 356.0 (1/2 = 0,5) < ABS, PET, F. VIDRIO (2) ; 356.0 (1) = PLA, M. BALSA (1) ; 356.0 (1/5 = 0,2) << NYLON, F. CARBONO (5) ; 356.0 (2) > RESINAS (1/2 = 0,5).

**6ª fila:** ABS (2) > PLA, M. BALSA (1/2 = 0,5) ; ABS (1) = PET (1) ; ABS (1/2 = 0,5) < NYLON, F. VIDRIO (1/2 = 0,5) ; ABS (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; ABS (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).

**7ª fila:** PLA (1/2 = 0,5) < PET, F. VIDRIO (2) ; PLA (1/5 = 0,2) << NYLON, F. CARBONO (5) ; PLA (2) > RESINAS (1/2 = 0,5) ; PLA (1) = M. BALSA (1).

**8ª fila:** PET (1/2 = 0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; PET (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; PET (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5) ; PET (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5).

**9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS, M. BALSA (1/5 = 0,2) ; NYLON (1) = F. VIDRIO (1) ; NYLON (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5)

**10ª fila:** RESINAS (1/5 = 0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (1/2 = 0,5) < M. BALSA (2)

**11ª fila:** F. VIDRIO (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5) ; F. VIDRIO (5) >> M. BALSA (1/5 = 0,2)

**12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. BALSA (1/5 = 0,2)

MATRIZ A.31

RESISTENCIA AL IMPACTO	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	Acero al carbono A500	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		0.5	1	2	5	2	5	2	1	5	0.5	0.2	5	29.2	10.1%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2		5	5	5	5	5	5	5	5	1	0.2	5	40.2	16.7%
Acero al carbono A500	1	0.2		2	2	2	5	2	1	5	0.5	0.2	5	25.9	8.9%
Aluminio 6063 T66	0.5	0.2	0.5		2	1	2	1	0.5	5	0.5	0.2	2	15.4	5.3%
Fundición 356.0	0.2	0.2	0.5	0.5		0.5	1	0.5	0.2	2	0.5	0.2	1	7.3	2.5%
ABS	0.5	0.2	0.5	1	2		2	1	0.5	5	0.5	0.2	2	15.4	5.3%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.2	0.5	1	0.5		0.5	0.2	2	0.5	0.2	1	7	2.4%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.5	0.2	0.5	1	2	1	2		0.5	5	0.5	0.2	2	15.4	5.3%
Nylon (Poliamida)	1	0.2	1	2	5	2	5	2		5	1	0.2	5	29.4	10.2%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.2	0.5	0.2	0.2		0.2	0.2	0.5	3.3	1.1%
Fibra de vidrio	2	1	2	2	2	2	2	2	1	5		0.2	5	26.2	9.1%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5			5	60	20.7%
Madera Balsa	0.2	0.2	0.2	0.5	1	0.5	1	0.5	0.2	2	0.2	0.2		6.7	2.3%
Total Columna	13.3	8.3	16.6	21.7	32.5	21.7	35.5	21.7	15.3	51	10.9	2.4	38.5	209.4	100.0%

### 5.1.3. CONTRA CRITERIOS TÉCNICOS

#### 5.1.3.1. PARA ESCENARIO ESTRUCTURAL

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.22 X MATRICES A.28, A.29, A.30 Y A.31).

MATRIZ A.32

	RESISTENCIA MECÁNICA	BAJA DENSIDAD	RESISTENCIA A LA FATIGA	RESISTENCIA AL IMPACTO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina	6.2%	0.2%	2.2%	1.5%	10.2%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	6.5%	0.1%	1.7%	2.5%	10.8%
Acero al carbono A500 tubería	5.3%	0.2%	1.0%	1.3%	7.9%
Aluminio 6063 T66 platina	5.3%	0.5%	2.3%	0.8%	8.9%
Fundición 356.0	4.9%	0.5%	1.8%	0.4%	7.7%
ABS	1.2%	1.0%	0.5%	0.8%	3.4%
PLA (Ácido Poliláctico)	1.2%	1.0%	0.5%	0.4%	3.0%
PET (Tereftalato de Polietileno)	1.2%	1.0%	0.5%	0.8%	3.4%
Nylon (Poliamida)	2.6%	1.0%	2.1%	1.5%	7.2%
Resinas	0.6%	1.0%	0.3%	0.2%	2.0%
Fibra de vidrio	7.8%	0.5%	3.5%	1.4%	13.1%
Fibra de carbono	10.1%	1.0%	4.0%	3.1%	18.2%
Madera Balsa	1.2%	2.2%	0.5%	0.3%	4.3%
Total Columna	53.9%	10.2%	21.0%	15.0%	100.0%

### 5.1.3.2. PARA ESCENARIO REVESTIMIENTO O CUBIERTA

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.23 X MATRICES A.28, A.29, A.30 Y A.31).

MATRIZ A.33

	RESISTENCIA	DENSIDAD	RESISTENCIA A LA FATIGA	RESISTENCIA AL IMPACTO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina	0.5%	0.9%	1.2%	3.3%	5.9%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	0.5%	0.8%	0.9%	5.4%	7.6%
Acero al carbono A500 tubería	0.4%	0.9%	0.6%	2.9%	4.8%
Aluminio 6063 T66 platina	0.4%	2.7%	1.3%	1.7%	6.1%
Fundición 356.0	0.4%	2.7%	1.0%	0.8%	4.9%
ABS	0.1%	5.0%	0.3%	1.7%	7.1%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.1%	5.0%	0.3%	0.8%	6.1%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.1%	5.0%	0.3%	1.7%	7.1%
Nylon (Poliamida)	0.2%	5.0%	1.2%	3.3%	9.6%
Resinas	0.0%	5.0%	0.2%	0.4%	5.5%
Fibra de vidrio	0.6%	2.7%	1.9%	2.9%	8.1%
Fibra de carbono	0.7%	5.0%	2.2%	6.7%	14.7%
Madera Balsa	0.1%	11.4%	0.3%	0.8%	12.5%
Total Columna	3.9%	51.9%	11.7%	32.5%	100.0%

### 5.1.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES PARA ESTRUCTURA DE PRIMER MODELO

(A)

PARA OBTENER ESTA MATRIZ SE PONDERAN LOS RESULTADOS DE LAS COLUMNAS TOTALES DE LAS MATRICES DE PRIORIZACIÓN BÁSICA Y PRIORIZACIÓN TÉCNICA (MULTIPLICACIONES ENTRE MATRIZ A.32 X MATRIZ A.27).

MATRIZ A.34

	CRITERIO TÉCNICO	CRITERIO BÁSICO	TOTAL	% PRIORIZACIÓN
ACERO ESTRUCT A36 platina	10.2%	7.8%	0.008	12.3%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	10.8%	4.3%	0.005	7.3%
Acero al carbono A500 tubería	7.9%	5.9%	0.005	7.2%
Aluminio 6063 T66 platina	8.9%	5.8%	0.005	8.0%
Fundición 356.0	7.7%	11.6%	0.009	13.8%
ABS	3.4%	10.3%	0.004	5.5%
PLA (Ácido Poliláctico)	3.0%	10.3%	0.003	4.8%
PET (Tereftalato de Polietileno)	3.4%	10.3%	0.004	5.5%
Nylon (Poliamida)	7.2%	10.0%	0.007	11.1%
Resinas	2.0%	9.5%	0.002	3.0%
Fibra de vidrio	13.1%	4.1%	0.005	8.4%
Fibra de carbono	18.2%	3.1%	0.006	8.6%
Madera Balsa	4.3%	6.9%	0.003	4.6%
Total Columna	100.0%	100.0%	6.5%	100.0%

**5.1.5. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES PARA REVESTIMIENTO DE PRIMER MODELO (A).**

*PONDERACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LAS COLUMNAS TOTALES DE LAS MATRICES DE PRIORIZACIÓN BÁSICA Y PRIORIZACIÓN TÉCNICA (MULTIPLICACIONES ENTRE MATRIZ A.33 X MATRIZ A.27).*

MATRIZ A.35

	CRITERIO TÉCNICO	CRITERIO BÁSICO	TOTAL	% PRIORIZACIÓN
ACERO ESTRUCT A36 platina	5.9%	7.8%	0.005	6.4%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	7.6%	4.3%	0.003	4.5%
Acero al carbono A500 tubería	4.8%	5.9%	0.003	3.9%
Aluminio 6063 T66 platina	6.1%	5.8%	0.004	4.9%
Fundición 356.0	4.9%	11.6%	0.006	7.9%
ABS	7.1%	10.3%	0.007	10.1%
PLA (Ácido Poliláctico)	6.1%	10.3%	0.006	8.7%
PET (Tereftalato de Polietileno)	7.1%	10.3%	0.007	10.1%
Nylon (Poliamida)	9.6%	10.0%	0.010	13.3%
Resinas	5.5%	9.5%	0.005	7.3%
Fibra de vidrio	8.1%	4.1%	0.003	4.7%
Fibra de carbono	14.7%	3.1%	0.004	6.2%
Madera Balsa	12.5%	6.9%	0.009	12.0%
Total Columna	100.0%	100.0%	7.2%	100.0%

## 5.2. SEGUNDO MODELO (B)

### 5.2.1. ENTRE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR CRITERIOS BÁSICOS

#### 5.2.1.1. POR CRITERIO DE FÁCIL APROVISIONAMIENTO

##### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (2) > 304, 6063, 356.0, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (0,5) ; A36 (1) = 1050 (1) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (0,2).
- 2ª fila:** 304 (0,5) < 1050, 6063 (2) ; 304 (1) = 356.0, M. Balsa, PLYWOOD (1) ; 304 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO (0,5).
- 3ª fila:** 1050 (0,2) << 6063 (5) ; 1050 (0,5) < 356.0, M. Balsa, PLYWOOD (2) ; 1050 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO.
- 4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (0,5).
- 5ª fila:** 356.0 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, F. CARBONO (0,5) ; 356.0 (5) >> RESINAS (0,2) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO (1) ; 356.0 (0,5) < M. Balsa (2).
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, F. CARBONO (1) ; ABS (0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD, (2)
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, F. CARBONO (1) ; PLA (2) > RESINAS (0,5) ; PLA (0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (2)
- 8ª fila:** PET (1) = NYLON, F. CARBONO (1) ; PET (2) > RESINAS (0,5) ; PET (0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (2)
- 9ª fila:** NYLON (2) > RESINAS (0,5) ; NYLON (1) = F. CARBONO (1) ; NYLON (0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (2)
- 10ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, M. Balsa (5) ; RESINAS (1) = F. CARBONO (1) ; RESINAS (0,5) < PLYWOOD (2)
- 11ª fila:** F. VIDRIO (1) = F. CARBONO, PLYWOOD (1) ; F. VIDRIO (0,5) < M. Balsa (2)
- 12ª fila:** F. CARBONO (0,5) < M. Balsa (2) ; F. CARBONO (0,2) << PLYWOOD (5)
- 13ª fila:** M. Balsa (1) = PLYWOOD (1)

MATRIZ A.36

FÁCIL APROVISIONAMIENTO	ACERO ESTRUCT A36	Acero inoxidable AISI 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		2	1	2	2	5	5	5	5	5	2	2	2	2	40	16.5%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	0.5		0.5	0.5	1	2	2	2	2	2	2	2	1	1	18.5	7.6%
Aluminio 1050 plancha	1	2		0.2	0.5	2	2	2	2	2	2	2	0.5	0.5	18.7	7.7%
Aluminio 6063 platina	0.5	2	5		2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	27.5	11.3%
Fundición 356.0	0.5	1	2	0.5		2	2	2	2	5	1	2	0.5	1	21.5	8.9%
ABS	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		1	1	1	2	0.5	1	0.5	0.5	9.7	4.0%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1		1	1	2	0.5	1	0.5	0.5	9.7	4.0%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1		1	2	0.5	1	0.5	0.5	9.7	4.0%
Nylon (Poliámid)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1		2	0.5	1	0.5	0.5	9.7	4.0%
Resinas	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		0.2	1	0.2	0.5	5.8	2.4%
Fibra de vidrio	0.5	0.5	0.5	0.5	1	2	2	2	2	5		1	0.5	1	17.5	7.2%
Fibra de carbono	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1	1	1	1		0.5	0.2	9	3.7%
Madera Balsa	0.5	1	2	0.5	2	2	2	2	2	5	2	2		1	23	9.5%
Plywood	0.5	1	2	0.5	1	2	2	2	2	2	1	5	1		22	9.1%
Total	5.5	12.5	16	7.7	12.2	23.5	23.5	23.5	23.5	37	15.2	23	10.2	11.2	242.3	1

#### 5.2.1.2. POR CRITERIO DE FÁCIL CONFORMADO

##### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (1) = 304, 1050, 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; A36 (0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; A36 (0,5) < M. Balsa (2) ; A36 (2) > PLYWOOD (0,5)
- 2ª fila:** 304 (1) = 1050, 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; 304 (0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 304 (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2).
- 3ª fila:** 1050 (2) > 6063 (0,5) ; 1050 (0,5) < 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 1050 (1) = F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (1).
- 4ª fila:** 6063 (1) = F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; 6063 (0,2) << 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 6063 (0,5) < M. Balsa (2) ; 6063 (2) > PLYWOOD (0,5).

**5ª fila:** 356.0 (1) = ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (1) ; 356.0 (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (0,2) ; 356.0 (2) > M. Balsa, PLYWOOD (0,5)

**6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, RESINAS (1) ; ABS (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; ABS (2) > M. Balsa (0,5)

**7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, RESINAS (1) ; PLA (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; PLA (2) > M. Balsa (0,5)

**8ª fila:** PET (1) = NYLON, RESINAS (1) ; PET (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; PET (2) > M. Balsa (0,5)

**9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS (1) ; NYLON (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; NYLON (2) > M. Balsa (0,5)

**10ª fila:** RESINAS (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; RESINAS (2) > M. Balsa (0,5)

**11ª fila:** F. VIDRIO (1) = F. CARBONO, PLYWOOD (1) ; F. VIDRIO (0,5) < M. Balsa (2)

**12ª fila:** F. CARBONO (0,5) < M. Balsa (2) ; F. CARBONO (1) = PLYWOOD (1)

**13ª fila:** M. Balsa (1) = PLYWOOD (1)

#### MATRIZ A.37

FÁCIL CONFORMADO																
	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	Aluminio 1050 plancha	Aluminio 6063 platina	Fundición 356.0	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	2	8.7	2.9%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1		1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	0.5	7.2	2.4%
Aluminio 1050 plancha	1	1		2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1	1	11	3.6%
Aluminio 6063 platina	1	1	0.5		0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	2	8.2	2.7%
Fundición 356.0	5	5	2	5		1	1	1	1	1	5	5	2	2	36	11.9%
ABS	5	5	2	5	1		1	1	1	1	5	5	2	5	39	12.9%
PLA (Ácido Poliláctico)	5	5	2	5	1	1		1	1	1	5	5	2	5	39	12.9%
PET (Tereftalato de Polietileno)	5	5	2	5	1	1	1		1	1	5	5	2	5	39	12.9%
Nylon (Poliamida)	5	5	2	5	1	1	1	1		1	5	5	2	5	39	12.9%
Resinas	5	5	2	5	1	1	1	1	1		5	5	2	5	39	12.9%
Fibra de vidrio	1	1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2		1	0.5	1	6.7	2.2%
Fibra de carbono	1	1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1		0.5	1	6.7	2.2%
Madera Balsa	2	2	1	2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	2	2		1	14	4.6%
Plywood	0.5	2	1	0.5	0.5	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	1		8.5	2.8%
Total	37.5	39	18.5	38.5	7.5	7.2	7.2	7.2	7.2	7.2	38	38	16.5	35.5	302	1

### 5.2.1.3. POR CRITERIO DE BAJO COSTO

#### Análisis de impacto:

**1ª fila:** A36 (2) > 304, 6063, 356.0, F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (0,5) ; A36 (1) = 1050 (1) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,2)

**2ª fila:** 304 (0,5) < 1050, M. Balsa (2) ; 304 (1) = 6063, 356.0, F. VIDRIO (1) ; 304 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5)

**3ª fila:** 1050 (0,5) < 6063, M. Balsa (2) ; 1050 (1) = 356, PLYWOOD (1) ; 1050 (2) > F. VIDRIO (0,5) ; 1050 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,2).

**4ª fila:** 6063 (1) = 356.0, M. Balsa (1) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,2) ; 6063 (2) > F. VIDRIO, PLYWOOD (0,5)

**5ª fila:** 356.0 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (1)

**6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, F. VIDRIO (1) ; ABS (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; ABS (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2)

**7ª fila:** PLA (1) = PET, F. VIDRIO (1) ; PLA (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; PLA (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2)

**8ª fila:** PET (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; PET (1) = F. VIDRIO (1) ; PET (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2)

**9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS, F. CARBONO (1) ; NYLON (0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (2)

**10ª fila:** RESINAS (0,5) < F. VIDRIO, M. Balsa, PLYWOOD (2) ; RESINAS (0,2) << F. CARBONO (5)

**11ª fila:** F. VIDRIO (2) > F. CARBONO (0,5) ; F. VIDRIO (1) = M. Balsa (1) ; F. VIDRIO (0,5) < PLYWOOD (2)

**12ª fila:** F. CARBONO (0,2) << M. Balsa, PLYWOOD (5)

**13ª fila:** M. Balsa (1) = PLYWOOD (1)

MATRIZ A.38

BAJO COSTO																
	ACERO ESTRUCT A36 platina	Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	Aluminio 1050 plancha	Aluminio 6063 platina	Fundición 356.0	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina		2	1	2	2	5	5	5	5	5	2	5	2	2	43	15.7%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	0.5		0.5	1	1	2	2	2	2	2	1	2	0.5	5	21.5	7.8%
Aluminio 1050 plancha	1	2		0.5	1	5	5	5	5	5	2	5	0.5	1	38	13.8%
Aluminio 6063 platina	0.5	1	2		1	5	5	5	5	5	2	5	1	2	39.5	14.4%
Fundición 356.0	0.5	1	1	1		2	2	2	2	2	1	2	1	1	18.5	6.7%
ABS	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5		1	1	2	2	1	2	0.5	0.5	11.6	4.2%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1		1	2	2	1	2	0.5	0.5	11.6	4.2%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1	1		2	2	1	2	0.5	0.5	11.6	4.2%
Nylon (Poliamida)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		1	0.5	1	0.5	0.5	6.6	2.4%
Resinas	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1		0.5	0.2	0.5	0.5	5.8	2.1%
Fibra de vidrio	0.5	1	0.5	0.5	1	1	1	1	2	2		2	1	0.5	13.5	4.9%
Fibra de carbono	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	5	0.5		0.2	0.2	9.8	3.6%
Madera Balsa	0.5	2	2	1	1	2	2	2	2	2	1	5		1	22.5	8.2%
Plywood	0.5	0.2	1	0.5	1	2	2	2	2	2	2	5	1		21.2	7.7%
Total	5.2	12.2	9.2	7.7	11	27.5	27.5	27.5	33	37	15.5	38.2	9.7	15.2	274.7	1

#### 5.2.1.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES DE SEGUNDO MODELO (B) CONTRA CRITERIOS BÁSICOS.

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.36, A.37 Y A.38).

