

Universidad Católica de Santa María
Facultad de Ciencias e Ingenierías Físicas y Formales
Escuela Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y
Mecatrónica



**DISEÑO ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO [VANT]
MODELO OCTOCÓPTERO DE CARGA DE HASTA 22 KG y 150 KM DE
AUTONOMÍA PARA TAREAS DE TRANSPORTE DE REPUESTOS CRÍTICOS
PARA LA FLOTA DE CARGUÍO DE UNIDADES MINERAS.**

Tesis presentada por el Bachiller:

Ballón Roncalla, Diego José.

Para optar por el Título Profesional de:

Ingeniero Mecánico.

Asesor:

Ing. Mestas Ramos, Sergio Orlando.

Arequipa- Perú

2020

DICTAMEN APROBATORIO

UCSCM-ERP

UNIVERSIDAD CATÓLICA DE SANTA MARÍA

INGENIERIA MECANICA, MECANICA-ELECTRICA Y MECATRONICA

DICTAMEN APROBACIÓN DE BORRADOR DE TESIS

Arequipa, 09 de Septiembre del 2020

Dictamen: 001165-C-EPIMMEM-2020

Visto el borrador de tesis del expediente 001165, presentado por:

2009220401 - BALLON RONCALLA DIEGO JOSE

Titulado:

DISEÑO ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO [VANT] MODELO OCTOCÓPTERO DE CARGA DE HASTA 22KG Y 150 KM DE AUTONOMÍA PARA TAREAS DE TRANSPORTE DE REPUESTOS CRÍTICOS PARA LA FLOTA DE CARGUÍO DE UNIDADES MINERAS

Nuestro dictamen es:

APROBADO

**1634 - ALCAZAR ROJAS HERMAN ENRIQUE
DICTAMINADOR**

**1893 - CASTRO VALDIVIA JORGE LUIS
DICTAMINADOR**



Dedicatoria

Para ti Madre, por acompañarme en todas esas innumerables noches de desvelo, a ti Padre por tus sabios consejos e incontables enseñanzas, a mis hermanos Hugo y Lorena por ser los grandes ejemplos que aspiro a seguir a diario, a ti esposa mía por tu incondicional apoyo hacia mis metas, y a ti hijo por ser mi motivación diaria.

Diego



RESUMEN

El presente proyecto, se desarrolla de acuerdo a los análisis de conservación de energía y principios de inercia para el requerimiento de potencia de elevación, vuelo de avance, vuelo fijo y vuelo descendente de un VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado), para luego diseñar un sistema estructural de acuerdo al peso máximo de carga de 22 kilogramos con el propósito de transportar repuestos clasificados como ítems críticos para la flota de carguío de mineral de unidades mineras de Antapaccay (Espinar) y Las Bambas (Chalhuahuacho), cuyas ubicaciones se tienen a 150 y 73 km de distancia. El sistema de vigas estructurales para soportar el peso del VANT, considerando los elementos principales y el peso de la misma estructura, contempla el diseño de cargas por cortante y flexión, así como los factores de seguridad recomendados por la *Federal Aviation Regulation (FAR)* y Agencia Europea de Seguridad Aérea (AESA), así también como parte de la estructura principal, se analiza un tren de aterrizaje para soportar la fuerza total de descenso del vehículo con carga máxima. Dicho sistema estructural, permitirá la atención de repuestos en un corto plazo de tiempo, evitando así una parada extendida por parte de una falla imprevista de la flota de carguío para ambas unidades mineras. Dicho análisis estructural será validado por medio del método de elementos finitos a través la plataforma de simulación de esfuerzos del programa Autodesk Inventor. Finalmente, el proyecto evalúa los parámetros financieros de VAN y TIR para determinar la viabilidad económica en base a un número de viajes determinado.

Palabras clave.

Estructura, Conservación de la Energía, Análisis por Elementos Finitos, VANT

ABSTRACT

This project is developed according to the energy conservation analysis and inertia principles for the lifting power requirement, forward flight, fixed flight and descending flight of an UAV (Unmanned Aerial Vehicle), to then design a structural system according to the maximum load weight of 22 kilograms for the purpose of transporting spare parts classified as critical items for the mineral loading fleet of mining units located in Antapaccay (Espinar) and Las Bambas (Chalhuahuacho), whose locations are 150 and 73 kilometers away. The structural beam system to support the weight of UAV, considering the main elements and the weight of the structure itself, contemplates the design of loads for shear and bending, as well as the safety factors recommended by the Federal Aviation Regulation (FAR) and European Aviation Safety Agency (EASA), as well as part of the main structure, a landing gear is analyzed to support the total descent force of the vehicle with maximum load. The structural system will allow the attention of spare parts in a short period of time, thus avoiding an extended stop due to an unforeseen failure of the loading fleet for both mining units. The structural analysis will be validated through the finite element method through the stress simulation platform of the Autodesk Inventor program. Finally, the project evaluates the financial parameters of NPV and IRR to determine economic viability based on a determined number of trips.

Keywords.

Structure, Energy Conservation, Finite Element Analysis, UAV

INTRODUCCIÓN

Una de las principales ventajas que ofrece el campo de los VANT (Vehículos Aéreos No Tripulados), es la de poder llegar a zonas de difícil acceso o mediante otro tipo de transporte (Lozano, Gutiérrez 2016), esta ventaja junto con su capacidad de reducir los tiempos de traslado, nos conlleva a la aplicación de traslado de repuestos críticos para la atención de fallas de funcionamiento de equipos de carguío en unidades mineras, ya que en caso de un evento imprevisto, los repuestos necesarios para la solución de la falla, demandarían entre 8 a 10 horas de traslado desde el punto más cercano de recepción aérea, en este caso Cusco, para la atención a las unidades mineras de Las Bambas (Chalhuahuacho, Apurímac) y Antapaccay (Espinar, Cusco), considerando la ventaja antes mencionada sobre los tiempos de traslado reducidos, podríamos llegar a las unidades en una hora para el caso de Las Bambas y dos horas para Antapaccay, logrando así que la producción de ambas unidades, no tengan largos periodos de corte por falta de extracción de los equipos, así como la eliminación de factores externos como huelgas por contingencias de comunidades aledañas a las unidades mineras o ya sea algún posible derrumbe que trunque el paso frente a un traslado terrestre. Esto en conjunto con un sistema de GPS instalado para operación autónoma, pueden obedecer una serie de comandos para poder desplegar, avanzar y aterrizar con el fin de dejar la carga en el punto de atención y volver a su punto original, todos los movimientos son acompañados de un sistema integral de funcionamiento en base a controladores de vuelo y sensores para ejecutar la tarea de traslado. (Remondino, 2011).

El objetivo principal de la tesis, es el de diseñar el sistema estructural para un VANT con el fin de transportar repuestos críticos de equipos de carguío de un peso máximo de hasta 22kg y una autonomía de hasta 150km para la atención de fallas imprevistas de flota de carguío asignadas a las unidades mineras de Las Bambas y Antapaccay, repercutiendo en la producción de los demás equipos que forman parte de la cadena de movimiento de mineral a la chancadora primaria.

En el Capítulo 1 se describe el problema general a detalle, la hipótesis, el objetivo general y específicos, así como el alcance y justificación del diseño estructural propuesto para el VANT. Seguido en el Capítulo 2, se detallan los conceptos teóricos de los tipos de VANT actuales, y sus posibles configuraciones de vuelo, junto con las aplicaciones que se han venido desarrollando en los sectores industriales, seguridad y militar, siendo un enfoque clave el acercamiento a las posibles alternativas de solución ante la falla imprevista de uno de los

equipos de carguío, siendo una de ellas el transporte terrestre que muchas veces se ve afectado por factores externos y una segunda alternativa la de mantener repuestos es stock sin embargo se identifican altos costos de almacenamiento, depreciación y financieros que imposibilitan la opción, seguidamente se detallan y describen los elementos principales y materiales asignados al VANT.

En el Capítulo 3, se realiza el análisis mecánico del cálculo de potencia necesaria para que el VANT ejecute los cuatro tipos de vuelo propuestos: Vuelo estático, vuelo ascendente, vuelo de avance y vuelo descendente, dicha potencia total se desarrolla a través de las fuerzas de empuje producto del flujo másico de aire en una densidad calculada a una altura de 5000 sobre el nivel del mar, dicho análisis se hace a través de volúmenes de control desarrollados a través de leyes de inercia y conservación de movimiento, donde finalmente se seleccionan los componentes que tendrá el VANT contemplando las condiciones de carga de 22kg y 150km de autonomía.

En el Capítulo 4, una vez seleccionados los elementos que componen al VANT, se identifica un peso máximo de 81kg netos considerando la carga de transporte de 22kg, aplicando los criterios de las normativas Americanas y Europeas FAR [*Federal Aviation Regulation*] y [European Aviation Safety Agency] se determinan las cargas máximas de acuerdo a las fuerzas de empuje de cada motor *brushless* para la elevación y movimiento del vehículo, posterior se procede a diseñar los perfiles de acuerdo a una estructura H considerando que es la menor carga a la flexión dará producto de sus menores longitudes, el diseño estructural es distribuido en 2 etapas, la primera contemplando la estructura principal superior y una segunda etapa en el diseño del tren de aterrizaje, para el análisis se desarrollaron los criterios esfuerzo cortante y flector.

En el Capítulo 5, los factores de seguridad calculados teóricamente mediante los diseños por cortante y flector calculados en las vigas de la estructura principal y tren de aterrizaje son comparados contra un análisis mediante el método de elementos finitos, definiendo previamente los conceptos de malla, nodo y selección del material a analizar los dos tipos de estructuras, Aluminio 7075 y Fibra de Carbono Tenax-J UMS45, siendo los cálculos desarrollados teóricamente muy parecidos a los obtenidos mediante el cálculo computacional, a través de estos valores se procede a recalcular el peso total del VANT, para verificar las cargas aplicadas.

En el Capítulo 6, se desarrolla el análisis económico del VANT, identificando sus costos de fabricación en materiales, costos de labor por diseño ingenieril, así también se plantean costos operativos para la ejecución de los viajes hacia las dos unidades mineras, de igual

manera se mapea en base a una encuesta realizada a 55 personas de diferentes áreas de requerimientos de emergencia para repuestos, identificando la cantidad de emergencias promedio y un valor venta estimado por servicio, por lo que finalmente se detallan posibles escenarios de acuerdo a viajes mensuales, para determinar el punto de equilibrio, seguidamente se determina los indicadores clave como VAN, TIR y ROE. Finalmente y cerrando la tesis se presentan las conclusiones y recomendaciones del proyecto integral.



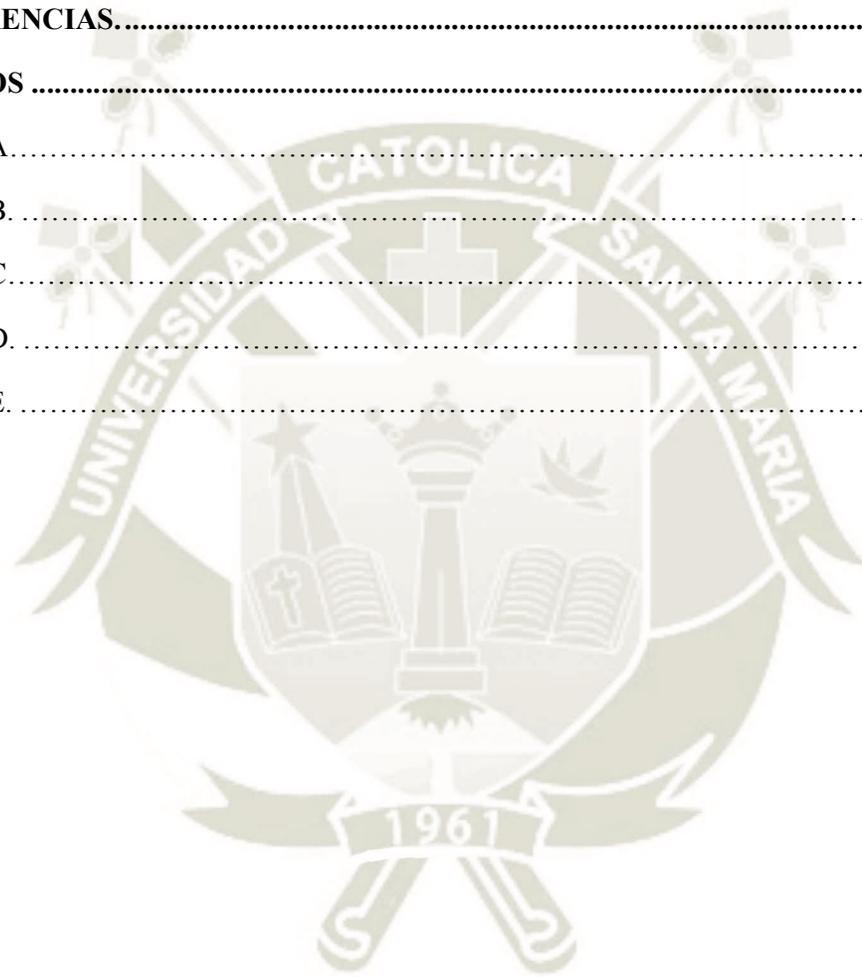
INDICE

DICTAMEN APROBATORIO	ii
DEDICATORIA	iii
RESUMEN	iv
ABSTRACT	v
INTRODUCCIÓN	vi
INDICE	ix
LISTA DE FIGURAS	xiii
LISTA DE TABLAS	xvii
CAPITULO I	1
1. GENERALIDADES	1
1.1. Descripción del Problema.....	2
1.2. Hipótesis.....	2
1.3. Objetivos.....	3
1.3.1. Objetivo General.....	3
1.3.2. Objetivos Específicos.....	3
1.4. Alcances.....	3
1.5. Justificación.....	4
CAPÍTULO II	5
2. MARCO TEÓRICO	5
2.1. Antecedentes.....	6
2.2. VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado).....	8
2.2.1. VANT de Ala Fija.....	8
2.2.2. VANT de Ala Rotatoria.....	9
2.3. Aplicaciones de los VANT (Vehículos Aéreos No Tripulados).....	10
2.3.1. Selección de Modelo de Multirotor.....	10

2.4.	Aplicación de VANT Octocóptero carga de 22kg con autonomía de distancias de 150km.	15
	2.4.1. Posibles alternativas de solución.	15
2.5.	Factores Político Legales.	19
2.6.	Movimientos Principales VANT.	20
	2.6.1. Movimiento Roll.	20
	2.6.2. Movimiento Yaw.	20
	2.6.3. Movimiento Pitch.	20
2.7.	Componentes Principales del VANT.	21
	2.7.1. Baterías de Polímero de Litio.	21
	2.7.2. Unidad de Generación a Gasolina.	21
	2.7.3. Motores Eléctricos Brushless.	22
	2.7.4. Material para Estructura Principal.	23
	2.7.5. Material para Sistema de Aterrizaje.	24
	2.7.6. Sistema de Comunicación.	24
	2.7.7. Conversor de Corriente.	24
	2.7.8. Transformador de Voltaje.	25
	2.7.9. Sensores.	25
	2.7.10. GPS.	25
	2.7.11. Controladores de Vuelo.	26
	2.7.12. Placas de Distribución de Energía.	27
2.8.	Equipo de Carguío.	27
CAPÍTULO III.		30
3.	ANÁLISIS MECÁNICO.	30
	3.1. Análisis de potencia requerida del VANT.	31
	3.2. Cálculo de Potencia.	35
	3.2.1. Potencia para Vuelo Estático.	35

3.2.2.	Potencia para Vuelo Ascendente.	41
3.2.3.	Potencia en Vuelo Descendente.	47
3.2.4.	Potencia en Vuelo de Avance.....	49
3.2.5.	Potencia por resistencia al viento.	51
3.2.6.	Potencia Final.	54
CAPÍTULO IV		59
4.	DISEÑO ESTRUCTURAL	59
4.1.	Modelado.	60
4.2.	Diagramas de Esfuerzo Cortante y Momento Flector.	61
4.3.	Diseño por Esfuerzo Cortante Máximo.	64
4.4.	Diseño por Momento Flector.	68
4.5.	Cálculo matricial de estructuras para Tren de aterrizaje.	75
4.5.1.	Dimensionamiento de Tren de Aterrizaje.	76
4.5.2.	Estructura de perfil NACA.	90
4.5.3.	Análisis Dinámico del VANT.	90
4.5.4.	Elementos de Sujeción.	92
CAPÍTULO V		95
5.	VALIDACIÓN POR ELEMENTOS FINITOS.....	95
5.1.	Concepto teórico.....	96
5.2.	Estructura Principal.	96
5.3.	Estructura de Tren de Aterrizaje.	104
CAPÍTULO VI.....		108
6.	ANÁLISIS ECONÓMICO	108
6.1.	Conceptos de evaluación.	109
6.2.	Desarrollo de costos de fabricación.	110
6.3.	Desarrollo de costos de labor para fabricación.	111

6.4.	Costos operativos.	112
6.5.	Análisis de Mercado.	112
6.6.	Estado de Resultados.	116
CONCLUSIONES.....		118
RECOMENDACIONES.....		120
REFERENCIAS.....		121
ANEXOS.....		126
Anexo A.....		127
Anexo B.....		128
Anexo C.....		129
Anexo D.....		130
Anexo E.....		131



LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1. UAV Predator RQ-1.	9
Figura 2.2. UAV Avartek Boxer Hybrid.	9
Figura 2.3. Arreglos de cuadricópteros.	11
Figura 2.4. Arreglos de hexacópteros.	12
Figura 2.5. Arreglos de Octocópteros.	13
Figura 2.6. Arreglos de Dodecahexacópteros.	14
Figura 2.7. Arreglos de Cuadricóptero QUAD H & Octocóptero Quad X8.	14
Figura 2.8. Ruta terrestre desde Cusco a Chalhuanhuacho, Apurímac.	16
Figura 2.9. Ruta terrestre desde Cusco a Espinar.	16
Figura 2.10. Clasificación de repuestos críticos por sistemas de Pala de Cables.	17
Figura 2.11. Clasificación de repuestos críticos por rangos de peso para Pala de Cables.	17
Figura 2.12. Pala de Cables 7495 sometida a condiciones de polvo.	18
Figura 2.13. Modelo Skyfront Perimeter 8 de largo alcance.	19
Figura 2.14. Ley 30740.	19
Figura 2.15. Movimiento de inclinación Roll Derecha e Izquierda.	20
Figura 2.16. Movimiento de rotación Yaw.	20
Figura 2.17. Movimiento de inclinación Pitch.	21
Figura 2.18. Batería LIPO de 30,000 mAh.	21
Figura 2.19. Sistema de Generación a Gasolina tipo Wankel de 35KW.	22
Figura 2.20. Motor Brushless.	22
Figura 2.21. Aluminio 7075.	23
Figura 2.22. Fibras Tenax-J UMS45.	24
Figura 2.23. Diagrama de funcionamiento de convertor de Corriente.	25
Figura 2.24. Plataforma de software Waypoint GPD.	26
Figura 2.25. Sistema de control de vuelo y localización satelital ALTI C2 Advanced.	26
Figura 2.26. Placa de Distribución de Energía.	27
Figura 2.27. Proceso de Extracción de Mineral.	27
Figura 2.28. Pala 4100XPC Komatsu.	28
Figura 2.29. Pala 7495 Caterpillar.	28
Figura 3.1. Volumen de control de cada hélice.	32
Figura 3.2. Secciones de paso de aire en cada hélice rotaria.	36

Figura 3.3. Hélices fibra de Carbón T-Motor de 26" de Diámetro y 14 kg de carga máxima. ...	39
Figura 3.4. Potencia Necesaria en función a la Altura de Vuelo.	40
Figura 3.5. Potencia necesaria en función a la fuerza de empuje de cada hélice.....	41
Figura 3.6. Volumen de control para movimiento ascendente del VANT.	42
Figura 3.7. Volumen de control para movimiento ascendente del VANT.	44
Figura 3.8. Velocidad inducida Axial Ascendente [m/s] en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].	45
Figura 3.9. Potencia en cada Motor [Watts] en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].	46
Figura 3.10. Escenarios de variación de velocidad inducida en función al vuelo axial descendente.....	48
Figura 3.11. Potencia en cada Motor [Watts] en función a la Velocidad de Descenso [m/s].	49
Figura 3.12. Potencia en cada Motor [Watts] en función a la Velocidad de Avance [m/s].	51
Figura 3.13. Avance, resistencia al viento y empuje de VANT durante operación.....	52
Figura 3.14. Velocidad del VANT en función al ángulo α	53
Figura 3.15. Motor Hacker Q80-7M V2.....	56
Figura 3.16. Grupo de generación eléctrica Modelo SP-180SR.....	58
Figura 4.1. VANT para traslado de repuestos de 22kg a distancias de 150km.	61
Figura 4.2. Diagrama de cargas en Viga de Frame	61
Figura 4.3. Diagrama de Esfuerzo Cortante en Viga de Frame.....	62
Figura 4.4. Diagrama de Momento Flector en Viga de Frame.....	62
Figura 4.5. Diagrama de cargas en Viga de Articulación de Motores Bruhsless.	62
Figura 4.6. Diagrama de Esfuerzo Cortante en Viga de Articulación de Motores Bruhsless. ...	63
Figura 4.7. Diagrama de Momento Flector en Viga de Articulación de Motores Brushless.	63
Figura 4.8. Estructura planteada de Viga de Frame (Izquierda) y Viga de Articulación de Motores Brushless (Derecha).....	65
Figura 4.9. Corte Transversal de Viga de Frame y Viga de Articulación de Motores Brushless.....	65
Figura 4.10. Curvas de Esfuerzo Cortante Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Frame Principal.....	67
Figura 4.11. Curvas de Esfuerzo Cortante Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Articulación de Motores Brushless.	68
Figura 4.12. Curvas de Momento Flector Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Frame Principal.....	69
Figura 4.13. Curvas de Momento Flector Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Articulación de Motores Brushless.	70

Figura 4.14. Vista superior de la estructura principal de soporte de VANT.	71
Figura 4.15. Vista general de la estructura principal de soporte de VANT.....	71
Figura 4.16. Diagrama de cargas en Viga de Soporte Central.....	71
Figura 4.17. Diagrama de Esfuerzo Cortante en Viga de Soporte Central.....	72
Figura 4.18. Diagrama de Momento Flector en Viga de Soporte Central.....	72
Figura 4.19. Diagrama Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Soporte Central.	73
Figura 4.20. Diagrama Esfuerzo Flector Máximo a Tensión para Viga de Soporte Central. Fuente: Propia.	75
Figura 4.21. Diagrama Esfuerzo Flector Máximo a compresión para Viga de Soporte Central a Frame.....	75
Figura 4.22. Diseño de Tren de Aterrizaje para VANT.	76
Figura 4.23. Dimensionamiento de carga en alto (mm) de repuestos críticos para VANT. Fuente: Propia.....	77
Figura 4.24. Dimensionamiento de carga en ancho (mm) de repuestos críticos para VANT. Fuente: Propia.....	77
Figura 4.25. Diseño de Tren de Aterrizaje para VANT.	78
Figura 4.26. Elemento de Viga curva.....	78
Figura 4.27. Primer Subproblema del principio de Superposición.....	79
Figura 4.28. Segundo Subproblema del principio de Superposición.....	79
Figura 4.29. Análisis de Arco estructural.....	81
Figura 4.30. Diagrama de cortante.....	83
Figura 4.31. Diagrama de Momento Flector para el arco curvado en función de la distancia x.	84
Figura 4.32. Diagrama de Cortante para el arco curvado en función de la distancia x.....	85
Figura 4.33. Tubos de soporte transversales al frame de VANT.....	87
Figura 4.34. Diagrama de esfuerzo cortante en tubos de soporte de tren de aterrizaje.....	88
Figura 4.35. Diagrama de momento flector en tubos de soporte de tren de aterrizaje.....	88
Figura 4.36. Vista general de la estructura principal de soporte acoplada a los elementos del VANT.....	90
Figura 5.1. Grados de Libertad del Elemento Finito a Analizar.....	97
Figura 5.2. Designación de material de análisis Aluminio 7075-T6.....	97
Figura 5.3. Asignación de malla de análisis y cargas de empuje de hélices.....	98
Figura 5.4. Vista de la deformación de la estructura principal por carga de empuje de hélices. Fuente: Propia.....	98

Figura 5.5. Resultado de Factor de Seguridad por carga de diseño por empuje de hélices de la estructura principal.....	99
Figura 5.6. Resultados de Factor de Seguridad por carga de momento flector en zona de concentración de esfuerzo de la estructura principal.	100
Figura 5.7. Cargas aplicadas a las vigas de estructura principal.....	100
Figura 5.8. Malla armadura asignada a las vigas de estructura principal.....	101
Figura 5.9. Resultado de Factor de Seguridad por carga de Momento flector en vigas de estructura principal.....	101
Figura 5.10. Resultados de Esfuerzo Flector Máximo por Carga de Momento asignada a las vigas de estructura principal.	102
Figura 5.11. Resultados de Factor de Seguridad por Carga de Momento flector asignada a las vigas de estructura principal.	102
Figura 5.12. Resultados de Esfuerzo Máximo por Carga de Momento flector asignada a las vigas de articulación de motores brushless.....	103
Figura 5.13. Resultados de Factor de Seguridad por Carga de Momento flector asignada a las vigas de articulación de motor brushless.....	103
Figura 5.14. Aplicación malla armadura para arco de fibra de carbono de tren de aterrizaje... ..	104
Figura 5.15. Resultados de Esfuerzo máximo para arco de fibra de carbono de tren de aterrizaje.	105
Figura 5.16. Resultados de Factor de Seguridad para arco de fibra de carbono de tren de aterrizaje.	105
Figura 5.17. Peso estructura Superior.....	106
Figura 5.18. Peso Tren de Aterrizaje	106
Figura 5.19. Peso Cubierta superior.	106
Figura 6.1. Cantidad de envíos por emergencia.....	113
Figura 6.2. Peso de repuestos de envíos por emergencia.	113
Figura 6.3. Costos de envío de repuestos por vía terrestre de envíos por emergencia.....	114
Figura 6.4. Factibilidad de envío de repuestos por vía aérea por emergencia.....	114
Figura 6.5. Valor para usuario final de envío de repuestos por emergencia.....	115
Figura 6.6. Valor de TCEAs para préstamos de activos fijos.....	115
Figura 6.7. Curva de Punto de Equilibrio.....	117

LISTA DE TABLAS

Tabla 2.1. Propiedades Mecánicas de Aluminio 7075-T6.	23
Tabla 3.1. Tabla de variación de la densidad del aire vs altura de vuelo de VANT.....	34
Tabla 3.2. Tabla de pesos aproximados de componentes para VANT.	34
Tabla 3.3. Tabla de Potencia vs Altura de vuelo del VANT.	40
Tabla 3.4. Potencia vs fuerza de empuje de cada hélice.	41
Tabla 3.5. Tabla de Velocidad inducida Axial Ascendente [m/s] en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].	46
Tabla 3.6. Tabla de Potencia Requerida en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].....	47
Tabla 3.7. Tabla de Potencia Requerida en función a la Velocidad de Descenso [m/s].....	49
Tabla 3.8. Tabla de Potencia Requerida en función a la Velocidad de Avance [m/s].....	51
Tabla 3.9. Velocidad del VANT en función al ángulo α	53
Tabla 3.10. Factor de Servicio para Potencia de Motores.....	54
Tabla 3.11. Tabla de Tiempos de Vuelo en minutos.	55
Tabla 4.1. Tabla de Inercias en base a los espesores del perfil.	65
Tabla 4.2. Tabla de Momentos de Primer Orden en base a los espesores del perfil.....	66
Tabla 4.3. Tabla de Esfuerzos Permisibles para Aluminio.	66
Tabla 4.4. Tabla de Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Frame Principal.....	67
Tabla 4.5. Tabla de Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Articulación de Motores Brushless.	68
Tabla 4.6. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para Viga de Frame Principal.....	69
Tabla 4.7. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para Viga de Articulación de Motores Brushless	70
Tabla 4.8. Tabla de Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Soporte Central.	73
Tabla 4.9. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para Viga de Soporte Central.	74
Tabla 4.10. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para estructura curva.	84
Tabla 4.11. Tabla de Esfuerzo Cortante para estructura curva.....	84
Tabla 4.12. Longitudes transversales de componentes internos.....	87
Tabla 4.13. Diámetros para calibre de 1mm de tubos de fibra de carbono.	89
Tabla 4.14. Esfuerzo córtate máximo.	89
Tabla 4.15. Momento Flector Máximo	90
Tabla 4.16. Tabla de tamaños de tornillo A307.....	93
Tabla 5.1. Pesos Finales Estructura.	107

Tabla 5.2. Pesos Finales para el VANT.	107
Tabla 6.1. Costos de componentes, estructura y componentes de fabricación.....	111
Tabla 6.2. Costos de labor asociados al diseño ingenieril.....	111
Tabla 6.3. Costos de servicios mensuales.	112
Tabla 6.4. Costos operativos.....	112
Tabla 6.5. Estado de Resultados bajo escenarios de posibles viajes.	116
Tabla 6.6. VAN & TIR bajo escenarios de posibles viajes.....	117





CAPITULO I

1. GENERALIDADES

1.1.Descripción del Problema.

Considerando que las palas eléctricas son catalogados como equipos críticos dentro del proceso de extracción de material, básicamente debido a que la falla imprevista de una de ellas, genera un impacto considerable tanto para la producción de la unidad minera, como para el plan de minado y proyectos de perforación para voladura. Dichos eventos de inoperatividad en la flota, se dan a través de fallas imprevistas de repuestos en su mayoría eléctricos que no presentan aviso ante una posible falla, así también su falla no puede ser solucionada a través de un repuesto alternativo ni mediante una solución temporal, por lo que la solución es la de transportar el repuesto en el menor tiempo posible, actualmente la solución ante una de estas fallas, es la enviar vía vuelo aéreo el repuesto desde la locación del fabricante (USA, México, Singapur, Brasil) hasta Lima, conexión a Cusco para luego enviar vía terrestre a cada una de las unidades mineras, siendo el tiempo de atención crítico desde Cusco a cada una de las unidades mineras: 8 horas para atención a Espinar (Antapaccay) y 10 horas para atención a Chalhuanahuacho (Las Bambas), sin embargo el trayecto está comprometido por factores externos como contingencias por huelgas de comunidades aledañas, controles de velocidad estrictos, derrumbes y deslizamientos que finalmente alargan el proceso de atención. Por lo que el tiempo de pérdida de carguío de material volado de acuerdo a los costos por lucro cesante asciende a varias decenas de miles de dólares.

El propósito del diseño hace referencia a la ingeniería estructural, asociado al modelado del VANT cuyo planteamiento es que el vehículo atienda de una forma rápida y eficiente los repuestos críticos para solucionar las fallas asociadas a los sistemas de cada pala, llegando al punto exacto del equipo donde se requiere el repuesto, con tiempos de atención de una hora para Las Bambas y 2 horas de viaje para Antapaccay, reduciendo así el tiempo de parada del equipo recuperando rápidamente los niveles de producción y plan de minado.

1.2.Hipótesis.