MATRIZ A.39

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina	3.6%	1.9%	2.0%	7.5%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1.7%	1.6%	1.0%	4.2%
Aluminio 1050 plancha	1.7%	2.4%	1.8%	5.9%
Aluminio 6063 platina	2.5%	1.8%	1.9%	6.1%
Fundición 356.0	1.9%	7.8%	0.9%	10.6%
ABS	0.9%	8.4%	0.6%	9.8%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.9%	8.4%	0.6%	9.8%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.9%	8.4%	0.6%	9.8%
Nylon (Poliamida)	0.9%	8.4%	0.3%	9.6%
Resinas	0.5%	8.4%	0.3%	9.2%
Fibra de vidrio	1.6%	1.4%	0.6%	3.7%
Fibra de carbono	0.8%	1.4%	0.5%	2.7%
Madera Balsa	2.1%	3.0%	1.1%	6.2%
Plywood	2.0%	1.8%	1.0%	4.8%
Total	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%

#### 5.2.2. ENTRE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR CRITERIOS TÉCNICOS SEGUNDO MODELO

##### 5.2.2.1. POR CRITERIO DE RESISTENCIA

###### Análisis de impacto:

1ª fila: A36 (0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (2) > 1050, 6063, 356.0 (0,5) ;

A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; A36 (0,2) << F. CARBONO (5).

2ª fila: 304 (2) > 1050, 6063, 356.0 (0,5) ; 304 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ;

- 304 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 3ª fila:** 1050 (0,5) < 6063 (2) ; 1050 (1) = 356.0 (1) ; 1050 (5) > ABS, PLA, PET, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; 1050 (2) > NYLON (0,5) ; 1050 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, NYLON (0,5) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; 6063 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 5ª fila:** 356.0 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. BALSA (0,2) ; 356.0 (2) > NYLON, PLYWOOD (0,5) ; 356.0 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, M. BALSA, PLYWOOD (1) ; ABS (0,5) < NYLON (2) ; ABS (2) < RESINAS (0,5) ; ABS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, M. BALSA, PLYWOOD (1) ; PLA (0,5) < NYLON (2) ; PLA (2) < RESINAS (0,5) ; PLA (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 8ª fila:** PET (0,5) < NYLON (2) ; PET (2) < RESINAS (0,5) ; PET (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PET (1) = M. BALSA, PLYWOOD (1).
- 9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS (0,2) ; NYLON (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; NYLON (2) > M. BALSA (0,5) ; NYLON (1) = PLYWOOD (1).
- 10ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (0,5) > M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 11ª fila:** F. VIDRIO (0,2) << F. CARBONO (5) ; F. VIDRIO (5) >> M. BALSA, PLYWOOD (0,2)
- 12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. BALSA, PLYWOOD (0,2)
- 13ª fila:** M. BALSA (0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.40

RESISTENCIA	ACERO ESTRUCT A36	Acero inoxidable AISI 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		0.5	2	2	2	5	5	5	5	5	0.5	0.2	5	5	42.2	11.7%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2		2	2	2	5	5	5	5	5	0.5	0.2	5	5	43.7	12.1%
Aluminio 1050 plancha	0.5	0.5		0.5	1	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	5	34.9	9.7%
Aluminio 6063 T66 platina	0.5	0.5	2		2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	5	37.4	10.4%
Fundición 356.0	0.5	0.5	1	0.5		5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	2	31.9	8.9%
ABS	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2		1	1	0.5	2	0.2	0.2	1	1	7.9	2.2%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1		1	0.5	2	0.2	0.2	1	1	7.9	2.2%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1		0.5	2	0.2	0.2	1	1	7.9	2.2%
Nylon (Poliamida)	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	2	2	2		5	0.2	0.2	2	1	16.3	4.5%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2		0.2	0.2	0.5	0.5	4.1	1.1%
Fibra de vidrio	2	2	5	5	5	5	5	5	5	5		0.2	5	5	49.2	13.7%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		5	5	60	16.7%
Madera Balsa	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	1	0.5	2	0.2		0.5		6.9	1.9%
Plywood	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	1	1	1	1	2	0.2	0.2	2		9.7	2.7%
Total Columna	11.9	10.4	18.7	16.7	19	41.5	41.5	41.5	29.2	50	8	2.6	42.5	37	360	100.0%

### 5.2.2.2. POR CRITERIO DE DENSIDAD

#### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (1) = 304 (1) ; A36 (0,5) < 1050, 6063, 356.0, F. VIDRIO (2) ; A36 (0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO, M. BALSA, PLYWOOD (5).
- 2ª fila:** 304 (0,5) < 1050 (2) ; 304 (0,2) << 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. BALSA, PLYWOOD (5)
- 3ª fila:** 1050 (1) = 6063, 356.0 (1) ; 1050 (0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 1050 (0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5)
- 4ª fila:** 6063 (1) = 356.0, F. VIDRIO (1) ; 6063 (0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 6063 (0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5).
- 5ª fila:** 356.0 (0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO (1) ; 356.0 (0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5)
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; ABS (2) > F. VIDRIO (0,5) ; ABS (0,2) << M. BALSA (5) ; ABS (0,5) < PLYWOOD (2).
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; PLA (2) > F. VIDRIO (0,5) ; PLA (0,2) << M. BALSA (5) ; PLA (0,5) < PLYWOOD (2).

**8ª fila:** PET (1) = NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; PET (2) > F. VIDRIO (0,5) ; PET (0,2) << M. Balsa (5) ; PET (0,5) < PLYWOOD (2).

**9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS, F. CARBONO (1) ; NYLON (2) > F. VIDRIO (0,5) ; NYLON (0,2) << M. Balsa (5) ; NYLON (0,5) < PLYWOOD (2).

**10ª fila:** RESINAS (2) > F. VIDRIO (0,5) ; RESINAS (1) = F. CARBONO (1) ; RESINAS (0,2) << M. Balsa (5) ; RESINAS (0,5) < PLYWOOD (2)

**11ª fila:** F. VIDRIO (0,5) < F. CARBONO (2) ; F. VIDRIO (0,2) << M. Balsa, PLYWOOD (5)

**12ª fila:** F. CARBONO (0,2) << M. Balsa (5) ; F. CARBONO (0,5) < PLYWOOD (2)

**13ª fila:** M. Balsa (2) > PLYWOOD (0,5)

MATRIZ A.41

DENSIDAD	ACERO ESTRUCT A36	Acero inoxidable AISI 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		1	0,5	0,5	0,5	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	0,2	0,2	0,2	4,6	1,5%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1		0,5	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	3,7	1,2%
Aluminio 1050 plancha	2	2		1	1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	0,2	10,4	3,4%
Aluminio 6063 T66 platina	2	5	1		1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	0,2	13,4	4,4%
Fundición 356.0	2	5	1	1		0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	0,2	13,4	4,4%
ABS	5	5	2	2	2		1	1	1	1	2	1	0,2	0,5	23,7	7,8%
PLA (Ácido Poliláctico)	5	5	2	2	2	1		1	1	1	2	1	0,2	0,5	23,7	7,8%
PET (Tereftalato de Polietileno)	5	5	2	2	2	1	1		1	1	2	1	0,2	0,5	23,7	7,8%
Nylon (Poliámid)	5	5	2	2	2	1	1	1		1	2	1	0,2	0,5	23,7	7,8%
Resinas	5	5	2	2	2	1	1	1	1		2	1	0,2	0,5	23,7	7,8%
Fibra de vidrio	2	5	1	1	1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5		0,5	0,2	0,2	13,2	4,4%
Fibra de carbono	5	5	2	2	2	1	1	1	1	1	2		0,2	0,5	23,2	7,7%
Madera Balsa	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		2	60	19,8%
Plywood	5	5	5	5	5	2	2	2	2	2	5	2	0,5		42,5	14,0%
Total Columna	49	58	26	25,7	25,7	14,4	14,4	14,4	14,4	14,4	25,7	14,4	2,9	6,2	302,9	100,0%

### 5.2.2.3. POR CRITERIO DE FATIGA

#### Análisis de impacto:

**1ª fila:** A36 (0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (1) = 6063 (1) ; A36 (2) > 1050, 356.0, NYLON (0,5) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa, PLYWOOD (0,2) ; A36 (0,2) << F. CARBONO (5).

**2ª fila:** 304 (2) > 1050, 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, M. Balsa (0,5) ; 304 (5) >> RESINAS, PLYWOOD (0,2) ; 304 (0,5) < F. VIDRIO (2) ; 304 (0,2) << F. CARBONO (5).

**3ª fila:** 1050 (0,5) < 6063 (2) ; 1050 (1) = 356.0, NYLON (1) ; 1050 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (0,5) ; 1050 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; 1050 (2) > PLYWOOD (0,5).

**4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, NYLON, PLYWOOD (0,5) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (0,2) ; 6063 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).

**5ª fila:** 356.0 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS (0,2) ; 356.0 (1) = NYLON, PLYWOOD (1) ; 356.0 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; 356.0 (2) > M. Balsa (0,5).

**6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, M. Balsa (1) ; ABS (0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; ABS (2) > RESINAS (0,5) ; ABS (0,5) > PLYWOOD (2).

**7ª fila:** PLA (1) = PET, M. Balsa (1) ; PLA (1/5 = 0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PLA (2) > RESINAS (0,5) ; PLA (0,5) < PLYWOOD (2).

**8ª fila:** PET (0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PET (2) > RESINAS (0,5) ; PET (1) = M. Balsa (1) ; PET (0,5) > PLYWOOD (2)

**9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS, M. Balsa (0,2) ; NYLON (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; NYLON (2) > PLYWOOD (0,5)

**10ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2)

**11ª fila:** F. VIDRIO (0,5) < F. CARBONO (2) ; F. VIDRIO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)

**12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)

**13ª fila:** M. Balsa (0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.42

<b>RESISTENCIA A LA FATIGA</b>	ACERO ESTRUCT A36	Acero inoxidable AISI 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063 T66	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		0.5	2	1	2	5	5	5	2	5	0.5	0.2	5	5	38.2	11.1%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2		2	2	2	2	2	2	2	5	0.5	0.2	2	5	28.7	8.3%
Aluminio 1050 plancha	0.5	0.5		0.5	1	5	5	5	1	5	0.2	0.2	5	2	30.9	9.0%
Aluminio 6063 T66 platina	1	0.5	2		2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	2	34.9	10.2%
Fundición 356.0	0.5	0.5	1	0.5		5	5	5	1	5	0.2	0.2	2	1	26.9	7.8%
ABS	0.2	0.5	0.2	0.2	0.2		1	1	0.2	2	0.2	0.2	1	0.5	7.4	2.2%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.2	1		1	0.2	2	0.2	0.2	1	0.5	7.4	2.2%
PET (Terftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.2	0.2	0.2	1	1		0.2	2	0.2	0.2	1	0.5	7.4	2.2%
Nylon (Poliámidá)	0.5	0.5	1	0.5	1	5	5	5		5	0.2	0.2	5	2	30.9	9.0%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2		0.2	0.2	0.5	0.5	4.1	1.2%
Fibra de vidrio	2	2	5	5	5	5	5	5	5	5		0.5	5	5	49.5	14.4%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	2		5	5	57	16.6%
Madera Balsa	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1	1	1	0.2	2	0.2	0.2		0.5	7.2	2.1%
Plywood	0.2	0.2	0.5	0.5	1	2	2	2	0.5	2	0.2	0.2	2		13.3	3.9%
Total Columna	12.7	11.9	19.5	16	20.3	42.5	42.5	42.5	19.5	50	5	2.9	39.5	29.5	343.8	100.0%

#### 5.2.2.4. POR CRITERIO DE RESISTENCIA AL IMPACTO

##### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (1) = NYLON (1) ; A36 (2) > 1050, 6063, ABS, PET, PLYWOOD (0,5) ; A36 (5) >> 356.0, PLA, RESINAS, M. BALSA (0,2) ; A36 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 2ª fila:** 304 (5) >> 1050, 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (1/5 = 0,2) ; 304 (1) = F. VIDRIO (1) ; 304 (1/5 = 0,2) << F. CARBONO (5).
- 3ª fila:** 1050 (1) = 6063, ABS, PET, NYLON, PLYWOOD (1) ; 1050 (2) > 356.0, PLA, M. BALSA (0,5) ; 1050 (5) >> RESINAS (0,2) ; 1050 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, PLA, M. BALSA (0,5) ; 6063 (1) = ABS, PET, PLYWOOD (1) ; 6063 (0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; 6063 (5) >> RESINAS (0,2) ; 6063 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 5ª fila:** 356.0 (0,5) < ABS, PET, F. VIDRIO, PLYWOOD (2) ; 356.0 (1) = PLA, M. BALSA (1) ; 356.0 (1/5 = 0,2) << NYLON, F. CARBONO (5); 356.0 (2) > RESINAS (1/2 = 0,5).
- 6ª fila:** ABS (2) > PLA, M. BALSA (0,5) ; ABS (1) = PET, PLYWOOD (1) ; ABS (0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; ABS (5) >> RESINAS (0,2) ; ABS (0,2) << F. CARBONO (5).
- 7ª fila:** PLA (0,5) < PET, F. VIDRIO, PLYWOOD (2) ; PLA (0,2) << NYLON, F. CARBONO (5) ; PLA (2) > RESINAS (0,5) ; PLA (1) = M. BALSA (1).
- 8ª fila:** PET (0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; PET (5) >> RESINAS (1/5 = 0,2) ; PET (0,2) << F. CARBONO (5) ; PET (2) > M. BALSA (1/2 = 0,5) ; PET (1) = PLYWOOD (1).
- 9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS, M. BALSA (0,2) ; NYLON (1) = F. VIDRIO, PLYWOOD (1) ; NYLON (0,2) << F. CARBONO (5)
- 10ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (0,5) < M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 11ª fila:** F. VIDRIO (0,2) << F. CARBONO (5) ; F. VIDRIO (5) >> M. BALSA, PLYWOOD (0,2)
- 12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. BALSA, PLYWOOD (0,2)
- 13ª fila:** M. BALSA (0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.43

RESISTENCIA AL IMPACTO	ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería	Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	Aluminio 1050	Aluminio 6063 T66	Fundición 356.0	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		0.5	2	2	5	2	5	2	1	5	0.5	0.2	5	2	32.2	10.3%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2		5	5	5	5	5	5	5	5	1	0.2	5	5	53.2	17.0%
Aluminio 1050 plancha	0.5	0.2		1	2	1	2	1	1	5	0.2	0.2	2	1	17.1	5.5%
Aluminio 6063 T66 platina	0.5	0.2	1		2	1	2	1	0.5	5	0.5	0.2	2	1	16.9	5.4%
Fundición 356.0	0.2	0.2	0.5	0.5		0.5	1	0.5	0.2	2	0.5	0.2	1	0.5	7.8	2.5%
ABS	0.5	0.2	1	1	2		2	1	0.5	5	0.5	0.2	2	1	16.9	5.4%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.5	0.5	1	0.5		0.5	0.2	2	0.5	0.2	1	0.5	7.8	2.5%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.5	0.2	1	1	2	1	2		0.5	5	0.5	0.2	2	1	16.9	5.4%
Nylon (Poliámid)	1	0.2	1	2	5	2	5	2		5	1	0.2	5	1	30.4	9.7%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.2	0.5	0.2	0.2		0.2	0.2	0.5	0.5	3.8	1.2%
Fibra de vidrio	2	1	5	2	2	2	2	2	1	5		0.2	5	5	29.2	9.3%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		5	5	60	19.2%
Madera Balsa	0.2	0.2	0.5	0.5	1	0.5	1	0.5	0.2	2	0.2	0.2		0.5	7	2.2%
Plywood	0.5	0.2	1	1	2	1	2	1	1	2	0.2	0.2	2		14.1	4.5%
Total Columna	13.3	8.5	23.7	21.7	34.5	21.7	34.5	21.7	16.3	53	10.8	2.6	37.5	24	313.3	100.0%

### 5.2.3. CONTRA CRITERIOS TÉCNICOS

#### 5.2.3.1. PARA ESCENARIO ESTRUCTURAL

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.22 X MATRICES A.40, A.41, A.42 Y A.43).

MATRIZ A.44

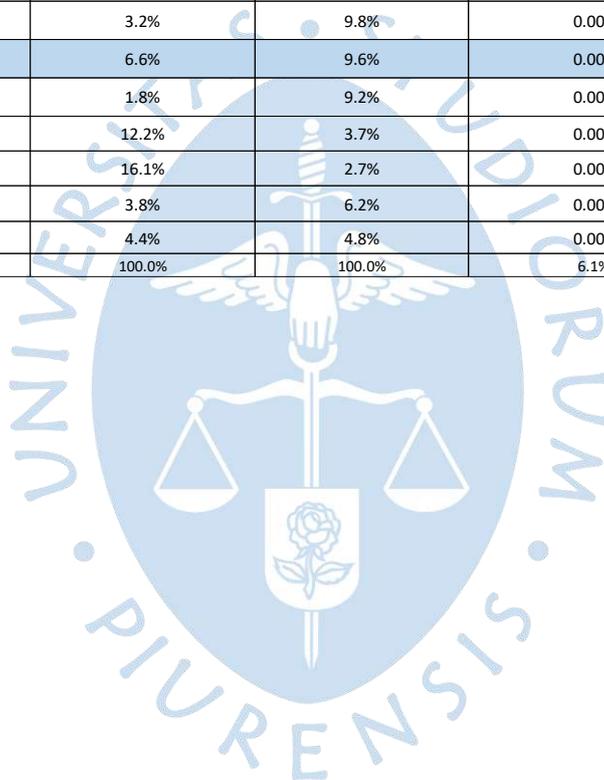
	RESISTENCIA MECÁNICA	BAJA DENSIDAD	RESISTENCIA A LA FATIGA	RESISTENCIA AL IMPACTO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería	6.3%	0.2%	2.3%	1.5%	10.3%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	6.5%	0.1%	1.7%	2.5%	11.0%
Aluminio 1050 plancha	5.2%	0.3%	1.9%	0.8%	8.3%
Aluminio 6063 T66 platina	5.6%	0.5%	2.1%	0.8%	9.0%
Fundición 356.0	4.8%	0.5%	1.6%	0.4%	7.2%
ABS	1.2%	0.8%	0.5%	0.8%	3.2%
PLA (Ácido Poliláctico)	1.2%	0.8%	0.5%	0.4%	2.8%
PET (Tereftalato de Polietileno)	1.2%	0.8%	0.5%	0.8%	3.2%
Nylon (Poliámid)	2.4%	0.8%	1.9%	1.5%	6.6%
Resinas	0.6%	0.8%	0.2%	0.2%	1.8%
Fibra de vidrio	7.4%	0.4%	3.0%	1.4%	12.2%
Fibra de carbono	9.0%	0.8%	3.5%	2.9%	16.1%
Madera Balsa	1.0%	2.0%	0.4%	0.3%	3.8%
Plywood	1.5%	1.4%	0.8%	0.7%	4.4%
Total Columna	53.9%	10.2%	21.0%	15.0%	100.0%

### 5.2.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES PARA ESTRUCTURA DE SEGUNDO MODELO (B)

PARA OBTENER ESTA MATRIZ SE PONDERAN LOS RESULTADOS DE LAS COLUMNAS TOTALES DE LAS MATRICES DE PRIORIZACIÓN BÁSICA Y PRIORIZACIÓN TÉCNICA (MULTIPLICACIONES ENTRE MATRIZ A.44 X MATRIZ A.39).

MATRIZ A.45

	CRITERO TÉCNICO	CRITERIO BÁSICO	TOTAL	%
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería	10.3%	7.5%	0.008	12.8%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	11.0%	4.2%	0.005	7.6%
Aluminio 1050 plancha	8.3%	5.9%	0.005	8.0%
Aluminio 6063 T66 platina	9.0%	6.1%	0.005	9.0%
Fundición 356.0	7.2%	10.6%	0.008	12.6%
ABS	3.2%	9.8%	0.003	5.2%
PLA (Ácido Poliláctico)	2.8%	9.8%	0.003	4.5%
PET (Tereftalato de Polietileno)	3.2%	9.8%	0.003	5.2%
Nylon (Poliámid)	6.6%	9.6%	0.006	10.4%
Resinas	1.8%	9.2%	0.002	2.8%
Fibra de vidrio	12.2%	3.7%	0.004	7.3%
Fibra de carbono	16.1%	2.7%	0.004	7.2%
Madera Balsa	3.8%	6.2%	0.002	3.9%
Plywood	4.4%	4.8%	0.002	3.5%
Total Columna	100.0%	100.0%	6.1%	100.0%



### 5.3. TERCERO Y CUARTO MODELOS (C Y D)

#### 5.3.1. ENTRE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR CRITERIOS BÁSICOS

##### 5.3.1.1. POR CRITERIO DE FÁCIL APROVISIONAMIENTO

###### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (1) = A500, 1050 (1) ; A36 (2) > 304, 6063, 356.0, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. BALSA, PLYWOOD (0,5) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (0,2).
- 2ª fila:** A500 (2) > 304, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. BALSA (0,5) ; A500 (0,5) < 1050 (2); A500 (1) = 6063, PLYWOOD (1).
- 3ª fila:** 304 (0,5) < 1050, 6063 (2) ; 304 (1) = 356.0, M. BALSA, PLYWOOD (1) ; 304 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO (0,5).
- 4ª fila:** 1050 (0,2) << 6063 (5) ; 1050 (0,5) < 356.0, M. BALSA, PLYWOOD (2) ; 1050 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO (0,5).
- 5ª fila:** 6063 (2) > 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. BALSA, PLYWOOD (0,5).
- 6ª fila:** 356.0 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, F. CARBONO (0,5) ; 356.0 (5) >> RESINAS (0,2) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO, PLYWOOD (1) ; 356.0 (0,5) < M. BALSA (2).
- 7ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, F. CARBONO (1) ; ABS (2) > RESINAS (0,5) ; ABS (0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD, (2)
- 8ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, F. CARBONO (1) ; PLA (2) > RESINAS (0,5) ; PLA(0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 9ª fila:** PET (1) = NYLON, F. CARBONO (1) ; PET (2) > RESINAS (0,5) ; PET (0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 10ª fila:** NYLON (2) > RESINAS (0,5) ; NYLON (1) = F. CARBONO (1) ; NYLON (0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 11ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, M. BALSA (5) ; RESINAS (1) = F. CARBONO (1) ; RESINAS (0,5) < PLYWOOD (2)
- 12ª fila:** F. VIDRIO (1) = F. CARBONO, PLYWOOD (1) ; F. VIDRIO (0,5) < M. BALSA (2)
- 13ª fila:** F. CARBONO (0,5) < M. BALSA (2) ; F. CARBONO (0,2) << PLYWOOD (5)
- 14ª fila:** M. BALSA (1) = PLYWOOD (1)

MATRIZ A.46

FÁCIL APROVISIONAMIENTO	ACERO ESTRUCT A36	Acero al carbono A500	Acero inoxidable AISI 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 plancha		1	2	1	2	2	5	5	5	5	5	2	2	2	2	41	14.9%
Acero al carbono A500 tubería	1		2	0.5	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	1	23.5	8.5%
Acero inoxidable AISI 304 plancha y tubería	0.5	0.5		0.5	0.5	1	2	2	2	2	2	2	2	1	1	19	6.9%
Aluminio 1050 plancha	1	2	2		0.2	0.5	2	2	2	2	2	2	2	0.5	0.5	20.7	7.5%
Aluminio 6063 plancha	0.5	1	2	5		2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	28.5	10.3%
Fundición 356.0	0.5	0.5	1	2	0.5		2	2	2	2	5	1	2	0.5	1	22	8.0%
ABS	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5		1	1	1	2	0.5	1	0.5	0.5	10.2	3.7%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1		1	1	2	0.5	1	0.5	0.5	10.2	3.7%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1		1	2	0.5	1	0.5	0.5	10.2	3.7%
Nylon (Poliamida)	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1		2	0.5	1	0.5	0.5	10.2	3.7%
Resinas	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		0.2	1	0.2	0.5	6.3	2.3%
Fibra de vidrio	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	2	2	2	2	5		1	0.5	1	18	6.5%
Fibra de carbono	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	1	1	1	1		0.5	0.2	9.5	3.4%
Madera Balsa	0.5	0.5	1	2	0.5	2	2	2	2	2	5	2	2		1	23.5	8.5%
Plywood	0.5	1	1	2	0.5	1	2	2	2	2	2	1	5	1		23	8.3%
Total	6.5	10	14.5	16.5	8.7	14.2	25.5	25.5	25.5	25.5	39	17.2	25	12.2	12.2	275.8	1

### 5.3.1.2. POR CRITERIO DE FÁCIL CONFORMADO

#### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (1) = A500, 304, 6063, 356.0, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; A36 (0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; A36 (0,5) < 1050, M. Balsa (2) ; A36 (2) > PLYWOOD (0,5).
- 2ª fila:** A500 (2) > 304 (0,5) ; A500 (0,5) < 1050, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. Balsa, PLYWOOD (2) ; A500 (1) = 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1).
- 3ª fila:** 304 (1) = 1050, 6063, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; 304 (5) >> 356.0 (0,2) ; 304 (0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 304 (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2).
- 4ª fila:** 1050 (2) > 6063, F. VIDRIO (0,5) ; 1050 (1) = ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (1) ; 1050 (5) >> 356.0 (0,2).
- 5ª fila:** 6063 (1) = 356.0, F. VIDRIO, F. CARBONO (1) ; 6063 (0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (5) ; 6063 (0,5) < M. Balsa (2) ; 6063 (2) > PLYWOOD (0,5).
- 6ª fila:** 356.0 (1) = ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS (1) ; 356.0 (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO (0,2) ; 356.0 (2) > M. Balsa, PLYWOOD (0,5).
- 7ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, RESINAS (1) ; ABS (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; ABS (2) > M. Balsa (0,5).
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, RESINAS (1) ; PLA (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; PLA (2) > M. Balsa (0,5).
- 8ª fila:** PET (1) = NYLON, RESINAS (1) ; PET (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; PET (2) > M. Balsa (0,5).
- 9ª fila:** NYLON (1) = RESINAS (1) ; NYLON (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; NYLON (2) > M. Balsa (0,5).
- 10ª fila:** RESINAS (5) >> F. VIDRIO, F. CARBONO, PLYWOOD (0,2) ; RESINAS (2) > M. Balsa (0,5).
- 11ª fila:** F. VIDRIO (1) = F. CARBONO, PLYWOOD (1) ; F. VIDRIO (0,5) < M. Balsa (2).
- 12ª fila:** F. CARBONO (0,5) < M. Balsa (2) ; F. CARBONO (1) = PLYWOOD (1).
- 13ª fila:** M. Balsa (1) = PLYWOOD (1).

MATRIZ A.47

FÁCIL CONFORMADO	ACERO ESTRUCT A36 plancha	Acero al carbono A500	Acero inoxidable AISI 304 plan y tubería	Aluminio 1050	Aluminio 6063 plan	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 plancha		1	1	0.5	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	2	10	3.0%
Acero al carbono A500 tubería	1		2	0.5	1	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	1	1	0.5	0.5	10.5	3.2%
Acero inoxidable AISI 304 plan y tubería	1	0.5		1	1	5	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	0.5	12.5	3.8%
Aluminio 1050 plancha	2	2	1		2	5	1	1	1	1	1	2	1	1	1	22	6.7%
Aluminio 6063 plancha	1	1	1	0.5		1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	0.5	2	10	3.0%
Fundición 356.0	1	2	0.2	0.2	1		1	1	1	1	1	5	5	2	2	23.4	7.1%
ABS	5	2	5	1	5	1		1	1	1	1	5	5	2	5	40	12.1%
PLA (Acido Poliláctico)	5	2	5	1	5	1	1		1	1	1	5	5	2	5	40	12.1%
PET (Tereftalato de Polietileno)	5	2	5	1	5	1	1	1		1	1	5	5	2	5	40	12.1%
Nylon (Poliamida)	5	2	5	1	5	1	1	1	1		1	5	5	2	5	40	12.1%
Resinas	5	2	5	1	5	1	1	1	1	1		5	5	2	5	40	12.1%
Fibra de vidrio	1	1	1	0.5	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2		1	0.5	1	7.2	2.2%
Fibra de carbono	1	1	1	1	1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1		0.5	1	7.7	2.3%
Madera Balsa	2	2	2	1	2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	2	2		1	16	4.9%
Plywood	0.5	2	2	1	0.5	0.5	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	1	1	1		10.5	3.2%
Total	35.5	22.5	36.2	11.2	35.5	18.9	8.2	8.2	8.2	8.2	8.2	40	39	17	36	329.8	1

### 5.3.1.3. POR CRITERIO DE BAJO COSTO

#### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (5) >> A500, 304, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,2) ;  
A36 (2) >> 1050, 6063, 356.0, F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (0,5).
- 2ª fila:** A500 (1) = 304, 6063, 356.0, M. BALSA (1) ; A500 (0,5) < 1050, PLYWOOD (2) ;  
A500 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO ; A500 (2) > F. VIDRIO (0,5).
- 3ª fila:** 304 (0,5) << 1050, 6063, 356.0, PLYWOOD (2) ; 304 (1) = F. VIDRIO (1) ;  
304 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; 304 (0,2) < M. BALSA.
- 4ª fila:** 1050 (0,5) < 6063, M. BALSA (2) ; 1050 (1) = 356, PLYWOOD (1) ; 1050 (2) > F. VIDRIO (0,5) ;  
1050 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,2).
- 5ª fila:** 6063 (1) = 356.0, M. BALSA (1) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,2) ; 6063 (2) > F. VIDRIO, PLYWOOD (0,5)
- 6ª fila:** 356.0 (2) > ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; 356.0 (1) = F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (1)
- 7ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, F. VIDRIO (1) ; ABS (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; ABS (0,5) < M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 8ª fila:** PLA (1) = PET, F. VIDRIO (1) ; PLA (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; PLA (0,5) < M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 9ª fila:** PET (2) > NYLON, RESINAS, F. CARBONO (0,5) ; PET (1) = F. VIDRIO (1) ; PET (0,5) < M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 10ª fila:** NYLON (1) = RESINAS, F. CARBONO (1) ; NYLON (0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (2)
- 11ª fila:** RESINAS (0,5) < F. VIDRIO, M. BALSA, PLYWOOD (2) ; RESINAS (0,2) << F. CARBONO (5)
- 12ª fila:** F. VIDRIO (2) > F. CARBONO (0,5) ; F. VIDRIO (1) = M. BALSA (1) ; F. VIDRIO (0,5) < PLYWOOD (2)
- 13ª fila:** F. CARBONO (0,2) << M. BALSA, PLYWOOD (5)
- 14ª fila:** M. BALSA (1) = PLYWOOD (1)

MATRIZ A.48

BAJO COSTO																	
	ACERO ESTRUCT A36 plancha	Acero al carbono A500	Acero inoxidable AISI 304 plat	Aluminio 1050	Aluminio 6063 plat	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 plancha		5	5	2	2	2	5	5	5	5	5	2	5	2	2	52	15.7%
Acero al carbono A500 tubería	0.2		1	0.5	1	1	5	5	5	5	5	2	5	1	0.5	37.2	11.2%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	0.2	1		0.5	0.5	0.5	2	2	2	2	2	1	2	0.2	0.5	16.4	5.0%
Aluminio 1050 plancha	0.5	2	2		0.5	1	5	5	5	5	5	2	5	0.5	1	39.5	11.9%
Aluminio 6063 plancha	0.5	1	2	2		1	5	5	5	5	5	2	5	1	2	41.5	12.5%
Fundición 356.0	0.5	1	2	1	1		2	2	2	2	2	1	2	1	1	20.5	6.2%
ABS	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5		1	1	2	2	1	2	0.5	0.5	11.8	3.6%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1		1	2	2	1	2	0.5	0.5	11.8	3.6%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1	1		2	2	1	2	0.5	0.5	11.8	3.6%
Nylon (Poliamida)	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5		1	0.5	1	0.5	0.5	6.8	2.1%
Resinas	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1		0.5	0.2	0.5	0.5	6	1.8%
Fibra de vidrio	0.5	0.5	1	0.5	0.5	1	1	1	1	2	2		2	1	0.5	14	4.2%
Fibra de carbono	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.5	1	5	0.5		0.2	0.2	10	3.0%
Madera Balsa	0.5	1	5	2	1	1	2	2	2	2	2	1	5		1	26.5	8.0%
Plywood	0.5	2	2	1	0.5	1	2	2	2	2	2	2	5	1		25	7.6%
Total	4.6	14.7	23	10.7	8.2	11.5	32.5	32.5	32.5	38	42	17.5	43.2	10.4	11.2	330.8	1

### 5.3.1.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES DE TERCERO Y CUARTO (C Y D) MODELO CONTRA CRITERIOS BÁSICOS.

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.1 X MATRICES A.46, A.47 Y A.48).

MATRIZ A.49

	FACIL APROVISIONAMIENTO	FÁCIL CONFORMADO	COSTO BAJO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina	3.2%	2.0%	2.1%	7.3%
Acero al carbono A500 tubería	1.9%	2.1%	1.5%	5.4%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1.5%	2.5%	0.6%	4.6%
Aluminio 1050 plancha	1.6%	4.4%	1.6%	7.5%
Aluminio 6063 platina	2.2%	2.0%	1.6%	5.9%
Fundición 356.0	1.7%	4.6%	0.8%	7.2%
ABS	0.8%	7.9%	0.5%	9.2%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.8%	7.9%	0.5%	9.2%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.8%	7.9%	0.5%	9.2%
Nylon (Poliamida)	0.8%	7.9%	0.3%	9.0%
Resinas	0.5%	7.9%	0.2%	8.6%
Fibra de vidrio	1.4%	1.4%	0.6%	3.4%
Fibra de carbono	0.7%	1.5%	0.4%	2.7%
Madera Balsa	1.9%	3.2%	1.0%	6.1%
Plywood	1.8%	2.1%	1.0%	4.9%
Total	21.7%	65.2%	13.0%	100.0%

### 5.3.2. ENTRE MATERIALES PRESELECCIONADOS POR CRITERIOS TÉCNICOS TERCERO Y CUARTO MODELOS

#### 5.3.2.1. POR CRITERIO DE RESISTENCIA

##### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (1) = A500 (1) ; A36 (0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (2) > 1050, 6063, 356.0 (0,5) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; A36 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 2ª fila:** A500 (0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A500 (2) > 1050, 6063, 356.0 (0,5) ; A500 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; A500 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 3ª fila:** 304 (2) > 1050, 6063, 356.0 (0,5) ; 304 (5) >> ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; 304 (0,5) < F. VIDRIO (2) ; 304 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 3ª fila:** 1050 (0,5) < 6063 (2) ; 1050 (1) = 356.0 (1) ; 1050 (5) > ABS, PLA, PET, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; 1050 (2) > NYLON (0,5) ; 1050 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 4ª fila:** 6063 (2) > 356.0, NYLON (0,5) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. BALSA, PLYWOOD (0,2) ; 6063 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 5ª fila:** 356.0 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. BALSA (0,2) ; 356.0 (2) > NYLON, PLYWOOD (0,5) ; 356.0 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 6ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, M. BALSA, PLYWOOD (1) ; ABS (0,5) < NYLON (2) ; ABS (2) < RESINAS (0,5) ; ABS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 7ª fila:** PLA (1) = PET, M. BALSA, PLYWOOD (1) ; PLA (0,5) < NYLON (2) ; PLA (2) < RESINAS (0,5) ; PLA (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 8ª fila:** PET (0,5) < NYLON (2) ; PET (2) < RESINAS (0,5) ; PET (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PET (1) = M. BALSA, PLYWOOD (1).