Mediante el diseño estructural del VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado) se logrará un envío más rápido y eficiente de repuestos críticos asociado a la flota de carguío de mineral, evitando así un tiempo de inoperatividad prolongado. Para determinar las cargas aplicadas sobre la estructura del VANT, es necesario se realice un cálculo de la potencia necesaria para cumplir con los vuelos de ascenso, avance, estático y descendente del VANT, para luego validar el diseño estructural propuesto capaz de soportar las cargas asociadas mediante un análisis de elementos finitos.

1.3.Objetivos.

El proyecto promete conseguir los siguientes objetivos:

1.3.1. Objetivo General.

Diseñar el sistema estructural para un VANT (Vehículos Aéreo No Tripulado) con el fin de transportar repuestos críticos de equipos de carguío con una capacidad de hasta 22kg con una autonomía de hasta 150km para la atención de la flota de carguío de unidades mineras de Las Bambas y Antapaccay.

1.3.2. Objetivos Específicos.

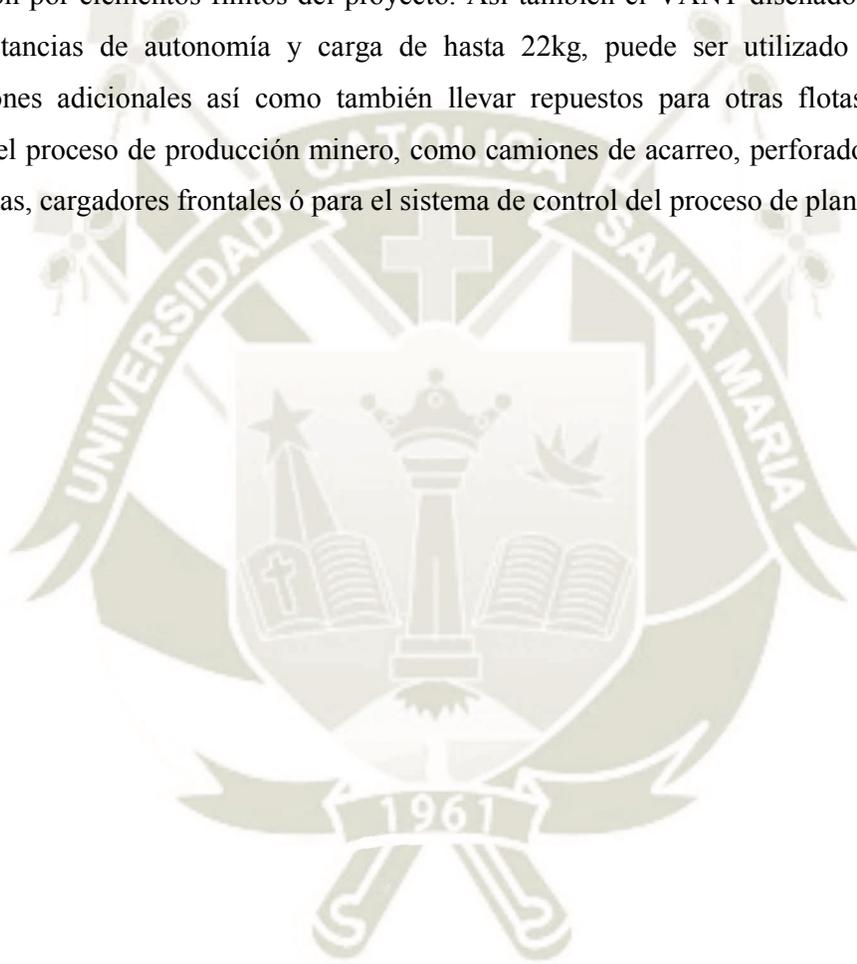
- Identificación de repuestos críticos asociados a las flota de carguío, considerando palas eléctricas de cables para las unidades mineras de Las Bambas y Antapaccay.
- Selección de accesorios necesarios para la aplicación de carga (22 Kg) y distancia (150 km) a modo de identificar las cargas que se aplicaran a la estructura principal del VANT octocóptero.
- Identificar el material idóneo para el diseño de la estructura del VANT.
- Diseño y selección estructural para las funciones operativas de traslado de repuestos del VANT.
- Corroborar los factores de seguridad concluidos del análisis teórico por ley de conservación de la energía y principio de cantidad de movimiento a través de una simulación por elementos finitos del Software Autodesk Inventor.
- Realizar un análisis económico de la viabilidad del proyecto bajo viajes tentativos mensuales de atención de repuestos a las dos unidades mineras.

1.4.Alcances.

El proyecto contempla el diseño estructural y mecánico de un VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado) para la atención de repuestos críticos de una carga máxima de 22kg con una autonomía de 150 km para las unidades mineras de Las Bambas y Antapaccay. Por lo tanto, el proyecto comprende diseño, selección de elementos principales del VANT, interpretación de resultados, comprobación de esfuerzos máximos y coeficientes de seguridad mediante elementos finitos, así como la evaluación económica del proyecto.

1.5. Justificación.

Para una respuesta rápida para la atención de repuestos críticos para la flota de carguío, es necesario se evalúe el mecanismo de transporte de carga por el VANT planteado a modo de efectuar una entrega rápida para la operatividad del equipo. Por esta razón se procede a realizar el cálculo de potencia necesaria para la elevación, avance, vuelo estático y descendente, que finalmente nos darán las cargas necesarias para el diseño de estructura y validación por elementos finitos del proyecto. Así también el VANT diseñado debido a sus altas distancias de autonomía y carga de hasta 22kg, puede ser utilizado en múltiples aplicaciones adicionales así como también llevar repuestos para otras flotas importantes dentro del proceso de producción minero, como camiones de acarreo, perforadoras, tractores de cadenas, cargadores frontales ó para el sistema de control del proceso de planta.





CAPÍTULO II

2.MARCO TEÓRICO

2.1. Antecedentes.

En base a lo expuesto por el Ministerio de Energía y Minas del Perú en el 2019, la minería representa el 10% del PBI y un 61% de las exportaciones del Perú, generando puestos de trabajo y contribución al fisco nacional. Haciendo un énfasis a los niveles de producción alcanzados por las dos unidades mineras a las cuales se dará el servicio de atención de repuestos críticos, Las Bambas presenta un nivel de producción al segundo trimestre del 2020 con 77,027 toneladas de Cobre y 60,114 toneladas de Zinc al 30 de Junio 2020, mientras que Antapaccay cerró el 2019 en 205,414 toneladas, considerando un promedio por trimestre 51,250 toneladas, a acuerdo a los reportes de producción de ambas unidades. Considerando la situación actual por la pandemia de Covid 19, la mayoría de las unidades mineras a tenido un gran impacto en sus niveles de producción, ya que no pueden movilizar al personal destinado a cumplir actividades de mantenimiento y operación.

Macroconsult (2020) ha proyectado una caída en el PBI del sector entre 8 y 8.77%, ante esta crisis el papel protagonista lo tiene la minería, por lo que juega una variable crucial para la activación económica, ante esto, es necesario que cada unidad minera desarrolle un alto nivel de desempeño de sus equipos para poder recuperar la caída de producción, por lo que necesita planes y acciones rápidas frente a correctivos o fallas de su flota de carguío, acarreo o perforación que pongan en riesgo sus objetivos de producción. Es aquí donde la operación del VANT de carga propuesto en este proyecto cumple esta necesidad, al poder movilizar los repuestos para solucionar las fallas de una manera rápida y segura, el diseño de carga se realizó en base a un análisis de repuestos críticos que cumplen una función vital en el desempeño del equipo de carguío, que por medio de varios factores, pueden llegar a fallar provocando la inoperatividad de la pala concluyendo en una disminución en la productividad de la unidad minera.

De acuerdo al último estudio realizado en el 2018 por MarketsandMarkets, el mercado de transporte de mercadería por vehículos aéreos no tripulados tiene una proyección de 11,200 millones para el 2022, debido básicamente a su gran practicidad para movilizar productos de diversas escalas y categorías, como de uso médico, industrial, alimentos, etc. Para este desarrollo empresas de gran escala están desarrollando a través de las áreas de investigación y desarrollo, aplicando adicionalmente tecnologías de evasión de impactos contra posibles objetos dentro de la ciudad como postes o líneas de conexión eléctricas, así como sistemas de navegación precisos para realizar los despachos, para esto es importante mapear las regulaciones de tráfico aéreo para cada país, ya que depende de eso las posibles aplicaciones que se puedan ejecutar. Hablando específicamente en el uso de los vehículos aéreos no

tripulados en el sector logístico y de *supply chain management*, se pueden tener aplicaciones de vigilancia de mercadería, tanto para seguimiento en tiempo real de caravanas de transporte, como por ejemplo en flotas de camiones de despacho de mineral, con el fin de supervisar el trayecto e identificar posibles detenciones y movimientos diferentes a la ruta de envío, así también una aplicación importante es la de transporte en zonas internas de planta, llevando piezas o repuestos puntuales, desde almacén a cada uno de los equipos que se tengan en la sección de producción, esto es aplicable para industrias de grandes espacios, con el propósito de ahorrar tiempos de movilización. Para esto se tienen ejemplos desarrollados:

- Zookal, se trata de una startup editorial australiana que utiliza una flota de vehículos aéreos no tripulados para entregar libros a los clientes, para este uso se revisaron las normativas aplicadas por Australia's Civil Aviation Safety Authority (CASA).
- Google, para el caso del gigante tecnológico, se presenta el proyecto Wing de uso de vehículos aéreos no tripulados para la entrega de productos en zonas de difícil acceso, como una etapa inicial se entregan burritos a estudiantes de la Universidad Estatal de Virginia en Estados Unidos.
- Amazon, presente un proyecto de entrega mediante octocópteros en modelo rotativo para poder asegurar los *delivery* con una capacidad de 2.5 kg, el proyecto se denomina Amazon Prime Air, para esto se trabaja de la mano con la legislación y políticas de acceso a las zonas de entrega.
- Facebook, la red social, plantea el uso de vehículos no tripulados, con el objetivo de ser utilizados como repetidores de señal de internet enviada a través de satélites, para zonas de difícil acceso, el proyecto está siendo liderado por el prototipo Aquila.
- DHL, el operador logístico, presenta un proyecto para entrega de productos en zonas de pocos habitantes con difícil acceso.

Por lo que se pueden observar diferentes escenarios para la aplicación de los vehículos aéreos no tripulado en la industria logística, donde sus principales ventajas son la rapidez frente a otro tipo de transporte actuales, debido al menor flujo de tráfico aéreo, así como el ahorro en costos de servicio, ya que el empleo de esta tecnología garantiza una menor inversión en costos, combinado con la posibilidad de llegar a zonas de difícil acceso, aplicando a nuestra zona geográfica podemos utilizar los equipos para llegar a comunidades alejadas de las ciudades que requieren suministros médicos muchas veces de manera urgente, así también presentan un menor impacto ambiental ya que producen menos residuos referentes al CO₂ y CO.

2.2.VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado).

Saska (2014) nos comenta que en la última década, se han registrado un gran avance en el performance de las aeronaves no tripuladas VANT ó UAVs en inglés (Unmanned Aerial Vehicules), principalmente debido a su gran carta de aplicaciones: monitoreo de zonas de difícil acceso para personal, monitoreo, transporte, etc. Dentro de estas aplicaciones, los VANT autónomos poseen un mejor control en lugares inhóspitos y de remoto acceso (Monzón 2013), como lo son las rutas a las unidades mineras, siendo este caso puntual de las unidades mineras de Antapaccay y Las Bambas, con rutas severas para el transporte normal. Así también últimamente se han desarrollado aplicaciones que van desde el desarrollo y levantamiento topológico en superficies subacuáticas (Almeida, Luna, Reyes 2019), levantamiento arquitectónico mediante escáner y foto modelado 3D (Rodríguez, Gil y Verdiani 2016), así como su aplicación en actividades de búsqueda y rescate, uso militar, revisión de líneas de alta tensión, o ya sea en la pesca como detectores de bancos de atunes (Mesa, Izquierdo 2015), las aplicaciones que ofrecen son amplias, y como se observa aplican para varios sectores. Dentro de los tipos de VANT se tienen los diseños de Ala Fija y de Ala Rotatoria (Aerial Insights, 2019), siendo esta clasificación en base a su función de fuerza de sustentación principal, a continuación se exponen los detalles de cada uno.

2.2.1. VANT de Ala Fija.

Estas son aeronaves presentan un perfil alar (Figura 2.1), las alas permiten que el vehículo no tripulado pueda desplazarse utilizando fuerzas de sustentación, este tipo de modelos son los vistos en aplicaciones militares y en aeromodelismo. La principal ventaja que ofrecen es la de su elevada autonomía, esto debido a que aprovechan su eficiencia aerodinámica, por lo que pueden estar en el aire por varias horas, esta ventaja los hacen ideales para poder cubrir grandes terrenos en aplicaciones de agricultura y Fotometría. A diferencia del modelo de ala rotatoria, este tipo de VANT no pueden realizar desplazamientos estacionarios, por lo que la unidad no puede ser capaz de permanecer en vuelo a ciertas condiciones de altura y velocidad, por lo que para trabajos de inspección no son recomendables (Aerial Insight, 2019).



Figura 2.1. UAV Predator RQ-1.

Recuperado de: *Revista Airforce Technology* (2020) t.ly/7jUh

2.2.2. VANT de Ala Rotatoria.

Llamados también multirrotores, son las unidades VANT más utilizadas debido a su variedad de aplicaciones profesionales, la fuerza de sustentación de estos vehículos se da a través de las fuerzas de empuje que brindan las hélices de cada motor. Se pueden clasificar en 3 tipos: Cuadricópteros, hexacópteros y octacópteros (Aerial Insight, 2019). Una de las principales ventajas es su estabilidad, así como su alta capacidad de manejo y control en vuelos estacionarios, por lo que son ideales para trabajos de inspección. Así también son capaces de despegar y aterrizar de forma vertical necesitando solo una pequeña área para ejecutar la acción, por lo que son ideales para el transporte. La principal desventaja que presenta el VANT de ala rotatoria es su autonomía, ya que los motores demandan una gran energía para que la nave permanezca en vuelo, los tiempos promedio de vuelo son de 20-30 minutos, por lo que también presentan un limitante en la distancia máxima de vuelo, sin embargo en el presente diseño se modificará la fuente de energía, diseñando una fuente adicional de energía proporcionada por un motor a gasolina y un alternador para suministro permanente al set de baterías, con esto es posible prolongar el tiempo y distancia de vuelo del multicóptero.



Figura 2.2. UAV Avartek Boxer Hybrid.

Recuperado de: *Avartek* (2020) https://avartek.fi/?page_id=287

2.3. Aplicaciones de los VANT (Vehículos Aéreos No Tripulados).

Según Irizarry, Gheisari & Walker (2012), un Drone es considerado un VANT (Vehículo Aéreos No Tripulados) ó UAV (*Unmanned Aerial Vehicles*), dichas unidades operan de manera autónoma sin ningún tipo de piloto a bordo, así mismo Nisser & Westin (2006) mencionan que una de las primeras aplicaciones de los VANT fue en el campo militar. Otras aplicaciones de los VANT son las de control de fronteras, búsqueda y rescate, investigaciones de desastres naturales, ubicación de incendios forestales, a la vez estos equipos tienen aplicaciones interesantes en la industria petrolera asegurando las líneas de extracción del crudo y monitoreando las plataformas marinas (Anand 2007), así también en la minería identificando zonas de mineral o mapeando rutas de equipo de carguío. Uno de los primeros usos industriales que se tiene registrado fue en Marzo del 2011, cuando se produjo el desastre nuclear de la planta de Fukushima, se utilizaron micro VANT llamados Honey Well T-Hawk con el propósito de fotografiar los efectos del desastre. (Honig 2011). Y ahora mediante la presente Tesis se presentará una nueva aplicación: Transporte de repuestos de emergencia para atención de equipos de extracción y carguío con un peso de hasta 22 kg a unidades mineras, con esto se logrará reducir el tiempo de inoperatividad de un equipo crítico que produzca costos elevados de parada para cada Site minero, ya que el VANT podrá hacer llegar el repuesto en solo 1-2 horas, reduciendo drásticamente el tiempo de atención.

2.3.1. Selección de Modelo de Multirotor.

Primero identificaremos los 3 tipos de multirotor, según Serrano y Pérez (2016), se tienen 3 diseños de VANT de ala rotatoria: Cuadricóptero, hexacóptero y octocóptero:

Cuadricóptero: Su estructura es en forma de cruz, con una separación angular de 90° , para el movimiento de la unidad, dos hélices giran en sentido horario y dos en sentido anti horario, debido a esto las fuerzas de control están repartidas en igual forma para cada motor, una de sus principales ventajas es que debido a su estructura el centro de masa del vehículo es bajo, lo que da paso a un balanceo de toda la unidad, sin embargo una de sus principales desventajas es que en caso un motor falle, el VANT perdería estabilidad y podría caer a velocidades altas, dañando tanto su estructura como el equipamiento que llevaría, en este caso el paquete que estaría siendo transportado. Es por esto que son ideales para aplicaciones de reconocimiento bajo rangos de vuelo corto, de acuerdo a Rejon 2018 la capacidad de autonomía es de 30 minutos en base a condiciones climáticas idóneas, así mismo al tener cuatro hélices en su estructura, la maniobrabilidad que este presenta depende íntegramente de ellos. Como se aprecia se tienen diversas configuraciones debido a la aplicación que tenga

cada VANT en general, que pueden dedicarse a la agricultura, uso militar, transporte, medición, inspección o fotografía, es a partir de cada uso que se definen los diferentes modelos de drone, conceptualizando también el acoplamiento de los diferentes elementos que posibilitaran su vuelo, como la distribución de los motores *brushless*, sistema de suministro y kit de baterías, controladores de vuelo, sistema de distribución de energía y posicionamiento de sensores. Para este modelo Ardupilot (2020), plantea 6 posibles arreglos de motores: QUAD X, QUAD +, QUAD V, QUAD H, QUAD V-TAIL Y QUAD A-TAIL representados en la Figura 2.3.

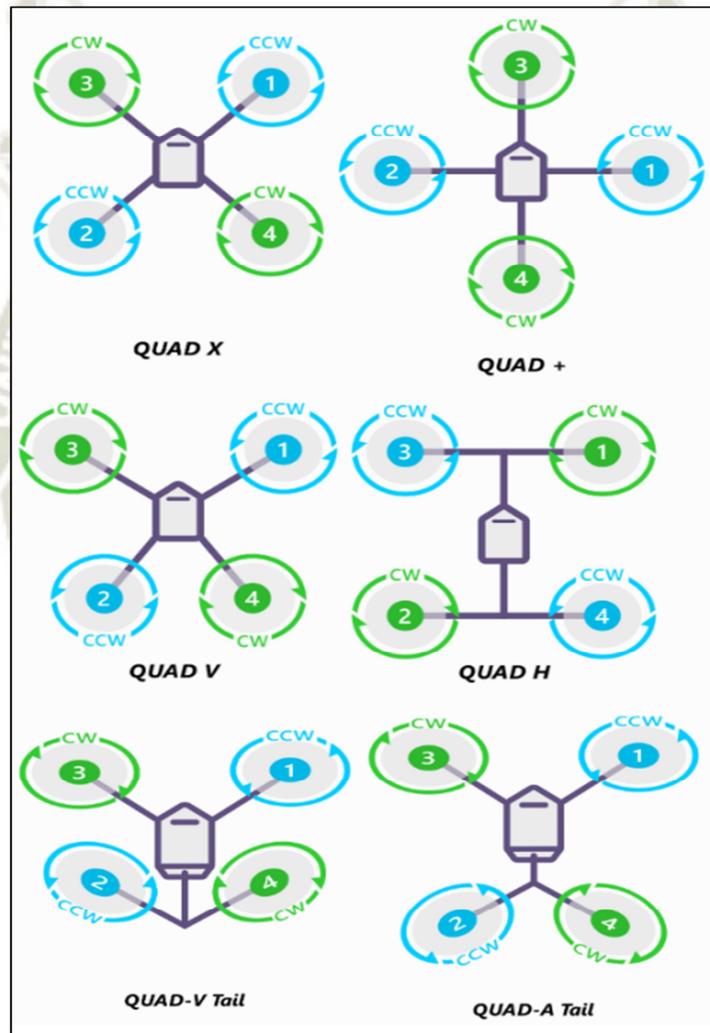


Figura 2.3. Arreglos de cuadricópteros.
Adaptado de: [ArduPilot.org](https://ardupilot.org) (2020) t.ly/Q4EL

Hexacóptero: En este VANT las 6 hélices están separadas 120° , de igual forma que un cuadricóptero, se tienen 2 movimientos de hélice: Horario y anti horario. En este modelo 3 hélices giran de manera horaria y 3 en sentido anti horario, debido a que este diseño tiene 2 motores adicionales, tiene una mejor capacidad de carga y son de grandes dimensiones, en

este modelo si algún motor llegará a fallar imprevistamente tendría un mejor control y dependiendo de la carga este puede llegar a cumplir su recorrido sin necesidad de aterrizar. Ardupilot (2020) describe 5 tipos de arreglos para motores de empuje en hexacópteros: HEXA X, HEXA +, Y6A, Y6B, Y6F, representados en la Figura 2.4.

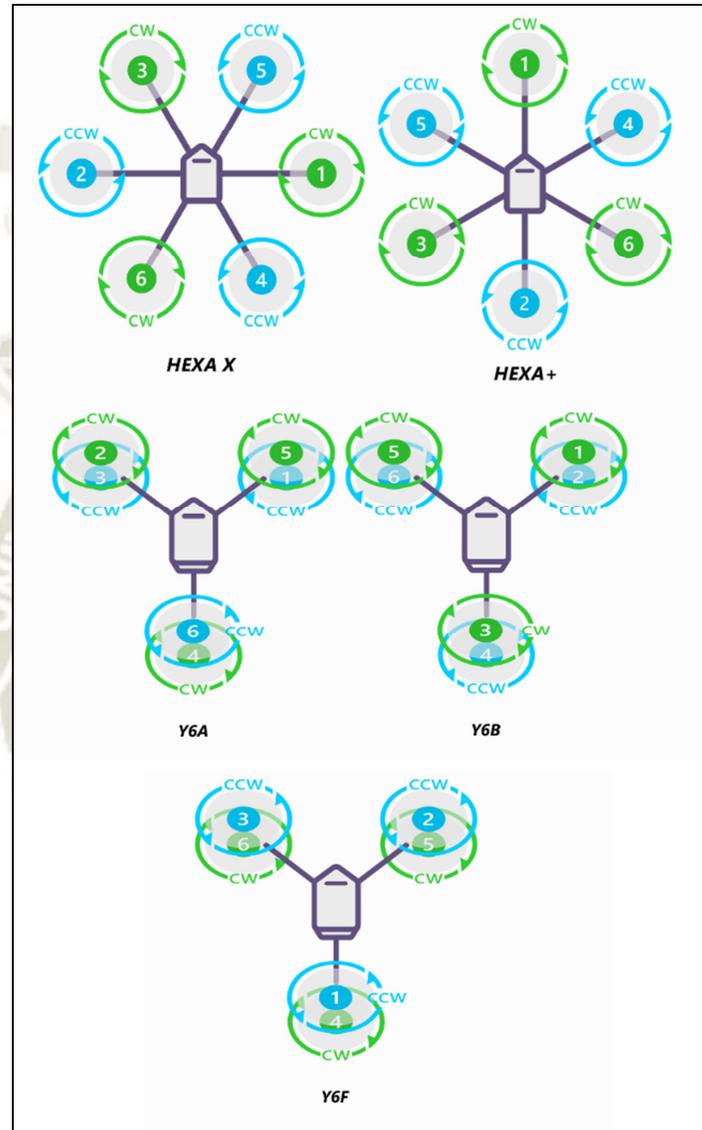


Figura 2.4. Arreglos de hexacópteros.
Adaptado de: ArduPilot.org (2020): t.ly/Q4EL

Octocóptero: En esta configuración se tienen cuatro motores en giro horario y cuatro motores en sentido anti horario, cada motor está en una separación de 90° respecto al motor con el mismo giro, este modelo debido a su gran número de motores presenta una mayor capacidad de carga, sin embargo esto también presenta un gran consumo energético para poder abastecer a los 8 motores. Ardupilot presenta 8 tipos de arreglo de motores para octocópteros:

OOCT QUAD X8, OCTO QUAD +, OCTO QUAD V, OCTO QUAD H, representados en la
Figura 2.5.

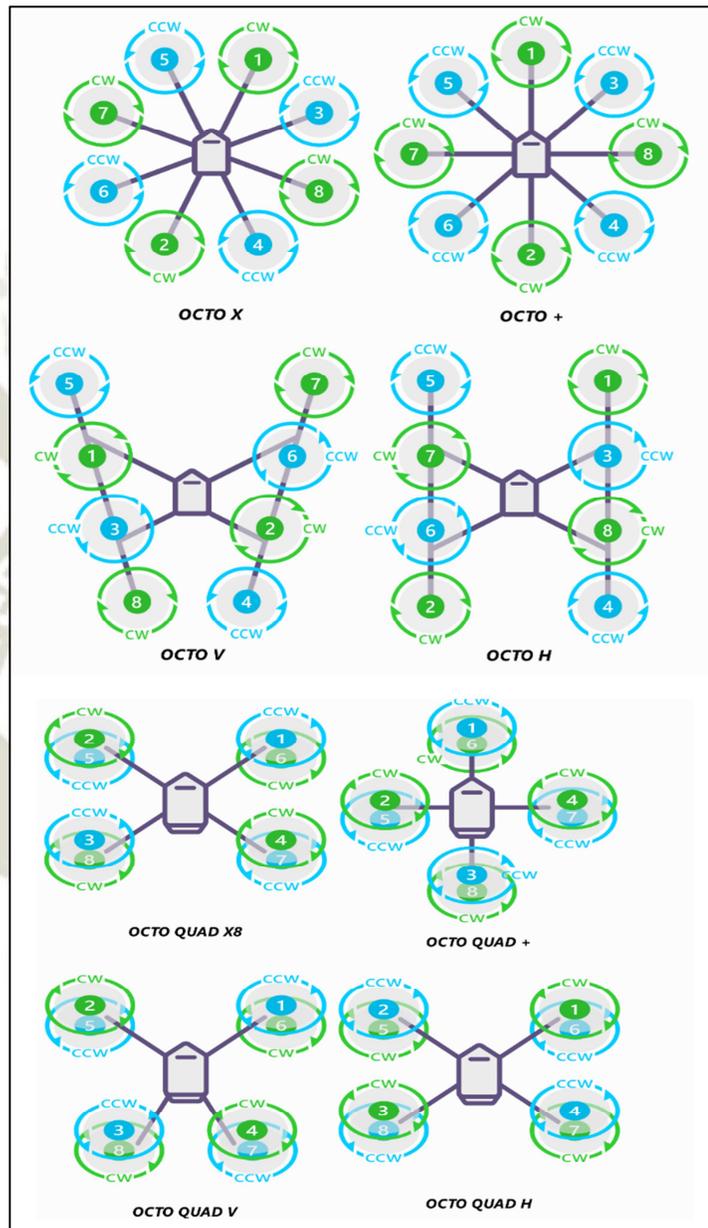


Figura 2.5. Arreglos de Octocópteros.
Adaptado de: [ArduPilot.org](https://www.ardupilot.org) (2020) t.ly/Q4EL

Dodecahexacóptero: En esta configuración se tienen seis motores en giro horario y seis motores en sentido anti horario, cada motor está en una separación de 60° respecto al motor con el mismo giro, este modelo al igual que los octocópteros presenta una mayor capacidad de carga debido a su gran fuerza de empuje, Ardupilot presenta dos tipos de arreglo de

motores para dodecahexacópteros: DODECA HEXA X & DODECA HEX +, representados en la Figura 2.6.

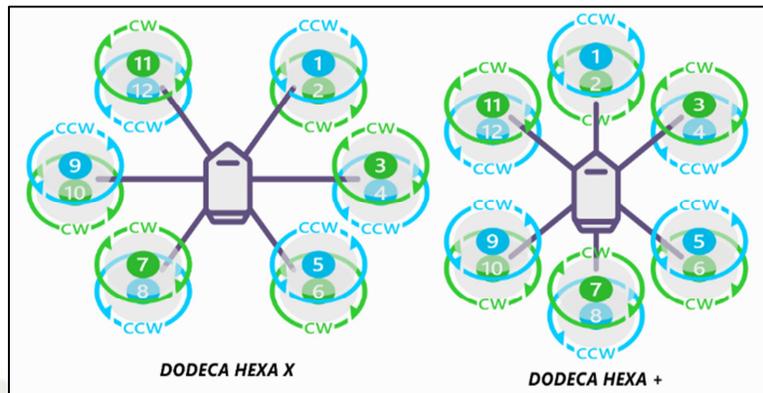


Figura 2.6. Arreglos de Dodecahexacópteros
Adaptado de: [Ardupilot.org](https://ardupilot.org) (2020): t.ly/QbOI

2.3.1.1. Estructura de VANT a implementar.

Para nuestro diseño se realizará una asociación de las dos estructuras propuestas entre un QUAD H y un OCTO CUAD X8, considerando 8 motores *brushless* y 8 hélices de empuje, esto con el propósito de asegurar la carga y el mismo equipo, frente a una falla en alguna hélice potencial que pueda desequilibrar la carga y poner en riesgo la carga así como daños por impacto del VANT en tierra. Otra gran ventaja del diseño propuesto es que debido a que se tienen menores longitudes en los brazos (QUAD H) la carga por flector es menor, por consiguiente las cargas de fatiga asociadas a las articulaciones o acoples de los motores *brushless* también son menores, lo cual involucra menores secciones transversales y un menor costo de inversión para la fabricación final del VANT, todo este detalle se verá reflejado en el cálculo de la estructura principal del capítulo 5.

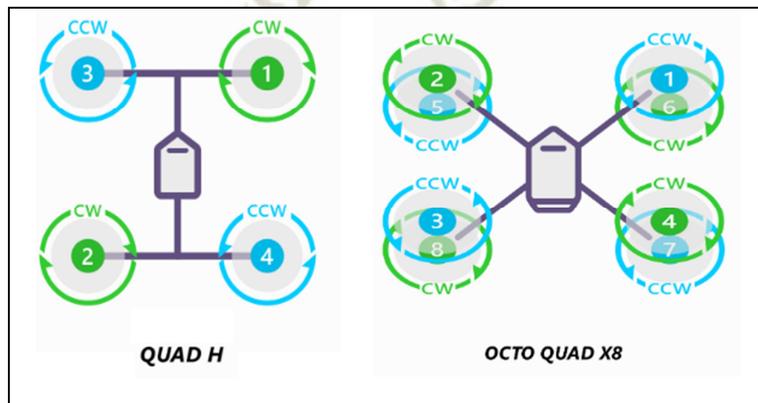


Figura 2.7. Arreglos de Cuadricóptero QUAD H & Octocóptero Quad X8
Recuperado de: [Ardupilot.org](https://ardupilot.org) (2020). t.ly/QbOI

2.4. Aplicación de VANT Octocóptero carga de 22kg con autonomía de distancias de 150km.

Cuando una pala eléctrica, una perforadora, un camión o tal vez una motoniveladora quedan inoperativos, se convierten en equipos críticos para la línea de producción de unidades mineras, muchas veces la solución consiste en el reemplazo de un repuesto puntual, ya sea eléctrico como sensores o tarjetas de control o tal vez un repuesto mecánico como válvulas de control. Un claro ejemplo es el de tener un equipo de extracción inoperativo, este tiene un gran impacto como pérdida de producción, llegando a tener valor de 34,957.51 USD por hora de parada de una pala de cables Caterpillar 7495 (Luna, 2017). Así mismo tener un equipo de carguío inoperativo, pone en pérdida la línea de camiones de acarreo, proyectos de perforación e inclusive limita la producción de chancado y planta elevando exponencialmente los costos de producción, es por eso que se deben de evitar las paradas imprevistas que se tengan de los equipos de carguío como palas y cargadores frontales. Sin embargo existen repuestos que a pesar de tener un plan de mantenimiento preventivo y predictivo, no logran identificar algunos repuestos críticos que ponen en riesgo el funcionamiento normal del equipo y terminan generando una parada imprevista de estos, por lo general se tratan de repuestos eléctricos (Tarjetas de control, sensores, brakers, encoders, etc.).

Una vez el equipo queda inoperativo por falta de repuestos, se pone en marcha un plan de atención por emergencia donde se realiza el transporte desde la ciudad más cercana mediante una camioneta hasta la unidad minera, con un tiempo de atención de 8 a 10 horas de viaje. En este tiempo una Pala deja de producir 30,000 toneladas, dejamos de perforar 250 metros, una motoniveladora deja de hacer 700 metros en vías y un camión deja de transportar 11,000 toneladas, que se resume en pérdida de dinero para la unidad minera, por lo que frente a estas situaciones se debe de buscar la mejor solución con el mejor tiempo de atención.

2.4.1. Posibles alternativas de solución.

2.4.1.1. Traslado por vía terrestre desde la ciudad más cercana.

Una vez identificado el repuesto necesario para solucionar el evento de inoperatividad del equipo de carguío, se arma el plan para la atención vía vuelo aéreo a la ciudad más cercana, en este caso la ciudad de Cusco, encontrándose a 200.4 kilómetros de Chalhahuacho (Unidad Minera Las Bambas) y a 252.1 km de Espinar (Unidad Minera Antapaccay), una vez recepcionado el repuesto por el Courier, se procede a enviarlo vía terrestre, este trayecto es condicionado por una velocidad límite de 50-60 km por hora debido a la accidentabilidad geográfica de la zona como control de seguridad, así también la ruta esta afecta a variables

externas de derrumbes, mantenimiento de vías o posible huelgas por contingencias de comunidades aledañas a las unidades mineras, donde el tiempo de atención mínimo es de 8 horas para Espinar y 10 para Chalhuhahuacho, en este largo periodo de tiempo, cada mina tiene pérdidas considerables de producción que afectan sus indicadores de plan de minado así también incrementan el costo de lucro cesante de toda la cadena de producción: Camiones de acarreo, equipo de nivelado, equipo de empuje de tierra y perforación. En las Figuras 2.8 y 2.9 se visualiza las rutas asociadas a ambas unidades mineras.

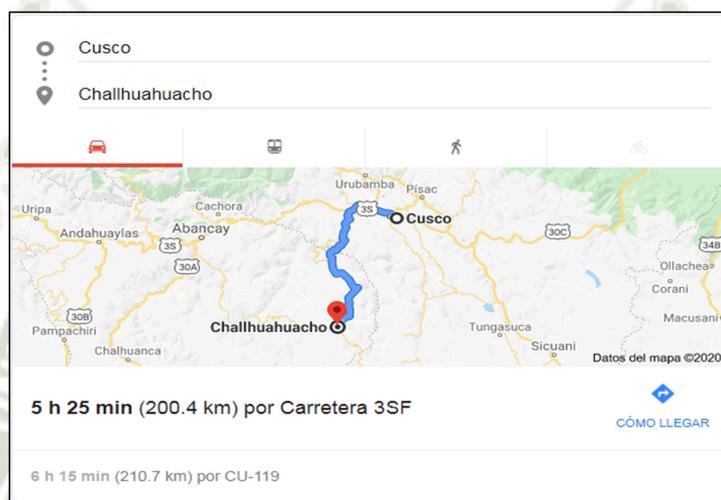


Figura 2.8. Ruta terrestre desde Cusco a Chalhuhahuacho, Apurímac.
Recuperado de: [Google Maps](https://www.google.com/maps). t.ly/ikIP

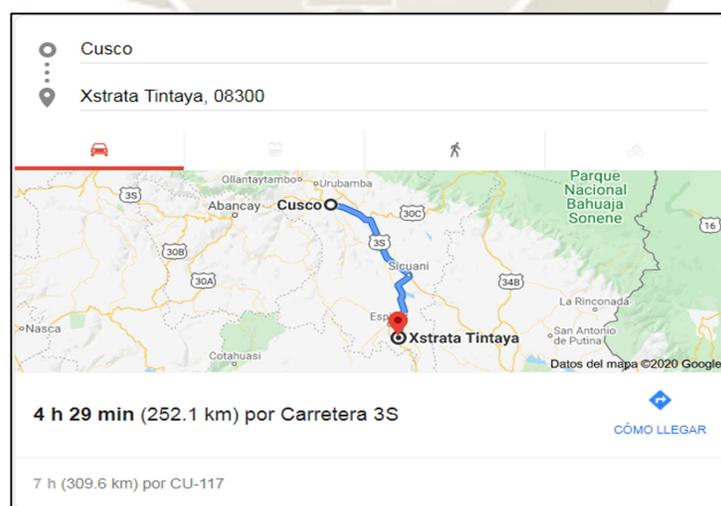


Figura 2.9. Ruta terrestre desde Cusco a Espinar.
Recuperado de: [Google Maps](https://www.google.com/maps) t.ly/WvHN.

2.4.1.2. Inventario de repuestos críticos en Site.

Para la flota de carguío de mineral, en este caso palas de cuerdas de 120 toneladas de capacidad de carga, se han identificado 250 ítems catalogados como repuestos críticos, dichos repuestos se pueden clasificar en los sistemas especificados en la Figura 2.10.

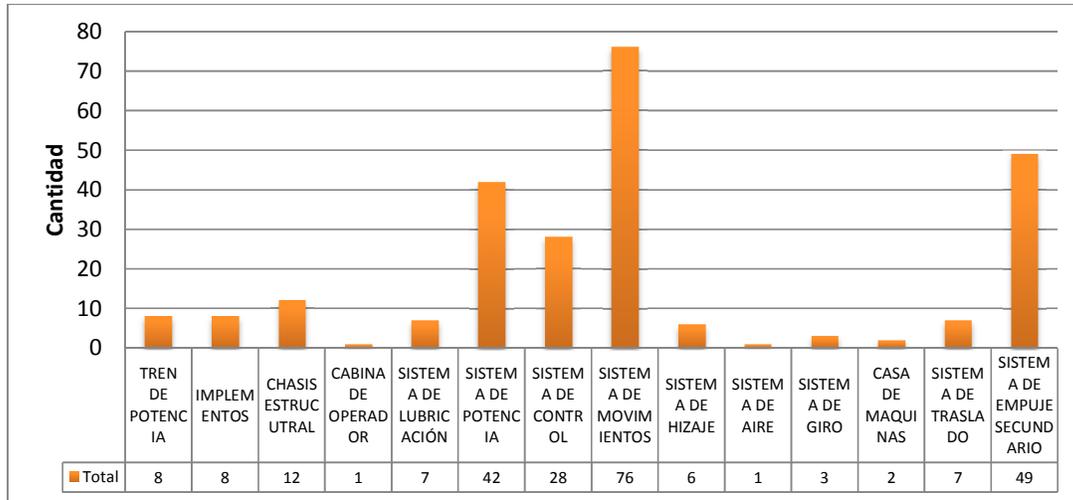


Figura 2.10. Clasificación de repuestos críticos por sistemas de Pala de Cables.
Fuente: Propia.

De los 250 ítems el 87% de estos tienen un peso inferior a 48 libras ($21.77 \text{ kg} \approx 22 \text{ kg}$), es por esta razón que el diseño preliminar de carga del VANT propuesto es de 22 kg, considerando el 87% del panorama global, esto representa se tienen 218 repuestos de los cuales: 173 pertenecen al sistema Eléctrico y 45 al sistema mecánico del equipo, estos se pueden clasificar de acuerdo a diferentes rangos de peso, como se puede apreciar en la Figura 2.11.

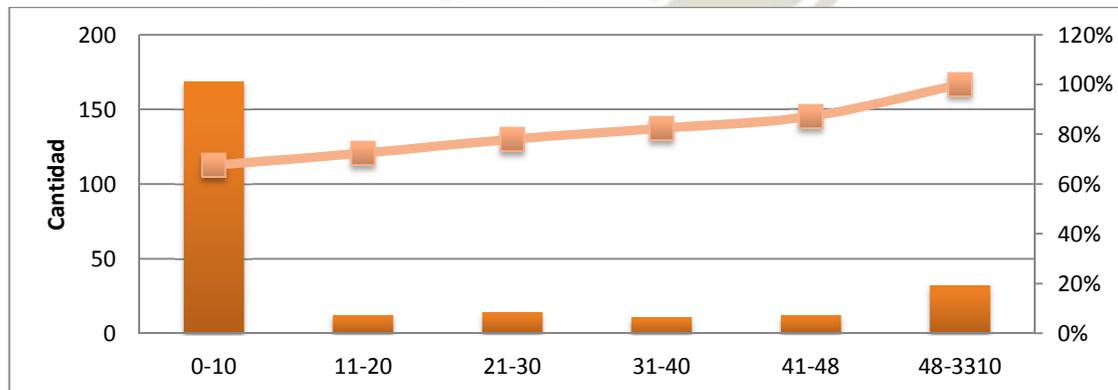


Figura 2.11. Clasificación de repuestos críticos por rangos de peso para Pala de Cables.
Fuente: Propia.

Los repuestos críticos mencionados, son clasificados debido a que su falla genera una parada absoluta del equipo de carguío y cuya solución no se puede dar de manera provisional, por lo que el reemplazo del repuesto es la única solución viable. Los repuestos críticos analizados

no pueden ser analizados de manera preventiva ya que la mayoría se trata de elementos eléctricos que debido a estar expuestos a polvo producto de la extracción de mineral, pueden incurrir en falla como lo muestra la Figura 2.12.



Figura 2.12. Pala de Cables 7495 sometida a condiciones de polvo.
Recuperado de: Santillán (2020). t.ly/mw0d

Por otro lado, una alternativa sería la de mantener en Stock todos los repuestos críticos sin embargo el costo total superaría los 4 Millones de dólares en almacén, lo cual involucra costos de almacenamiento, mano de obra para la gestión de inventario, tasa de interés financiero sobre el flujo de caja por la adquisición de los todos los repuestos críticos, seguros asociados al almacenamiento, mantenimiento de almacén y equipos para movimiento de repuestos como montacargas hidráulicos, escaleras, y por último la depreciación o obsolescencia de los repuestos debido a mejoras aplicadas constantemente en la flota. (Martínez, 2018), lo cual no resulta una solución viable para la atención a la flota.

2.4.1.3.VANT de largo alcance industrial.

Para aplicaciones de alto alcance industrial, la compañía Skyfront propone su modelo Skyfront Perimeter 8, con un alcance máximo de 177 kilómetros de distancia, sin embargo el peso de carga es inferior al propuesto en el presente proyecto, con solo 3 kilogramos, por lo que solo abarcaría un 61% del total de los repuestos críticos, frente al 87% propuesto por nuestro proyecto. Así mismo la velocidad de avance es de 16 m/s, es decir un 20% menos que la velocidad de diseño planteado por nuestro modelo, esto equivale a una demora en el tiempo de atención de 24 minutos adicionales para el caso de Espinar (Antapaccay) y 12 minutos para Chalhahuacho (Las Bambas).



Figura 2.13. Modelo Skyfront Perimeter 8 de largo alcance.
Adaptado de: Skyfront.com t.ly/k3s7

2.5. Factores Político – Legales.

Para las operaciones de naves pilotadas a distancia (VANT) realizadas por personas naturales, jurídicas u organizaciones civiles requieren de una licencia de vuelo otorgada por el Ministerio de Transportes & Comunicaciones a través de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) mediante la Ley 30740.

CONGRESO DE LA REPUBLICA	
LEY Nº 30740	
EL PRESIDENTE DEL CONGRESO DE LA REPUBLICA	
POR CUANTO:	
EL CONGRESO DE LA REPUBLICA; Ha dado la Ley siguiente:	
LEY QUE REGULA EL USO Y LAS OPERACIONES DE LOS SISTEMAS DE AERONAVES PILOTADAS A DISTANCIA (RPAS)	
Artículo 1. Objeto de la Ley La presente ley desarrolla el artículo 8 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, conocido como	
	aprobada mediante la Resolución Directoral 501-2015-MTC/12.
2.5	En ámbitos donde se encuentren bienes integrantes del Patrimonio Cultural de la Nación y Pueblos en aislamiento voluntario, será necesaria la opinión favorable del Ministerio de Cultura.
	Artículo 3. Exclusiones Están excluidas de los alcances de la presente ley, las aeronaves del Estado pilotadas a distancia que sean para uso en servicios militares, policiales y aduaneros, así como las aeronaves pilotadas a distancia que sean de uso recreativo y aerodeportivo con un peso inferior a los dos (2) kilogramos.
	Artículo 4. Registro de aeronaves pilotadas a distancia (RPA), de sistemas de aeronaves pilotadas a distancia (RPAS) y de sus propietarios La Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) del Ministerio de Transportes y Comunicaciones constituye un registro de las aeronaves pilotadas a distancia (RPA) y de sus propietarios, así como de los propietarios de los sistemas de aeronaves pilotadas a distancia (RPAS).

Figura 2.14. Ley 30740.
Recuperado de: Diario El Peruano.

Debido a que la altura de vuelo del VANT de carga supera los 1,600 metros de las zonas rurales, y ya que no sobrevuela espacios urbanos o de alta densidad poblacional, los viajes no se encuentran dentro de las operaciones no permitidas por la Ley Operaciones de RPAS 30740. Por la misma altura de vuelo, reducimos el riesgo de daños por vandalismo de las zonas aledañas a las unidades mineras, así también debido a que no se tratan de espacios de alta densidad el paso del VANT está permitido a través de las zonas de vuelo trazadas desde Cusco a las unidades mineras.

2.6. Movimientos Principales VANT.

Dávila, Orna, Rosales & Ávalos (2017), resaltan 4 tipos de movimientos en VANT mediante una serie de combinaciones de los ejes de cada motor:

2.6.1. Movimiento Roll.

Este movimiento permite que la VANT se incline a la derecha o izquierda, el movimiento de Roll se puede apreciar en la Figura 2.15.

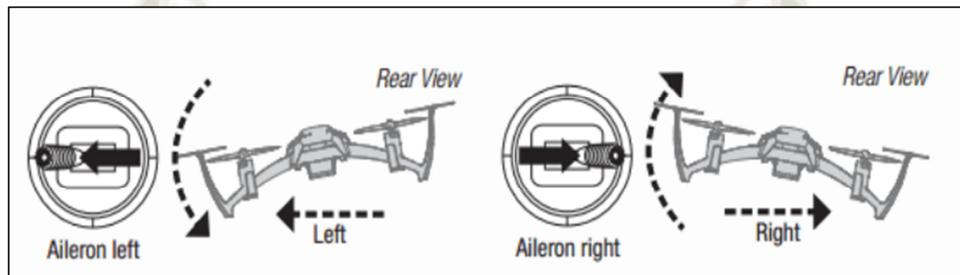


Figura 2.15. Movimiento de inclinación Roll Derecha e Izquierda.
Recuperado de: Serrano, C. & Pérez, O. (2016).

2.6.2. Movimiento Yaw.

Este movimiento permite que el VANT rote en relación a su eje central, mediante este movimiento el vehículo puede generar rutas de vuelo programadas.

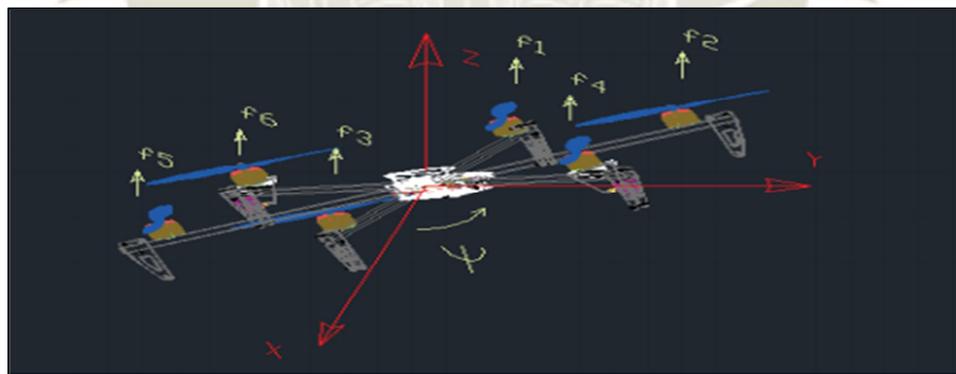


Figura 2.16. Movimiento de rotación Yaw.
Recuperado de: Serrano, C. & Pérez, O. (2016).

2.6.3. Movimiento Pitch.

Este movimiento permite que el vehículo se incline hacia adelante o hacia atrás, con este movimiento el VANT puede avanzar o retroceder de acuerdo a su ruta de vuelo. En la Figura 2.17 se puede apreciar el movimiento de Pitch.

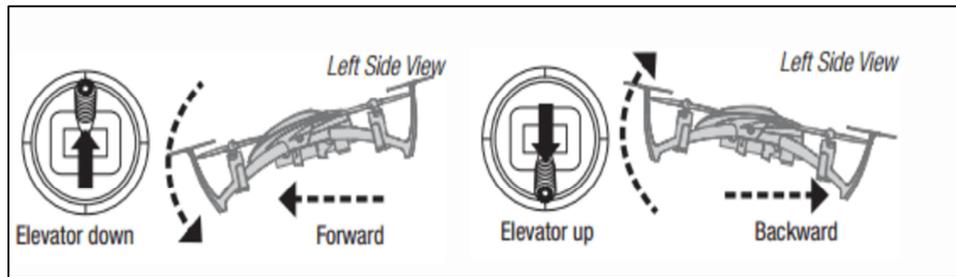


Figura 2.17. Movimiento de inclinación Pitch.
Recuperado de: Serrano, C. & Pérez, O. (2016).

2.7. Componentes Principales del VANT.

Para el correcto funcionamiento del VANT considerando una carga de 22kg y una autonomía de 150 km, se determinan los siguientes elementos:

2.7.1. Baterías de Polímero de Litio.

Las baterías de Polímero de Litio ó comúnmente llamadas LIPO, logrando un gran *performance* en torno a capacidad de carga, ligeras, son compactas y pueden otorgar una mayor potencia frente a otras baterías recargables. Este tipo de unidades en su estructura utilizan un polímero sólido como electrolito, Cabezas (2013) nos muestra las siguientes ventajas en su uso:

- Múltiples formas y tamaños según el diseño de la estructura de montaje.
- Gran capacidad de almacenamiento de energía.
- Alta tasa de descarga.



Figura 2.18. Batería LIPO de 30,000 mAh.
Recuperado de: t.ly/RUdq Tattu

2.7.2. Unidad de Generación a Gasolina.

Una de las principales desventajas de un VANT es su poca autonomía, considerando el peso de la carga máxima de 22 kg, este sería un serio problema si queremos proyectar envíos a más de 150 kilómetros de distancia, por lo que como principal fuente de suministro

energético para la alimentación de los motores Brushless, se propone en el diseño un sistema de generación a partir de un Motor Wankel, con el propósito de elevar la autonomía de vuelo del VANT.



Figura 2.19. Sistema de Generación a Gasolina tipo Wankel de 35KW.
Recuperado de: t.ly/Iwh6 SkyPower.online

2.7.3. Motores Eléctricos Brushless.

Para nuestro proyecto, se utilizarán motores *Brushless* como principal fuerza de rotación hacia las hélices que finalmente proporcionará la elevación y traslado del VANT hacia los puntos de despacho en ambas unidades mineras. La utilización de motores eléctricos se da básicamente a que son menos propensos a fallos debido a su menor número de piezas en comparación a motores de combustión interna, son compactos y presentan un menor nivel de contaminación debido a que no utilizan combustión en su funcionamiento. Dentro de los motores eléctricos, una categoría de estos son los llamados BLDC o *Brushless*, utilizados en la industria automóvil y aeroespacial, este tipo de motores no incluyen las escobillas en su estructura, por lo que evitan la pérdida de energía asociada al rozamiento y son de poca mantenibilidad, así también presentan un mejor ratio velocidad / torque, sin embargo estos presentan un costo mucho mayor y requieren de un sistema de control más especializado (García, 2011).

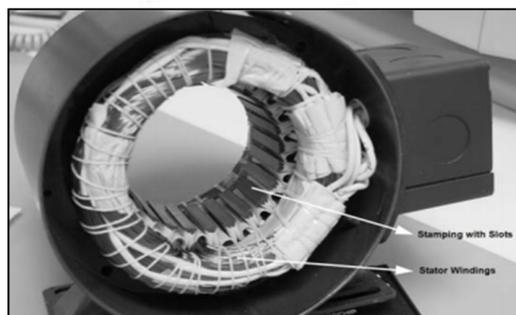


Figura 2.20. Motor Brushless.
Recuperado de: García. J. (2011). Doi: t.ly/DLd3

2.7.4. Material para Estructura Principal.

Para la estructura principal se plantea la utilización de Aluminio 7075-T6 o llamado Zicral, utilizado en el campo aeronáutica. Se trata de un Aluminio aleado con Zinc al 5%, complementado con aleaciones de Magnesio, Silicio, Cromo, Titanio y Manganeso, este material presenta una buena resistencia a la fatiga, que debido a los ciclos de carga producto de las vibraciones aportadas por la unidad de generación a gasolina, así también debido a los ciclos por flexión de las vigas estructurales de soporte de los motores *brushless*, la fatiga juega un papel fundamental para la selección del material de la estructura principal. (Muñiz, 2016)

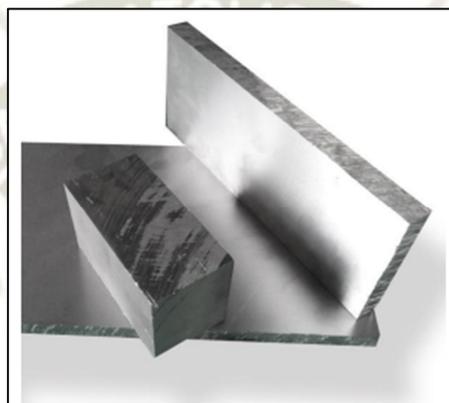


Figura 2.21. Aluminio 7075

Recuperado de: **Muñiz, J. (2016).** Doi: t.ly/xXIr

Tabla 2.1. Propiedades Mecánicas de Aluminio 7075-T6.

Alloy Temper	Minimum Shear Strength		Allowable Shear Stress on Effective Area		Minimum Tensile Strength		Allowable Tensile Stress on Effective Area	
	(ksi)	(MPa)	(ksi)	(MPa)	(ksi)	(MPa)	(ksi)	(MPa)
2017-T4	33	225	14	95	55	380	24	165
2024-T42	37	255	16	110	62	425	26	180
2117-T4	26	180	11	75	38	260	16	110
2219-T6	30	205	13	90	55	380	24	160
6053-T61	20	135	8.5	60	30	205	13	90
6061-T6	25	170	10.5	75	42	290	18	125
7050-T7	39	270	17	115	70	485	30	205
7075-T6	42	290	18	125	77	530	33	225
7075-T73	41	280	18	120	68	470	29	200
7178-T6	46	315	20	135	84	580	36	250
7277-T62	35	240	15	105	60	415	26	175

Notes
 Strengths apply for 0.063 in. [1.60 mm] to 1.00 in. [25.00 mm] diameters, except 7277 diameters, which are 0.500 in. [12.50 mm] to 1.250 in. [32.00 mm].
 Allowable stress is the minimum strength divided by 2.34.
 All rivets are driven cold as received.

Recuperado de: **Muñiz, J. (2016).** Doi: t.ly/xXIr

2.7.5. Material para Sistema de Aterrizaje.

Para el caso de la estructura del tren de aterrizaje, se considera como material principal la fibra de carbono, ya que posee una gran capacidad de resistencia al impacto, inclusive mayor a la del acero (Muñiz, 2016), debido al peso que tendrá el VANT el impacto es considerable, por lo que el material es idóneo, adicional presenta una densidad similar al plástico. Para nuestro diseño se consideran fibras Tenax-J UMS45 configurado a través de un curado de resina Epolam 2017.

Las propiedades mecánicas asociadas a la fibra de carbono son:

Coefficiente de Poisson 0.3

Módulo de Elasticidad Longitudinal 22841 GPa.

Módulo de Elasticidad Transversal 6283 GPa.

Densidad 1.66 gr/cm³

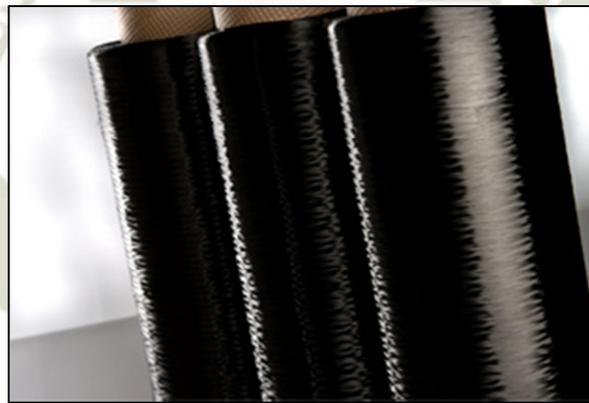


Figura 2.22. Fibras Tenax-J UMS45.
Recuperado de: t.ly/qAkL Tejincarbon.com

2.7.6. Sistema de Comunicación.

Cortegigiano, Benegas y Maglione (2016), plantean un sistema de comunicación (hardware y software) para VANT de búsqueda y rescate, este sistema emite información en tiempo real de ubicación, corrientes de sensores, velocidad, altitud del VANT, logrando mostrar los datos y parámetros de vuelo a la zona de control.

2.7.7. Conversor de Corriente.

Este dispositivo es necesario para poder adaptar la salida de corriente del generador de gasolina Wankel a las entradas de los 8 motores *brushless* que darán la fuerza de empuje al VANT, para nuestro proyecto se elige un convertidor de alta eficiencia (95%) marca Autosolar que resaltan por su buena capacidad de manejo con altas potencias.

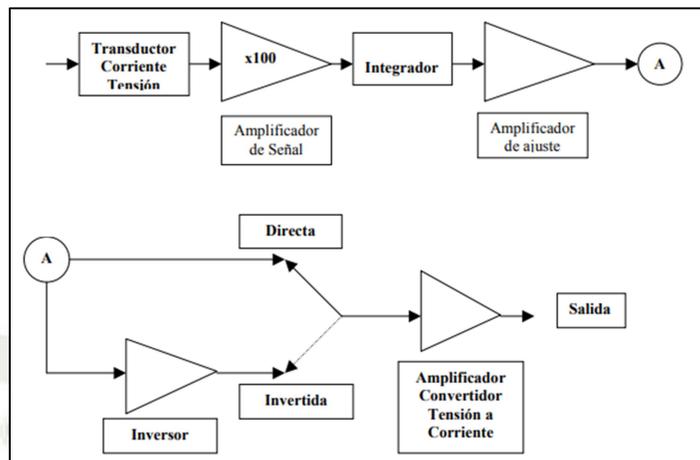


Figura 2.23. Diagrama de funcionamiento de conversor de Corriente.
Recuperado de Marder, Aquino y Lombardero Doi: [t.ly/xTp2](https://doi.org/10.1111/tly/xTp2)

2.7.8. Transformador de Voltaje.

Este dispositivo se encargará de adaptar la salida del voltaje del generador a Gasolina Wankel a la entrada de suministro de voltaje de los 8 motores *brushless*, pasando a través del set de baterías LIPO, la variación en el voltaje se logra mediante el principio de inducción electromagnética.

2.7.9. Sensores.

Para el correcto funcionamiento del VANT en las operaciones de vuelo de elevación, vuelo de avance, aterrizaje y vuelo estático, se plantea la instalación de sensores LIDAR (*Light Detection and Ranging*), esto como medida de seguridad para evitar choques sobre todo al momento del aterrizaje ya que trasladará una carga máxima de 22kg, en cuyo caso de colisión puede ocasionar grandes daños a la propiedad o impactar en alguna persona, es por eso que mediante el sistema de sensores, se puede mitigar este riesgo al reconocer las elevaciones del terreno y notificar si existen personas cerca de la zona de aterrizaje.

2.7.10. GPS.

Para asegurar la correcta autonomía y precisión en la zona de despacho del repuesto crítico, es necesario contar con un sistema de localización por satélite bajo puntos pre planificados mediante coordenadas, con esto se tiene un control total sobre la trazabilidad de vuelo del VANT: Altura de vuelo, velocidad, ruta, destino y retorno. En la Figura 2.24 se muestra la secuencia de vuelo para un VANT.



Figura 2.24. Plataforma de software Waypoint GPD.
Recuperado de: Dronezon.com t.ly/d861

Así también la compañía ALTI, proporciona un sistema de control y navegación GPS, su modelo *ALTI C2 Advanced* permite un alcance de vuelo de hasta 150 kilómetros, que cumple el alcance propuesto por nuestro proyecto.



Figura 2.25. Sistema de control de vuelo y localización satelital ALTI C2 Advanced.
Recuperado de: <https://www.altiuas.com/c2/> ALTIUAS.com

2.7.11. Controladores de Vuelo.

Con el propósito de lograr una armonía entre los movimientos de *yaw*, *pitch* y *roll* del VANT, es necesario se cuente con un controlador de vuelo programado para poder ejecutar los controles de velocidad en cada motor y así producir los movimientos antes mencionados. Guisado (2019), propone una composición entre dos tipos de controlados: PD y PID, siendo el controlador PD para los movimientos entre los ejes x, y & z prácticamente entorno al movimiento *yaw*, mientras que el controlador PID, se centra en los movimientos *pitch* y *roll*.

2.7.12. Placas de Distribución de Energía.

Comúnmente llamada PDB, se trata de una placa que sirve como unión para todos las entradas de datos de los controladores, y sistema de potencia del VANT, para nuestro proyecto elegimos una placa con regulador de salida BEC, y filtros LC para estabilizar las señales y control de datos.



Figura 2.26. Placa de Distribución de Energía.
Recuperado de: [pvmax.com t.ly/5WhP](http://pvmax.com.t.ly/5WhP)

2.8. Equipo de Carguío.

Las actividades de carguío para ambas unidades mineras se hacen a través de Palas de cables Caterpillar 7495 y Komatsu 4100, con una capacidad de balde de 20 toneladas. La cual la convierte en el principal equipo para extracción y carguío de material. Para conseguir llevar el material desde el tajo a la chancadora de cada unidad minera, se tienen 3 procesos fundamentales: Exploración, perforación y voladura, y carguío y acarreo como se puede apreciar en la Figura 2.27, nuestras palas eléctricas se centran en el proceso número 3, de carguío y acarreo, movilizándolo el material desde los bancos de mineral a los camiones de acarreo para su traslado a la zona de chancado.