**9ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS (0,2) ; NYLON (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; NYLON (2) > M. Balsa (0,5) ; NYLON (1) = PLYWOOD (1).

**10ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (0,5) > M. Balsa, PLYWOOD (2)

**11ª fila:** F. VIDRIO (0,2) << F. CARBONO (5) ; F. VIDRIO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)

**12ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)

**13ª fila:** M. Balsa (0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.50

RESISTENCIA	ACERO ESTRUCT A36	Acero A500	Acero inoxidable 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 plancha y tubería		1	0,5	2	2	2	5	5	5	5	5	0,5	0,2	5	5	43,2	10,4%
Acero al carbono A500 tubería	1		0,5	2	2	2	5	5	5	5	5	0,5	0,2	5	5	43,2	10,4%
Acero inoxidable AISI 304 plancha y tubería	2	2		2	2	2	5	5	5	5	5	0,5	0,2	5	5	45,7	11,0%
Aluminio 1050 plancha	0,5	0,5	0,5		0,5	1	5	5	5	2	5	0,2	0,2	5	5	35,4	8,5%
Aluminio 6063 T66 plancha	0,5	0,5	0,5	2		2	5	5	5	2	5	0,2	0,2	5	5	37,9	9,1%
Fundición 356.0	0,5	0,2	0,5	1	0,5		5	5	5	2	5	0,2	0,2	5	2	32,1	7,7%
ABS	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2		1	1	0,5	2	0,2	0,2	1	1	8,1	1,9%
PLA (Ácido Poliláctico)	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	1		1	0,5	2	0,2	0,2	1	1	8,1	1,9%
PET (Terftalato de Polietileno)	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	1	1		0,5	2	0,2	0,2	1	1	8,1	1,9%
Nylon (Poliamida)	0,2	0,2	0,2	0,5	0,5	0,5	2	2	2		5	0,2	0,2	2	1	16,5	4,0%
Resinas	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	0,5	0,5	0,2		0,2	0,2	0,5	0,5	4,3	1,0%
Fibra de vidrio	2	2	2	5	5	5	5	5	5	5	5		0,2	5	5	51,2	12,3%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		5	5	65	15,6%
Madera Balsa	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	1	1	1	0,5	2	0,2	0,2		0,5	7,1	1,7%
Plywood	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	1	1	1	1	2	0,2	0,2	2		9,9	2,4%
Total Columna	12,9	12,6	10,9	20,7	18,7	21	46,5	46,5	46,5	34,2	55	8,5	2,8	47,5	42	415,8	100,0%

### 5.3.2.2. POR CRITERIO DE DENSIDAD

#### Análisis de impacto:

**1ª fila:** A36 (1) = A500, 304 (1) ; A36 (0,5) < 1050, 6063, 356,0, F. VIDRIO (2) ;

A36 (0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (5).

**2ª fila:** A500 (1) = 304 (1) ; A500 (0,5) < 1050, 6063, 356,0, F. VIDRIO (2) ;

A500 (0,2) << ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (5)

**3ª fila:** 304 (0,2) << 1050, 6063, 356,0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. VIDRIO, F. CARBONO, M. Balsa, PLYWOOD (5)

**4ª fila:** 1050 (1) = 6063, 356,0 (1) ; 1050 (0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 1050 (0,2) << M. Balsa, PLYWOOD (5)

**5ª fila:** 6063 (1) = 356,0, F. VIDRIO (1) ; 6063 (0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ;

6063 (0,2) << M. Balsa, PLYWOOD (5).

**6ª fila:** 356,0 (0,5) < ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (2) ; 356,0 (1) = F. VIDRIO (1) ; 356,0 (0,2) << M. Balsa, PLYWOOD (5)

**7ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; ABS (2) > F. VIDRIO (0,5) ; ABS (0,2) << M. Balsa (5) ; ABS (0,5) < PLYWOOD (2).

**8ª fila:** PLA (1) = PET, NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; PLA (2) > F. VIDRIO (0,5) ; PLA (0,2) << M. Balsa (5) ; PLA (0,5) < PLYWOOD (2).

**9ª fila:** PET (1) = NYLON, RESINAS, F. CARBONO (1) ; PET (2) > F. VIDRIO (0,5) ; PET (0,2) << M. Balsa (5) ; PET (0,5) < PLYWOOD (2).

**10ª fila:** NYLON (1) = RESINAS, F. CARBONO (1) ; NYLON (2) > F. VIDRIO (0,5) ; NYLON (0,2) << M. Balsa (5) ; NYLON (0,5) < PLYWOOD (2).

**11ª fila:** RESINAS (2) > F. VIDRIO (0,5) ; RESINAS (1) = F. CARBONO (1) ; RESINAS (0,2) << M. Balsa (5) ; RESINAS (0,5) < PLYWOOD (2)

**12ª fila:** F. VIDRIO (0,5) < F. CARBONO (2) ; F. VIDRIO (0,2) << M. Balsa, PLYWOOD (5)

**13ª fila:** F. CARBONO (0,2) << M. Balsa (5) ; F. CARBONO (0,5) < PLYWOOD (2)

**14ª fila:** M. Balsa (2) > PLYWOOD (0,5)

MATRIZ A.51

DENSIDAD	ACERO ESTRUCT A36	Acero A500	Acero inoxidable 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		1	1	0,5	0,5	0,5	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	0,2	0,2	0,2	5,6	1,6%
Acero al carbono A500 tubería	1		1	0,5	0,5	0,5	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,5	0,2	0,2	0,2	5,6	1,6%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	1	1		0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	4,4	1,2%
Aluminio 1050 plancha	2	2	5		1	1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	0,2	15,4	4,3%
Aluminio 6063 T66 platina	2	2	5	1		1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	0,2	15,4	4,3%
Fundición 356.0	2	1	5	1	1		0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	1	0,5	0,2	0,2	14,4	4,0%
ABS	5	5	5	2	2	2		1	1	1	1	2	1	0,2	0,5	28,7	8,0%
PLA (Acido Poliláctico)	5	5	5	2	2	2	1		1	1	1	2	1	0,2	0,5	28,7	8,0%
PET (Tereftalato de Polietileno)	5	5	5	2	2	2	1	1		1	1	2	1	0,2	0,5	28,7	8,0%
Nylon (Poliamida)	5	5	5	2	2	2	1	1	1		1	2	1	0,2	0,5	28,7	8,0%
Resinas	5	5	5	2	2	2	1	1	1	1		2	1	0,2	0,5	28,7	8,0%
Fibra de vidrio	2	2	5	1	1	1	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5		0,5	0,2	0,2	15,2	4,2%
Fibra de carbono	5	5	5	2	2	2	1	1	1	1	1	2		0,2	0,5	28,2	7,8%
Madera Balsa	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		2	65	18,0%
Plywood	5	5	5	5	5	5	2	2	2	2	2	5	2	0,5		47,5	13,2%
Total Columna	50	49	62	26,2	26,2	26,2	14,6	14,6	14,6	14,6	14,6	26,2	14,6	3,1	6,4	360,2	100,0%

### 5.3.2.3. POR CRITERIO DE FATIGA

#### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (0,5) < 304 (2) ; A36 (1) = 6063, A500 (1) ; A36 (2) > 1050, 356.0, NYLON (0,5) ; A36 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa, PLYWOOD (0,2) ; A36 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 2ª fila:** A500 (0,5) < 304, 6063 (2) ; A500 (2) > 1050, 356.0, NYLON (0,5) ; A500 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; A500 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa, PLYWOOD (0,2).
- 3ª fila:** 304 (2) > 1050, 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, M. Balsa (0,5) ; 304 (5) >> RESINAS, PLYWOOD (0,2) ; 304 (0,5) < F. VIDRIO (2) ; 304 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 4ª fila:** 1050 (1) = 6063, NYLON (1) ; 1050 (2) = 356.0, PLYWOOD (0,5) ; 1050 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (0,5) ; 1050 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 5ª fila:** 6063 (2) > 356.0, NYLON, PLYWOOD (0,5) ; 6063 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS, M. Balsa (0,2) ; 6063 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 6ª fila:** 356.0 (5) >> ABS, PLA, PET, RESINAS (0,2) ; 356.0 (1) = NYLON, PLYWOOD (1) ; 356.0 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; 356.0 (2) > M. Balsa (0,5).
- 7ª fila:** ABS (1) = PLA, PET, M. Balsa (1) ; ABS (0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; ABS (2) > RESINAS (0,5) ; ABS (0,5) > PLYWOOD (2).
- 8ª fila:** PLA (1) = PET, M. Balsa (1) ; PLA (1/5 = 0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PLA (2) > RESINAS (0,5) ; PLA (0,5) < PLYWOOD (2).
- 9ª fila:** PET (0,2) << NYLON, F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; PET (2) > RESINAS (0,5) ; PET (1) = M. Balsa (1) ; PET (0,5) < PLYWOOD (2)
- 10ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS, M. Balsa (0,2) ; NYLON (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; NYLON (2) > PLYWOOD (0,5)
- 11ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2)
- 12ª fila:** F. VIDRIO (0,5) < F. CARBONO (2) ; F. VIDRIO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)
- 13ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)
- 14ª fila:** M. Balsa (0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.52

RESISTENCIA A LA FATIGA	ACERO ESTRUCT A36	Acero A500	Acero inoxidable 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global %
ACERO ESTRUCT A36 plancha y tubería		1	0.5	2	1	2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	5	38.9	9.7%
Acero al carbono A500 tubería	1		0.5	2	0.5	2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	5	38.4	9.5%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2	2		2	2	2	2	2	2	2	5	0.5	0.2	2	5	30.7	7.6%
Aluminio 1050 plancha	0.5	0.5	0.5		1	2	5	5	5	1	5	0.2	0.2	5	2	32.9	8.2%
Aluminio 6063 766 plancha	1	2	0.5	1		2	5	5	5	2	5	0.2	0.2	5	2	35.9	8.9%
Fundición 356.0	0.5	0.2	0.5	0.5	0.5		5	5	5	1	5	0.2	0.2	2	1	26.6	6.6%
ABS	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.2		1	1	0.2	2	0.2	0.2	1	0.5	7.6	1.9%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.2	1		1	0.2	2	0.2	0.2	1	0.5	7.6	1.9%
PET (tereftalato de Polietileno)	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.2	1	1		0.2	2	0.2	0.2	1	0.5	7.6	1.9%
Nylon (Poliamida)	0.5	0.5	0.5	1	0.5	1	5	5	5		5	0.2	0.2	5	2	31.4	7.8%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.5	0.5	0.2		0.2	0.2	0.5	0.5	4.3	1.1%
Fibra de vidrio	5	5	2	5	5	5	5	5	5	5	5		0.5	5	5	57.5	14.3%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	2		5	5	62	15.4%
Madera Balsa	0.2	0.2	0.5	0.2	0.2	0.5	1	1	1	0.2	2	0.2	0.2		0.5	7.4	1.8%
Plywood	0.2	0.2	0.2	0.5	0.5	1	2	2	2	0.5	2	0.2	0.2	2		13.5	3.4%
Total Columna	16.7	17.4	12.4	20	17	23.3	47.5	47.5	47.5	21.5	55	4.9	3.1	44.5	34.5	402.3	100.0%

#### 5.2.2.4. POR CRITERIO DE RESISTENCIA AL IMPACTO

##### Análisis de impacto:

- 1ª fila:** A36 (0,5) < 304, F. VIDRIO (2) ; A36 (1) = NYLON, A500 (1) ; A36 (2) > 1050, 6063, ABS, PET, PLYWOOD (0,5) ; A36 (5) >> 356.0, PLA, RESINAS, M. Balsa (0,2) ; A36 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 2ª fila:** A500 (0,2) << 304, F. CARBONO (5) ; A500 (2) > 1050, 6063, ABS, PET, PLYWOOD (0,5) ; A500 (5) >> 356.0, PLA, RESINAS, M. Balsa (0,2) ; A500 (0,5) < F. VIDRIO (2).
- 3ª fila:** 304 (5) >> 1050, 6063, 356.0, ABS, PLA, PET, NYLON, RESINAS, M. Balsa, PLYWOOD (0,2) ; 304 (1) = F. VIDRIO (1) ; 304 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 4ª fila:** 1050 (1) = 6063, NYLON (1) ; 1050 (2) > 356.0, ABS, PLA, PET, PLYWOOD (0,5) ; 1050 (5) >> RESINAS, M. Balsa (0,2) ; 1050 (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5).
- 5ª fila:** 6063 (5) >> 356.0, RESINAS (0,2) ; 6063 (1) = ABS, PET, PLYWOOD (1) ; 6063 (2) > PLA, M. Balsa (0,5) ; 6063 (0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; 6063 (0,2) << F. CARBONO (5).
- 6ª fila:** 356.0 (0,5) < ABS, PET, F. VIDRIO, PLYWOOD (2) ; 356.0 (1) = PLA, M. Balsa (1) ; 356.0 (0,2) << NYLON, F. CARBONO (5); 356.0 (2) > RESINAS (0,5).
- 7ª fila:** ABS (2) > PLA, M. Balsa (0,5) ; ABS (1) = PET, PLYWOOD (1) ; ABS (0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; ABS (5) >> RESINAS (0,2) ; ABS (0,2) << F. CARBONO (5).
- 8ª fila:** PLA (0,5) < PET, F. VIDRIO, PLYWOOD (2) ; PLA (0,2) << NYLON, F. CARBONO (5) ; PLA (2) > RESINAS (0,5) ; PLA (1) = M. Balsa (1).
- 9ª fila:** PET (0,5) < NYLON, F. VIDRIO (2) ; PET (5) >> RESINAS (0,2) ; PET (0,2) << F. CARBONO (5) ; PET (2) > M. Balsa (1/2 = 0,5) ; PET (1) = PLYWOOD (1).
- 10ª fila:** NYLON (5) >> RESINAS, M. Balsa (0,2) ; NYLON (1) = F. VIDRIO, PLYWOOD (1) ; NYLON (0,2) << F. CARBONO (5)
- 11ª fila:** RESINAS (0,2) << F. VIDRIO, F. CARBONO (5) ; RESINAS (0,5) < M. Balsa, PLYWOOD (2)
- 12ª fila:** F. VIDRIO (0,2) << F. CARBONO (5) ; F. VIDRIO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)
- 13ª fila:** F. CARBONO (5) >> M. Balsa, PLYWOOD (0,2)
- 14ª fila:** M. Balsa (0,5) < PLYWOOD (2)

MATRIZ A.53

RESISTENCIA AL IMPACTO	ACERO ESTRUCT A36	Acero A500	Acero inoxidable 304	Aluminio 1050	Aluminio 6063	Fundición	ABS	PLA	PET	Nylon	Resinas	Fibra de vidrio	Fibra de carbono	Madera Balsa	Plywood	Total Fila	Total Global%
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería		1	0.5	2	2	5	2	5	2	1	5	0.5	0.2	5	2	33.2	9.0%
Acero al carbono A500 tubería	1		0.2	2	2	5	2	5	2	1	5	0.5	0.2	5	2	32.9	8.9%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	2	5		5	5	5	5	5	5	5	5	1	0.2	5	5	58.2	15.7%
Aluminio 1050 plancha	0.5	0.5	0.2		1	2	2	2	2	1	5	0.2	0.2	5	2	23.6	6.4%
Aluminio 6063 T66 platina	0.5	0.5	0.2	1		5	1	2	1	0.5	5	0.5	0.2	2	1	20.4	5.5%
Fundición 356.0	0.2	0.5	0.2	0.5	0.2		0.5	1	0.5	0.2	2	0.5	0.2	1	0.5	8	2.2%
ABS	0.5	0.5	0.2	0.5	1	2		2	1	0.5	5	0.5	0.2	2	1	16.9	4.6%
PLA (Ácido Poliláctico)	0.2	0.2	0.2	0.5	0.5	1	0.5		0.5	0.2	2	0.5	0.2	1	0.5	8	2.2%
PET (Tereftalato de Polietileno)	0.5	0.5	0.2	0.5	1	2	1	2		0.5	5	0.5	0.2	2	1	16.9	4.6%
Nylon (Poliámid)	1	1	0.2	1	2	5	2	5	2		5	1	0.2	5	1	31.4	8.5%
Resinas	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	0.2	0.5	0.2	0.2		0.2	0.2	0.5	0.5	4	1.1%
Fibra de vidrio	2	2	1	5	2	2	2	2	2	1	5		0.2	5	5	31.2	8.4%
Fibra de carbono	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5		5	5	65	17.5%
Madera Balsa	0.2	0.2	0.2	0.2	0.5	1	0.5	1	0.5	0.2	2	0.2	0.2		0.5	6.9	1.9%
Plywood	0.5	0.5	0.2	0.5	1	2	1	2	1	1	2	0.2	0.2	2		14.1	3.8%
Total Columna	14.3	17.6	8.7	23.9	23.4	42.5	24.7	39.5	24.7	17.3	58	11.3	2.8	45.5	27	370.7	100.0%

### 5.3.3. CONTRA CRITERIOS TÉCNICOS

#### 5.3.3.1. PARA ESCENARIO ESTRUCTURAL

SIGUIENDO LA MISMA LÓGICA DE MATRIZ A.5 SE DETERMINAN LOS VALORES DE LOS CASILLEROS (MULTIPLICACIONES MATRIZ A.22 X MATRICES A.50, A.51, A.52 Y A.53).

MATRIZ A.54

	RESISTENCIA MECÁNICA	BAJA DENSIDAD	RESISTENCIA A LA FATIGA	RESISTENCIA AL IMPACTO	Total Fila
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería	5.6%	0.2%	2.0%	1.3%	9.1%
Acero al carbono A500 tubería	5.6%	0.2%	2.0%	1.3%	9.1%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	5.9%	0.1%	1.6%	2.4%	10.0%
Aluminio 1050 plancha	4.6%	0.4%	1.7%	1.0%	7.7%
Aluminio 6063 T66 platina	4.9%	0.4%	1.9%	0.8%	8.0%
Fundición 356.0	4.2%	0.4%	1.4%	0.3%	6.3%
ABS	1.0%	0.8%	0.4%	0.7%	2.9%
PLA (Ácido Poliláctico)	1.0%	0.8%	0.4%	0.3%	2.6%
PET (Tereftalato de Polietileno)	1.0%	0.8%	0.4%	0.7%	2.9%
Nylon (Poliámid)	2.1%	0.8%	1.6%	1.3%	5.9%
Resinas	0.6%	0.8%	0.2%	0.2%	1.8%
Fibra de vidrio	6.6%	0.4%	3.0%	1.3%	11.3%
Fibra de carbono	8.4%	0.8%	3.2%	2.6%	15.1%
Madera Balsa	0.9%	1.8%	0.4%	0.3%	3.4%
Plywood	1.3%	1.3%	0.7%	0.6%	3.9%
Total Columna	53.9%	10.2%	21.0%	15.0%	100.0%

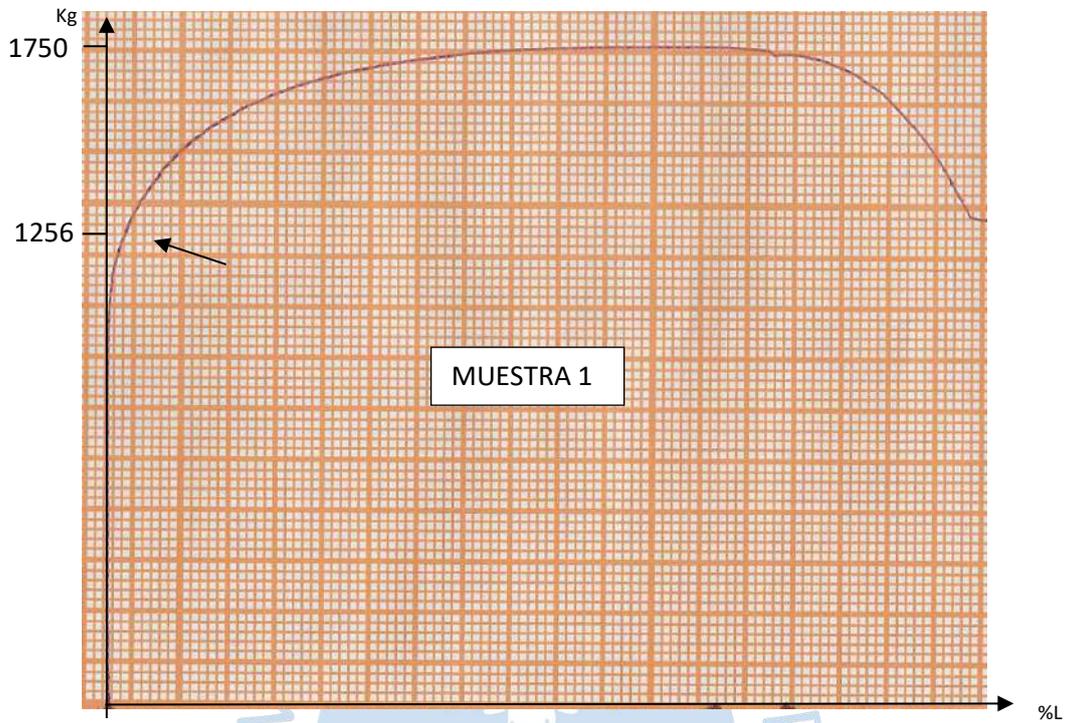
### 5.3.4. MATRIZ FINAL DE PRIORIZACIÓN DE MATERIALES PARA ESTRUCTURA DE TERCERO Y CUARTO MODELOS (C Y D)

PARA OBTENER ESTA MATRIZ SE PONDERAN LOS RESULTADOS DE LAS COLUMNAS TOTALES DE LAS MATRICES DE PRIORIZACIÓN BÁSICA Y PRIORIZACIÓN TÉCNICA (MULTIPLICACIONES ENTRE MATRIZ A.54 X MATRIZ A.49).

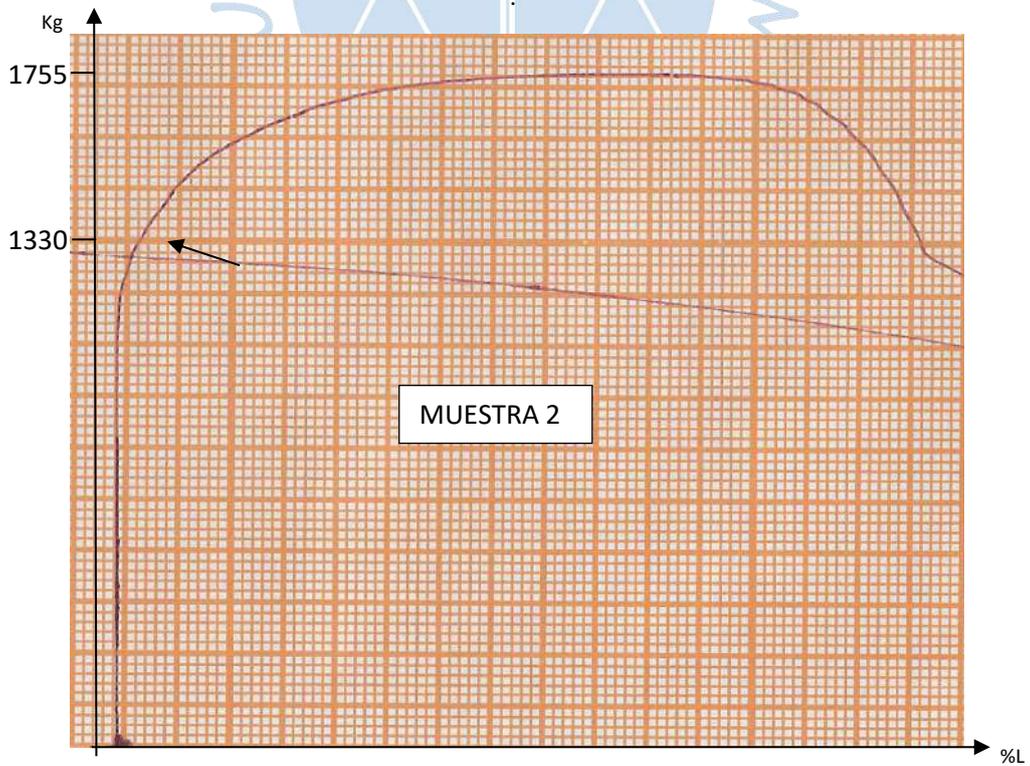
MATRIZ A.55

	CRITERO TÉCNICO	CRITERIO BÁSICO	TOTAL	%
ACERO ESTRUCT A36 platina y tubería	9.1%	7.3%	0.007	11.5%
Acero al carbono A500 tubería	9.1%	5.4%	0.005	8.5%
Acero inoxidable AISI 304 plat y tubería	10.0%	4.6%	0.005	8.0%
Aluminio 1050 plancha	7.7%	7.5%	0.006	10.1%
Aluminio 6063 T66 platina	8.0%	5.9%	0.005	8.2%
Fundición 356.0	6.3%	7.2%	0.004	7.8%
ABS	2.9%	9.2%	0.003	4.7%
PLA (Ácido Poliláctico)	2.6%	9.2%	0.002	4.1%
PET (Tereftalato de Polietileno)	2.9%	9.2%	0.003	4.7%
Nylon (Poliamida)	5.9%	9.0%	0.005	9.1%
Resinas	1.8%	8.6%	0.002	2.6%
Fibra de vidrio	11.3%	3.4%	0.004	6.7%
Fibra de carbono	15.1%	2.7%	0.004	7.0%
Madera Balsa	3.4%	6.1%	0.002	3.6%
Plywood	3.9%	4.9%	0.002	3.3%
Total Columna	100.0%	100.0%	5.8%	100.0%

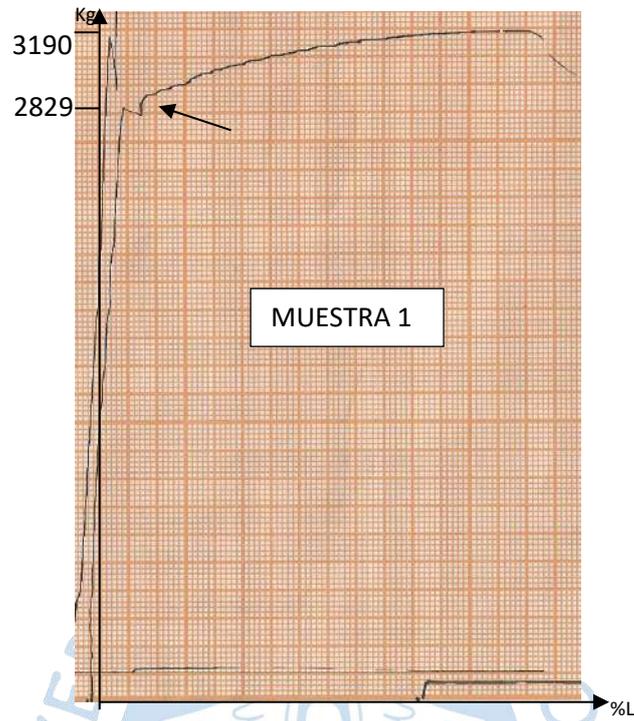


**Apéndice B. Curvas de tracción.****PLACA O PLANCHA DE ALUMINIO**

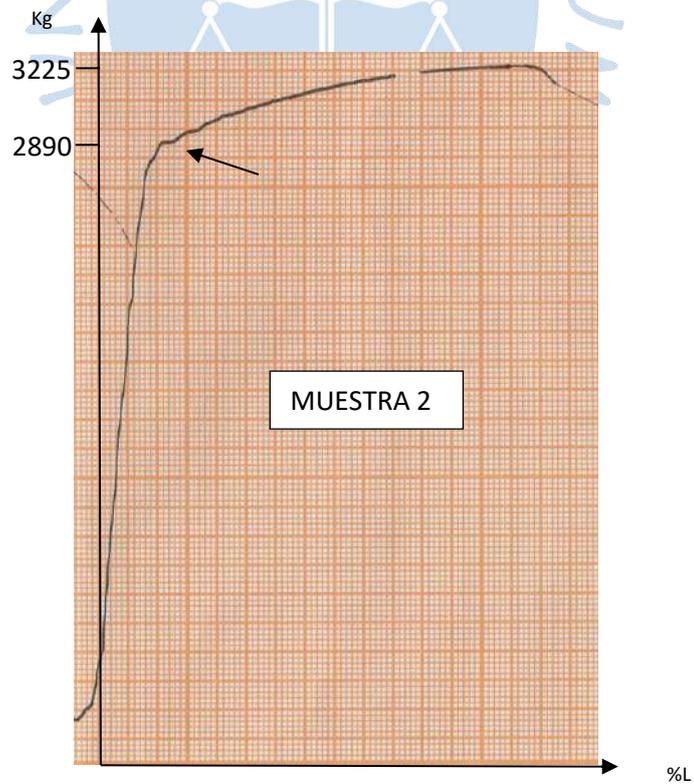
Curva tracción de muestra 1 plancha de aluminio.



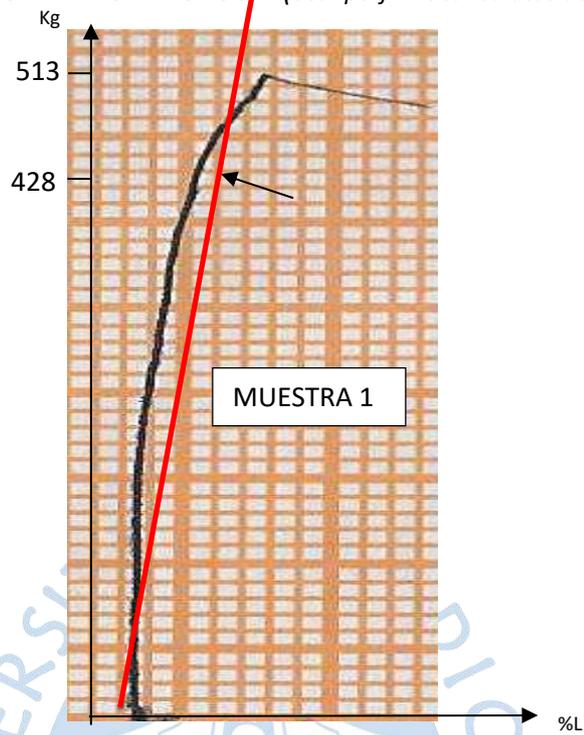
Curva tracción de muestra 2 plancha de aluminio.

**PLATINA DE ALUMINIO COMERCIAL**

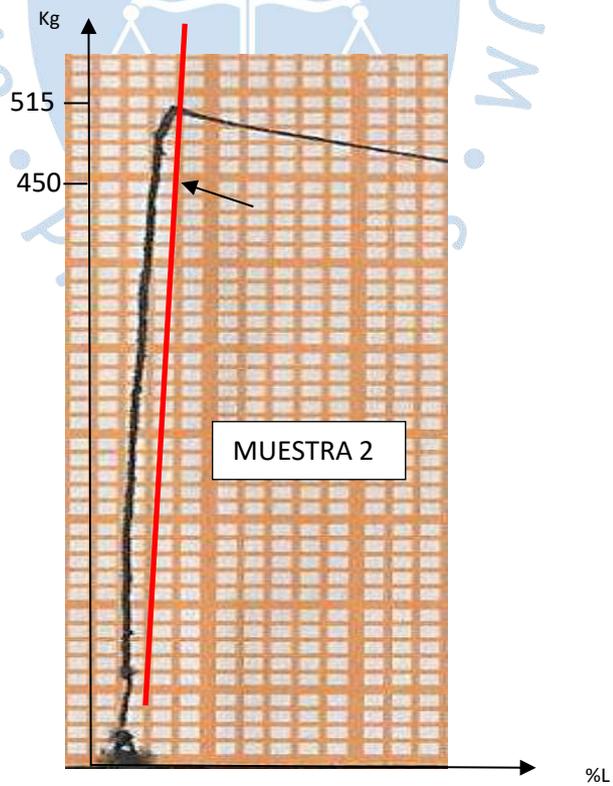
Curva tracción de muestra 1 platina de aluminio comercial.



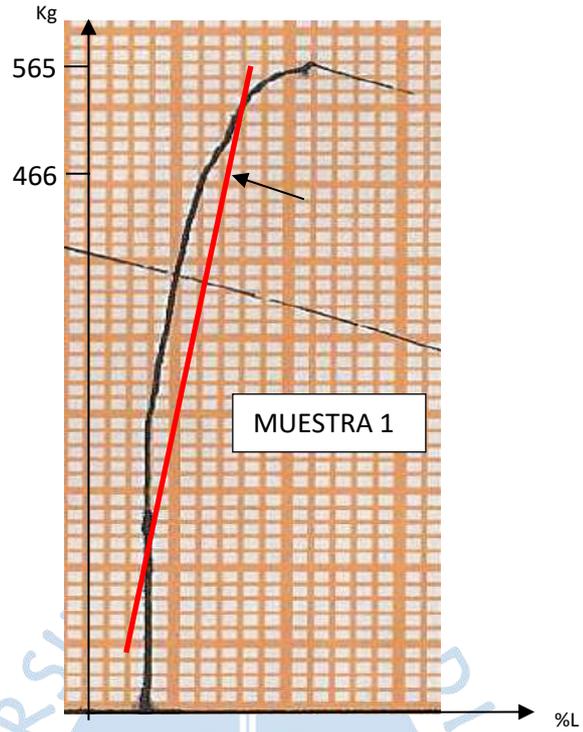
Curva tracción de muestra 2 platina de aluminio comercial.

**FUNDICIÓN DE ALUMINIO LOCAL (50% perfil – 50% culatas de motor)**

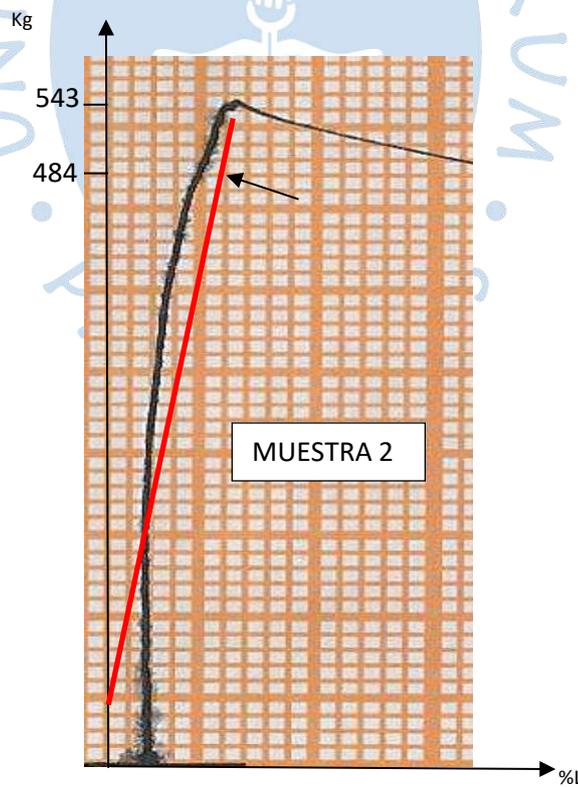
Curva tracción de muestra 1 fundición de aluminio local 50%-50%.



Curva tracción de muestra 2 fundición de aluminio local 50%-50%.

**FUNDICIÓN DE ALUMINIO LOCAL (65% perfil – 35% culatas de motor)**

Curva tracción de muestra 1 fundición de aluminio local 65%-35%.



Curva tracción de muestra 2 fundición de aluminio local 65%-35%.

## Apéndice C. Cálculos para el túnel.

### COMPROBACIÓN DEL NÚMERO DE MATCH:

- Cálculo del número de Match =  $M = \text{Velocidad objeto} / \text{Velocidad sonido}$

$$M = 33,33/300 = 0,11 \dots\dots\dots \rightarrow < 0,7, \text{ es decir se corrobora que el túnel debe ser } \underline{\text{SUBSÓNICO.}}$$

$$< 0,3, \text{ es decir, } \underline{\text{PRÁCTICAMENTE INCOMPRESIBLE, } \rho \text{ CONSTANTE.}}$$

### ANÁLISIS DE SECCIONES:

Se parte de la sección de pruebas, ya que se necesitan los datos de velocidad justo en dicha zona para diseñar el resto de secciones.