Figura 2.27. Proceso de Extracción de Mineral.
Recuperado de: t.ly/AQNU Antamina.com

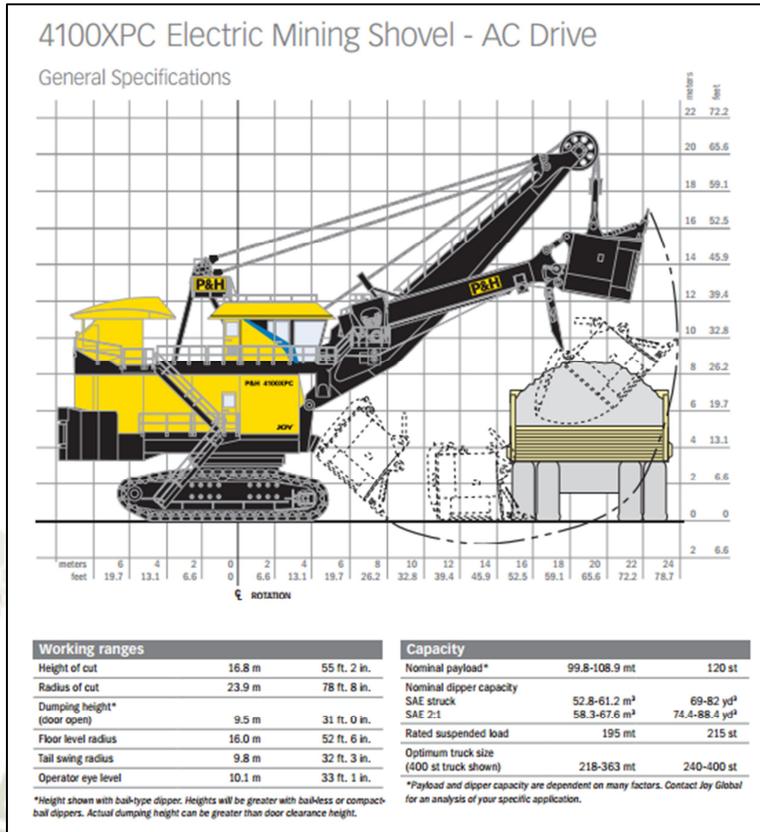


Figura 2.28. Pala 4100XPC Komatsu .

Recuperado de: <https://mining.komatsu/es/product-details/p-h-4100xpc> MiningKomatsu.com

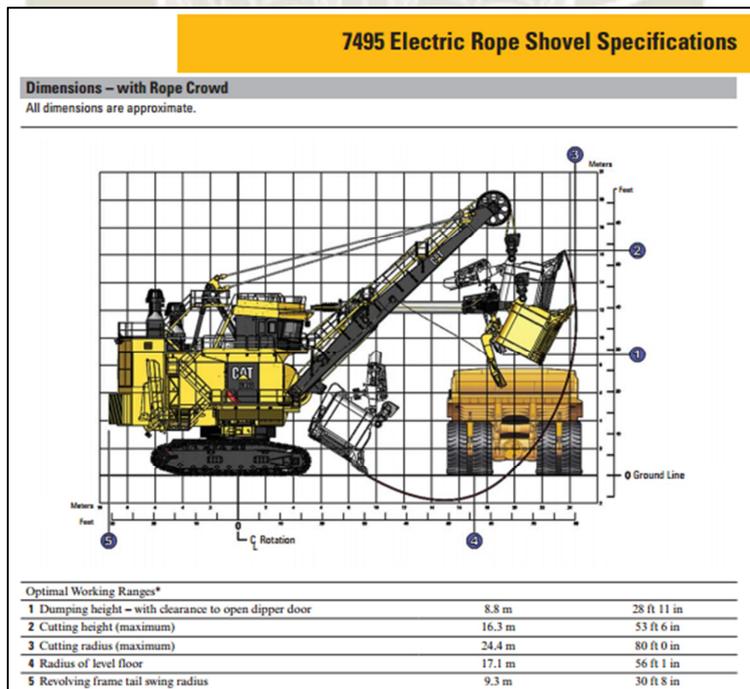


Figura 2.29. Pala 7495 Caterpillar

Recuperado de: <https://s7d2.scene7.com/is/content/Caterpillar/C811260> Cat.com

Las Figuras 2.28 y 2.29 muestran la magnitud de los equipos de carguío, con una secuencia de carguío para abastecer los volquetes de acarreo de 400 toneladas en 4 pasadas (Caterpillar, 2020). Cada una de estas palas es capaz de movilizar aproximadamente 120,000 toneladas por día, por lo que al tener el equipo inoperativo por aproximadamente 8-10 horas (Sin considerar factores externos) que demandaría el envío de los repuestos desde la ciudad más cercana, se estimaría en una pérdida de 30,000 a 40,000 toneladas de producción por equipo. Dentro de los equipos de movimiento de tierras para la extracción de mineral, se tienen las flotas de perforación, necesarias para realizar los proyectos de voladura y poder así finalmente fragmentar el material de modo que sea más fácil el carguío de este hacia los camiones de acarreo, así como también evitar se encuentren grandes formaciones rocosas que retrasen el proceso productivo o que finalmente dañen los componentes de suspensión de los equipos de acarreo como los cilindros de acople al tren posterior o ruedas delanteras, luego se tiene la flota de carguío, que para el tipo de minas de tajo abierto, se tienen las palas de cable como principales equipos para la extracción de material de los bancos de mineral, dentro de esta flota también se encuentran cargadores de grandes dimensiones y palas hidráulicas que son capaces de abastecer a los volquetes más grandes de hasta 400 toneladas, como tercer lugar se tienen a los equipos de acarreo cuya función principal es la de movilizar el material desde los bancos de mineral hasta el proceso de chancado, esta movilización se da a través de una flota de volquetes de alta capacidad de carga (400 toneladas, 797F Caterpillar, 2020), y como cuarta flota se encuentra el equipo auxiliar encargado de limpieza de superficies de minado, nivelación y ampliación de rutas y movimiento de tierras para la programación del plan de minado de cada unidad. Considerando que los equipos de carguío presentan el sistema eléctrico y electrónico más completo entre todos los equipos descritos, se procede a analizar los repuestos críticos de esta flota con el propósito de establecer el mayor volumen y peso que el VANT será capaz de trasladar desde la ciudad más próxima hacia cada Site minero.



CAPÍTULO III

3. ANÁLISIS MECÁNICO

3.1. Análisis de potencia requerida del VANT.

Con el propósito de este capítulo es el de conocer la potencia necesaria para que el VANT propuesto pueda desarrollar un vuelo de hasta 150km considerando una carga máxima de 22 kg de peso, a través de factores de diseño y coeficientes de seguridad es posible seleccionar los componentes adecuados para poder atender a la potencia máxima requerida por el vehículo, así también para el análisis aerodinámico se utilizará la Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM), con el propósito de identificar los movimientos del cuerpo del VANT, en base a su masa y velocidad. Este concepto fue introducido por Newton, relacionándolo con sus principios de Inercia y el principio Fundamental. La representación vectorial de esta relación entre masa y velocidad está dada por:

$$[E] \vec{P} = m \cdot \vec{v} \quad \text{cuación 31}$$

Siendo:

$$\vec{P} = \text{MomentoLineal} \left[kg \cdot \frac{m}{s} \right]$$

$$m = \text{Masa del Cuerpo} [m]$$

$$\vec{v} = \text{Velocidad del Cuerpo} \left[\frac{m}{s} \right]$$

Para un análisis más profundo para cuerpos en conjunto, se estudia la cantidad de movimiento como un sistema de partículas.

$$\vec{P} = \vec{P}_1 + \vec{P}_2 + \vec{P}_3 + \vec{P}_4 [E] + \vec{P}_n \quad \text{cuación 32}$$

Siendo:

$$\vec{P} = \text{MomentoLineal de Volumen de control} \left[kg \cdot \frac{m}{s} \right]$$

$$\vec{P}_1 \vec{P}_2 \vec{P}_n = \text{MomentoLineal de cada Partícula que conforma el volumen de control} \left[kg \cdot \frac{m}{s} \right]$$

Para el análisis aerodinámico se calculará la potencia necesaria para que VANT realice estos 4 desplazamientos:

- Vuelo estático.
- Vuelo ascendente.
- Vuelo descendente.

- Vuelo de avance.

Para el análisis de cálculo de potencia por medio de la teoría de cantidad de movimiento, es importante tomar las siguientes hipótesis en el diseño:

- Movimiento es estacionario.
- La viscosidad es despreciable en el cálculo.
- El proceso no presenta transferencia de calor.
- Desplazamiento del aire solo funciona en una sola dirección.
- El aire al pasar por las hélices se considera como un fluido incompresible.

El movimiento del aire a través de las hélices se da a través del siguiente volumen de control graficado en la Figura 3.1, donde el flujo de aire se acelera cuando entra en contacto con la hélice a rotación, en este caso se tomará el diseño mediante hélices de 26 pulgadas de diámetro.

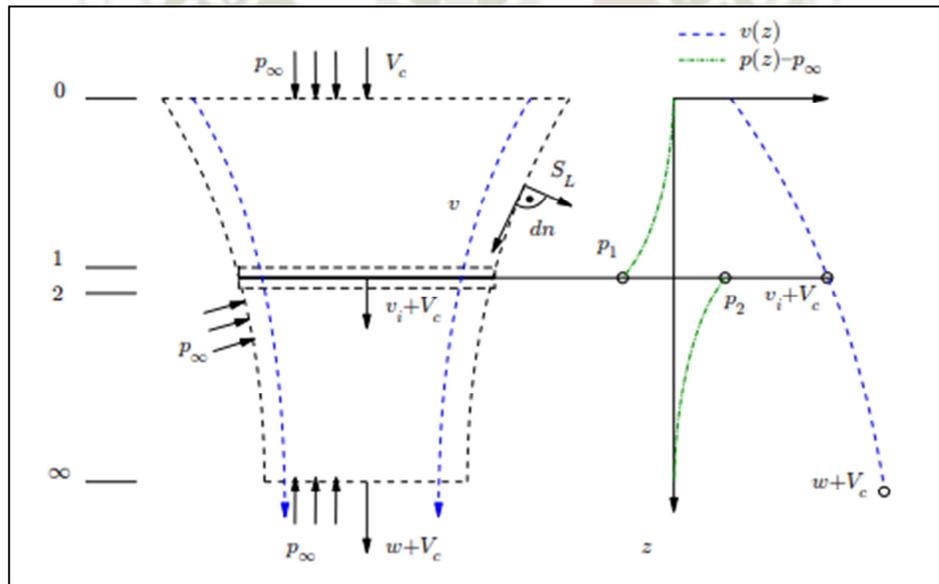


Figura 3.1. Volumen de control de cada hélice.

Recuperado de: http://www.aero.us.es/heli/downloads/0910/22tcmVueloAscendente_alum.pdf

La fuerza de cada motor, depende del aire impulsado a través de las hélices, ya que nuestra altura de vuelo, se encuentra a 5000 m.s.n.m, el aire posee una densidad variable en función a la altura sobre el nivel del mar a la cual se analice, en la tabla 3.1 se detallan las diversas densidades según la altura de vuelo del VANT, el cálculo se encuentra en función de la altura, variables de temperatura, y constante de gases perfectos, siendo está representada por:

$$\rho(\text{Altura } h) = \rho_o \cdot \left(\frac{T_o + \lambda \cdot h}{T_o} \right)^{\frac{g}{R \cdot \lambda} - 1} \quad \text{uación 33}$$

Siendo:

$$\rho(\text{Altura } h) = \text{Densidad del Aire a la altura especificada} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

$$\rho_o = \text{Densidad a nivel del mar} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

$$T_o = \text{Temperatura a 0 msnm.} \quad [\text{K}].$$

$$\lambda = \text{Gradiente térmico} = -65 \cdot 10^{-3} \left[\frac{\text{K}}{\text{m}} \right]$$

$$h = \text{Altura analizada} \quad [\text{m}].$$

$$R = \text{Constante para Gases Perfectos para el aire} = 287 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

$$g = \text{Gravedad} = 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

Para poder determinar la altura a la cual el VANT estaría realizando los vuelos a las unidades mineras, se trazan las rutas desde el aeropuerto Velazco Astete de Cusco, donde llegarían los repuestos críticos de emergencia de almacenes centrales de Lima o Arequipa. Entre las rutas las alturas máximas que el VANT estaría volando, serían las provincias de Yauri 3,976 m.s.n.m y Pataypampa 3,952 m.s.n.m. (Google Maps 2020). Así también se observa que en las rutas no se cruzan zonas de alta densidad poblacional, zonas naturales protegidas o urbanas, por lo que cumplimos con la legislación actual de la ley 30740 publicada en el diario El Peruano 2018.

Reemplazando los datos en la Ecuación 3.3:

$$\rho(\text{Altura } h) = \rho_o \cdot \left(\frac{T_o + \lambda \cdot h}{T_o} \right)^{-\frac{g}{R \cdot \lambda} - 1}$$

$$\rho(5000 \text{ msnm}) = 1225 \cdot \left(1 - \frac{65 \cdot 10^{-3} \cdot h}{28815} \right)^{-\frac{981}{287 \cdot 65 \cdot 10^{-3}} - 1}$$

Por lo que en función de la altura de vuelo, se obtienen los siguientes valores:

Tabla 3.1. Tabla de variación de la densidad del aire vs altura de vuelo de VANT.

Altura [metros]	Densidad del aire $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$
2000	1.0064
2500	0.9567
3000	0.9089
3500	0.8630
4000	0.8189
4500	0.7765
5000	0.7359

Fuente: **Propia.**

Para poder calcular la potencia de vuelo a punto estático, se determinan los pesos tentativos de los componentes del VANT, estos pesos se recalcularan nuevamente con la selección del perfil estructural, así como de la selección de componentes en el mercado:

Tabla 3.2. Tabla de pesos aproximados de componentes para VANT.

Componentes	Peso unitario (kg)	Cantidad de componentes	Peso (kg)
Carga Útil.	22.00	1.00	22.00
Baterías.	3.50	4.00	14.00
Unidad de Generación + Tanque	18.00	1.00	18.00
Motores Eléctricos	1.035	8.00	8.28
Estructura Principal	15.00	1.00	15.00
Sistema de Comunicación.	0.30	1.00	0.30
Convertor de corriente	0.20	8.00	1.60
Transformadores de Voltaje	0.50	1.00	0.50
Sensores.	0.03	3.00	0.08
GPS	0.10	1.00	0.10
Hélices	0.07	8.00	0.56
Controlador de vuelo.	0.15	1.00	0.15
Placa de Distribución de Energía	0.01	1.00	0.01
Peso Total Tentativo			80.84

Fuente: **Propia.**

Por lo tanto se calcula un peso total de $80.84kg \approx 81kg$ que deberá mover el VANT, considerando 8 motores, cada motor debe de entregar una fuerza de 10.13 kg-f.

3.2. Cálculo de Potencia.

3.2.1. Potencia para Vuelo Estático.

Para el primer movimiento a vuelo estático, no se tiene un desplazamiento del VANT ya que en este escenario el vehículo aéreo no tripulado permanece en una misma posición, este tipo de vuelo se utilizará básicamente al momento de aterrizar para poder reducir la velocidad de impacto así como de dar tiempo al sistema de detección por sensores si existe algún objeto o persona en la zona de aterrizaje, por lo que la velocidad de ascenso y descenso es prácticamente 0. Datos para el cálculo de Vuelo a Punto Estático:

$$T = \text{Fuerza de empuje de cada Motor} = 1013\text{kg} - f = 993\text{N}$$

Así también, se debe de tener el dato de la velocidad del aire a la salida de la hélice de cada rotor, para esto se aplica la ley de conservación de masa:

$$\dot{m} = \rho S \vec{v}$$

Ecuación 25

Siendo:

\dot{m} = Caudal de masa del aire.

ρ = Densidad del fluido en la altura dada.

S = Área de la hélice.

\vec{v} = Velocidad axial en el eje Z inducida.

Para esto se considera el siguiente volumen de control, detallado en la Figura 3.2.:

del aire a una densidad de 5,000 metros sobre el nivel del mar, al pasar por el movimiento de rotación de la hélice, genera una fuerza de empuje resultando en la sustentación del drone, dicho movimiento es necesario al momento que el vehículo desee aterrizar y necesite identificar posible obstáculos o personas en el descenso. En la Figura 3.2, se visualiza dicho volumen de control, a través de la rotación de la hélice de 26 pulgadas de diámetro.

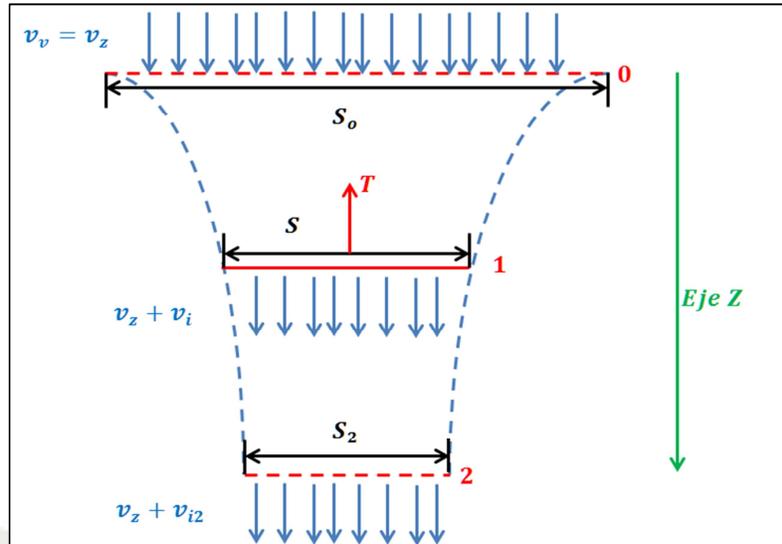


Figura 3.2. Secciones de paso de aire en cada hélice rotaria.
Adaptado de: Sánchez y Pérez (2016) y Universidad de Sevilla (t.ly/IpuG

El eje de desplazamiento: Eje Z paralelo a las hélices de cada motor, entonces nuestra formula de flujo másico se da mediante la Ecuación 3.5.:

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot [v_z + v_i] \quad \text{Ecuación 35}$$

Siendo:

v_z = Velocidad Axial en el eje Z paralelo a la rotación de las hélices.

v_i = Velocidad Inducida al fluido a una altura de 5000 msnm.

Según indicamos la velocidad de ascenso y descenso es prácticamente cero, ya que el VANT se encuentra en una posición estática previa al aterrizaje o en secuencia de detección de objetos o personas, por lo que la ecuación de conservación de masa terminaría de la siguiente manera:

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot v_i \quad \text{Ecuación 36}$$

Para poder analizar la cantidad de movimiento del aire al pasar un sistema de velocidades, en este caso el movimiento de las hélices, según vimos al inicio del cálculo, involucra la suma de cada uno de los movimientos de las partículas.

$$\vec{P} = \vec{P}_1 + \vec{P}_2 + \vec{P}_3 + \vec{P}_c + \vec{P}_h \quad \text{Ecuación 37}$$

Siendo:

$$\vec{P} = \text{Momento Lineal de Volumen de Control} \left[kg \cdot \frac{m}{s} \right]$$

Esto se representa finalmente con la siguiente ecuación:

$$\bar{T} \quad \text{[Ecuación 38]}$$

Podemos definir el diferencial de masa de aire que fluctúa a través del volumen de control, a través de su densidad y el volumen asociado a este, se puede obtener la siguiente relación:

$$\bar{T} = \int \rho d\bar{V} \quad \text{[Ecuación 39]}$$

Siendo:

\bar{T} = Fuerza de empuje de cada hélice en el volumen de control por medio del motor brushless.

\bar{v} = Velocidad de flujo de aire.

ρ = Densidad del aire en base a la altura de vuelo [5000 msnm]

$d\bar{V}$ = Diferencial de Volumen en el sistema.

Desarrollando la ecuación en nuestro volumen de control se restan las velocidades y secciones entre los extremos del sistema.

$$T = \rho \cdot S_2 \cdot (v_z + v_{i2})^2 - \rho \cdot S_1 (v_z)^2 \quad \text{[Ecuación 310]}$$

Al multiplicar la densidad del aire por el área de rotación de la hélice, podemos reemplazar esta relación mediante el flujo de masa, quedando la ecuación previa de esta forma:

$$T = \dot{m} v_{i2} \quad \text{[Ecuación 311]}$$

Siendo:

v_{i2} = Velocidad Inducida del aire en el punto 2 del volumen de control.

De acuerdo a los principios de conservación de masa y cantidad de movimiento, así como la ley de conservación de la energía, mediante estos principios y ley física podremos calcular la

potencia necesaria para que motores puedan ejercer la fuerza de empuje mediante sus hélices y elevar el VANT en los parámetros de altura y distancia especificados.

La siguiente ecuación, denota la ley de conservación de la energía.

$$E = \int \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\vec{v} \cdot d\vec{E}) \cdot |\vec{v}|^2 \quad \text{Ecuación 3.12}$$

Aplicando la ecuación a nuestro sistema de control, se tiene una diferencia entre las energías de entrada y salida del aire a través de la hélice centrada en el motor *brushless*.

$$E = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_2 \cdot (v_z + v_{i2})^3 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_2 \cdot v_z^3 \quad \text{Ecuación 3.13}$$

Multiplicando la densidad a la altura de vuelo de 5000 m.s.n.m por el área de rotación de la hélice, se puede reemplazar la formula por el flujo másico del aire:

$$E = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] \quad \text{Ecuación 3.14}$$

La potencia de cada motor se puede calcular también, en torno a la fuerza de empuje de cada hélice multiplicado por la velocidad a la que el aire del volumen de control definido, siendo dado por la siguiente Ecuación 3.15.

$$E = \dot{m} v_{i2} (v_z + v_{i2}) \quad \text{Ecuación 3.15}$$

Reemplazando por el flujo másico también se puede dar por la siguiente Ecuación 3.16., en base al volumen de control planteado, considerando la velocidad del eje Z y velocidad inducida del aire:

$$E = \dot{m} v_{i2} (v_z + v_{i2}) \quad \text{Ecuación 3.16}$$

Por lo tanto, la potencia para poder ejercer el control del vehículo aéreo no tripulado en punto estático en base a la teoría de cantidad de movimiento, conservación de masa y conservación de la energía, así también tomando en cuenta que la velocidad de movimiento en el eje Z es

cero debido a su movimiento mínimo, la potencia de cada motor está dada por la siguiente ecuación:

$$E = P_{io} = T \cdot v_{io} \quad \text{ecuación 317}$$

Siendo:

P_{io} = Potencia necesaria para vuelo a punto fijo

v_{io} = Velocidad inducida a punto fijo

T = Fuerza de Empuje de cada motor.

Para poder calcular la velocidad inducida, podemos despejar v_{io} de la ecuación de fuerza de empuje:

$$v_{io} = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad \text{ecuación 318}$$

Para poder calcular el valor del área de rotación, se elige una hélice de fibra de carbono de 26 pulgadas de diámetro con un peso máximo de 14kg de empuje (Según fabricante T-Motor), cada hélice está fabricada con fibra de carbono marca T-Motor de un peso ligero de $71gr = 0071kg$ con una capacidad de carga máxima de 3.87 kg adicional frente al peso máximo de carga de cada motor, cuyo valor es propuesto por diseño de 10,13 kg-f por lo tanto se encuentra dentro de los parámetros, en la Figura 3.3 se muestra el detalle de la hélice seleccionada.



Figura 3.3. Hélices fibra de Carbón T-Motor de 26” de Diámetro y 14 kg de carga máxima.
Adaptado de: <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=744>

$$D = \text{Diametro de Helice} = 26" = 0.6604 \text{ metros}$$

$$r = \text{Radio de Helice} = 13" = 0.3302 \text{ metros}$$

Por lo tanto el área seccional de cada hélice en base a su aplicación rotativa es:

$$A = \pi \cdot r^2 = \pi \cdot (0.3302 \text{ m})^2 = 0.3425 \text{ m}^2$$

En base al cálculo de pesos previamente calculado, la fuerza de empuje de cada hélice es de:

$$T = 1013 \text{ kg} - f = 993 \text{ N}$$

Reemplazando para encontrar la Velocidad inducida:

$$v_{io} = \sqrt{\frac{993 \text{ N}}{2 \cdot 0.07359 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0.3425 \text{ m}^2}} = 14.036 \text{ m/s}$$

Reemplazando en la fórmula de potencia requerida por motor:

$$E = P_{io} = T \cdot v_{io} = 993 \text{ N} \cdot 14.036 \text{ m/s} = 13942.1 \text{ Watts}$$

Se puede identificar que a medida que el drone tiene una ruta de vuelo en zonas altas la potencia demandada incrementa de la siguiente manera:

Tabla 3.3. Tabla de Potencia vs Altura de vuelo del VANT.

Altura [metros]	Densidad del aire [kg / m ³]	Velocidad inducida [m/s]	Potencia necesaria [W]
2,000.00	1.01	12.00	1,192.21
2,500.00	0.96	12.31	1,222.76
3,000.00	0.91	12.63	1,254.47
3,500.00	0.86	12.96	1,287.40
4,000.00	0.82	13.31	1,321.63
4,500.00	0.78	13.66	1,357.20
5,000.00	0.74	14.04	1,394.21

Fuente: Propia.

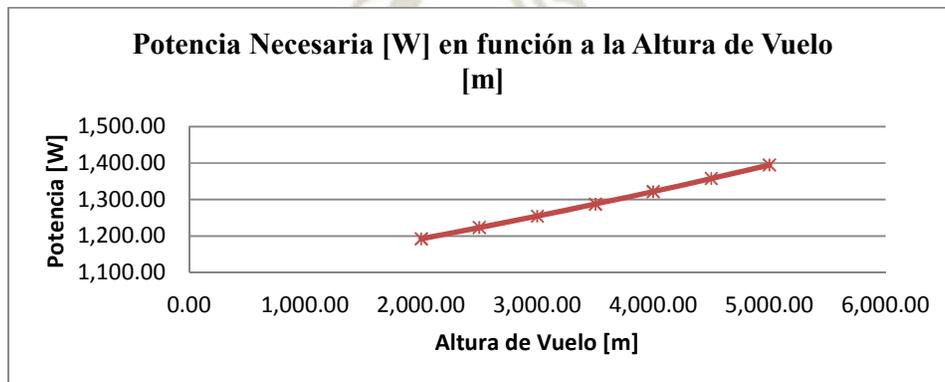


Figura 3.4. Potencia Necesaria en función a la Altura de Vuelo.

Fuente: Propia.

Así también, considerando una altura de vuelo de 5000 m.s.n.m se puede trazar la curva de Potencia vs el peso de carga del VANT:

Tabla 3.4. Potencia vs fuerza de empuje de cada hélice.

Masa[kg]	Fuerza de empuje [n]	Densidad del aire [kg / m ³]	Velocidad inducida [m/s]	Potencia necesaria [W]
2	19.62	0.74	6.24	619.65
4	39.24	0.74	8.82	876.31
8	78.48	0.74	12.48	1,239.30
10.13	99.38	0.74	14.04	1,394.21
12	117.72	0.74	15.28	1,517.82
14	137.34	0.74	16.51	1,639.43

Fuente: Propia.

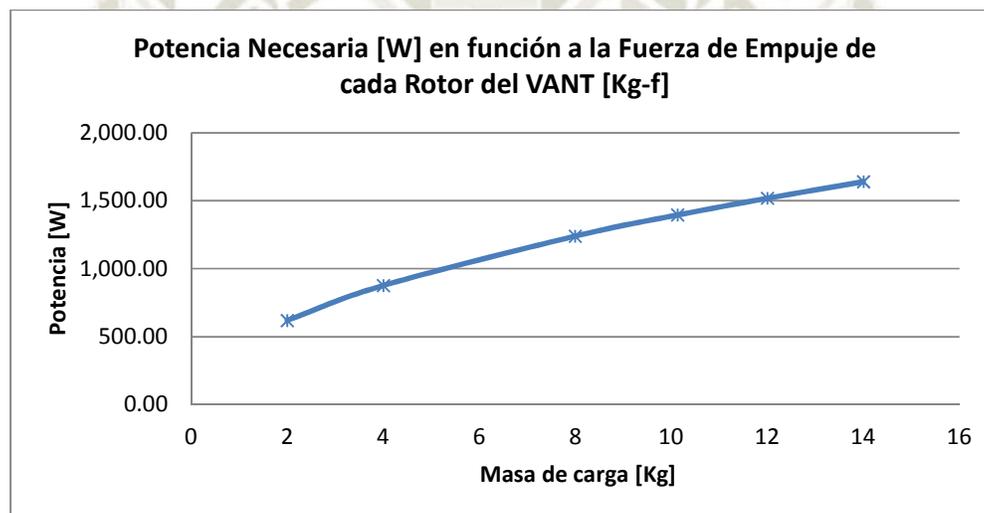


Figura 3.5. Potencia necesaria en función a la fuerza de empuje de cada hélice.

Fuente: Propia.

3.2.2. Potencia para Vuelo Ascendente.

Para el cálculo de la potencia requerida por cada motor en vuelo ascendente, la velocidad en el eje Z ya no será despreciable, en vista que se tiene un desplazamiento del vehículo en el sentido positivo del eje Z, a continuación se muestra el volumen de control del aire para el movimiento ascendente del VANT.

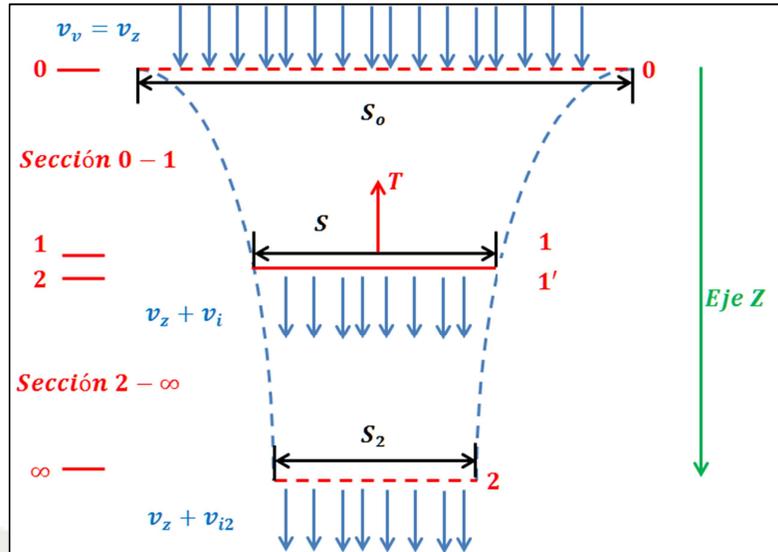


Figura 3.6. Volumen de control para movimiento ascendente del VANT.
Adaptado de: [Universidad de Sevilla t.ly/IpuG](https://www.universidadsevillat.es/)

Se aplica el principio de conservación de la energía para este movimiento:

$$E = \int \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\bar{v} d\bar{E}) \cdot |\bar{v}|^2 \quad \text{cuación 319}$$

Dando por resultado:

$$E = T[E(v_z + v_i)] \quad \text{cuación 320}$$

Siendo:

$v_z =$ Velocidad de Ascenso.

$v_i =$ Velocidad inducida en vuelo ascendente.

Una de las variables dentro del cálculo de movimiento ascendente del VANT se basa en el cambio de presión entre las secciones separadas después del movimiento de rotación de la hélice, por lo que para poder calcular esta diferencia se aplicará el teorema de Bernoulli (1738), este principio hace referencia a la relación que guardan las variables de presión, velocidad y altura de un fluido a lo largo de una línea de corriente, en este escenario la energía del fluido, considerando como fluido al aire, se mantiene constante en todo el recorrido de la corriente, así también el principio concluye que la presión es menor a medida que la velocidad del fluido aumenta. (Sarquis, 2005).

$$\frac{V^2 \cdot \rho}{2} + P + \rho \cdot g \cdot z = \text{Constante} \quad \text{cuación 321}$$

Siendo:

$V =$ Velocidad de flujo

$\rho =$ Densidad del fluido.

$P =$ Presión a través de la corriente.

$g =$ Gravedad.

$z =$ Alturas desde una referencia.

Por lo tanto para nuestro movimiento ascendente, se dan en dos secciones:

Sección 1: Entre 0 y 1.

$$\frac{v_z^2 \cdot \rho}{2} + p_b = \frac{(v_z + v_i)^2 \cdot \rho}{2} + p$$

Sección 2: Entre 2 y ∞ .

$$\frac{(v_z + v_i)^2 \cdot \rho}{2} + p' = \frac{(v_z + v_{i2})^2 \cdot \rho}{2} + p_b$$

Del principio de conservación de la energía:

$$E = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] \quad \text{Ecuación 322}$$

Podemos identificar el valor de v_i en términos de v_{i2} :

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] &= \dot{m} v_{i2} \cdot (v_z + v_i) \\ v_{i2} &= 2 \cdot v_i \end{aligned}$$

En términos de v_i , se da la diferencia de presiones para nuestro volumen de control como:

$$\frac{(v_z + v_i)^2 \cdot \rho}{2} + p' = \frac{(v_z + 2 \cdot v_i)^2 \cdot \rho}{2} + p_b$$

También representándose en términos de la fuerza de empuje T y área seccional de rotación de la hélice S .

$$p' - p = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) = \frac{T}{S} \quad \text{Ecuación 323}$$

Por lo tanto la fuerza necesaria de cada motor *brushless* es:

$$T = S \cdot 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i)$$

Y la potencia necesaria para el movimiento ascendente por motor:

$$E = S \cdot 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i)^2 \quad \text{cuación 324}$$

Siendo:

$$v_z = \text{Velocidad de Ascenso} \left[\frac{m}{s} \right].$$

$$v_i = \text{Velocidad inducida en vuelo ascendente} \left[\frac{m}{s} \right].$$

Para determinar la potencia necesaria para el VANT en movimiento ascendente es necesario identificar las siguientes variables dentro del volumen de control:

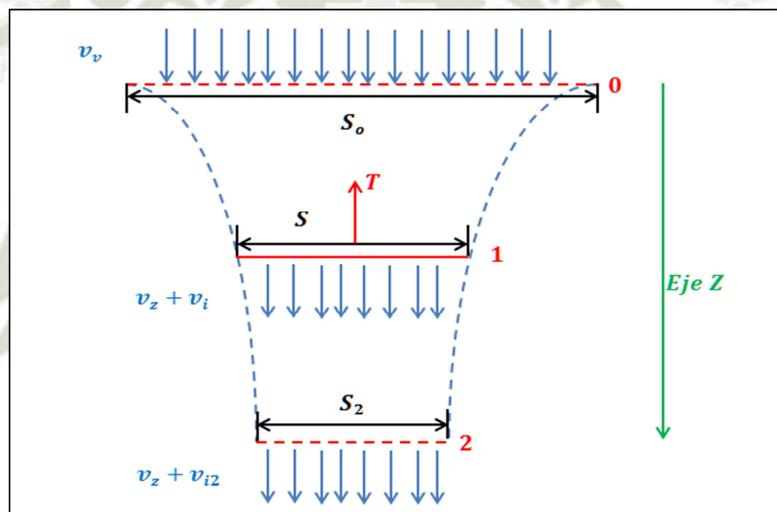


Figura 3.7. Volumen de control para movimiento ascendente del VANT.
Adaptado de: [Universidad de Sevilla t.ly/IpuG](https://www.universidaddesevilla.es/)

Siendo:

$$v_v = \text{Velocidad ascendente del VANT} \left[\frac{m}{s} \right].$$

$$v_i = \text{Velocidad inducida por la rotación de la hélice sujeta a motor brushless} \left[\frac{m}{s} \right].$$

En base a las ecuaciones que del principio de cantidad de movimiento, se tienen las dos relaciones:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad \text{cuación 325}$$

$$T = S \cdot 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \quad \text{Ecuación 326}$$

Se pueden igualar ambas ecuaciones resultando en la siguiente relación:

$$v_{io}^2 \cdot 2 \cdot \rho \cdot S = S \cdot 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \quad \text{Ecuación 327}$$

Se reduce al simplificar en ambos lados de la ecuación: $2 \cdot \rho \cdot S$, quedando la relación:

$$v_{io}^2 = v_i \cdot (v_z + v_i)$$

Despejando la relación de $\frac{v_i}{v_{io}}$:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{v_z}{v_{io}} + \sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left(\frac{v_z}{v_{io}}\right)^2 + 1} \quad \text{Ecuación 328}$$

Por lo tanto se puede despejar la velocidad inducida axial ascendente mediante la siguiente ecuación:

$$v_i = v_{io} \cdot \left(-\frac{1}{2} \cdot \frac{v_z}{v_{io}} + \sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left(\frac{v_z}{v_{io}}\right)^2 + 1} \right) \quad \text{Ecuación 329}$$

Y considerando una Velocidad Inducida de: 140366 m/s , se logra la siguiente tabulación de datos y grafico de datos:

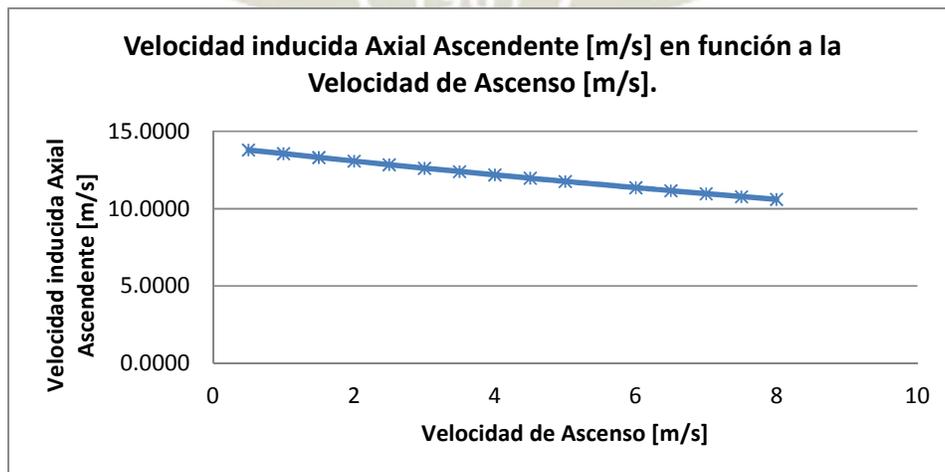


Figura 3.8. Velocidad inducida Axial Ascendente [m/s] en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].

Fuente: Propia

Tabla 3.5. Tabla de Velocidad inducida Axial Ascendente [m/s] en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].

Velocidad de Ascenso [m/s]	Velocidad inducida Axial Ascendente [m/s]
0.5	13.7889
1	13.5455
1.5	13.3067
2	13.0722
2.5	12.8422
3	12.6166
3.5	12.3953
4	12.1784
4.5	11.9658
5	11.7575
6	11.5537
6.5	11.3580
7	10.9664
7.5	10.7789
8	10.5955

Fuente: **Propia.**

Así también la potencia necesaria por cada motor *brushless*, se puede obtener de la siguiente fórmula producto del principio de conservación de la energía:

$$E = S \cdot 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_c + v_i)^2 \quad \text{ecuación 3.30}$$

Se da la potencia para diferentes velocidades de ascenso:

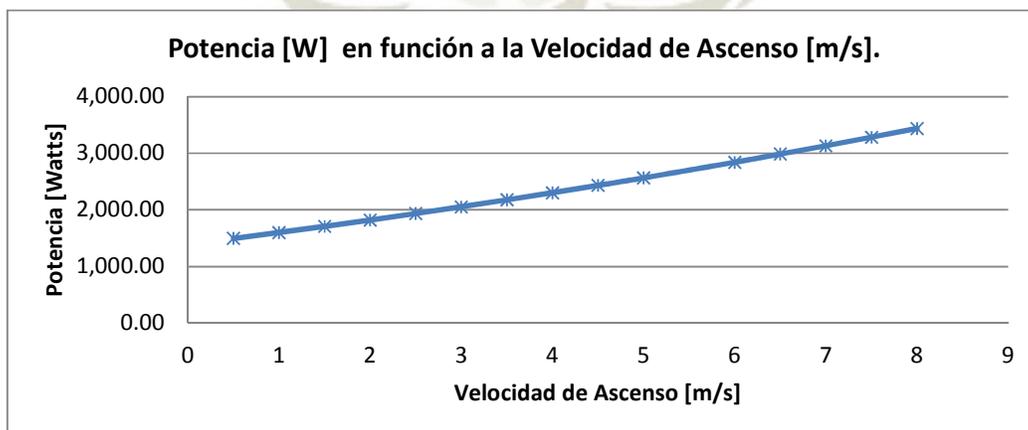


Figura 3.9. Potencia en cada Motor [Watts] en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].

Fuente: **Propia.**

Tabla 3.6. Tabla de Potencia Requerida en función a la Velocidad de Ascenso [m/s].

Velocidad de Ascenso [m/s]	Potencia [W]
0.5	1,495.30
1	1,599.94
1.5	1,708.11
2	1,819.82
2.5	1,935.06
3	2,053.85
3.5	2,176.17
4	2,302.04
4.5	2,431.44
5	2,564.38
6	2,840.87
6.5	2,984.42
7	3,131.51
7.5	3,282.14
8	3,436.30

Fuente: **Propia.**

3.2.3. Potencia en Vuelo Descendente.

Para el cálculo de potencia en el movimiento descendente, se aplica nuevamente el principio de cantidad de movimiento, analizando en particular la velocidad inducida axial en torno a la velocidad de descenso.

$$\frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] = \dot{m} v_{i2} \cdot (v_z + v_{i2}) \quad \text{ecuación 3.31}$$

$$v_{i2} = 2 \cdot v_i$$

Para el cálculo de esta potencia, es necesario considerar 3 diferentes régimen. (Universidad de Sevilla, 2020).

- Anillos de Vórtices : $-1 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq 0$
- Estela turbulenta: $-2 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq -1$
- Molinete frenante: $\frac{v_c}{v_{io}} \leq -2$

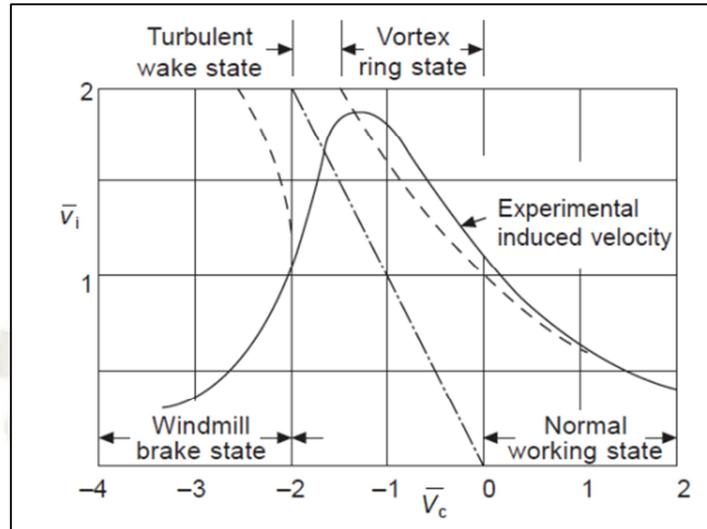


Figura 3.10. Escenarios de variación de velocidad inducida en función al vuelo axial descendente.

Recuperado de: Orna & Dávila, 2015.

Debido al peso tentativo que tiene nuestro VANT de 81 kg-f, y estará llevando una carga crítica muchas veces frágil, es necesario que tenga un movimiento en descenso lento, por lo que se estima una velocidad de descenso 2 m/s, bajo una consideración de descenso lento, lo que el boletín de vuelo axial de la Universidad de Sevilla (2020), nos indica es que la teoría de cantidad de movimiento da resultados aceptables, para esto se calcula el siguiente factor:

$$\frac{v_c}{v_{io}} = -\frac{2}{14036.6} = -0.1425$$

Por lo que nuestro rango de trabajo se encuentra en el escenario de Anillos de Vórtices o turbillonarios: $-1 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq 0$, aquí se tiene que considerar un factor de corrección de acuerdo a la relación de velocidades previamente calculadas:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = k - \frac{v_c}{v_{io}} \quad i - 15 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq 0$$

$$\frac{v_i}{v_{io}} = k \cdot \left(7 + 3 \cdot \frac{v_c}{v_{io}}\right) \quad i - 2 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq -15$$

Siendo:

$k = \text{factor de corrección para hélices reales} = 115$

Por lo tanto para nuestro escenario tenemos:

$$v_i = 14036.6 \cdot \left(115 - \left(-\frac{2}{14036.6}\right)\right) = 181421 \frac{m}{s}$$

Reemplazando en nuestra fórmula de Potencia:

$$E = T \cdot (v_i + v_c) = 993 \cdot \left(181421 \frac{m}{s} - 2\right) = 16\ 0334\text{Watts} .$$

De igual manera se puede tabular la potencia requerida por cada motor de hélice para poder mover el VANT de manera descendente.

Tabla 3.7. Tabla de Potencia Requerida en función a la Velocidad de Descenso [m/s].

Velocidad de descenso [m/s]	Potencia por Motor [Watts]
2	1603.3385
4	1404.6860
6	1206.0335
8	1007.3810
10	808.7285
12	610.0760

Fuente: Propia

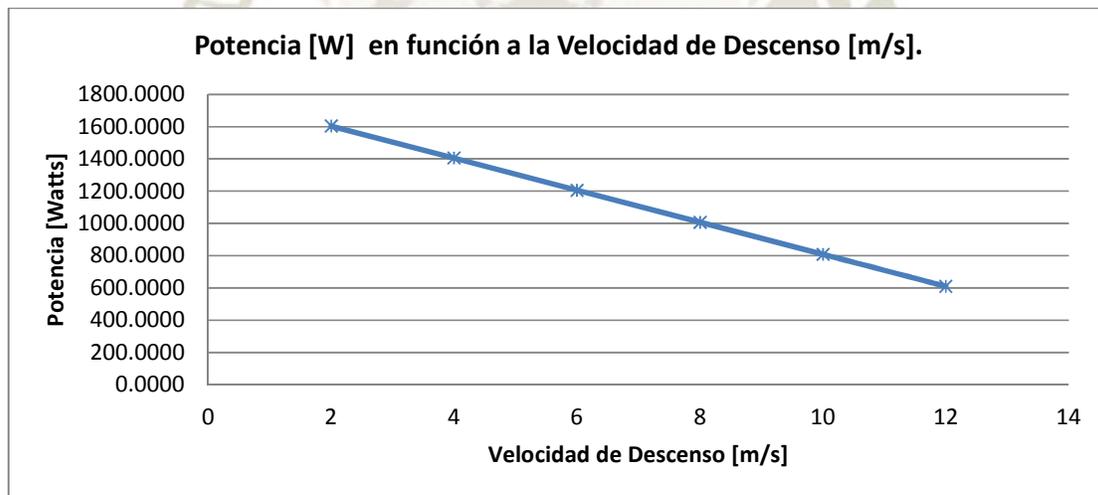


Figura 3.11. Potencia en cada Motor [Watts] en función a la Velocidad de Descenso [m/s].

Fuente: Propia.

3.2.4. Potencia en Vuelo de Avance.

Para poder determinar la potencia necesaria de cada motor *brushless* para el movimiento horizontal del VANT Octocóptero, es importante se analice el principio de cantidad de movimiento con un cambio en el flujo del aire, ya que ahora este pasa a ser bidimensional. (Serrano y Pérez, 2016) Considerando que la velocidad de avance del VANT debe de ser de al menos 72 km/hr (20 m/s) para poder suministrar los repuestos a las unidades mineras en 1 a 2 hrs de atención, se aplica el principio de conservación de masa.

$$E = \rho \cdot S \cdot |v_i| \quad \text{Ecuación 3.32}$$

Siendo:

$|v_i|$ = Velocidad de VANT perpendicular al eje del volumen de control.

$$v_1 = \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad \text{Ecuación 3.33}$$

Siendo:

v_x = Componente de la velocidad de desplazamiento horizontal del eje x.

v_z = Componente de la velocidad axial en torno al eje z del volumen de control.

v_i = Velocidad inducida perpendicular al movimiento horizontal de VANT.

Para poder calcular la potencia necesaria para el movimiento horizontal del VANT, se puede aplicar la Ecuación 3.34 de cantidad de movimiento calculada en el vuelo axial del Vehículo Aéreo No Tripulado:

$$E = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_i)^2 - v_z^2] \quad \text{Ecuación 3.34}$$

Así mismo se considera que para el vuelo axial la relación: $v_{iz} = 2 \cdot v_i$, calculada previamente. Por lo que se puede calcular la potencia en base a las variables de velocidad inducida, velocidad en el eje x y velocidad en el eje z.

$$E = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \cdot \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad \text{Ecuación 3.35}$$

Para efectos de cálculo, se asumen que la velocidad en el eje Z es de 0 ya que solo se tendrá movimiento en el eje horizontal, por lo que se presenta la siguiente Tabla 3.8 donde se muestra la potencia requerida para distintas velocidades de avance, a mayor velocidad de avance mayor potencia será necesaria para los motores *brushless*.

Tabla 3.8. Tabla de Potencia Requerida en función a la Velocidad de Avance [m/s].

Velocidad horizontal [m/s]	Potencia requerida [w]
5	1480.0192
10	1711.8366
15	2040.4896
20	2426.9520
25	2847.7850
30	3289.8249
40	4210.5748
50	5158.3015
55	5638.0465
60	6120.4860

Fuente: Propia.

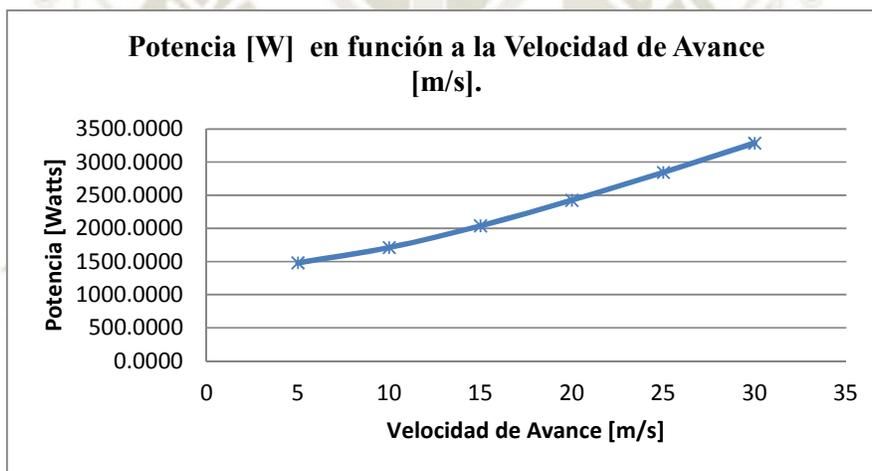


Figura 3.12. Potencia en cada Motor [Watts] en función a la Velocidad de Avance [m/s].

Fuente: Propia

3.2.5. Potencia por resistencia al viento.

Según Brunner (2020), se tiene el siguiente diagrama [Figura 3.13] de fuerzas aplicadas sobre la operación del VANT, donde resalta la fuerza de empuje, el peso del VANT y la fuerza de viento.

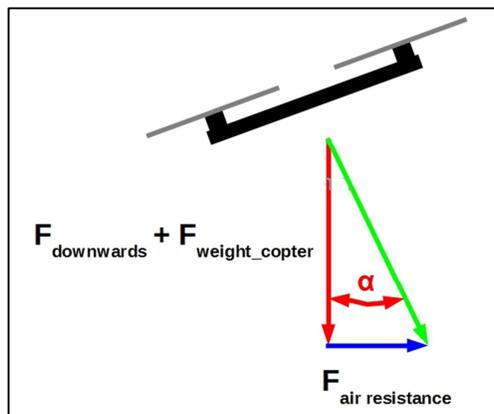


Figura 3.13. Avance, resistencia al viento y empuje de VANT durante operación.
 Recuperado de: technik-consulting.eu t.ly/DA7Z

El ángulo α , puede determinarse mediante la siguiente ecuación.

$$\tan(\alpha) = \frac{F_{\text{resistencia al aire}}}{F_{\text{Empuje}} + F_{\text{peso de VANT}}} \quad \text{cuación 336}$$

$$\tan(\alpha) = \frac{C_w * \frac{A_{\text{lateral}} * \text{sen}(90^\circ - \alpha) + A_{\text{superior}} * \text{sen}(\alpha)}{2} * \rho_{\text{aire}} * v^2}{C_{ao} * \text{sen}(2 * \alpha) * A_{\text{superior}} * \text{sen}(\alpha) * \frac{\rho_{\text{aire}}}{2} * v^2 + m * g} \quad \text{[Ecuación 337]}$$

Dónde:

- $C_w = \text{Considerando una estructura rectangular} = 0.82$ (Abbot y Von Doenhof)
- $A_{\text{lateral}} =$
 Área frontal de VANT para nuestro caso se platan en un área de 0.53 m^2
- $A_{\text{superior}} =$
 Área superior de VANT para nuestro caso se platan en un área de 0.78 m^2
- $\rho_{\text{aire}} = \text{Densidad del aire en vuelo de avance para nuestro caso} = 0.7358 \text{ kg/m}^3$
- $v = \text{Velocidad de avance de VANT para nuestro caso} = 20 \text{ m/s}$

Por lo que se puede despejar la velocidad en torno al ángulo α :

Tabla 3.9. Velocidad del VANT en función al ángulo α .

ALFA (Grados)	Velocidad de avance (m/a)
0.01	0.93350914
4	17.811716
5	19.708284
10	26.6769719
15	31.6845626
20	35.9331126
25	39.9532471
30	44.0724519
35	48.5479861
40	53.6268685

Fuente. Propia

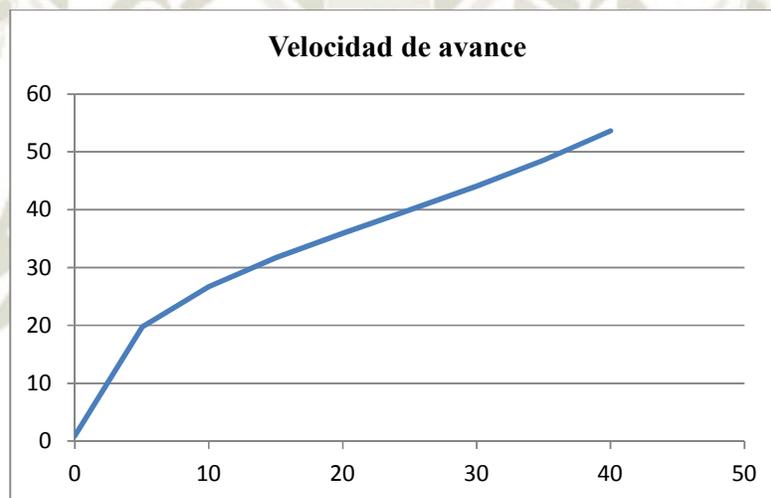


Figura 3.14. Velocidad del VANT en función al ángulo α .

Fuente. Propia

Por lo tanto considerando un ángulo α de 5° , tendremos una velocidad cercana a la propuesta inicialmente mediante la teoría de cantidad de movimiento de 20m/s, en base a este ángulo podemos calcular la potencia necesaria para vencer la resistencia del aire.

$$P_{resistencia\ aire} = \frac{C_w * A_{lateral}(\alpha)}{2} * \rho_{aire} [Ecuación 3.38]$$

Se considera una eficiencia de 60% del sistema de propulsión, por lo tanto la potencia necesaria sería de:

$$P_{resistencia\ aire} = 157857W$$

3.2.6. Potencia Final.

Por lo tanto para nuestro vehículo aéreo no tripulada, y en base al cálculo de potencia de los 4 movimientos se tienen los siguientes valores:

- $Potencia\ para\ vuelo\ fijo\ (v = 0 \frac{m}{s}) = 139\ 421\ Watts$
- $Potencia\ para\ vuelo\ ascendente\ (v = 6 \frac{m}{s}) = 230\ 204\ Watts .$
- $Potencia\ para\ vuelo\ descendente\ (v = 2 \frac{m}{s}) = 160\ 334\ Watts .$
- $Potencia\ para\ vuelo\ de\ avance\ (v = 20 \frac{m}{s}) = 242\ 695\ Watts .$

Siendo la potencia de 2,426.95 W [Movimiento de Avance], la mandatoria para poder seleccionar los componentes y establecer finalmente el peso del VANT. Para poder dimensionar correctamente, los motores eléctricos de cada rotor es fundamental aplicar el factor de servicio, con el fin de evitar un sobredimensionamiento o subdimensionamiento al momento de elegir los componentes de control del VANT, en este caso para la elección correcta se aplica un factor de servicio de 1.15 (Norma NG-1 , NEMA 2020).

Tabla 3.10. Factor de Servicio para Potencia de Motores.

Hp	Service Factor					
	Synchronous Speed, Rpm					
	3600	1800	1200	900	720	600
1/20	1.4	1.4	1.4	1.4
1/12	1.4	1.4	1.4	1.4
1/8	1.4	1.4	1.4	1.4
1/6	1.35	1.35	1.35	1.35
1/4	1.35	1.35	1.35	1.35
1/3	1.35	1.35	1.35	1.35
1/2	1.25	1.25	1.25	1.15*
3/4	1.25	1.25	1.15*	1.15*
1	1.25	1.15*	1.15*	1.15*
1-1/2-125	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*
150	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*
200	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*	1.15*	...
250	1.0	1.15*	1.15*	1.15*

Recuperado de: **CLR 2020.**

Para nuestra potencia máxima se tiene un factor de servicio de 1.15, por lo tanto nuestros nuevos valores de potencia son, así como una eficiencia de 0.85 por derrateo de trabajo en altura. Por lo que las potencias resultantes son:

- $PotenciaFinalparavuelofijo\left(v = 0 \quad \frac{m}{s}\right) = 18 \quad 8628Watts$
- $PotenciaFinalparavueloascendente\left(v = 6 \quad \frac{m}{s}\right) = 31 \quad 1452Watts .$
- $PotenciaFinalparavuelodescendente\left(v = 2 \quad \frac{m}{s}\right) = 21 \quad 6922Watts .$
- $PotenciaFinalparavuelodeavance\left(v = 20 \quad \frac{m}{s}\right) = 32 \quad 8352Watts .$

Para las aplicaciones de nuestro VANT de traslado de repuestos críticos, para poder llegar a la altura de vuelo de 5000 m.s.n.m, considerando una altura inicial de 3,400 m.s.n.m de las rutas a las unidades mineras, y en vista de la velocidad de ascenso de $4m/s$ el VANT llegaría a la altura en aproximadamente 6.25 minutos. Así también mediante la velocidad de avance de $20m/s$ ó $72km/hr$, para la distancia a la unidad minera más lejana [Antapaccay], el tiempo de vuelo en avance es de 148 minutos, en torno a la velocidad de descenso de $2m/s$, el tiempo de descenso es de 12.5 minutos, así también se considera un tiempo de 30 segundos en vuelo estático para equilibrar fuerzas y 30 segundos nuevamente para detectar posibles obstáculos en la maniobra de descenso, sumando 1 minuto en tiempo de vuelo a punto estático.

Tabla 3.11. Tabla de Tiempos de Vuelo en minutos.

Tiempos de Vuelo	Tiempo en minutos	%
Tiempo de vuelo ascendente	6.25	4%
Tiempo de vuelo avance	124	86%
Tiempo de vuelo descendente	12.5	9%
Tiempo de vuelo a punto estático	1	1%

Fuente: **Propia**

En base a la potencia de $32835Watts$, se elige un motor Marca Hacker Brushless Modelo Q80-7M V2 de 5,500 Watts de Potencia, con un peso individual de 1,035 gramos, alimentados por un voltaje de 44 Voltios, para poder acoplar correctamente y evitar se tengan picos de tensión, se aplicará un sistema de regulación de voltaje, considerado en el diseño global del dron, con el fin de evitar variaciones en la diferencia de potencial eléctrico en los motores brushless, que finalmente ponga en peligro el vuelo y la carga.



Figura 3.15. Motor Hacker Q80-7M V2.

Recuperado de: <https://hackermotorusa.com/wp-content/uploads/2017/04/Hacker-Catalog-2017-web.pdf>

Por lo que en base a la potencia y voltaje de alimentación, se puede calcular las corrientes para cada movimiento, utilizando la Ley de Ohm (1827).

$$V = R \cdot I$$

$$P = V \cdot I$$

Por lo tanto se definen las corrientes por movimiento, considerando un voltaje de alimentación de 44V:

- *Corriente necesaria para el vuelo fijo* = $\frac{188 \cdot 628W}{44V} = 4237A \text{ mp.}$
- *Corriente necesaria para el vuelo ascendente* = $\frac{311 \cdot 452W}{44V} = 7078A \text{ mp.}$
- *Corriente necesaria para el vuelo descendente* = $\frac{216 \cdot 922W}{44V} = 4930A \text{ mp.}$
- *Corriente necesaria para el vuelo de avance* = $\frac{32 \cdot 8352Watts}{44V} = 7463Amp.$

De acuerdo a los tiempos de vuelo calculados en la Tabla 3.11.

$$CapR = \#de\text{rotores} \cdot [004 \cdot t_{as} \cdot I_{as} + 086 \cdot t_a \cdot I_a + 009 \cdot t_{ds} \cdot I_{ds} + 001 \cdot t_{vf} \cdot I_{vf}]$$

Siendo:

CapR = Capacidad Requerida de alimentación de baterías.

#deRotores = Para nuestro vehículo es de 6 unidades.

t_{as} = Tiempo de vuelo ascendente = 625min.