### CÁMARA DE PRUEBA

- Suficientemente larga para que perturbaciones sean amortiguadas antes de llegar al modelo.
- Suficientemente ancha y alta para que objetos tengan suficiente flujo.
- No exagerar para evitar separaciones de capa límite antes de llegar a difusor y por ende originar pérdidas.
- Velocidad,  $V_2$ : 33,33 m/s
- Dimensiones:
  - o Largo  $L$ : 0,6 m
  - o Alto: 0,5 m
  - o Ancho: 0,5 m
  - o Área  $A_2$ : 0,25 m<sup>2</sup>
  - o Rugosidad de material  $\epsilon$ :  $1,5 \times 10^{-6}$

- Perímetro mojado sección cuadrada:

$$PM = 4 * L = 4 * 0,5 = 2,0 \text{ m}^2$$

- Diámetro hidráulico  $D_h$ :

$$D_h = 4 * A / PM = 4 * 0,25 / 2,0 = 0,5 \text{ m}$$

- Cálculo del Número de Reynolds  $Re$ :

$$Re = V_2 * D_h * \rho / \mu$$

$$Re = 33,33 * 0,5 * 1,22 / 1,794 \times 10^{-5} = \underline{\underline{1,14 \times 10^6}}$$

- Caudal necesario  $Q$ :

$$Q = V_2 * A$$

$$Q = 33,33 * 0,25 = \underline{\underline{8,33 \text{ m}^3/\text{s} \text{ ó } 17 \text{ 657,33 cfm}}}$$

- Pérdidas  $h_{cp}$ :

$$h_{cp} = f * (L * V_2^2) / Dh * 2 * g$$

El factor  $f$  por iteración resulta 0,01147

$L$  es 0,6 m

$$h_{cp} = 1,95 \text{ m con } F:S = 1,1 \text{ por accesorios } \underline{\underline{h_{cp} = 0,86 \text{ m}}}$$

### DIRECCIONADOR DE FLUJO CON PANALES HEXAGONALES

- Para estabilizar las variaciones longitudinales del flujo de aire de ingreso.
- Asumiendo dimensiones a la entrada:
  - o Largo **L**: 0,1 m
  - o Ancho: 1,0 m
  - o Alto: 1,0 m
  - o Área **A1**: 1,0 m<sup>2</sup>
- Velocidad a la entrada al direccionador:

$$\underline{V1=A2*V2/A1= 0,25*33,33/1,0= 8,33 \text{ m/s}}$$

- Pérdidas  $h_d$ :

$$h_d = k_d * V1^2 / 2 * g$$

El factor  $K_d$  depende de la geometría de la sección de los conductos.

Para sección hexagonal  **$K_d=0,2$**

$$h_d = 0,2 * 8,33^2 / 2 * 9,8 \quad \underline{h_d=0,71 \text{ m}}$$

### CONTRACCIÓN

- Incrementa la velocidad del flujo de aire que ingresa a la cámara de pruebas.
- Asumiendo dimensiones a la entrada:
  - o Largo **L**: 1 m
  - o Ancho: 1,0 m
  - o Alto: 1,0 m
  - o Área **A1**: 1,0 m<sup>2</sup>

- Velocidad a la entrada de la contracción  $\approx$   **$V1=8,33 \text{ m/s}$**

- Presión a la salida de la contracción  $P_2$ :

$$P_1 + (1/2) * \rho * V1^2 = P_2 + (1/2) * \rho * V2^2$$

$$100950 + (1/2) * 1,22 \times 10^{-5} * 8,33^2 = P_2 + (1/2) * 1,22 \times 10^{-5} * 33,33^2$$

$$\underline{P_2 = 100 \ 313,54 \text{ Pa}}$$

- Pérdidas  $h_c$ :

$$h_c = k_c * V1^2 / 2 * g$$

El factor  $K_c$  se determina de tabla partiendo de ángulo de contracción  $\Theta$

$$\Theta = \arctan (R1-R2/L) = \underline{10,12^\circ}$$

$$\underline{K_c=0,161}$$

$$h_c = 0,161 * 8,33^2 / 2 * 9,8 \text{ (con F.S.=1,2)} \quad \underline{h_c=10,94 \text{ m}}$$

**TABLA 8.5.** Coeficiente de pérdida por reducción gradual de ángulo  $\theta$ , según Kisieliev

$\theta$	4 a 5°	7°	10°	15°	20°	25°	30°	35°	40°	45°	60°	75°	80°
<b>K</b>	0.060												
	0.005	0.16	0.16	0.18	0.20	0.22	0.24	0.26	0.28	0.30	0.32	0.34	0.35

### DIFUSOR

- Disminuye la velocidad del flujo de aire que sale de la cámara de pruebas.
- Asumiendo dimensiones de salida:
  - o Largo **L**: 1,9 m
  - o Ancho: 0,87 m
  - o Alto: 0,87 m

o Área **A3**: 0,7569 m<sup>2</sup>

- Velocidad a la salida del difusor.

$$\underline{V3 = A2 * V2 / A3 = 0,25 * 33,33 / 0,7569 = 11,01 \text{ m/s}}$$

- Presión a la salida del difusor P3:

$$P3 + (1/2) * \rho * V3^2 = P2 + (1/2) * \rho * V2^2$$

$$P3 + (1/2) * 1,22 \times 10^{-5} * 11,01^2 = 100313,54 + (1/2) * 1,22 \times 10^{-5} * 33,33^2$$

$$\underline{P3 = 100\ 919,85 \text{ Pa}}$$

- Pérdidas hd:

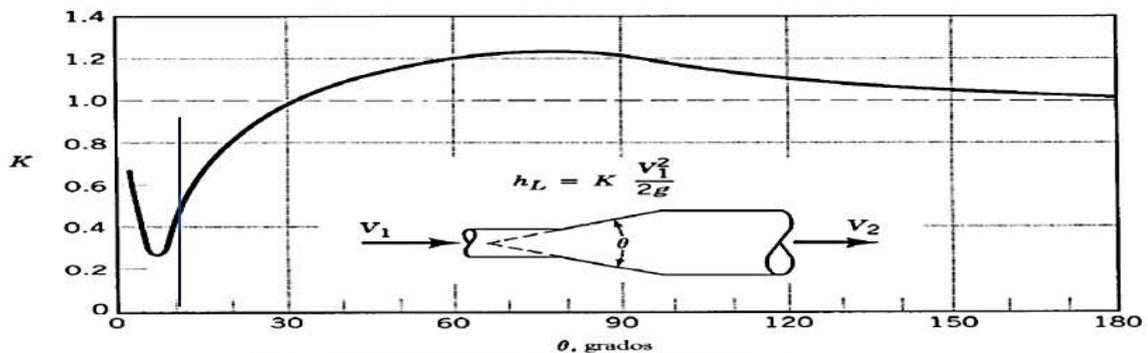
$$hd = kd * V3^2 / 2 * g$$

El factor Kd se determina de gráfico partiendo de ángulo de apertura  $\theta$

$$\theta = \arctan (R3 - R2 / L) = \underline{5,56^\circ}$$

$$\underline{KL = 0,28}$$

$$hd = 0,28 * 33,33^2 / 2 * 9,8 \text{ (con F.S. = 1,2)} \quad \underline{hc = 2,08 \text{ m}}$$



### SELECCIÓN DE EXTRACTOR

#### CÁLCULO DE PRESIÓN ESTÁTICA:

Este parámetro servirá para la selección del extractor adecuado que pueda compensar las pérdidas totales dentro del túnel y obtener la velocidad deseada en la cámara de pruebas.

$$P_{\text{est.}} = \text{Pérdidas totales} * \text{densidad} * 9,81 = (0,86 + 0,71 + 10,94 + 2,08) * 1,222 * 9,81$$

$$\underline{P_{\text{est.}} = 174,81 \text{ Pa} \text{ ó } 17,83 \text{ mmca}}$$

#### POTENCIA EJE MOTOR APROX.:

$$\text{Pot.} = (P_{\text{est.}} * \text{caudal } Q * \text{F.S.}) / (\eta_{\text{ext.}} * \eta_{\text{variador}})$$

$$\text{Pot} = (174,81 * 8,33 * 1,2) / (0,58 * 0,7)$$

$$\underline{\text{Pot} = 4\ 305,71 \text{ Watts} \text{ ó } 5,77 \text{ HP}}$$

#### EXTRACTOR CALCULADO:

Teniendo en cuenta el caudal de 17 657,33 CFM, presión estática 17,83 mmca, la potencia del eje del motor, preferentemente mayor a 5,77 HP.

#### EXTRACTOR SELECCIONADO:

Efectuadas las consultas y comparaciones con diversos proveedores y el espacio disponible en el túnel, se seleccionó el siguiente ventilador:

**Extractor axial de marca Systemair, Modelo WPA 710, 18000 CFM, 17-18 mmca, 7,5 KW, 220V/380V-trifásico, 60 Hz.**

**FACTOR F POR ITERACIÓN PARA PÉRDIDAS EN SECCIÓN DE PRUEBA**

DATOS					calculo						
visc cinem	diam inter Di	rugosidad E	longit L	Velocidad V	reynolds	friccion inicio	friccion final (1/log)cuadr	E/Di/3.7	2.51/rei*raiz friccio	logaritmo	perdida h
1.79E-05	0.5	1.50E-06	6.00E-01	33	1.14E+06	0.02	0.0109235	8.10811E-07	1.56337E-05	9.56795916	1.35915732
						0.010923489	0.0115210	8.10811E-07	2.11541E-05	9.31653925	0.742337
						0.011521016	0.0114661	8.10811E-07	2.05983E-05	9.33880381	0.78294363
						0.011466147	0.0114710	8.10811E-07	2.06475E-05	9.33680897	0.77921487
						0.011471047	0.0114706	8.10811E-07	2.06431E-05	9.33698752	0.77954787
						0.011470608	0.0114706	8.10811E-07	2.06435E-05	9.33697154	0.77951805
						0.011470647	0.0114706	8.10811E-07	2.06434E-05	9.33697297	0.77952072

**CÁLCULO DE PARÁMETROS DE TÚNEL**

DATOS GENERALES			CÁMARA DE PR. y SUPLEM. (2)			DIRECCIONADOR DE FLUJO									
mmmm	29	0	V2, velocidad	km/h	m/s	largo	mm	m							
p, densidad (Kg/m3)	1.222	1.225		120	33	Máx.	100	0.1							
P1, presión atm. Ing. Contracc. (Pa)	100950	PRESIÓN ING. A CONTRACCIÓN	altura	mm	m		PÉRDIDAS								
K, Coef. Adiab. (Kj/Kg.K)	1.4		ancho	500	0.5		de tablas Kd	0.2 Panel de abejas							
μ, Viscosid. dinámica (Ns/m2)	1.78E-05		largo	500	0.5		hd (m)	0.71 F Segur.(accesor.)							
M, número de mach	0.11 < 0.3 (subson.)	incompresible, ρ cte.	Dh, diám. Hidráulico	600	0.6		DIFUSOR (3)								
CONTRACCIÓN (1)			A2, área constante	mm2	m2										
A1, área en la entrada	mm2	m2	Re, N° Reynolds	250000	0.25		A3, área a la salida	756900	0.7569						
Ar, rel. Áreas	4.00	A1/A2	Q, caudal	m3/s	m3/h	cfm	Ar, rel. Áreas	3.03	A3/A2						
altura	mm	m	m, flujo másico (kg/s)	8.33	30000.00	17657.33	V3, velocidad salida	Km/h	m/s						
ancho	1000	1	PÉRDIDAS				mm	m	V3=A2*V2/A3						
largo	1400	1.4	E, rugosidad (m)	1.50E-06			altura	870	0.87						
Dh, diám. Hidráulico	1000	1	f, fact. fricción	0.01			ancho	870	0.87						
V1, velocidad entrada	30.00	8.33	hcp, (m)	0.86	F Segur.(acces.)	1.1	largo	1900	1.9						
CÁLCULO DE PRESIÓN P2			PRESIÓN ESTÁTICA (PE)			PÉRDIDAS									
P2, presión salida (Pa)	100919.54	PRESIÓN ING. A CÁM. PRUEBAS	ht, pérdidas tot. (m)	14.56			radián	grados							
PÉRDIDAS			PE, presión estática	174.81	17.83	0.70180495	θ, ángulo abertura	0.10	5.56						
θ, ángulo reducción	0.1767	10.12	PRESIÓN DINÁMICA (PD)				KL, de gráfico con θ	0.28	SI CAMBIA θ, CAMBIA KL						
De tabla 8.5 Kc	0.161	SI CAMBIA θ, CAMBIA Kc	PD, presión dinámica	-30.15	-3.07	P3 - P1	hL, (m)	2.08	F Segur.(malla y acces.)						
hc, (m)	10.04	F Segur.(malla y acces.)	LONGITUD EXTRACT (m)	0.15			CÁLCULO DE PRESIÓN P3								
TABLA 8.5. Coeficiente de pérdida por reducción gradual de ángulo θ, según Kiselev			LONGITUD TOTAL (m)	4.15			P3, presión salida (Pa)	100.819.85	PRESIÓN SALIDA AL EXTERIOR						
θ	4 a 9°	7°	10°	15°	20°	25°	30°	35°	40°	45°	50°	55°	60°	75°	80°
K	0.060														
	0.005	0.16	0.18	0.20	0.22	0.24	0.26	0.28	0.30	0.32	0.34	0.35			
PRESIÓN TOTAL			CÁLCULO DE PRESIÓN P3			PRESIÓN SALIDA AL EXTERIOR									
PT, presión total	104.86	10.75	PE + PD												

**Apéndice D. Detalle de cargas sobre la aeronave.**

***SUB SISTEMA DE TRABAJO O PROPULSIÓN***

**AIRFRAME**

*Fuselaje*

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
			MASA (g)	MASA (g)
<b>ESTRUCTURA</b>	2	LARGUERO FUSELAJE 1 1 Y 2	731.9	<b>8678.7</b>
	2	LARGUERO FUSELAJE 2 2 Y 3	557.9	
	3	ANILLO DE FUSELAJE NYLON	1565.5	
	1	ANILLO DE FUSELAJE NYLON INTERNO	260.9	
	2	ANILLO FUSELAJE PRINCIPAL 1 Y 2	5126.6	
	2	ANILLO FUSELAJE 4 1 Y 2	435.9	

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
			MASA (g)	MASA (g)
<b>COBERTURA</b>	1	FUSELAJE 1	1146.9	<b>10053.3</b>
	1	FUSELAJE 2	1306.8	
	1	FUSELAJE 3	4085.5	
	1	FUSELAJE 4	1531.5	
	1	FUSELAJE 5	1742.3	
	1	FUSELAJE 6	240.4	

*Configuración alar*

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL	POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
			MASA (g)	MASA (g)				MASA (g)	MASA (g)
<b>ESTRUCTURA</b>	2	LARGUERO PRINCIPAL	8851.1	<b>22205.8</b>	<b>COBERTURA</b>	1	TAPA FUSELAJE 3 1	281.9	<b>4018.2</b>
	12	WING RIB NYLON 1 AL 12	1413.4			2	NACELLE SUPPORT COVER 1 Y 2	414.3	
	6	WING RIB NYLON SURF CONT 1 AL 6	590.7			2	COBERTURA TIPO 3-3 1 Y 2	71.2	
	2	WING RIB 3 Y 4	562.2			2	COBERTURA TIPO 2-3 1 Y 2	566.9	
	4	WING RIB NYLON SURF CONT ALT 1 AL 5 (SIN 3)	389.5			2	COBERTURA 2 1 Y 2	208.3	
	18	WING RIB NYLON SURF CONT COMPLEMENTO 1 AL 18	463.9			2	COBERTURA TIPO 3-1 1 Y 2	93.0	
	4	ENGINE SUPPORT 1 AL 4	3731.9			2	COBERTURA TIPO 2-1 1 Y 2	740.4	
	2	ENGINE FIREWALL 1 Y 2	584.7			2	ALERON COBERTURA 1 Y 2	272.0	
	8	WING RIB NYLON SURF FLAP CONT 1 AL 8	790.2			2	COBERTURA TIPO 3-4 1 Y 2	28.4	
	2	REFUERZO 1 AL 4	469.5			2	COBERTURA TIPO 2-4 1 Y 2	213.3	
	1	TRAILING EDGE FIJO 1 1 Y 2	232.1			2	COBERTURA 4 1 Y 2	82.5	
	2	TRAILING EDGE FIJO 2 1 Y 2	1165.1			2	COBERTURA TIPO 3-2 1 Y 2	88.0	
	2	TRAILING EDGE 1 Y 2	1521.7			2	COBERTURA TIPO 2-2 2 Y 3	700.6	
	2	TRAILING EDGE FLAP 1 Y 2	1439.8			2	COBERTURA 3 3 Y 4	257.4	

*Empenaje de cola*

POSICIÓN	CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
			MASA (g)	MASA (g)
<i>ESTRUCTURA</i>	1	LARGUERO ESTABILIZADOR HORIZONTAL	435.5	<b>2034.3</b>
<i>COBERTURA</i>	1	ESTABILIZADOR HORIZONTAL	715.8	
	1	ESTABILIZADOR VERTICAL	883.0	

**TREN DE ATERRIZAJE**

CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
		MASA (g)	MASA (g)
6	RUEDAS	1458.0	<b>3958.0</b>
1	SOPORTE	2500.0	

***SUB SISTEMA DE TRABAJO O PROPULSIÓN***

CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
		MASA (g)	MASA (g)
2	MOTOR	9000.0	<b>10000.0</b>
2	HÉLICE	400.0	
2	SPINNER	600.0	

***SUB SISTEMA DE ENERGIZACIÓN***

CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
		MASA (g)	MASA (g)
8	BATERIAS	2400.0	<b>2400.0</b>

***SUB SISTEMA DE CONTROL***

CANT.	COMPONENTE	SUB TOTAL	TOTAL
		MASA (g)	MASA (g)
1	MÓDULO DE DESCENSO	50.0	<b>1490.0</b>
1	UNIDAD DE CONTROL	30.0	
1	SISTEMA DE VIDEO ANALÓGICO	50.0	
7	ACTUADORES TIPO 1	560.0	
5	ACTUADORES TIPO 2	800.0	

***SUB SISTEMA DE CAPTURA/CARGA***

CANT.	COMPONENTE	TOTAL	TOTAL
		MASA (g)	MASA (g)
1	CAMARA VUELO	300.0	<b>12803.6</b>
1	CAMARA VIGILANCIA	300.0	
2	TANQUE COMB GRANDE	480.0	
2	TANQUE COMB MEDIANO	372.0	
2	TANQUE COMB EMERGENCIA	82.0	
1	COMBUSTIBLE (6L+3L+0.22L=9,22L)	6269.6	
1	CARGA UTIL	5000.0	