I_{as} = Corriente de vuelo ascendente = 7078Amp.

$$t_a = \text{Tiempod evuelodeavance} = 124\text{min.}$$

$$I_a = \text{Corrientedevuelodeavance} = 7463\text{Amp.}$$

$$t_{ds} = \text{Tiempodevuelodescendente} = 125\text{min.}$$

$$I_{ds} = \text{Corrientedevuelodescendente} = 4930\text{Amp.}$$

$$t_{vf} = \text{Tiempodevuelofijo} = 1\text{min}$$

$$I_{vf} = \text{Corrientedevuelofijo} = 4237\text{Amp.}$$

Por lo tanto la Capacidad Requerida del VANT es de:

$$CapR = 57626\text{mAmp}\cdot\text{hr.}$$

Para nuestra aplicación, se consideran baterías Lipo de $30000\text{mAmp}\cdot\text{hr}$ de capacidad, la marca seleccionada es Tattu, cada batería Lipo tiene un peso de 3.690 gr, se consideran 4 unidades para nuestro VANT con el sentido de no sobre cargar de peso, adicional se considera un sistema de carga de baterías mediante un sistema de generación a gasolina portátil.

Considerando las 4 baterías, el VANT tendría un tiempo de vuelo de:

$$\text{TiempodeVuelo} = \frac{\#deBat \cdot CapBat \cdot 60}{CapRUAV} \frac{\text{min}}{\text{hr}} \quad \text{Ecuación 39]$$

Reemplazando:

$$\text{TiempodeVuelo} = \frac{4 \cdot 30000\text{mAmp}\cdot\text{hr} \cdot 60}{57626\text{mAmp}\cdot\text{hr.}} \frac{\text{min}}{\text{hr}}$$

$$\text{TiempodeVuelo} = 1249\text{minutos} \approx 125\text{min}$$

Para el set de baterías, se concluye que sin el diseño del sistema de carga mediante el generador a gasolina a bordo del VANT, el drone tendría una capacidad de vuelo de solo 12.5 minutos, suficiente para el vehículo pueda descender considerando una velocidad de 2m/s así también considerando el tiempo de vuelo estático necesario para identificar obstáculos en un descenso seguro, esto en caso hubiera una falla con el sistema de generación a gasolina. Para la selección del sistema de generación de gasolina para carga de 120,000 mAh de 4 baterías

Lipo, se considera un factor de derrateo del motor a gasolina a calcular en el generador por altura, debido básicamente al impacto en la capacidad de refrigeración del aire, debido a su baja densidad a grandes alturas, Giangrandi (2011), sugiere que se aplique un factor de 1% a 3% por cada 1000 pies pasado los 1000 m.s.n.m, para nuestro cálculo optaremos por un factor de 2%, logrando así un factor de 1.26 debido a la altura de 5,000 msnm de operación del VANT. Por lo que nuestra potencia suministrada por el sistema de generación de gasolina necesaria para el vuelo de avance por cada motor es de:

$$E_{MotorBrushless} = 414\ 534Watts .$$

$$E_{8MotoresBrushless} = 331\ 627\ 2Watts .$$

Considerando el impacto de la potencia para vencer la resistencia del aire, se tiene:

$$E_{generación} = 347\ 412\ 9Watts .$$

En base a esta potencia, se selecciona un grupo de generación eléctrica Modelo SP-180SRE a bordo de 35KW [6000 RPM], marca SkyPower de 180 cc de Motor Wankel a gasolina con un peso total de 9.5 kg Así mismo Molina, Chico, Rosales & Avalos en el 2014, sugieren que la corriente mínima del generador debe de cubrir 30% de la capacidad del banco de baterías, en este caso de 120,000 mAh, por lo tanto:

$$CorrienteMínima = 0.3 \cdot 120\ 000mAh = 40\ 000mAh.$$

Considerando que la unidad de generación seleccionada es de 60A, estamos cubiertos.

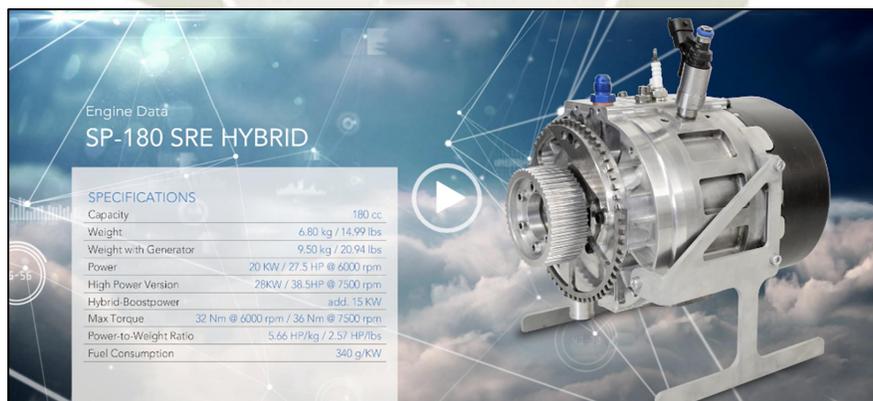


Figura 3.16. Grupo de generación eléctrica Modelo SP-180SR.
Recuperado de: Skypower.com

Considerando la densidad del combustible como $850gr/m^3$, y un consumo por hora a máxima potencia de $4874l/hr$, en base a un tiempo de vuelo de 124 min, se tiene un consumo proyectado de 8.5 kg de combustible necesarios para la ejecución del servicio de envío de repuestos, por lo que el peso total del sistema de generación sería de 18 kg.



CAPÍTULO IV

4. DISEÑO ESTRUCTURAL

4.1. Modelado.

Considerando que cada Batería marca Tattu de Polímero de Litio de 30,000 mAh, tiene unas dimensiones de 217 x 120 x 65 cm y un peso de 3.69 Kg, se calcularon 4 unidades para asegurar el vuelo de descenso y estático al tener una falla imprevista del sistema de generación. Para el diseño estructural de placa de soporte se considera un espacio de 10mm entre baterías para la instalación de un aislamiento térmico para regulación de temperaturas de hasta -20°C. Debido a que el VANT estará volando a una altitud de 5,000 m.s.n.m y por zonas de la sierra del Perú, se pueden llegar a encontrar temperaturas de hasta -13°C sobretodo en los meses de Junio y Julio. Así también se considera un área de 10cm x 10cm para la instalación del variador de velocidad ó comúnmente llamado ESC. Para el desarrollo estructural del drone, se definen como elementos que están sometidos a flexión, los 2 brazos de unión de la estructura principal, por las cargas de peso de los 8 motores brushless. Así como las placas de la estructura central que se encuentran sometidas a flexión por el peso de los componentes, la flexión por el empuje de los motores brushless en los terminales de los brazos, como tercer eslabón estructural se define el sistema de amortiguamiento necesario para que el VANT pueda aterrizar de manera que la carga de 22 kg más su propio peso no presenten daños, dicha estructura está sometida a compresión y esbeltez.

Para la dimensión de la carga aplicada se toma en consideración un factor de diseño de 2.5 (Cuenca, 2016 – Golmayo 2015, Agencia Europea de Seguridad Aérea), por lo que la carga aplicada para los brazos del frame principal así como los de articulación de motores se ve incrementada en:

- $Fuerza_{BrazosFrame} = 25 * 9 \text{ 83N} * 4motores = 99326N$
- $Fuerza_{Brazosdearticulaciónmotor} = 25 * 9 \text{ 83N} * 2motores = 49663N$

Las longitudes de cada brazo son detalladas a continuación:

- $Brazo_{Frame} = 354mm$
- $Brazo_{articulaciónmotor} = 566mm$

Ambos brazos son representados en el esquema de la Figura 4.1.

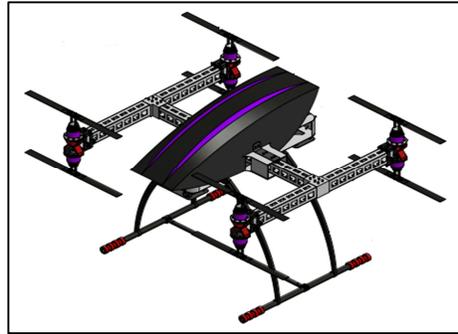


Figura 4.1. VANT para traslado de repuestos de 22kg a distancias de 150km.
Fuente: Propia

4.2. Diagramas de Esfuerzo Cortante y Momento Flector.

Para nuestro diseño se presentan los diagramas de esfuerzo cortante y momento flector para ambos tipos de vigas, la primera bajo una longitud total de 354 mm y una carga puntual en el extremo producto de los cuatro motores de empuje de 993.26 N, a esta primera viga la llamaremos viga de *frame*, ya que es la que acople el chasis o *frame* del drone.

En este diseño también se analiza una segunda viga bajo una longitud de 566 mm y una carga puntual producto de los 2 motores de empuje en cada terminal de 496.63 N, a esta segunda viga se le denominará viga de articulación de motores *brushless*. A continuación se detallan los diagramas resultantes de las cargas para ambas vigas:

Para el cálculo de los diagramas de esfuerzo cortante y momento flector, se utilizó el software SkyCiv desarrollado a través de su página web: <https://skyciv.com/es/>

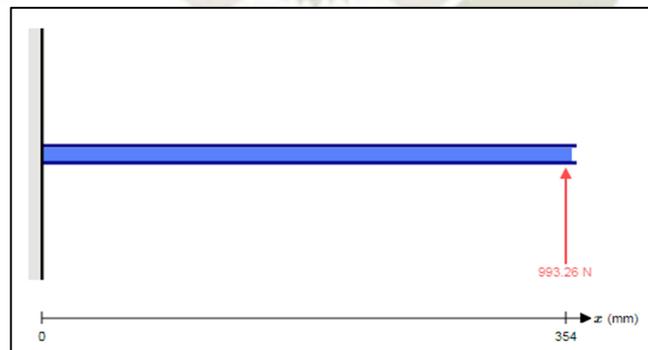


Figura 4.2. Diagrama de cargas en Viga de Frame
Fuente: Propia Software: SkyCiv

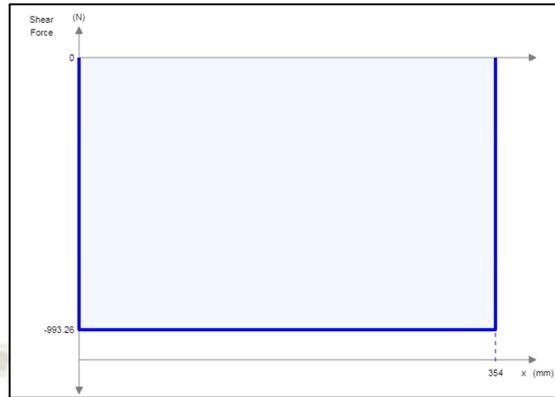


Figura 4.3. Diagrama de Esfuerzo Cortante en Viga de Frame.
Fuente: Propia Software: SkyCiv

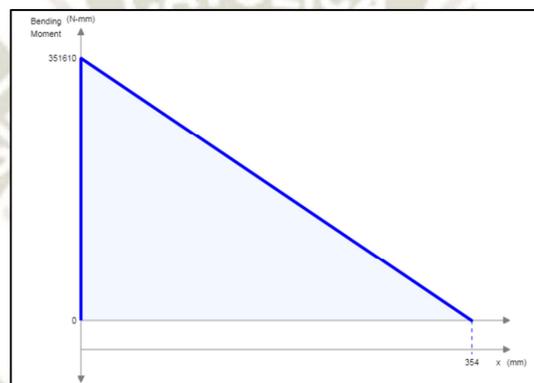


Figura 4.4. Diagrama de Momento Flector en Viga de Frame.
Fuente: Propia Software: SkyCiv

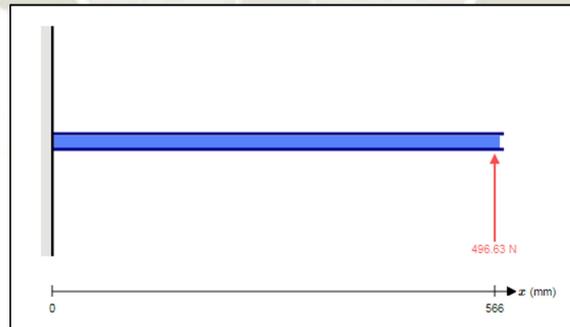


Figura 4.5. Diagrama de cargas en Viga de Articulación de Motores Bruhsless.
Fuente: Propia Software: SkyCiv

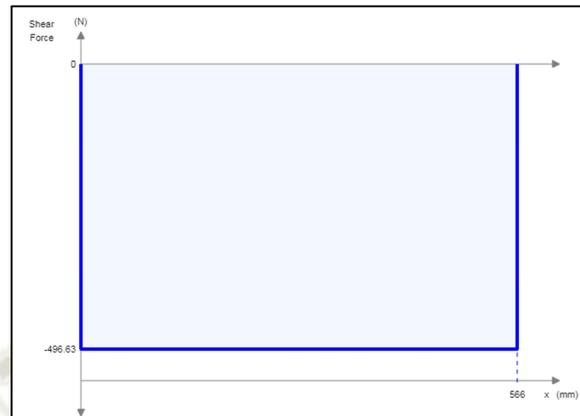


Figura 4.6. Diagrama de Esfuerzo Cortante en Viga de Articulación de Motores Brushless.
Fuente: Propia Software: SkyCiv



Figura 4.7. Diagrama de Momento Flector en Viga de Articulación de Motores Brushless.
Fuente: Propia Software: SkyCiv

Se puede observar que el momento máximo de flexión se encuentra en el empotramiento del brazo para ambas vigas, para el caso de la viga de frame principal con un momento máximo de $35161493N - mm$ en el punto inicial de soporte de la viga, para el caso de la viga de articulación de motor *brushless* $281090N - mm$. Así también, el esfuerzo cortante máximo para la viga de *frame* principal es de $99326N$ a lo largo de toda la longitud de la viga, y de $49663N$ para la viga de articulación de motor *brushless* por lo que primero encontraremos el esfuerzo cortante máximo.

4.3. Diseño por Esfuerzo Cortante Máximo.

Como una carga principal de análisis se encuentran los efectos de esfuerzos cortantes (Yépez, 2014), en base al sistema de vigas propuesto, los elementos estructurales están sometidos a cargas transversalmente al eje longitudinal, a esta carga se le denominará V , que es básicamente la carga de diseño aplicada en el extremo de ambas vigas, 993.6N para la viga de *frame* y 496.63 para la viga de articulación de motores *brushless*, la siguiente ecuación denominada Formula del Cortante, utilizada para hallar el esfuerzo cortante máximo en cualquier punto de la viga, para nuestro caso se considerará la sección donde se tenga la mayor concentración de esfuerzos (Andrade, Carrillo, Gonzales y Gonzales 2018), en este caso donde se encuentren los espacios huecos retirados con el propósito de enlazar los conectores de energía a los motores y reducción de peso de la estructura.

$$[\text{E} \quad \tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b} \quad \text{cuación 41}]$$

Dónde:

$$\tau = \text{Esfuerzo cortante máximo } N/m^2$$

$$V = \text{Esfuerzo cortante de la viga } N/m^2$$

$Q =$ Momento de primer orden.

$I =$ Momento de inercia de la viga.

$b =$ Sección o espesor de corte.

Para nuestro diseño se considera una sección cuadrada de largo de 80cm y 60cm de ancho, considerando un alto de las baterías de litio de 65cm y 15cm de capa de aislamiento de estas, así también para nuestro diseño es importante contar con canales de 15cm y 40cm de ancho en el medio de cada superficie con el propósito de movilizar fácilmente los cables eléctricos de energía a los motores *brushless* considerados en el diseño, así también se hacen las canaletas para reducir el peso de cada viga, por lo que nuestro momento de inercia estaría dado aplicando el teorema de Steiner, para nuestro diseño se considera un espectro de espesores de $1\text{a}7\text{mm}$, que luego graficaremos, en las siguientes fórmulas lo denominaremos e :

$$I_x = I_{\theta x} + A \cdot dy^2 \quad \text{cuación 42}]$$

$$I_y = \int_{A} x^2 dx + A * d^2$$

ecuación 4.3]

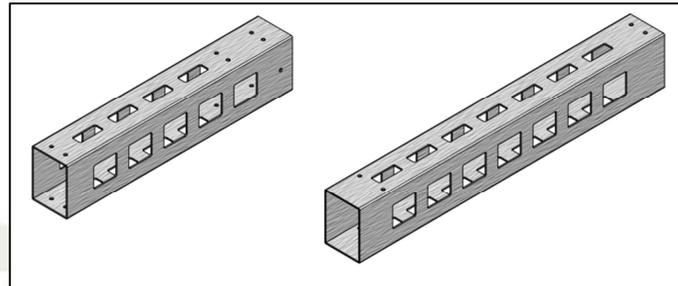


Figura 4.8. Estructura planteada de Viga de Frame (Izquierda) y Viga de Articulación de Motores Brushless (Derecha).

Fuente: Propia.

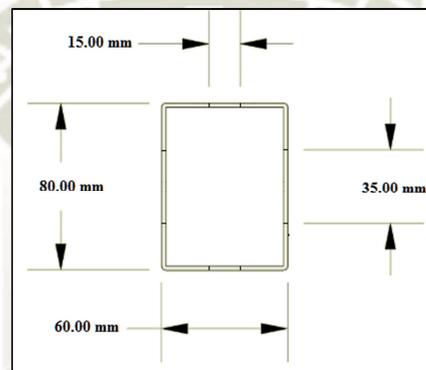


Figura 4.9. Corte Transversal de Viga de Frame y Viga de Articulación de Motores Brushless.

Fuente: Propia.

Por lo tanto la Inercia de nuestra sección en base a la sección transversal previamente visualizada en la Figura 4.9. Para nuestra sección se pueden obtener un rango de Inercias:

Tabla 4.1. Tabla de Inercias en base a los espesores del perfil.

Espesor (mm)	Inercia (mm ⁴)
1	153,681.167
1.5	226,523.25
2	296,813.667
2.5	364,635.417
3	430,069.500
3.5	493,194.917
4	554,088.667

Fuente: Propia.

De igual manera se pueden obtener los valores del Momento de Primer Orden para la sección de viga:

$$[Ecuación 4.1] * \bar{y}$$

Tabla 4.2. Tabla de Momentos de Primer Orden en base a los espesores del perfil.

Espesor (mm)	Momento de Primer Orden (mm ³)
1	3891
1.5	5755.875
2	7568
2.5	9328.125
3	11037
3.5	12695.375
4	14304

Fuente: Propia.

Reemplazando los valores en función de la Ecuación 4.1, se puede obtener un rango de Esfuerzos Cortantes Máximos en la Viga de Frame principal en función del espesor. Para los esfuerzos cortantes máximos permisibles, Randolph & Ferry (2002) nos muestra la Tabla 4.3.

Tabla 4.3. Tabla de Esfuerzos Permisibles para Aluminio.

Alloy Temper	Minimum Shear Strength		Allowable Shear Stress on Effective Area		Minimum Tensile Strength		Allowable Tensile Stress on Effective Area	
	(ksi)	(MPa)	(ksi)	(MPa)	(ksi)	(MPa)	(ksi)	(MPa)
2017-T4	33	225	14	95	55	380	24	165
2024-T42	37	255	16	110	62	425	26	180
2117-T4	26	180	11	75	38	260	16	110
2219-T6	30	205	13	90	55	380	24	160
6053-T61	20	135	8.5	60	30	205	13	90
6061-T6	25	170	10.5	75	42	290	18	125
7050-T7	39	270	17	115	70	485	30	205
7075-T6	42	290	18	125	77	530	33	225
7075-T73	41	280	18	120	68	470	29	200
7178-T6	46	315	20	135	84	580	36	250
7277-T62	35	240	15	105	60	415	26	175

Notes
 Strengths apply for 0.063 in. [1.60 mm] to 1.00 in. [25.00 mm] diameters, except 7277 diameters, which are 0.500 in. [12.50 mm] to 1.250 in. [32.00 mm].
 Allowable stress is the minimum strength divided by 2.34.
 All rivets are driven cold as received.

Recuperado de: **Randolf J. & Ferry, R. Aluminum Structures, A guide to their specifications and design.**

Para poder calcular el Factor de Seguridad, tomamos el Esfuerzo Máximo de corte de 290MPa indicado en la Tabla 4.4. Por lo que podemos mapear un rango de Factores de Seguridad en base al espesor que seleccionaremos de la viga.

Tabla 4.4. Tabla de Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Frame Principal.

Espesor (mm)	Esfuerzo Cortante Máximo (Pa)	FS
1	12,574,033.86	23
1.5	8,412,815.30	34
2	6,331,422.24	46
2.5	5,081,940.12	57
3	4,248,397.92	68
3.5	3,652,522.85	79
4	3,205,178.98	90

Fuente: Propia.

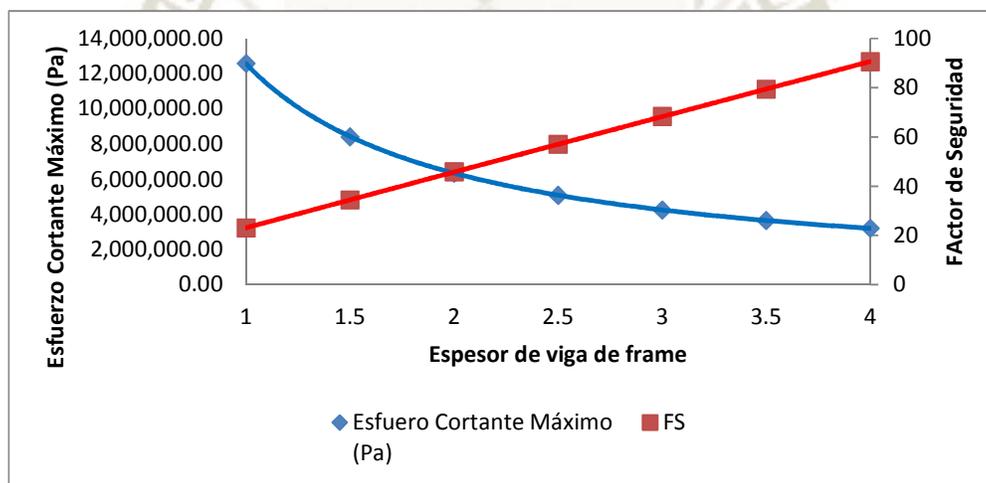


Figura 4.10. Curvas de Esfuerzo Cortante Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Frame Principal.

Fuente: Propia.

De igual manera para el cálculo de la viga de articulación de motores *brushless* se puede obtener un rango de Esfuerzos Cortantes Máximos en función del espesor.

Tabla 4.5. Tabla de Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Articulación de Motores Brushless.

Espesor (mm)	Esfuerzo Cortante Máximo (Pa)	FS
1	6,287,016.93	46
1.5	4,206,407.65	69
2	3,165,711.12	92
2.5	2,540,970.06	114
3	2,124,198.96	137
3.5	1,826,261.42	159
4	1,602,589.49	181

Fuente: Propia.

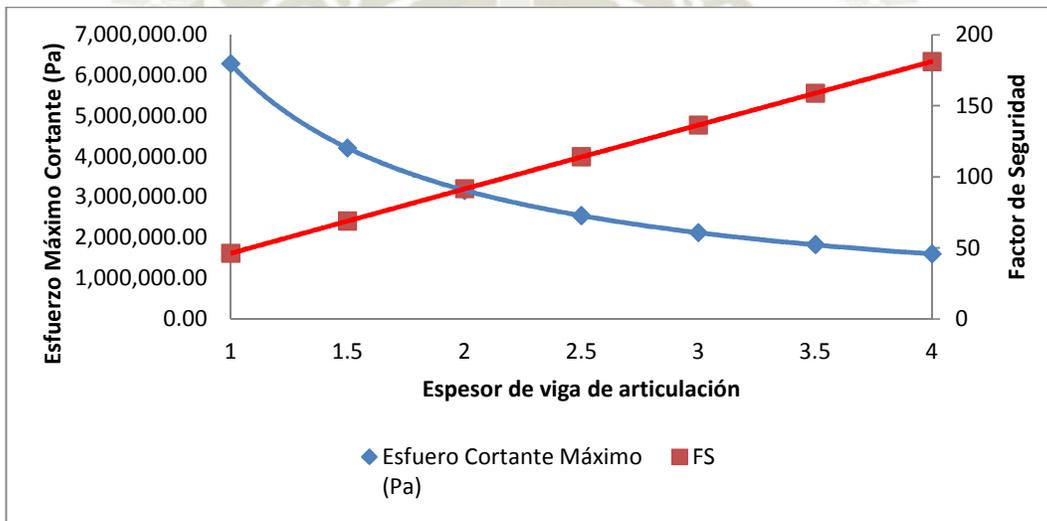


Figura 4.11. Curvas de Esfuerzo Cortante Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Articulación de Motores Brushless.

Fuente: Propia.

Podemos observar que se tienen altos factores de seguridad para ambas vigas, sin embargo veremos en la siguiente sección el análisis a momento flector.

4.4. Diseño por Momento Flector.

Para el cálculo de Momento Flector, se tienen dos momentos principales aplicados a la estructura, un primer momento aplicado a la viga de *frame* principal de $35161493N - mm$, y un monto de $28109329N - mm$ aplicado a la viga de articulación de motores *brushless*. Adicional el diseño por momento flector involucra la distancia al eje neutro en base a la distribución de esfuerzos de cada viga. (Anaguano, 2013).

La siguiente fórmula presenta el esfuerzo flector máximo de la viga:

$$[Ec f_b = \frac{M \cdot y}{I}$$

uación45]

Donde:

- f_b = Esfuerzo flector máximo.
- M = Momento flector máximo de la viga.
- y = Distancia al eje neutro de la viga.
- I = Momento de inercia

Para nuestro diseño la distancia al eje neutro de ambas vigas es de 40mm .

Por lo que conociendo la Inercia, los momentos flectores máximos aplicados, podemos aplicar la fórmula y calcular los esfuerzos flectores máximos en ambas vigas:

Tabla 4.6. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para Viga de Frame Principal.

Espesor (mm)	Esfuerzo Máximo a Tracción (Pa)	FS T	FS C
1	91,518,025.96	2.474875568	2.52437308
1.5	62,088,977.62	3.647921663	3.720880096
2	47,385,274.26	4.779875816	4.875473333
2.5	38,571,670.1	5.872074657	5.98951615
3	32,703,079.39	6.925822606	7.064339058
3.5	28,517,319.47	7.942391876	8.101239714
4	25,383,296.66	8.923022473	9.101482922

Fuente: Propia.

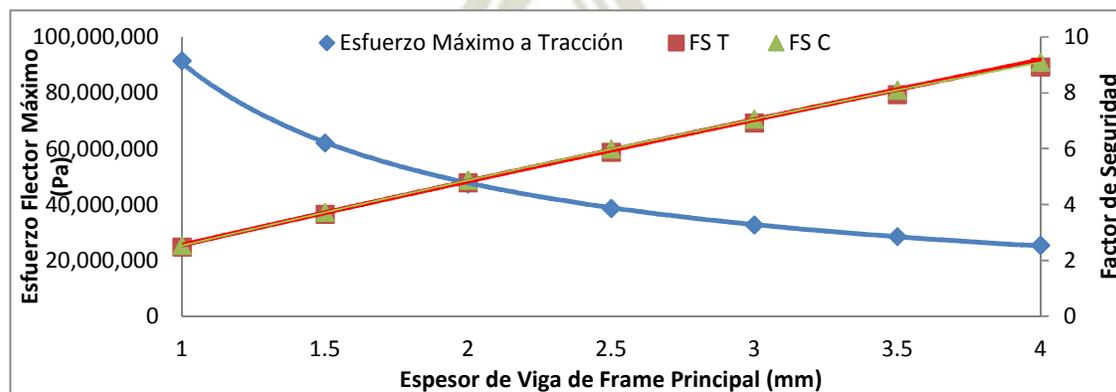


Figura 4.12. Curvas de Momento Flector Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Frame Principal.

Fuente: Propia.

Tabla 4.7. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para Viga de Articulación de Motores Brushless

Espesor (mm)	Esfuerzo Máximo a Tracción (Pa)	FS T	FS C
1	73162715.67	3.095780746	3.15769636
1.5	49636103.58	4.563124624	4.65438712
2	37881448.07	5.979067275	6.09864862
2.5	30835544.18	7.345280666	7.49218628
3	26143987.19	8.663396475	8.8366644
3.5	22797744.1	9.935006092	10.1337062
4	20292296.48	11.16166062	11.3848938

Fuente: Propia.

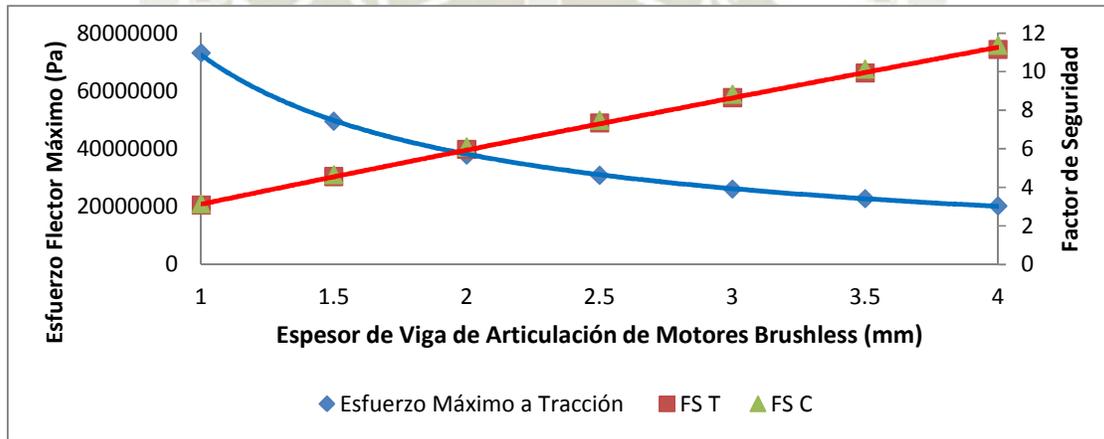


Figura 4.13. Curvas de Momento Flector Máximo & Factor de Seguridad para Viga de Articulación de Motores Brushless.

Fuente: Propia.

Para la selección correcta del espesor de cada viga, es necesario aplicar el concepto propuesto por Guevara (2008), en base a la recomendación de la FAR 23.303 (*Federal Aviation Regulation*), el factor de seguridad recomendado para aeronáutica industrial es de 1.5 y debido a las fluctuaciones de los esfuerzos y ciclos de falla de material un factor de 3, para el ciclo operativo desde despegue, avance y aterrizaje (Guevara, E. 2008), concluyendo en un factor de seguridad de 4.5. Por lo que para nuestro diseño el espesor $e = 2mm$ cumple con el requisito de diseño, para la viga de frame principal, para el caso de la viga de articulación de motores brushless, el espesor de 1.5 mm cubre los factores de seguridad, para nuestra estructura principal de soporte del VANT, quedaría de acuerdo a la Figura 4.14.

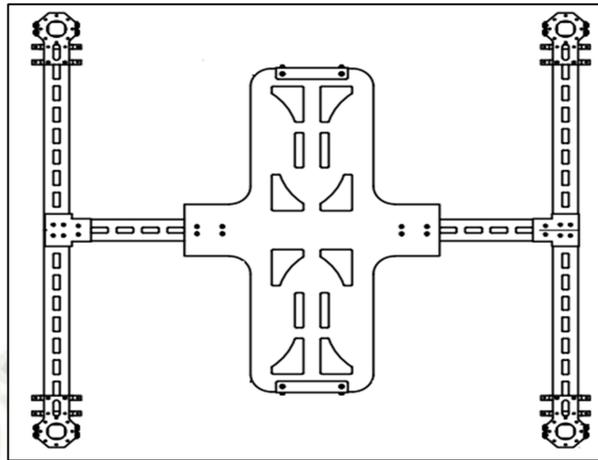


Figura 4.14. Vista superior de la estructura principal de soporte de VANT.