**Anexos**





## Anexo A. Especificaciones para la caracterización de materiales.

### PARA ALUMINIO 1050

## -1050- (ALUMINIO PURO 99,5%)

### COMPOSICIÓN QUÍMICA

%	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Otros elementos	Al
Mínimo										
Máximo	0,25	0,40	0,05	0,05	0,05		0,07	0,05	0,03	99,5

### PROPIEDADES MECÁNICAS TÍPICAS ( a temperatura ambiente de 20°C )

Estado	Espesor mm	Características a la tracción				Resistencia a la cizalladura $\tau$ N/mm <sup>2</sup>	Dureza	
		Carga de rotura Rm. N/mm <sup>2</sup>	Límite elástico Rp 0,2. N/mm <sup>2</sup>	Alargamiento A 5,65%	Límite a la fatiga N/mm <sup>2</sup>		Brinell (HB)	Vickers
F	3,2 < e < 150	65		20			20	
0-H111	0,35 < e < 12	65-95	20	42	50	60	21	20
H14	0,35 < e < 12	100-140	105	10	70	70	35	36
H24	0,35 < e < 6	100-140	105	10	70	70	35	36
H16	0,35 < e < 3,2	120-160	120	7			39	
H26	0,35 < e < 3,2	120-160	120	7			39	
H18	0,35 < e < 3,2	150	140	6	100	85	43	44

### PROPIEDADES FÍSICAS TÍPICAS ( a temperatura ambiente de 20°C )

Módulo elástico N/mm <sup>2</sup>	Peso específico g/cm <sup>3</sup>	Intervalo de fusión °C	Coefficiente de dilatación lineal 1/10 <sup>6</sup> K	Conductividad térmica W/m K	Resistividad eléctrica a 20°C - $\mu\Omega$ cm	Conductividad eléctrica % IACS	Potencial de disolución V
69,000	2,70	646-657	23,5	229	2,9	59,5	-0,84

Fuente: [https://www.alacermas.com/img/galeria/files/aluminio/chapa\\_1050\\_aluminio.pdf](https://www.alacermas.com/img/galeria/files/aluminio/chapa_1050_aluminio.pdf)

## PARA ALUMINIO 6063 T66

BS EN 755-2:2008  
EN 755-2:2008 (E)

Table 42 — Alloy EN AW-6063 [Al Mg0,7Si]

Extruded rod/bar									
Temper	Dimensions mm		$R_m$ MPa		$R_{p0,2}$ MPa		$A$ %	$A_{50\text{ mm}}$ %	HBW Typical value
	$D^a$	$S^b$	min.	max.	min.	max.	min.	min.	
O, H111	$\leq 200$	$\leq 200$	-	130	-	-	18	16	25
T4 <sup>c</sup>	$\leq 150$	$\leq 150$	130	-	65	-	14	12	50
	$150 < D \leq 200$	$150 < S \leq 200$	120	-	65	-	12	-	50
T5	$\leq 200$	$\leq 200$	175	-	130	-	8	6	65
T6 <sup>c</sup>	$\leq 150$	$\leq 150$	215	-	170	-	10	8	75
	$150 < D \leq 200$	$150 < S \leq 200$	195	-	160	-	10	-	75
T66 <sup>c</sup>	$\leq 200$	$\leq 200$	245	-	200	-	10	8	80
Extruded tube									
Temper	Wall thickness $t$ mm	$R_m$ MPa		$R_{p0,2}$ MPa		$A$ %	$A_{50\text{ mm}}$ %	HBW Typical value	
		min.	max.	min.	max.	min.	min.		
O, H111	$\leq 25$	-	130	-	-	18	16	25	
T4 <sup>c</sup>	$\leq 10$	130	-	65	-	14	12	50	
	$10 < t \leq 25$	120	-	65	-	12	10	50	
T5	$\leq 25$	175	-	130	-	8	6	65	
T6 <sup>c</sup>	$\leq 25$	215	-	170	-	10	8	75	
T66 <sup>c</sup>	$\leq 25$	245	-	200	-	10	8	80	
Extruded profile <sup>e</sup>									
Temper	Wall thickness $t$ mm	$R_m$ MPa		$R_{p0,2}$ MPa		$A$ %	$A_{50\text{ mm}}$ %	HBW Typical value	
		min.	max.	min.	max.	min.	min.		
T4 <sup>c</sup>	$\leq 25$	130	-	65	-	14	12	50	
T5	$\leq 3$	175	-	130	-	8	6	65	
	$3 < t \leq 25$	160	-	110	-	7	5	65	
T6 <sup>c</sup>	$\leq 10$	215	-	170	-	8	6	75	
	$10 < t \leq 25$	195	-	160	-	8	6	75	
T64 <sup>c,d</sup>	$\leq 15$	180	-	120	-	12	10	65	
T66 <sup>c</sup>	$\leq 10$	245	-	200	-	8	6	80	
	$10 < t \leq 25$	225	-	180	-	8	6	80	

<sup>a</sup>  $D$  = Diameter for round bar.  
<sup>b</sup>  $S$  = Width across flats for square and hexagonal bar, thickness for rectangular bar.  
<sup>c</sup> Properties may be obtained by press quenching.  
<sup>d</sup> Bending quality.  
<sup>e</sup> If a profile cross section is comprised of different thickness which fall in more than one set of specified mechanical property values, the lowest specified value shall be considered as valid for the whole profile cross section.

Fuente: Estándar BS EN 755-2.:2008.

## PARA ASTM 36

# Tees

## CALIDAD: ASTM A36

**DENOMINACIÓN:**  
T A36

**DESCRIPCIÓN:**  
Producto de acero laminado en caliente de sección en forma de T.

**USOS:**  
En la fabricación de estructuras metálicas para la construcción civil, torres de transmisión, tijerales, carpintería metálica, etc.

**NORMAS TÉCNICAS:**

- Sistema Inglés:
  - Propiedades Mecánicas: ASTM A36/A36M
  - Tolerancias Dimensionales: ASTM A6/A6M
- Sistema Métrico:
  - Propiedades Mecánicas: ASTM A36/A36M
  - Tolerancias Dimensionales: DIN 1024

**PRESENTACIÓN:**  
Se produce en longitudes de 6 metros. Se suministra en paquetones de 2 TM y 3 TM, los cuales están formados por paquetes de 1 TM c/u.

**DIMENSIONES Y PESOS NOMINALES:**  
Sistema Métrico

DIMENSIONES (mm)	PESO NOMINAL	
	Kg/m	Kg/8m
20 x 20 x 3,0	0,88	5,28
25 x 25 x 3,0	1,10	6,60

Sistema Inglés

DIMENSIONES (mm)	PESO NOMINAL	
	Kg/m	Kg/8m
1/4 x 1 1/4 x 1/8	1,54	9,24
1 1/2 x 1 1/2 x 1/8	1,84	11,04
1 1/2 x 1 1/2 x 3/16	2,72	16,32
2 x 2 x 1/4	4,97	29,82

**COMPOSICIÓN QUÍMICA EN LA CUCHARA (%):**

NORMA	%C máx	%Si máx	%P máx	%S máx
ASTM A36/A36M - 05	0,26	0,40	0,04	0,05

**PROPIEDADES MECÁNICAS:**

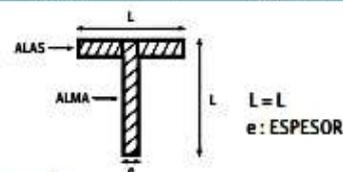
- Límite de Fluencia mínimo = 2,530 kg/cm<sup>2</sup>
- Resistencia a la Tracción = 4,080 - 5, 620 kg/cm<sup>2</sup>
- Alargamiento en 200 mm:
  - 3,0 mm, 1/8" y 3/16" = 15,0% mínimo.
  - 1/4" = 17,5% mínimo.
- Soldabilidad = Buena

**TOLERANCIAS DIMENSIONALES Y DE FORMA:**  
Sistema Métrico

CARACTERÍSTICA DE CALIDAD	NORMA TÉCNICA DIN 1024
Longitud Ala/Alma (L) L ≤ 30 mm	± 1,0 mm
Espesor Ala/Alma (e) L ≤ 30 mm	± 0,5 mm
Diferencia entre Ala/Alma (D) L ≤ 30 mm	1,0 mm máx
Longitud de Barra (l) 6 ≤ l ≤ 12 m	+ 50 mm 0 mm
Flecha (f)	3,0 mm/m máx
Excentricidad del Alma (m) L ≤ 30 mm	1,0 mm máx
Fuera de Escuadra (k)	1,0 mm máx
Variación de Peso Métrico e ≤ 3,5 mm	- 8 %

Sistema Inglés

CARACTERÍSTICA DE CALIDAD	NORMA TÉCNICA ASTM A6
Longitud Ala/Alma (L) L ≤ 1 1/4" 1 1/4" < L ≤ 2"	± 1,19 mm (3/64") ± 1,59 mm (1/16")
Espesor Ala (e) L ≤ 1 1/4" 1 1/4" < L ≤ 2"	± 0,25 mm (0,010") ± 0,30 mm (0,012")
Espesor/Alma (e) L ≤ 1 1/4" 1 1/4" < L ≤ 2"	+ 0,13 mm (0,005")/- 0,51 mm (0,020") + 0,25 mm (0,010")/- 0,51 mm (0,020")
Descentrado del Alma (m) L ≤ 1 1/4" 1 1/4" < L ≤ 2"	0,79 mm máx (1/32") 1,59 mm máx (1/16")
Descuadrado de Corte (D) 1 1/4" ≤ L ≤ 2"	± 1,5"
Longitud de Barra (l) 6 m	+ 50 mm 0 mm
Flecha (f)	4,15 mm/m máx



**IDENTIFICACIÓN:**

Las tees son identificadas con marcas estampadas que indican: el fabricante, las dimensiones nominales y la Norma.



# Platinas

## CALIDAD: ASTM A36

**DENOMINACIÓN:**  
PLAT A36.

**DESCRIPCIÓN:**

Producto de acero que ha sido laminado en caliente en sus cuatro superficies, con una sección transversal rectangular. Tiene las superficies lisas.

**USOS:**

En la fabricación de estructuras metálicas, puertas, ventanas, rejas, piezas forjadas y otros.

**NORMAS TÉCNICAS:**

- Propiedades Mecánicas: ASTM A36/A36M y NTP 350.400
- Tolerancias Dimensionales: ASTM A6/A6M y NTP 241.105

**PRESENTACIÓN:**

Se comercializa en barras de 6 metros de longitud. Se suministra en paquetes de 1 t.

**DIMENSIONES Y PESOS NOMINALES en kg/m:**  
**SISTEMA INGLÉS:**

DIMENSIONES NOMINALES (pulg.)	PESO NOMINAL	
	kg/m	kg/6m
1/8" x 1/2"	0.32	1.92
1/8" x 3/4"	0.48	2.88
1/8" x 1"	0.64	3.84
1/8" x 1 1/4"	0.80	4.80
1/8" x 1 1/2"	0.95	5.70
1/8" x 2"	1.27	7.62
3/16" x 1/2"	0.48	2.88
3/16" x 5/8"	0.61	3.66
3/16" x 3/4"	0.74	4.44
3/16" x 1"	0.98	5.88
3/16" x 1 1/4"	1.18	7.08
3/16" x 1 1/2"	1.42	8.53
3/16" x 2"	1.90	11.40
3/16" x 2 1/2"	2.37	14.22
3/16" x 3"	2.85	17.10
1/4" x 5/8"	0.80	4.80
1/4" x 3/4"	0.95	5.70
1/4" x 1"	1.28	7.68
1/4" x 1 1/4"	1.58	9.48
1/4" x 1 1/2"	1.90	11.40
1/4" x 2"	2.53	15.18
1/4" x 2 1/2"	3.16	18.96
1/4" x 3"	3.80	22.80

DIMENSIONES NOMINALES (pulg.)	PESO NOMINAL	
	kg/m	kg/6m
1/4" x 4"	5.06	30.36
3/8" x 1"	1.92	11.52
3/8" x 1 1/4"	2.38	14.28
3/8" x 1 1/2"	2.85	17.10
3/8" x 2"	3.80	22.80
3/8" x 2 1/2"	4.74	28.44
3/8" x 3"	5.70	34.20
3/8" x 4"	7.60	45.60
1/2" x 1 1/2"	3.79	22.74
1/2" x 2"	5.06	30.36
1/2" x 2 1/2"	6.33	37.98
1/2" x 3"	7.60	45.60
1/2" x 4"	10.13	60.78
5/8" x 4"	12.66	75.96
3/4" x 4"	15.19	91.14
1" x 4"	20.26	121.56
3/8" x 5"	9.49	56.95
3/8" x 6"	11.39	68.34
1/2" x 5"	12.66	75.97
1/2" x 6"	15.19	91.16
5/8" x 5"	15.83	94.96
5/8" x 6"	18.99	113.95
3/4" x 5"	18.99	113.95
3/4" x 6"	22.79	136.74
1" x 5"	25.32	151.94
1" x 6"	30.39	182.32

**SISTEMA MÉTRICO:**

DIMENSIONES NOMINALES (mm)	PESO NOMINAL	
	kg/m	kg/6m
12 x 200	18.84	113.04

**PROPIEDADES MECÁNICAS:**

- Límite de Fluencia = 250 Mpa (2,530 kg/cm<sup>2</sup>) mínimo.
- Resistencia a la Tracción = 450 - 550 Mpa (4,080-5,620 kg/cm<sup>2</sup>).
- Alargamiento en 200 mm:
  - 1/8" y 3/16" = 15.0 % mínimo.
  - 1/4" = 17.5 % mínimo.
  - 5/16", 3/8", 5/8", 3/4" y 1" = 20.0 % mínimo.
- Doblado a 180° = Bueno.
- Soldabilidad = Buena.

QCQA01-F104/04/SEP 20

Previo acuerdo se comercializa en otras medidas.

## PARA A500

# Tubo LAC ASTM A500

## PARA ESTRUCTURAS

**DENOMINACIÓN:**

TNM RED ND A500, TNM RED OD A500, TGM RED ND A500,  
TGM RED OD A500, TNM CUA A500, TNM REC A500, TGM CUA A500,  
TGM REC A500.

**DESCRIPCIÓN:**

Tubo fabricado con acero al carbono laminado en caliente (LAC), utilizando el sistema de soldadura por resistencia eléctrica por inducción de alta frecuencia longitudinal (ERW). Las secciones de fabricación son redondas, cuadradas y rectangulares.

**USOS:**

Diversas estructuras livianas y pesadas, carrocerías, tijerales, postes, etc.

**NORMAS TÉCNICAS DE FABRICACIÓN:**

Las dimensiones, pesos y espesores se fabrican según la norma ASTM A500 – A y B.

**PRESENTACIÓN:**

DESIGNACIÓN NOMINAL	DIMENSIÓN EXTERIOR (mm)	ESPEORES (mm)								
		1.5	1.8	2	2.5	3	4	4.5	6	
RECT L E	- 20x40	1,354		1,700						
	- 25x50	1,650		2,261						
	- 40x60	2,260		3,033	3,600	4,250				
	- 40x80	2,710		3,660	4,390	5,190				
	- 50x75					5,423				
	- 50x100			4,500	5,560	6,600	8,590			
	- 50x150			6,165	7,676	9,174	11,730			
	- 100x150					10,850		16,600	21,700	
	- 100x200					13,670	18,010	20,150	26,400	
	- 150x200						21,150	23,680	31,100	

■ Negro y Galvanizado

**PROPIEDADES MECÁNICAS (ASTM A500/A500M GRADOS A y B)**

SECCIÓN	GRADO	LÍMITE DE FLUENCIA (MPa)	RESISTENCIA A LA TRACCIÓN (MPa)
REDONDO	A	230	310
CUADRADO Y	A	270	310
RECTANGULAR	B	315	400

**MATERIA PRIMA:**

Acero laminado en caliente calidad estructural.

Fuente: [https://www.acerosarequipa.com/sites/default/files/fichas/2020-07/HOJA%20TECNICA-TUBO-LAC%20y%20GALV\\_vf.pdf?fv=QotVOs6m](https://www.acerosarequipa.com/sites/default/files/fichas/2020-07/HOJA%20TECNICA-TUBO-LAC%20y%20GALV_vf.pdf?fv=QotVOs6m)

**PARA INOXIDABLE 304 (ASTM A240)**

**TABLE 2 Mechanical Test Requirements**

UNS Designation	Type <sup>A</sup>	Tensile Strength, min		Yield Strength, <sup>B</sup> min		Elongation in 2 in. or 50 mm, min, %	Hardness, max <sup>C</sup>		Cold Bend <sup>D</sup>
		ksi	MPa	ksi	MPa		Brinell	Rockwell B	
Austenitic (Chromium-Nickel) (Chromium-Manganese-Nickel)									
N08020	...	80	550	35	240	30 <sup>E</sup>	217	95	not required
N08367	...	100	690	45	310	30	...	100	not required
Sheet and Strip		95	655	45	310	30	241	...	not required
Plate		75	520	30 <sup>G</sup>	205 <sup>G</sup>	30 <sup>H</sup>	...	...	not required
N08800	800 <sup>F</sup>	65	450	25 <sup>G</sup>	170 <sup>G</sup>	30	...	...	not required
N08810	800H <sup>F</sup>	65	450	25	170	30	...	...	not required
N08811	...	71	490	31	220	35	...	90	not required
N08904	904L <sup>F</sup>	94	650	43	295	35	...	...	not required
N08926	...	112	770	52	360	40.0	...	...	not required
S31277	...	75	515	38	260	40	...	95	...
S20100	201-1 <sup>J</sup>	95	655	45	310	40	217	100	...
S20100	201-2 <sup>J</sup>	95	655	38	260	40	217	95	not required
S20103	201L <sup>F</sup>	95	655	45	310	45	241	100	not required
S20153	201LN <sup>F</sup>	125	860	50	345	40	255	100	not required
S20161	...	90	620	38	260	40	241	...	...
S20200	202	95	655	48	330	35	241	100	not required
S20400	...	75	515	30	205	40	217	95	not required
S30100	301	80	550	32	220	45	241	100	not required
S30103	301L <sup>F</sup>	80	550	35	240	45	241	100	not required
S30153	301LN <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	201	92	not required
S30200	302	75	515	30	205	40	201	92	not required
S30400	304	75	515	30	205	40	201	92	not required
S30403	304L	70	485	25	170	40	201	92	not required
S30409	304H	75	515	30	205	40	201	92	not required
S30415	...	87	600	42	290	40	217	95	not required
S30451	304N	80	550	35	240	30	201	92	not required
S30453	304LN	75	515	30	205	40	201	92	not required
S30500	305	70	485	25	170	40	183	88	not required
S30600	...	78	540	35	240	40	...	...	...
S30601	...	78	540	37	255	30	...	...	not required
S30615	...	90	620	40	275	35	217	95	not required
S30815	...	87	600	45	310	40	217	95	...
S30908	309S	75	515	30	205	40	217	95	not required
S30909	309H <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S30940	309Cb <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S30941	309HCb <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31008	310S	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31009	310H <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31040	310Cb <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31041	310HCb <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31254	...	100	690	45	310	35	223	96	not required
Sheet and Strip		95	655	45	310	35	223	96	not required
Plate		109	750	61	420	35	...	...	not required
S31266	...	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31600	316	70	485	25	170	40	217	95	not required
S31603	316L	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31653	316LN	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31609	316H	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31635	316T <sup>F</sup>	75	515	30	205	40	217	95	not required
S31640	316Cb <sup>F</sup>	75	515	30	205	30	217	95	not required
S31651	316N	80	550	35	240	35	217	95	not required

ASTM A 240/A 240M – 03b

Fuente: ASTM A240 / A240M – 20a. Standard Specification for Chromium and Chromium-Nickel Stainless Steel Plate, Sheet, and Strip for Pressure Vessels and for General Applications

## PARA PLYWOOD



### Propiedades

La principal característica del tablero contrachapado es su uniformidad y su bajo peso. A diferencia de la madera maciza las propiedades mecánicas en ambas direcciones se van igualando a medida que aumenta el número de chapas y el espesor.