Fuente: Propia.

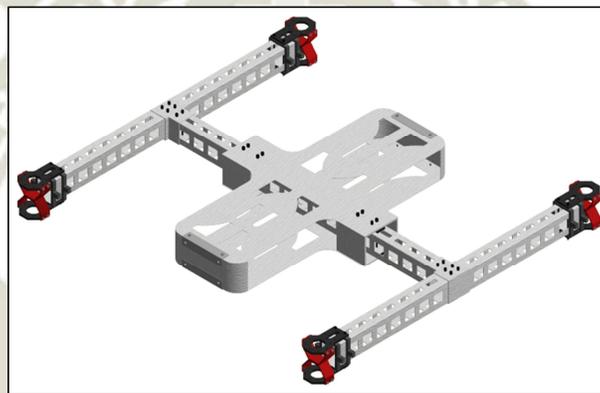


Figura 4.15. Vista general de la estructura principal de soporte de VANT.

Fuente: Propia.

Como soporte intermedio se instala una viga central considerando el mismo perfil de las vigas diseñadas, dicha viga tendrá una longitud 363.50 mm.

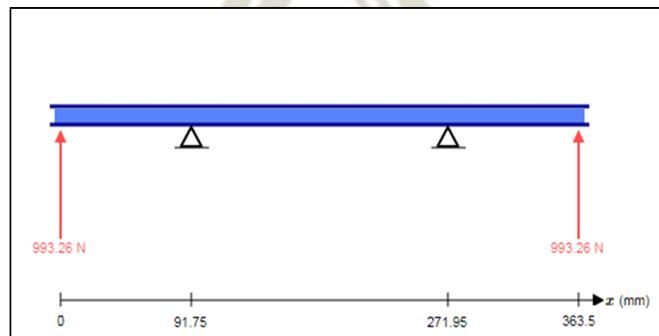


Figura 4.16. Diagrama de cargas en Viga de Soporte Central

Fuente: Propia Software: SkyCiv

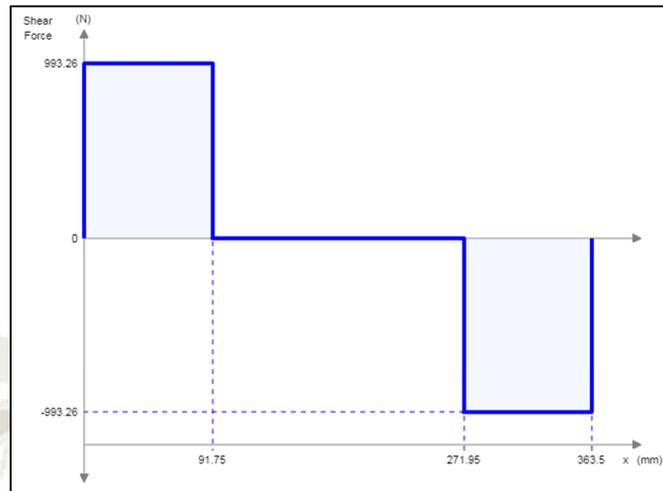


Figura 4.17. Diagrama de Esfuerzo Cortante en Viga de Soporte Central.
Fuente: Propia Software: SkyCiv

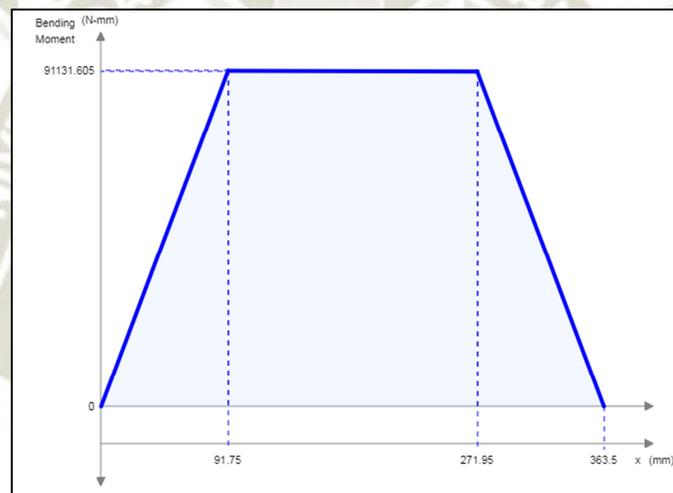


Figura 4.18. Diagrama de Momento Flector en Viga de Soporte Central.
Fuente: Propia Software: SkyCiv

De los diagramas analizados en base a las cargas de flexión de 993.26N en cada extremo y considerando como apoyos los soporte tubulares del tren de aterrizaje separados a 180mm de distancia, se tiene una carga máxima de 993.26N como fuerza cortante y un momento flector máximo en los apoyos de 91,131.605 N-mm.

En base a estos dos factores podemos validar la resistencia de la viga con el VANT a plena carga, reemplazando en las ecuaciones 3.1. y 3.5

Esfuerzo cortante máximo de la viga:

$$[Ec \quad \tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b} \quad \text{uación 41}]$$

Dónde:

$$\tau = E \text{ esfuerzocortantemáximo} N/m^2$$

$$V = E \text{ fuerzocortantedelaviga} N/m^2$$

$Q =$ Momentodeprimerorden.

$I =$ Momentodeinerciadelaviga.

Por lo que podemos reemplazar los datos en función del espesor.

$$\tau = \frac{9936N \cdot Q}{I \cdot b}$$

En base al espesor de la viga, se pueden obtener los esfuerzos de corte máximos para la sección:

Tabla 4.8. Tabla de Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Soporte Central.

Espesor (mm)	Esfuerzo Cortante Máximo	FS Cortante	Esfuerzo Cortante Permisible Alum
0.5	25,054,653.33	11.57469617	290,000,000.00
1	12,574,033.86	23.06340218	290,000,000.00
1.5	8,412,815.30	34.47121915	290,000,000.00
2	6,331,422.24	45.80329491	290,000,000.00
2.5	5,081,940.12	57.0648204	290,000,000.00
3	4,248,397.92	68.26102581	290,000,000.00
3.5	3,652,522.85	79.39717617	290,000,000.00
4	3,205,178.98	90.47856653	290,000,000.00

Fuente: Propia

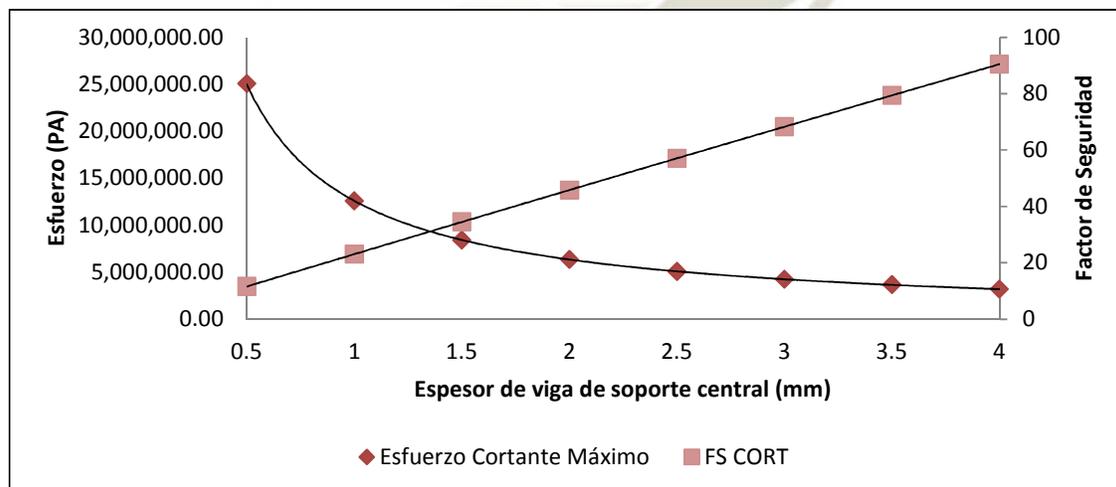


Figura 4.19. Diagrama Esfuerzo Cortante Máximo para Viga de Soporte Central.

Fuente: Propia.

De igual manera, podemos calcular el esfuerzo flector máximo de la viga, respecto al espesor de la viga de soporte central, utilizando la Fórmula 4.5.

$$[Ecf_b = \frac{M \cdot y}{I} \quad \text{ecuación 4.5}]$$

Dónde:

- f_b = Esfuerzo flector máximo.
- M = Momento flector máximo de la viga.
- y = Distancia al eje neutro de la viga.
- I = Momento de Inercia

Por lo que nuestra ecuación, quedaría de la siguiente manera:

$$f_b = \frac{9113161Nm \quad m \cdot y}{I}$$

En base al espesor de la viga, se pueden obtener los esfuerzos de momento flector máximos para la sección, en la presente tabla se muestran los valores de los factores de seguridad tanto a tracción como a compresión, revisando la tabulación y considerando en la selección un espesor de 0.5mm, se logran factores de seguridad de 4.8590 y 4.9562 para los diseños a tracción y compresión respectivamente, con estos valores estamos por encima del coeficiente propuesto por la FAR de 4.5, de igual manera en la tabulación se introducen calibres de espesor superiores para determinar la curva final de espesores para la viga analizada.:

Tabla 4.9. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para Viga de Soporte Central.

Espesor (mm)	Esfuerzo Máximo a Tensión (Pa)	Esfuerzo Máximo a Compresión (Pa)	FS Tracción	FS Compresión
0.5	46,613,191.20	46,613,191.20	4.859047851	4.956228808
1	23,719,654.65	23,719,654.65	9.548862739	9.739839994
1.5	16,092,229.83	16,092,229.83	14.07485034	14.35634735
2	12,281,321.95	12,281,321.95	18.44229207	18.81113792
2.5	9,997,010.80	9,997,010.80	22.65634507	23.10947198
3	8,475,988.65	8,475,988.65	26.72204222	27.25648306
3.5	7,391,122.81	7,391,122.81	30.64429211	31.25717795
4	6,578,846.35	6,578,846.35	34.42787908	35.11643666

Fuente: Propia.

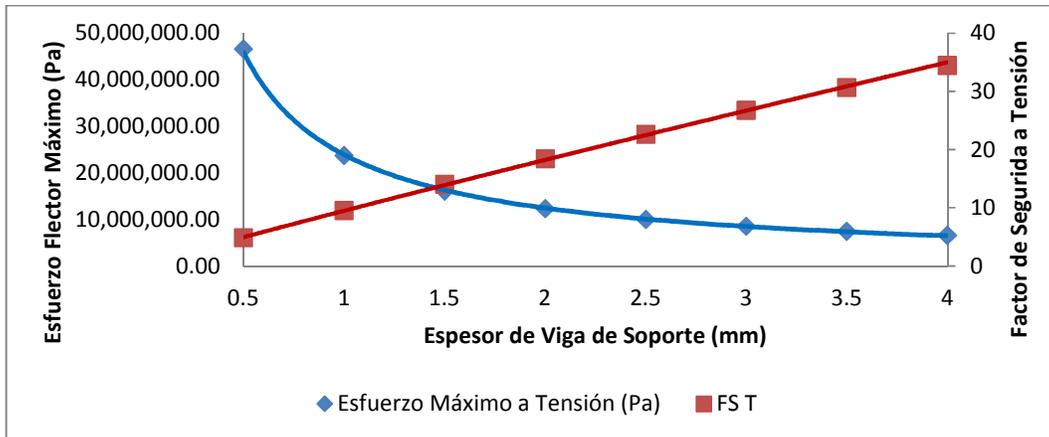


Figura 4.20. Diagrama Esfuerzo Flector Máximo a Tensión para Viga de Soporte Central.
Fuente: Propia.

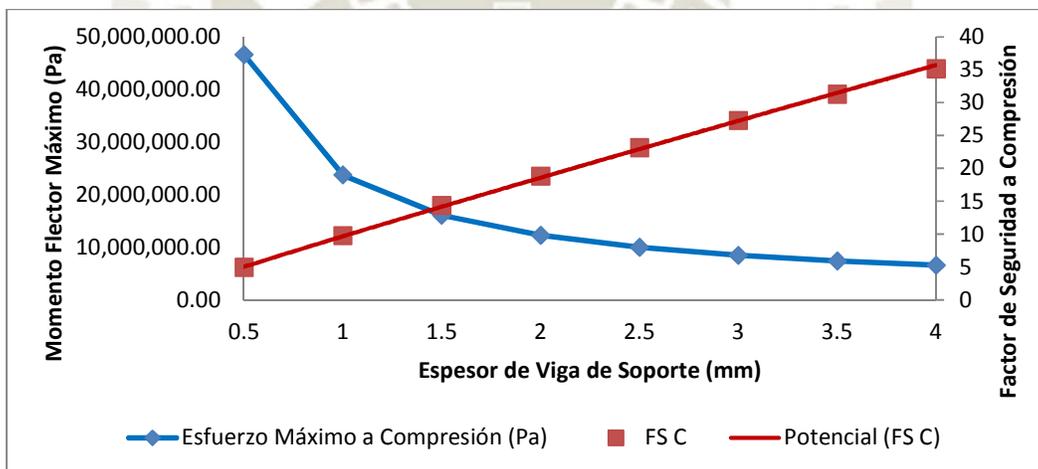


Figura 4.21. Diagrama Esfuerzo Flector Máximo a compresión para Viga de Soporte Central a Frame.
Fuente: Propia.

Por lo que un espesor del perfil seleccionado de 0.5 mm cubre los parámetros de diseño superando el factor de seguridad de 4.5 establecido por la norma de regulación aérea (FAR).

4.5.Cálculo matricial de estructuras para Tren de aterrizaje.

Para nuestro caso de diseño, se presenta un planteamiento de estructura tipo pórtico doble para el tren de aterrizaje, el material seleccionado para nuestro tren será de fibra de carbono especificado en el punto 3.6.5 de la presente Tesis, Para nuestro diseño se consideran fibras Tenax-J UMS45 configurado a través de un curado de resina Epolam 2017.

Las propiedades mecánicas asociadas a la fibra de carbono son:

- *Coeficiente de Poisson* 0.3
- *Módulo de Elasticidad Longitudinal* 22841 GPa.
- *Módulo de Elasticidad Transversal* 6283 GPa.

Para nuestro caso la carga que soportará cada estructura del tren de aterrizaje será igual a la carga distribuida por el peso del VANT. Entre las dos secciones propuestas, para nuestro caso se plantea el siguiente diseño propuesto en la Figura 4.22.



Figura 4.22. Diseño de Tren de Aterrizaje para VANT.
Adaptado de: RCExtremo.com

Por lo tanto la carga puntual de diseño será del peso total de la estructura multiplicado por el factor de diseño de 2.5, lo que nos genera un peso total de $1986525N$, considerando dos estructuras principales de apoyo, cada una resistiría $99326N$. Para la estructura planteada cada riel superior tiene el ancho de la placa principal de frame equivalente a $296mm$, lo que genera una carga distribuida de $336N/mm$. Como punto adicional para calcular el dimensionamiento del tren de aterrizaje, es necesario se evalúe previamente las dimensiones de la carga máxima a transportar en el VANT.

4.5.1. Dimensionamiento de Tren de Aterrizaje.

Para el correcto dimensionamiento de la curvatura de los arcos del tren de aterrizaje, se evalúa previamente la carga máxima a transportar en el VANT, para esto recurrimos a nuestro análisis de repuestos críticos de la flota de carguío de palas eléctricas, donde se tiene un listado global de 250 ítems, en base a este análisis se tienen los siguientes rangos dimensiones de alto de carga, estos rangos están representados en términos de altura máxima (Figura 4.23) y ancho máximo (Figura 4.24) de los repuestos asociados a la flota de carguío.

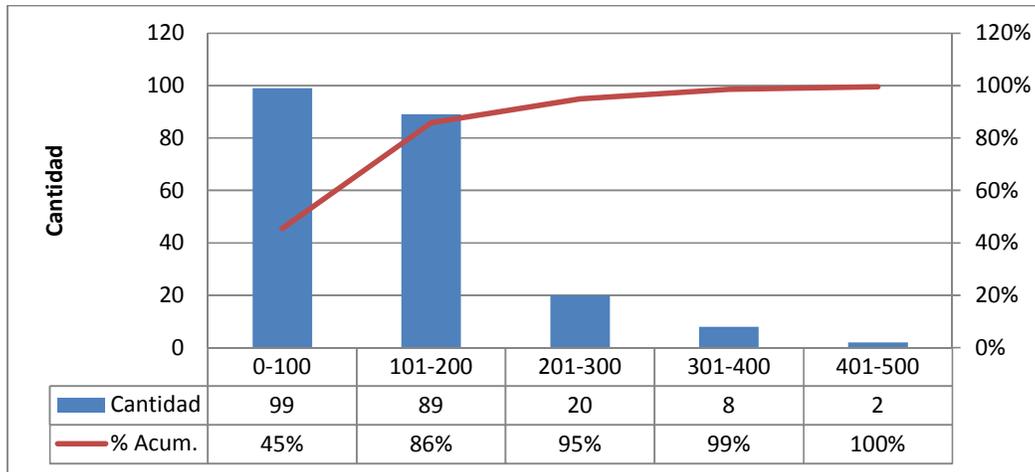


Figura 4.23. Dimensionamiento de carga en alto (mm) de repuestos críticos para VANT.
Fuente: **Propia**

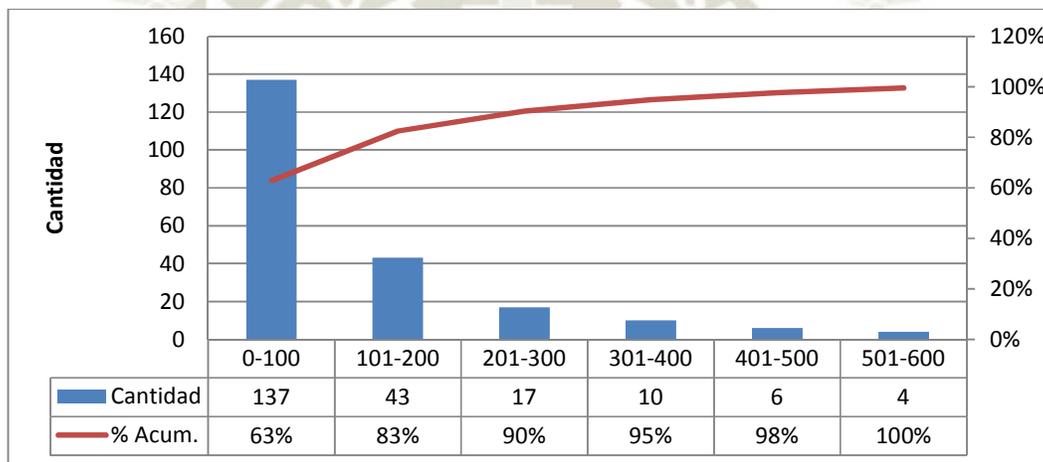


Figura 4.24. Dimensionamiento de carga en ancho (mm) de repuestos críticos para VANT.
Fuente: **Propia**

4.5.1.1. Diseño de Arco Parabólico.

Por lo tanto para el peso seleccionado de ítems menores de 22 kg, resultantes en 218 unidades tenemos un alto máximo de 495.30 mm que vendría ser un Módulo de conversión eléctrico para el sistema de potencia de los motores principales, y un ancho máximo de 609.60 mm en referencia a un Transformador de 60Hz correspondiente al sistema de lubricación del equipo, para nuestro diseño utilizaremos brazos curvados de fibra de carbono de 1000 mm de curvatura, por lo que considerando el espacio superior de 296 mm para soporte de estructura principal, el modelado del tren de aterrizaje será a través de dos arcos principales

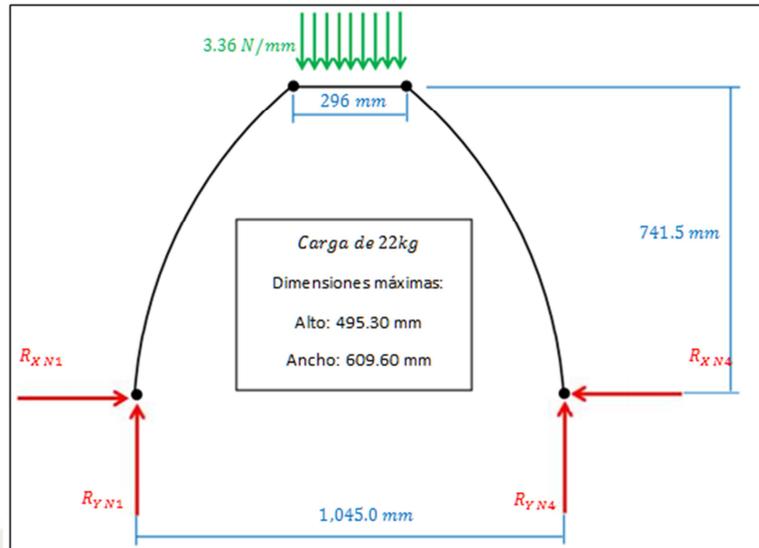


Figura 4.25. Diseño de Tren de Aterrizaje para VANT.
Fuente: Propia.

Aplicando el principio podemos aplicar la suma matricial para calcular el esfuerzo total de la estructura.

$$\begin{pmatrix} N2 \\ V2 \\ M2 \\ N3 \\ V3 \\ M3 \end{pmatrix}^{FINAL} = \begin{pmatrix} N2 \\ V2 \\ M2 \\ N3 \\ V3 \\ M3 \end{pmatrix}^{1er\ subproblema} + \begin{pmatrix} N2 \\ V2 \\ M2 \\ N3 \\ V3 \\ M3 \end{pmatrix}^{2do\ subproblema} \quad [Ecuación 46]$$

Massa, Giro y Giudicci (2015), nos indican que para el análisis de vigas curvas se pueden utilizar dos hipótesis:

- Luego de la deformación aplicada a la estructura, la sección plana asociada a la perpendicular de la referencia baricéntrica permanece plana.
- Por la tensión radial y el esfuerzo de corte se consideran despreciables para el problema unidireccional como se aprecia en la siguiente Figura 4.26.

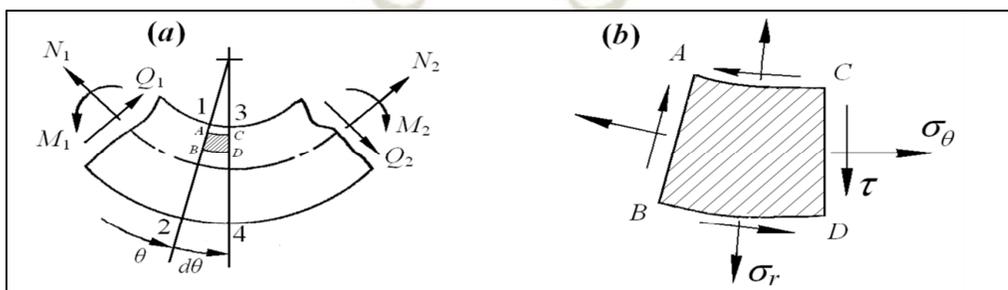


Figura 4.26. Elemento de Viga curva.
Recuperado de Massa, Giro y Giudicci (2015).

Siguiendo el cálculo matricial para cargas distribuidas no aplicadas en cargas puntuales de nudos, se puede aplicar el principio de Superposición (Blanco, 2020), este principio nos indica que podemos subdividir el problema principal entre más subproblemas en base a las cargas no nodales. Resumiendo este principio nos permite disgregar los esfuerzos, reacciones y deformaciones producto de las cargas en subproblemas que finalmente se puedan sumar para dar la carga original. Para esto se aplican restricciones en los nudos de desplazamiento, en nuestro caso se podría dividir entre dos subproblemas, el primero considerando solo la estructura con las reacciones de cada apoyo (Figura 4.27.) y una segunda parte considerando la carga distribuida empotrada en la sección superior del riel de la estructura (Figura 4.28).

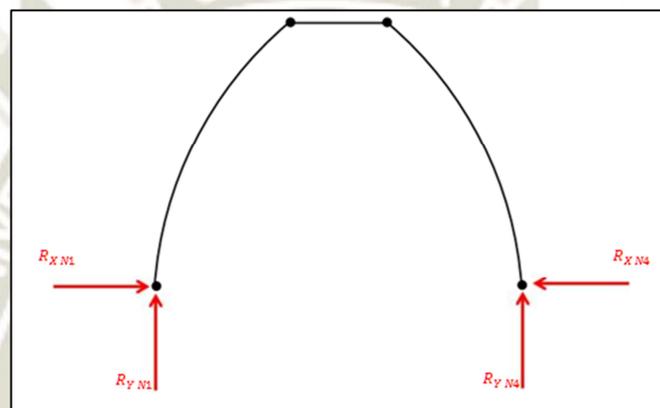


Figura 4.27. Primer Subproblema del principio de Superposición.
Fuente: **Propia.**

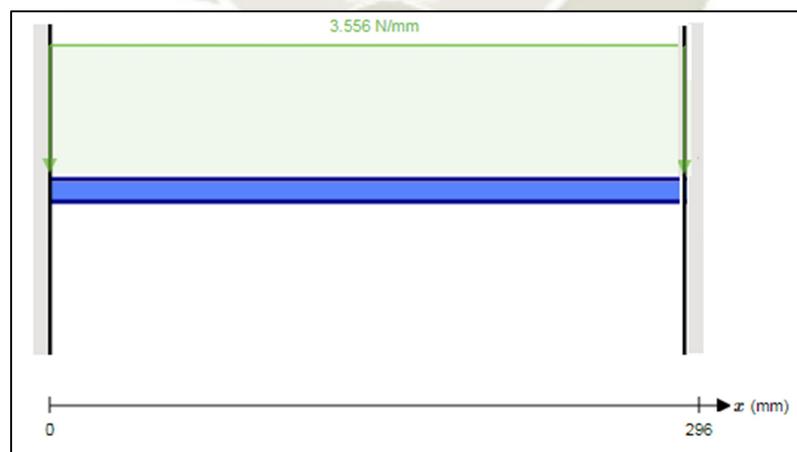


Figura 4.28. Segundo Subproblema del principio de Superposición.
Fuente: **Propia Software: SkyCiv**

Para el segundo Subproblema se obtienen las reacciones y momentos en los apoyos respectivos del principio de super posición.

$$R_{YN1} = R_{YN4} \frac{336 \frac{N}{mm} * 296mm}{2} = 49663N$$

De igual forma podemos aplicar $\sum M_{N1} = 0$

$$336 \frac{N}{mm} * 296mm * \frac{1045mm}{2} = R_{YN4} * 1045mm$$

$$R_{YN4} = 49663N$$

Para poder calcular las reacciones en los apoyos de los nodos 1 y 4 del eje X, podemos aplicar la siguiente ecuación, tomando como análisis la estructura superior de apoyo.

$$336 \frac{N}{mm} * 296mm * \frac{296mm}{2} + R_{xN4} * 7415mm = 49663N * \frac{1045mm}{2}$$

$$R_{xN4} = 15170N$$

Al ser una estructura simétrica, la $R_{xN1} = 15170N$

Procedemos a calcular los vectores de localización para el equilibrio interno de la estructura, describiendo los cortantes, momentos producto de las flexiones de la estructura:

$$\vec{e}_v = [-\text{Sen}(\alpha)]$$

$$\vec{e}_N = [-\text{Cos}(\alpha)]$$

La fuerza cortante está dada por la siguiente ecuación:

$$[E] \quad V = \vec{e}_v * \vec{R} \quad \text{cuación 59}$$

Para el cálculo de la fuerza normal:

$$[E] \quad N = \vec{e}_N * \vec{R} \quad \text{cuación 510}$$

Dónde:

$$R = \text{Vector de Resultantes} = \left[\sum F_x, \sum F_y \right]$$

Para el análisis nos centramos en la parte superior de la estructura, para poder validar la ecuación de la parábola que forman los dos arcos asociados al Tren de Aterrizaje, podemos aplicar la siguiente ecuación:

$$y = \frac{-4 * h}{b^2} * x^2 \quad \text{Ecuación 5.11}$$

Para nuestro diseño:

$$h = 7415mm$$

$$b = 10450mm$$

Por lo tanto la ecuación de nuestra parábola para cada arco de la estructura será:

$$y = - \frac{4 * (7415mm) * x^2}{(10450mm)^2} = -0.02716 * x^2$$

Procedemos a calcular el momento flexionante de cada arco:

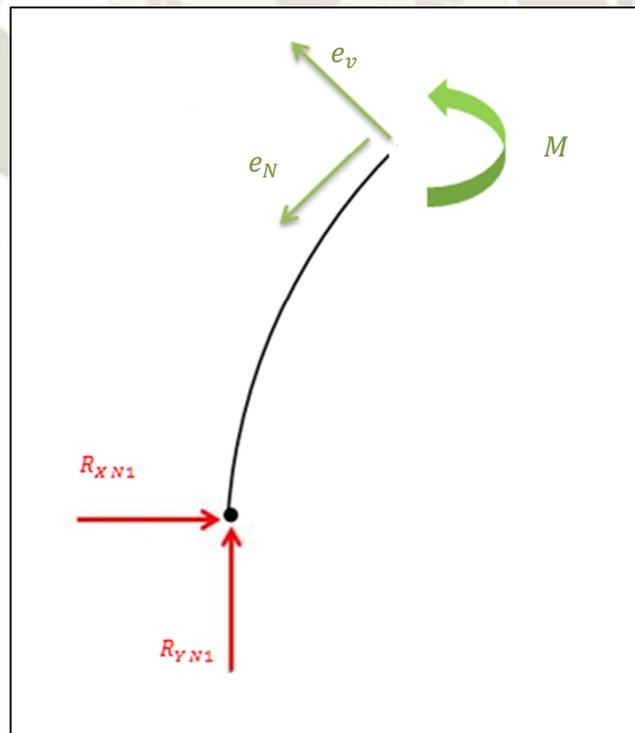


Figura 4.29. Análisis de Arco estructural.
Fuente: Propia.

Para nuestra sección, la altura estará definida como $h = 7415 - (-y)$, y por la base del arco $\frac{1045}{2}mm - (-x)$.