Las propiedades mecánicas del contrachapado han de especificarse en relación a la dirección de la fibra.

### Densidad

Entre 400 y 700 kg/m<sup>3</sup> aunque hay excepciones en ambos extremos. Lógicamente depende de la especie; cuando hay mezcla se tomará el valor de laboratorio.

### Contenido de humedad

Se suministra con una humedad del 10 ± 2%.

Fuente: <http://publiditec.com/blog/tableros-contrachapados-madera-para-la-construccion/>

**Tabla 6.** Propiedades físicas de tableros contrachapados de *Ceiba pentandra* L. Gaertn (lupuna blanca) y su relación con textura y color.

EMPRESA	PROPIEDADES FISICAS				Textura	Color
	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Contenido de humedad (%)	Expansión (%)			
			Longitudinal	Transversal		
MAILSAC	0,46	15,3	0,13	0,10	R. Gruesa	Amarillo Claro
IUSAC	0,42	15,28	0,12	0,20	R. Gruesa	Amarillo Oscuro
GINASAC	0,48	14,09	0,24	0,22	R. Fina	Amarillo Pálido
<i>Promedio general</i>	0,45	14,89	0,16	0,17		
<i>Desviación Standard</i>	0,015	1,783	0,065	0,063		
<i>Coefficiente de Variación</i>	3,35	12,36	47,90	35,34		

MAILSAC: Maderas Industriales y Laminados SAC; IUSAC: Industrial Ucayali; GINASAC: Industrias Gina SAC; R.GRUESA: Relativamente Gruesa; R.FINA: Relativamente Fina.

**Tabla 7.** Propiedades mecánicas de tableros contrachapados de *Ceiba pentandra* L. Gaertn (lupuna blanca) y su relación con textura y color.

EMPRESA	PROPIEDADES MECANICAS			Textura	Color
	MOR (daN/cm <sup>2</sup> )	Dureza (Kg/cm <sup>2</sup> )			
	Longitudinal	Transversal			
MAILSAC	708,16	127,74	197,19	R. Gruesa	Amarillo Claro
IUSAC	551,29	171,44	210,08	R. Gruesa	Amarillo Oscuro
GINASAC	744,01	201,91	218,09	R. Fina	Amarillo Pálido
<i>Promedio general</i>	667,82	167,03	208,45		
<i>Desviación Standard</i>	74,860	36,930	17,694		
<i>Coefficiente de Variación</i>	11,08	21,22	8,59		

MAILSAC: Maderas Industriales y Laminados SAC; IUSAC: Industrial Ucayali; GINASAC: Industrias Gina SAC; R.GRUESA: Relativamente Gruesa; R.FINA: Relativamente Fina.

Fuente: <http://repositorio.unu.edu.pe/bitstream/handle/UNU/4148/000004116T-FORESTAL.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

## PARA FIBRA DE VIDRIO Y FIBRA DE CARBONO

MATERIAL	Módulo de Elasticidad E (GPa)	Resistencia a la tracción $\sigma_u$ (GPa)	Densidad $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	Resistencia Especifica $\sigma_u / \rho$	Módulo Especifico E / $\rho$
<b>Fibras</b>					
Vidrio - E.....	72.4	2.1	2.54	0.826	28.5
Vidrio - S.....	85.5	2.1	2.48	0.846	34.5
Grafito (Módulo alto).....	390.0	2.1	1.90	1.1	205.
Grafito(alta resistencia a la tracción).....	240.0	2.5	1.90	1.3	126.
Boro.....	385.0	2.8	2.63	1.1	146.
Silice.....	72.4	5.8	2.19	2.65	33.
Tungsteno.....	414.0	4.2	19.30	0.22	21.
Berilio.....	240.0	1.3	1.83	0.71	131.
Kevlar-49.....	130.0	2.8	1.50	1.87	87.
<b>Materiales convencionales</b>					
Acero.....	210.0	0.34-2.1	7.8	0.043-0.27	26.9
Aluminio aleado.....	70.0	0.14-0.62	2.7	0.052-0.23	25.9
Vidrio.....	70.0	0.7-2.1	2.5	0.28-0.84	28.0
Tungsteno.....	350.0	1.1-4.1	19.30	0.057-0.21	18.1
Berilio.....	300.0	0.7	1.83	0.38	164

Figura 1 : Propiedades específicas de rigidez y resistencia

Fuente:

<http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/80014/fichero/Proyecto+de+fin+de+carrera-Delmotte.pdf>

## PARA FUNDICIÓN DE ALUMINIO LOCAL

Propiedades mecánicas. B 26/B 26MTABLE 3 Tensile Requirements (SI Units)—[Metric]<sup>A</sup>

NOTE 1—For purposes of determining conformance with this specification, each value for tensile strength and yield strength shall be rounded to the nearest 1 MPa and each value for elongation shall be rounded to the nearest 0.5 %, both in accordance with the rounding method of Practice E 29.

Alloy		Temper <sup>B</sup>	Tensile Strength, min, MPa <sup>C</sup>	Yield Strength (0.2 % offset), min, MPa <sup>C</sup>	Elongation in 5× diameter, min %	Typical Brinell Hardness, <sup>D</sup> 500 kgf, 10 mm
ANSI <sup>E</sup>	UNS					
201.0	A02010	T7	415	345	3.0	...
204.0	A02040	T4	310	195	6.0	...
208.0	A02080	F	130	85	1.5	55
222.0	A02220	O <sup>F</sup>	160	<sup>G</sup>	<sup>G</sup>	80
		T61	205	<sup>G</sup>	<sup>G</sup>	115
242.0	A02420	O <sup>F</sup>	160	<sup>G</sup>	<sup>G</sup>	70
		T61	220	140	<sup>G</sup>	105
A242.0	A12420	T75	200	<sup>G</sup>	1.0	75
295.0	A02950	T4	200	90	6.0	60
		T6	220	140	3.0	75
		T62	250	195	<sup>G</sup>	95
		T7	200	110	3.0	70
319.0	A03190	F	160	90	1.5	70
		T5	170	<sup>G</sup>	<sup>G</sup>	80
		T6	215	140	1.5	80
328.0	A03280	F	170	95	1.0	60
		T6	235	145	1.0	80
355.0	A03550	T6	220	140	2.0	80
		T51	170	125	<sup>G</sup>	65
		T71	205	150	<sup>G</sup>	75
C355.0	A33550	T6	250	170	2.5	...
356.0	A03560	F	130	65	2.0	55
		T6	205	140	3.0	70
		T7	215	<sup>G</sup>	<sup>G</sup>	75
		T51	160	110	<sup>G</sup>	60
		T71	170	125	3.0	60
A356.0	A13560	T6	235	165	3.5	80
		T61	245	180	1.0	...
443.0	A04430	F	115	50	3.0	40
B443.0	A24430	F	115	40	3.0	40
512.0	A05120	F	115	70	...	50
514.0	A05140	F	150	60	6.0	50
520.0	A05200	T4	290	150	12.0	75
535.0	A05350	F	240	125	9.0	70
705.0	A07050	T5	205	115 <sup>H</sup>	5.0	65
707.0	A07070	T7	255	205 <sup>H</sup>	1.0	80
710.0 <sup>I</sup>	A07100	T5	220	140	2.0	75
712.0 <sup>I</sup>	A07120	T5	235	170 <sup>H</sup>	4.0	75
713.0	A07130	T5	220	150	3.0	75
771.0	A07710	T5	290	260	1.5	100
		T51	220	185	3.0	85
		T52	250	205	1.5	85
		T6	290	240	5.0	90
		T71	330	310	2.0	120
850.0	A08500	T5	110	<sup>G</sup>	5.0	45
851.0 <sup>I</sup>	A08510	T5	115	<sup>G</sup>	3.0	45
852.0 <sup>I</sup>	A08520	T5	165	125	<sup>G</sup>	60

<sup>A</sup> If agreed upon between the manufacturer and the purchaser, other mechanical properties may be obtained by other heat treatments such as annealing, aging, or stress relieving.

Fuente: ASTM B26 Standard Specification For Aluminum-Alloy Sand Castings

## Propiedades Químicas.

### B 26/B 26M – 03

**TABLE 1 Chemical Composition Limits**

NOTE 1—When single units are shown, these indicate the maximum amounts permitted.

NOTE 2—Analysis shall be made for the elements for which limits are shown in this table.

NOTE 3—The following applies to all specified limits in this table: For purposes of determining conformance to these limits, an observed value or a calculated value obtained from analysis shall be rounded to the nearest unit in the last right-hand place of figures used in expressing the specified limit in accordance with the rounding method of Practice E 29.

Alloy		Aluminum	Composition, (Values in Weight Percent)										Others	
ANSI	UNS		Silicon	Iron	Copper	Man- ganese	Magne- sium	Chromium	Nickel	Zinc	Tin	Titanium	Each	Total
201.0	A02010	remainder	0.10	0.15	4.0–5.2	0.20–0.50	0.15–0.55	...	...	...	...	0.15–0.35	0.05 <sup>A</sup>	0.10
204.0	A02040	remainder	0.20	0.35	4.2–5.0	0.10	0.15–0.35	...	0.05	0.10	0.05	0.15–0.30	0.05	0.15
242.0	A02420	remainder	0.7	1.0	3.7–4.5	0.35	1.2–1.8	0.25	1.7–2.3	0.35	...	0.25	0.05	0.15
A242.0	A12420	remainder	0.6	0.8	3.7–4.5	0.10	1.2–1.7	0.15–0.25	1.8–2.3	0.10	...	0.07–0.20	0.05	0.15
295.0	A02950	remainder	0.7–1.5	1.0	4.0–5.0	0.35	0.05	...	...	0.35	...	0.25	0.05	0.15
319.0	A03190	remainder	5.5–8.5	1.0	3.0–4.0	0.50	0.10	...	0.35	1.0	...	0.25	...	0.50
328.0	A03280	remainder	7.5–8.5	1.0	1.0–2.0	0.20–0.6	0.20–0.6	0.35	0.25	1.5	...	0.25	...	0.50
355.0	A03550	remainder	4.5–5.5	0.6 <sup>A</sup>	1.0–1.5	0.50 <sup>A</sup>	0.40–0.6	0.25	...	0.35	...	0.25	0.05	0.15
C355.0	A33550	remainder	4.5–5.5	0.20	1.0–1.5	0.10	0.40–0.6	...	...	0.10	...	0.20	0.05	0.15
356.0	A03560	remainder	6.5–7.5	0.6 <sup>B</sup>	0.25	0.35 <sup>B</sup>	0.20–0.45	...	...	0.35	...	0.25	0.05	0.15
A356.0	A13560	remainder	6.5–7.5	0.20	0.20	0.10	0.25–0.45	...	...	0.10	...	0.20	0.05	0.15
443.0	A04430	remainder	4.5–6.0	0.8	0.6	0.50	0.05	0.25	...	0.50	...	0.25	...	0.35
B443.0	A24430	remainder	4.5–6.0	0.8	0.15	0.35	0.05	...	...	0.35	...	0.25	0.05	0.15
512.0	A05120	remainder	1.4–2.2	0.6	0.35	0.8	3.5–4.5	0.25	...	0.35	...	0.25	0.05	0.15
514.0	A05140	remainder	0.35	0.50	0.15	0.35	3.5–4.5	...	...	0.15	...	0.25	0.05	0.15
520.0	A05200	remainder	0.25	0.30	0.25	0.15	9.5–10.6	...	...	0.15	...	0.25	0.05	0.15
535.0	A05350	remainder	0.15	0.15	0.05	0.10–0.25	6.2–7.5	...	...	...	...	0.10–0.25	0.05 <sup>C</sup>	0.15
705.0	A07050	remainder	0.20	0.8	0.20	0.40–0.6	1.4–1.8	0.20–0.40	...	2.7–3.3	...	0.25	0.05	0.15
707.0	A07070	remainder	0.20	0.8	0.20	0.40–0.6	1.8–2.4	0.20–0.40	...	4.0–4.5	...	0.25	0.05	0.15
710.0 <sup>D</sup>	A07100	remainder	0.15	0.50	0.35–0.65	0.05	0.6–0.8	...	...	6.0–7.0	...	0.25	0.05	0.15
712.0 <sup>D</sup>	A07120	remainder	0.30	0.50	0.25	0.10	0.50–0.65	0.40–0.6	...	5.0–6.5	...	0.15–0.25	0.05	0.20
713.0	A07130	remainder	0.25	1.1	0.40–1.0	0.6	0.20–0.50	0.35	0.15	7.0–8.0	...	0.25	0.10	0.25
771.0	A07710	remainder	0.15	0.15	0.10	0.10	0.8–1.0	0.06–0.20	...	6.5–7.5	...	0.10–0.20	0.05	0.15
850.0	A08500	remainder	0.7	0.7	0.7–1.3	0.10	0.10	...	0.7–1.3	...	5.5–7.0	0.20	...	0.30
851.0 <sup>D</sup>	A08510	remainder	2.0–3.0	0.7	0.7–1.3	0.10	0.10	...	0.30–0.7	...	5.5–7.0	0.20	...	0.30
852.0 <sup>D</sup>	A08520	remainder	0.40	0.7	1.7–2.3	0.10	0.6–0.9	...	0.9–1.5	...	5.5–7.0	0.20	...	0.30

<sup>A</sup> Contains silver 0.40–1.0 %.

<sup>B</sup> If iron exceeds 0.45 %, manganese content shall not be less than one half of the iron content.

<sup>C</sup> Contains beryllium 0.003–0.007 %, boron 0.005 % max.

<sup>D</sup> 710.0 formerly A712.0, 712.0 formerly D712.0, 851.0 formerly A850.0, 852.0 formerly B850.0.

Fuente: ASTM B26 Standard Specification For Aluminum-Alloy Sand Castings

## Anexo B. Resultados análisis químico fundición de aluminio.

**LABORATORIO DE MATERIALES**  
Departamento de Ingeniería  
Sección Ingeniería Mecánica



**PONTIFICIA  
UNIVERSIDAD  
CATÓLICA  
DEL PERÚ**

CON SISTEMA DE ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD SEGÚN NTP ISO/IEC 17025

MAT-MAY-0433/2021

### ANÁLISIS QUÍMICO

MAT-Lab-4.04 Rev.6

#### INFORME DE LABORATORIO

Número Total de Páginas: 01

**SOLICITADO POR** : UNIVERISDAD DE PIURA  
**DIRECCIÓN** : Av. Ramón Múgica 131. Urb. San Eduardo. Piura.  
**REALIZADO POR** : Laboratorio de Materiales – Analista 05.  
**MÉTODO** : Espectrometría de emisión.  
**MUESTRA** : Muestra de fundición de aluminio.  
**FECHA DE EMISIÓN** : 2021.06.03

#### RESULTADOS:

Elemento	Contenido (%)
Si	2,38
Fe	0,71
Cu	0,52
Mn	0,08
Mg	0,16
Ni	0,03
Zn	1,31
Pb	0,04
Sn	0,01
Otros	0,06
Al	Resto

Fecha de ejecución: 2021.05.27

Norma de ensayo: ASTM E1251 – 17a

#### OBSERVACIONES:

- La muestra analizada fue extraída de la muestra proporcionada por el solicitante.
- De acuerdo a la composición química de la **muestra** y teniendo como referencia el **ASM SPECIALTY HANDBOOK - Aluminium**, el material analizado es **compatible** con una aleación **aluminio – silicio – zinc**.

Los resultados presentados son válidos únicamente para las muestras ensayadas.

Prohibida la reproducción total o parcial de este informe sin la autorización escrita del Laboratorio de Materiales.  
Los resultados no pueden ser utilizados como una certificación de conformidad con normas de producto o como certificado del sistema de calidad de la entidad que lo produce.

1 de 1

Prohibida la reproducción total o parcial de este informe sin la autorización escrita del Laboratorio de Materiales – PUCP

Av. Universitaria 1801 – San Miguel.  
Lima – Perú  
<http://www.pucp.edu.pe>

Apartado Postal  
N° 1761 Lima 100 – Perú  
[labmat@pucp.edu.pe](mailto:labmat@pucp.edu.pe)

Teléfono  
(511) 626 - 2000  
Anexo: 4842

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ  
Sección Ingeniería Mecánica

Dr. Ing. John Gutiérrez U. C.P. 229739  
Jefe del Laboratorio de Materiales

Fuente: Informe de análisis de composición química de fundición de aluminio 65% perfil/35% culata.