Por lo que aplicando momentos en el corte de la sección:

$$-R_{yN1} * \left(\frac{1045}{2} + x \right) + 15170 * (7415 + y) + M(xy) = 0$$

$$-49663 * 5225 - 49663 * x + 11248698 + 15170 * y + M(xy) = 0$$

$$-49663 * x + 15170 * y - 1470022 + M(xy) = 0$$

Reemplazando la fórmula de la parábola del arco previamente calculada:

$$y = -002716 * x^2$$

Reemplazamos:

$$-49663 * x + 15170 * (-002716 * x^2) - 1470022 + M(xy) = 0$$

Por lo tanto el Momento flexionante en el arco estructural:

$$M(x) = 0412 * x^2 + 49663 * x + 1470022$$

En el caso del Vector de Resultante:

$$R = \left[\sum F_x, \sum F_y \right]$$

$$R = [1517N49 \quad 663N]$$

Pasando al diseño por cortante máximo de la estructura:

$$\bar{e}_v = R \cdot [-\text{Sen}\theta \quad \text{os}\theta]$$

Simplificando el ángulo θ en función de la curva del arco estructural:

$$\text{Tan}\theta = \frac{dy}{dx} = \frac{d(-002716 * x^2)}{dx} = 005432 * x$$

Para poder calcular la resultante, podemos aplicar que:

$$\text{tan}\theta = \frac{\text{Catetoopuesto}}{\text{CatetoAdyacente}}$$

Se utiliza un valor unitario para el cateto adyacente, quedando el diagrama de e_v :

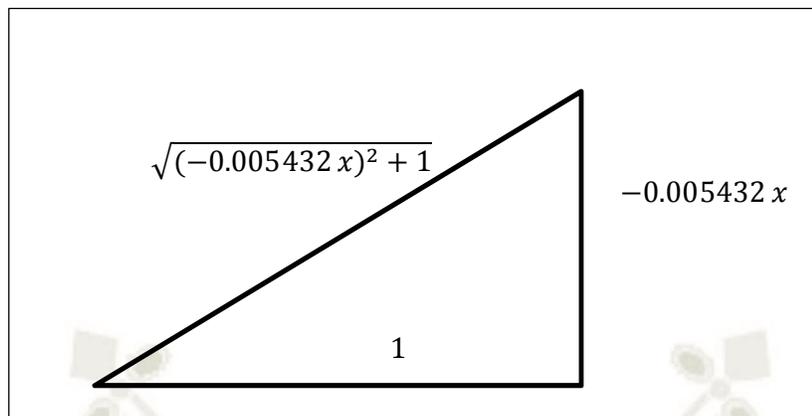


Figura 4.30. Diagrama de cortante.
Fuente: Propia.

Por lo que podemos reemplazar en las ecuaciones de cortante máximo:

$$\bar{e}_v = [-\text{Sen}\theta, \text{Cos}\theta]$$

$$\bar{e}_v = \left[\frac{0.005432x}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}}, \frac{1}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}} \right] \cdot [1 \ 51749663]$$

$$\bar{e}_v = \frac{0.005432x}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}} + \frac{49663}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}}$$

Para el caso de la Normal en la estructura:

$$\bar{e}_N = [-\text{Cos}\theta, -\text{Sen}\theta]$$

$$\bar{e}_N = \left[-\frac{1}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}}, -\frac{0.005432x}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}} \right] \cdot [15 \ 1749663]$$

$$\bar{e}_N = -\frac{1517}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}} - \frac{26977x}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}} = \frac{26977x - 1517}{\sqrt{(-0.005432x)^2 + 1}}$$

Por lo que podemos graficar en función a las ecuaciones realizadas de esfuerzo flector y cortante.

Tabla 4.10. Tabla de Esfuerzo Flector Máximo para estructura curva.

Punto de Evaluación (mm)	Momento Máximo (Pa)
-522.50	259,977.41
-391.88	210,768.03
-261.25	175,618.47
-130.63	154,528.74
0.00	147,498.83
130.63	154,528.74
261.25	175,618.47
391.88	210,768.03
522.50	259,977.41

Fuente: Propia.

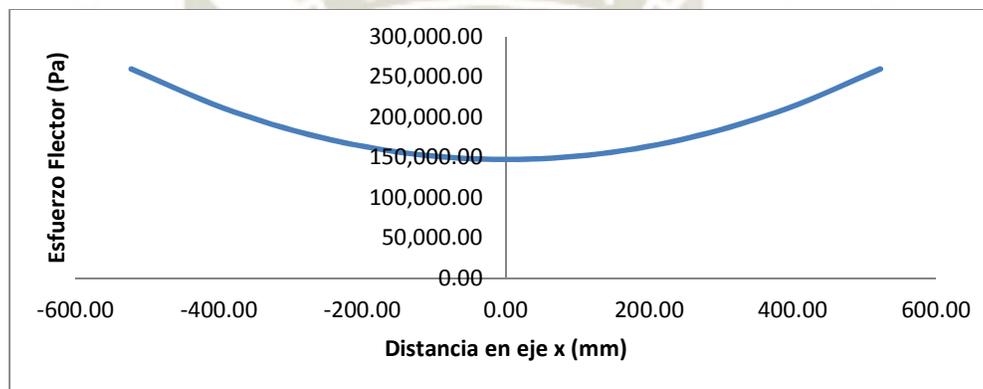


Figura 4.31. Diagrama de Momento Flector para el arco curvado en función de la distancia x.

Fuente: Propia.

De igual manera se desarrolla la tabulación para diferentes puntos de evaluación en la parábola de la curva independiente del tren de aterrizaje.

Tabla 4.11. Tabla de Esfuerzo Cortante para estructura curva.

Punto de Evaluación	Cortante e_v	Cortante e_n	Cortante Resultante
-522.5	22.6569243	-518.819058	519.313538
-391.875	74.533768	-514.003619	519.37944
-261.25	162.670909	-493.346168	519.473066
-130.625	317.672658	-411.110353	519.545609
0	496.63	-151.7	519.282435
130.625	492.38477	163.6711895	518.874763
261.25	409.466649	318.5817204	518.803671
391.875	347.796967	384.9989823	518.832292
522.5	307.413721	417.996077	518.867918

Fuente: Propia.

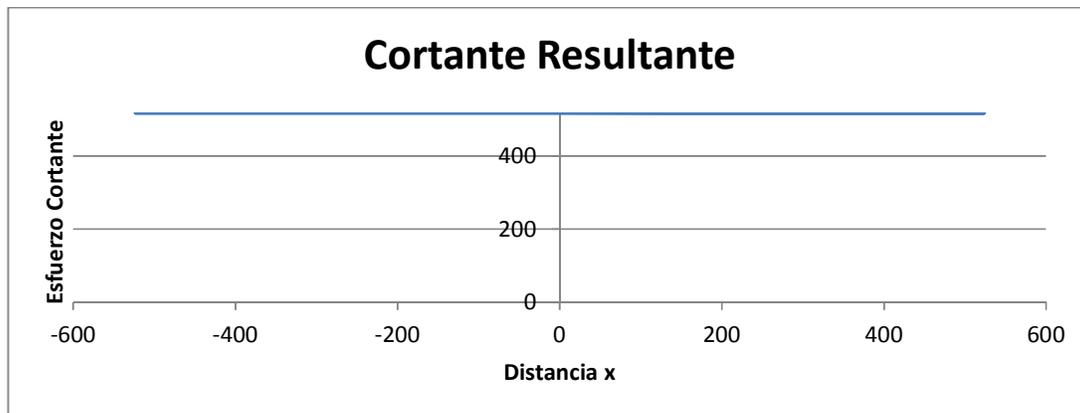


Figura 4.32. Diagrama de Cortante para el arco curvado en función de la distancia x.
Fuente: **Propia**

Por lo tanto para nuestra estructura tenemos las cargas de diseño máximas:

$$\text{Momento Flector} = 2597741 \text{ Nmm}$$

$$\text{Cortante} = 519,55 \text{ N}$$

Considerando que para nuestro análisis se tiene al material de fibra de carbono para el tren de aterrizaje del VANT, con las siguientes propiedades:

- Esfuerzo Cortante Permisible: 90 MPa.
- Esfuerzo Máximo a Tensión: 600 MPa.
- Esfuerzo Máximo a Compresión: 570 MPa.

Para nuestro diseño se eligen dos arcos con una curvatura de 1000mm con el objetivo de no tener complicaciones a la hora de ubicar la carga en el centro de la estructura, considerando las dimensiones máximas detalladas previamente.

Para nuestro caso, tenemos una sección de 30 mm de ancho por 15 mm de largo, lo que nos da un área seccional de 450.00 mm².

Podemos aplicar las ecuaciones de Esfuerzo máximo de corte y flector para nuestra estructura:

Por el Esfuerzo Flector Máximo, la Inercia está delimitada por la sección de 15 mm x 15mm, por lo tanto:

$$I = \frac{1}{12} * (15\text{mm}) * (30\text{mm})^3 = 33750\text{mm}^4$$

$$y = \frac{30\text{mm}}{2} = 1500\text{mm}$$

Reemplazando:

$$f_b = \frac{M \cdot y}{I} = \frac{25997741 \text{ Nmm} \cdot 15 \text{ mm}}{33750 \text{ mm}^4} = 11554 \text{ Pa} > 1333 \text{ Pa}$$

Comparando contra los esfuerzos máximos a tensión y compresión, se tienen los siguientes factores de seguridad, para nuestro diseño del tren de aterrizaje, se considera un análisis isotrópico, tomando en cuenta el mínimo esfuerzo permisible a compresión y tensión de la fibra de carbono, en relación a los módulos transversales y longitudinales en referencia a las fibras de carbono, siendo 570 MPa y 600 MPa los esfuerzos mínimos permisibles para la fibra seleccionada, por lo cual dividiendo los máximos esfuerzos resultantes del análisis previo entre los esfuerzos permisibles se tienen los siguientes factores de seguridad.

$$FS_{Tensión} = \frac{600000000 \text{ Pa}}{1155451333 \text{ Pa}} = 519 > 45$$

$$FS_{Compresión} = \frac{570000000 \text{ Pa}}{1155451333 \text{ Pa}} = 493 > 45$$

Ya que ambos son mayores al factor de seguridad propuesta por la normativa FAR de 4.5, el diseño es viable.

Con respecto al Esfuerzo cortante:

El momento de primer orden de la sección a analizar es.

$$Q = \sum A \cdot \bar{y} = (15 \text{ mm}) \cdot (15 \text{ mm}) \cdot 75 \text{ mm} = 16875 \text{ mm}^3$$

$$b = 15 \text{ mm}$$

Podemos reemplazar en la siguiente fórmula los valores encontrados:

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b} = \frac{51954 \text{ N} \cdot 16875 \text{ mm}^3}{33750 \text{ mm}^4 \cdot 15 \text{ mm}} = 171331870 \text{ Pa}$$

Comparando contra los esfuerzos máximos a corte, se tienen el siguiente factor de seguridad:

$$S_{Cortante} = \frac{900000 \text{ } 000Pa}{115545513Pa} = 519 > 45$$

Ya que el factor de seguridad propuesta por la normativa FAR, el diseño es viable.

4.5.1.2. Diseño de tubos de soporte.

Para nuestro diseño se consideran dos tubos transversales, con una longitud de 914.00 mm, debido prácticamente a que se tiene en el intermedio: 60.00 mm asociados a la viga de soporte intermedio, 434.00 mm debido al espacio de 2 baterías LIPO, 280 mm debido a la longitud de los controladores de vuelo, 120.00 mm para cableado, separados en dos canales (50.00 mm para las líneas de controlador, y 70 mm para cableado de energía de motores *brushless*), y finalmente 20.00 mm debido al aislamiento térmico para el correcto funcionamiento del set de baterías. En la Figura 4.33 se tiene el concepto de ambos tubos de fibra de carbono para el soporte del VANT.



Figura 4.33. Tubos de soporte transversales al frame de VANT.
Fuente: Propia.

Para nuestro diseño y debido a que ambos tubos se encontraran a una distancia equidistante, la carga total de 1986.52 N, se divide en dos, por lo que cada tubo deberá de soportar una carga de 993.26 N, lo que resulta en una carga distribuida de 1.086 N/mm.

Tabla 4.12. Longitudes transversales de componentes internos.

Longitud (mm)	Item
50.00	Espacio de cableado controlador
280.00	Espacio controlador de vuelo
434.00	Espacio batería LIPO
10.00	Aislamiento térmico
70.00	Cableado
10.00	Aislamiento térmico
60.00	Viga central de soporte

Fuente: Propia.

Se consideran 3 placas de 140.00 mm, con el fin de acoplar de una manera fácil a las dimensiones del alojamiento del controlador de vuelo, para nuestro sistema ambos arcos parabólicos se podrán desplazar a través de los tubos con el fin de adaptarse al volumen en longitud de carga por el repuesto crítico a movilizar. Para poder determinar la resistencia máxima, se diseña considerando que ambos arcos parabólicos que servirán de apoyo para los dos tubos de soporte, se encuentran pegados a la placa central.

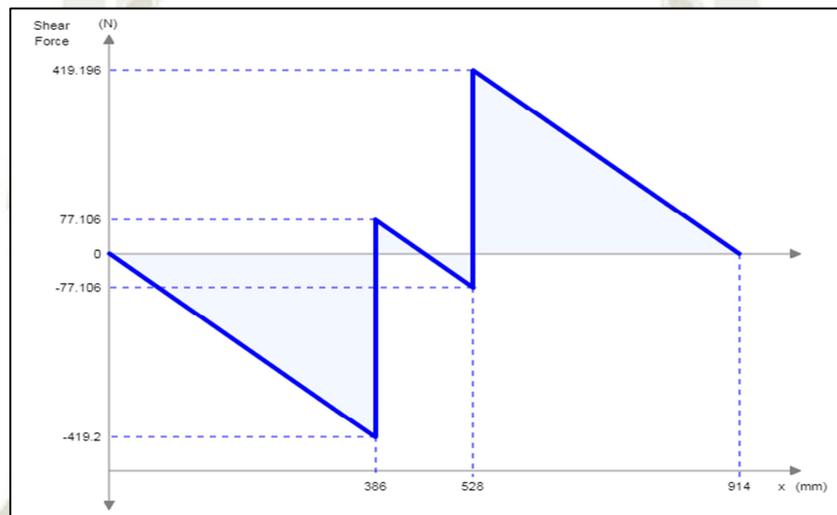


Figura 4.34. Diagrama de esfuerzo cortante en tubos de soporte de tren de aterrizaje.
Fuente: Propia. Software SkyCiv

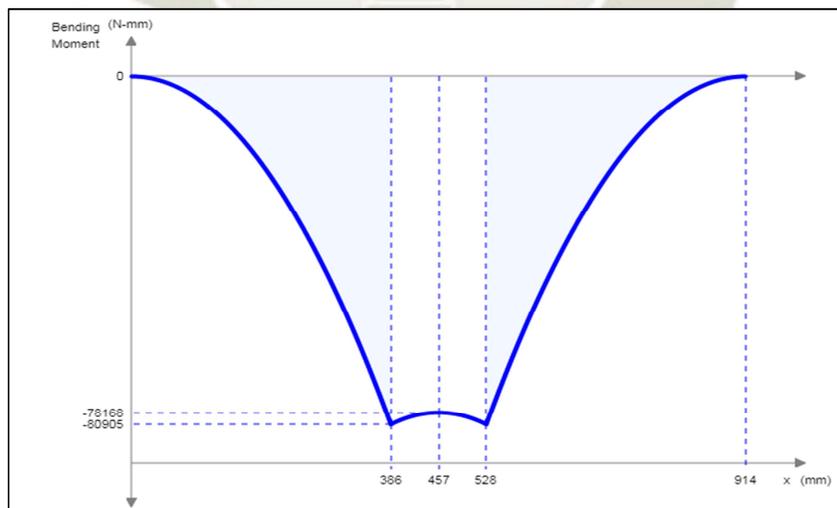


Figura 4.35. Diagrama de momento flector en tubos de soporte de tren de aterrizaje.
Fuente: Propia. Software SkyCiv

De los dos diagramas podemos identificar que el cortante máximo está dado por 419.2 N y el momento flector máximo es de 80,905.00 N.mm en el punto lateral de la placa intermedia.

Para nuestro diseño, se realizará un análisis isotrópico considerando el menor esfuerzo permisible, siendo 570 MPa y 600 MPa los esfuerzos mínimos permisibles para la fibra seleccionada. Primeramente tenemos el cálculo de resistencia por cortante:

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b}$$

Para el cálculo de momento flector máximo:

$$f_b = \frac{M \cdot y}{I}$$

Teniendo en cuenta que el fabricante de tubos de fibra de carbón AHTec presenta los siguientes diámetros externos para el calibre de 1mm de espesor:

Tabla 4.13. Diámetros para calibre de 1mm de tubos de fibra de carbono.

Diámetro Externo	Diámetro Interno	Espesor (mm)	I (mm⁴)	Q (mm³)	b (mm)	y (mm)
16.00	14.00	1.00	1331.253	47.124	2.00	8
20.00	18.00	1.00	2700.9906	59.6904	2.00	10
22.00	20.00	1.00	3645.0414	65.9736	2.00	11
25.00	23.00	1.00	5438.1096	75.3984	2.00	12.5
30.00	28.00	1.00	9588.9486	91.1064	2.00	15

Fuente: t.ly/18gF AHL Leon Hard Tech

En base a los diámetros, podemos validar el esfuerzo cortante máximo y el factor de seguridad de este, considerando un esfuerzo cortante permisible de 90MPa para la fibra de carbono.

Tabla 4.14. Esfuerzo córtate máximo.

Diámetro (mm)	Esfuerzo Cortante Máximo (Pa)	FS Cortante
16.00	7,419,469.03	12.13
20.00	4,632,044.20	19.43
22.00	3,793,665.16	23.72
25.00	2,906,065.86	30.97
30.00	1,991,448.93	45.19

Fuente: **Propia.**

Se identifica que todos los diámetros de tubos fibra de carbono, presentan un coeficiente superior a 4.5 propuesto por la FAR, por lo que nuestro diseño estará limitado mediante el cálculo de momento flector máximo.

Tabla 4.15. Momento Flector Máximo

Diámetro (mm)	Esfuerzo Flector Máximo (Pa)	FS Tensión	FS Compresión
16.00	486,188,575.73	1.23408906	1.1723846
20.00	299,538,250.89	2.00308307	1.90292892
22.00	244,154,977.22	2.45745553	2.33458276
25.00	185,967,656.85	3.22636748	3.0650491
30.00	126,559,756.51	4.74084351	4.50380133

Fuente: Propia.

Por lo que el tubo de 300mm de diámetro externo cumple con la condición de seguridad para nuestro diseño propuesto.

4.5.2. Estructura de perfil NACA.

Mendoza en el 2015, realiza un análisis para diversos perfiles NACA en base a la velocidad del flujo de viento y ángulos de ataque, para un ángulo de ataque de 4° y una velocidad de 20 metros por segundo, bajo nuestro cálculo del capítulo 4, un ángulo de ataque de 5° proponía una velocidad de 19.7 metros por segundo, para nuestro diseño se propondrá el perfil NACA 2415. Dicho perfil nos brinda un espacio de 294 mm, lo cual aplica para nuestro generador con una altura de 260 mm

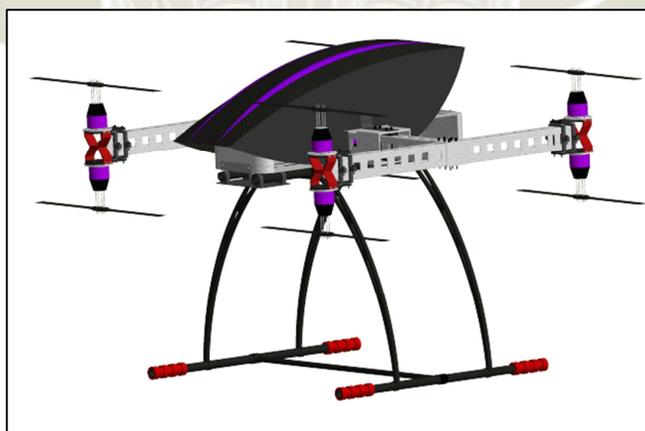


Figura 4.36. Vista general de la estructura principal de soporte acoplada a los elementos del VANT.

Fuente: Propia.

4.5.3. Análisis Dinámico del VANT.

Con el sentido de validar la resistencia estructural del VANT frente a una posible caída libre por error en el sistema de comunicación o sistema de control hacia los motores brushless, así también en el proceso de vuelo de avance se pueden presentar vacíos de aire que también

provocarían una caída hasta la recuperación de control del VANT. Para nuestro análisis se considerará una pérdida de vuelo de 3 segundos, propuesta por la normativa FAR, donde la estructura principal debe de soportar el esfuerzo provocado por la caída. Lo primero es realizar un análisis de caída libre del VANT de acuerdo al tiempo de pérdida de control de vuelo.

$$x_c = V_o * t \quad \text{Ecuación 4.12}$$

$$y = y_o + V_{oy} * t - \frac{1}{2} * g * t^2 \quad \text{Ecuación 4.13}$$

Dónde:

x_f = Posición final de VANT luego de la caída.

v_{oy} = Velocidad de avance de VANT $\left[\frac{m}{s} \right]$

t = Tiempo de pérdida de control [s]

g = Gravedad $\left[\frac{m}{s^2} \right]$

Como un primer escenario, se considera el vuelo a velocidad de 20m/s, por lo que reemplazando este valor en la Ecuación 4.12.

$$x_f = 0 + v_o * t - \frac{1}{2} * g * t^2 = 0 \frac{m}{s} * 3s - \frac{1}{2} * 9.81 \frac{m}{s^2} * (3s)^2 = -44.145m$$

Por lo tanto el desplazamiento que recorre el VANT es de 44.145 metros en la caída libre de 3 segundos. Considerando una pronta recuperación del sistema de control, se dará un empuje a través de la utilización de la potencia máxima de los motores brushless con un valor de 3,283.52 Watts. Utilizando el principio de conservación de energía entre las dos posiciones podemos resolverla a través del siguiente cálculo:

$$E_A = E_o \rightarrow \frac{1}{2} * m * v_A^2 = m * g * h_o \rightarrow v_A = \sqrt{2 * g * h_o}$$

Por lo tanto para un desplazamiento de 44.145 metros:

$$v_A = \sqrt{2 * 9.81 \frac{m}{s^2} * 44.145m} = 29.43m/s$$

Para este modelamiento, es necesario calcular la velocidad inducida que ocurre en el desplazamiento.

$$v_i = \left[E_{i0} * k - \frac{v_A}{v_{i0}} \right] \quad \text{[Ecuación 414]}$$

$$v_i = 140366 * \left(115 - \frac{-2943}{140366} \right) = 6028 \frac{m}{s}$$

Por lo tanto en base a la fórmula de fuerza de empuje, necesario para contrarrestar esta velocidad estaría dada por la potencia ejecutada por los motores *brushless*.

$$T = \frac{\text{Potencia} * \#deMotores}{(v_z + v_i)} = \frac{2 * 328352W}{\left(-44145 \frac{m}{s} + 6028 \frac{m}{s} \right)} = 40682N$$

Para nuestro diseño por pérdida de control de vuelo, asociado a un tema eléctrico o electrónico del vehículo ya sea al encontrarse un vacío de aire en el transcurso del vuelo que produzca una caída drástica del VANT, se compara este valor de fuerza de empuje contra la fuerza aplicada para el diseño estructural:

$$F_{\text{Diseño}} = 49663N$$

$$F_{\text{Recuperaciónantecaida}} = 40682N$$

$$\Delta F_{\text{Fuerza}} = 49663N - 40682N = 8981N$$

Por lo cual se concluye que para nuestro diseño, la estructura podría soportar la caída de 44.145 m en el aire en tres segundos producto de una falla de control o debido a un vacío de aire en el trayecto de vuelo.

4.5.4. Elementos de Sujeción.

Considerando un Momento máximo de diseño de 351KN.mm y una fuerza de 993.26 N, aplicado en las vigas del frame principal, considerando un ángulo de ataque del VANT de 5°, se puede obtener la fuerza por cortante que se aplicaría a los elementos de sujeción.

$$F_{\text{fuerzaporcortante}} = \text{Sen } (5) * 99326N = 8657N$$

Para el cálculo de resistencia de los elementos de sujeción, considerando que se tienen simultáneamente un esfuerzo cortante por la fuerza de 86.5N y 993.26N para el diseño máximo por tensión, se puede aplicar la siguiente ecuación de diseño:

$$\frac{F_{\text{vEd}}}{F_{\text{vRd}}} + \frac{F_{\text{tEd}}}{14 * F_{\text{tRd}}} \leq 10 \quad \text{[Ecuación 415]}$$

Siendo:

$F_{vEd} = \text{Carga por cortante sobre el elemento de sujeción para nuestro caso } 865N.$

$F_{vRd} = \text{Resistencia por cortante para el elemento de sujeción.}$

$F_{tEd} = \text{Carga por tensión sobre el elemento de sujeción para nuestro caso } 99326N.$

$F_{tRd} = \text{Resistencia por tensión para el elemento de sujeción.}$

Para el cálculo del esfuerzo por cortante aplicado a los elementos de sujeción:

$$F_{vRd} = \frac{0.6 * f_{ub} * A_s}{FS} \quad \text{cuación 4.16}$$

Siendo:

$A_s = \text{Área del elemento de sujeción } mm^2$

$f_{ub} = \text{Esfuerzo máximo permisible del elemento de sujeción } MPa.$

$FS = \text{Coeficiente de seguridad para el elemento de sujeción.}$

Para nuestro diseño, se considera al Acero A307 de bajo carbono, con un esfuerzo permisible como prueba de carga de 33 Ksi (227.5 MPa), teniendo en cuenta que la carga baja de izaje, por lo que no se requerirá alguna aplicación adicional de revenido, templado o aleación especial que otorgan otro tipo de grados. Para este tipo de tornillos, se presenta la siguiente tabla con diversos tipos de tamaños, se seleccionará el de 0.142 pulg², (91.62 mm²) debido a que es el de menor diámetro lo que significaría una menor inversión.

Tabla 4.16. Tabla de tamaños de tornillo A307.

Tamaño de Tornillo	Hilos por Pulgada	Área de Esfuerzo pulg ²	Resistencia a la Tensión lbf	
			Min	Max
1/2	13 UNC	0.142	8,500	
5/8	11 UNC	0.226	13,550	
3/4	10 UNC	0.334	20,050	
7/8	9 UNC	0.462	27,700	
1	8 UNC	0.606	36,350	
1 1/8	7 UNC	0.763	45,800	
1 1/4	7 UNC	0.969	58,150	
1 3/8	6 UNC	1.155	69,300	
1 1/2	6 UNC	1.405	84,300	
1 3/4	5 UNC	1.908	114,000	
2	4-1/2 UNC	2.500	150,000	

Recuperado de: [Tormex \(2020\) t.ly/M719](https://tormex.com)

Para nuestro cálculo, el esfuerzo máximo cortante, sería:

$$F_{vRd} = \frac{0,6 * 2275 \text{MPa} * 9161 \text{mm}^2}{45} = 277892 \text{N}$$

Para el cálculo de la resistencia a la tensión del elemento de sujeción, se puede obtener bajo la siguiente fórmula:

$$F_{tRd} = \frac{0,9 * f_{ub} * A_s}{FS} \quad \text{Ecuación 4.17}$$

$$F_{tRd} = \frac{0,9 * f_{ub} * A_s}{FS} = \frac{0,9 * 2275 \text{MPa} * 9161 \text{mm}^2}{45} = 416838 \text{N}$$

Siendo:

$$A_s = \text{Área de los elementos de sujeción en mm}^2$$

$$f_{ub} = \text{Esfuerzo máximo permisible de los elementos de sujeción en MPa.}$$

$$FS = \text{Coeficiente de seguridad para los elementos de sujeción.}$$

Comprobando finalmente, en la Fórmula 4.13 para esfuerzos simultáneos de esfuerzos cortante y de tensión:

$$\frac{F_{vEd}}{F_{vRd}} + \frac{F_{tEd}}{14 * F_{tRd}} = \frac{99326 \text{N}}{277892 \text{N}} + \frac{8657 \text{N}}{14 * 416838 \text{N}} = 0,37 < 1$$

Por lo tanto nuestra selección cumple con los criterios de seguridad para cargas de tensión y cortante.



CAPÍTULO V
5. VALIDACIÓN POR ELEMENTOS FINITOS.

5.1. Concepto teórico.

Mediante el análisis de métodos finitos o llamado FEA por sus siglas en Ingles (*Finite Element Analysis*) es posible desarrollar ecuaciones diferenciales según un modelamiento de cargas y variables en los campos de ingeniería. Para esto se separa mediante una malla el cuerpo a analizar de modo que se divida en pequeños elementos la estructura a analizar en base a las fronteras de cada elemento que finalmente se desarrollan mediante ecuaciones integrales para toda la malla. Para cada elemento de análisis la malla plantea nodos que son directamente proporcionales a un grupo de variables a calcular que se definen sobre cada uno de estos puntos de análisis, a esto se le conoce como Grados de Libertad. (Lara, 2017).

Como una aplicación adicional del análisis de Elementos Finitos debido a la tendencia de producción de vehículos aéreos no tripulados más eficientes, con gran capacidad de vuelo, autonomía y que mantengan un sistema eco amigable, se pueden implementar los llamados cosechadores de energía, cuya energía es proveniente de vibraciones mecánicas asociadas al movimiento flector de alas. Estos cosechadores son capaces de suministrar la energía que consumirían los sensores del VANT. (Beltramo, Stuardi, Preidikman, 2019). Para nuestro caso los amortiguadores contemplados en las conexiones del frame principal con las vigas principales y en las articulaciones se pueden cambiar por estos cosechadores reduciendo así también el consumo energético de vuelo, en el presente análisis la malla acoplada a la estructura principal, contempla los amortiguadores como material cerámico piezoeléctrico que cumpliría esta aplicación.

5.2. Estructura Principal.

Para el análisis de la estructura principal de soporte se evaluó el diseño desarrollado previamente a través de la plataforma de Análisis de Esfuerzos de Autodesk Inventor por medio del método de Elementos Finitos. Para el análisis se utilizó la metodología propuesta por Ayestaran, Graciano y Gonzales (2017), mediante el uso de elementos tipo armadura o *shell* tetraédricos de primer orden para modelar la totalidad del cuerpo y brindando un mayor número de puntos de análisis para zonas de concentración de esfuerzos tentativas como esquinas o cambios de sección. Para el análisis se ingresan las cargas de empuje de los 8 motores *brushless* acoplados a las hélices de 26" de diámetro, para esto se aplica la teoría de placas Mindlin – Reisner (Nardinocchi, Podio-Guidugli 1994) para cargas cortante y de flexión, para el cálculo de deformaciones y esfuerzos. Para iniciar con la simulación, se asignan las propiedades mecánicas del Aluminio 7075-T6, detalladas en el Capítulo 4.

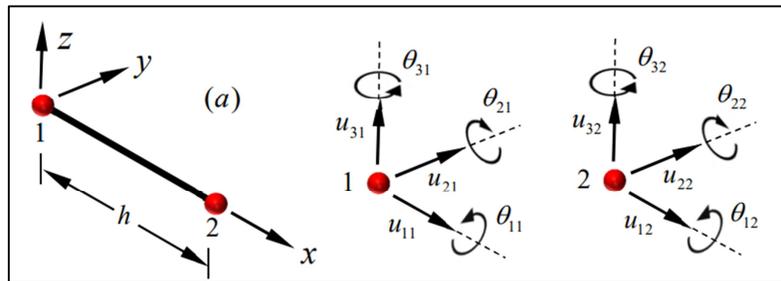


Figura 5.1. Grados de Libertad del Elemento Finito a Analizar.
Fuente: Ayestaran, Graciano y Gonzales (2017).

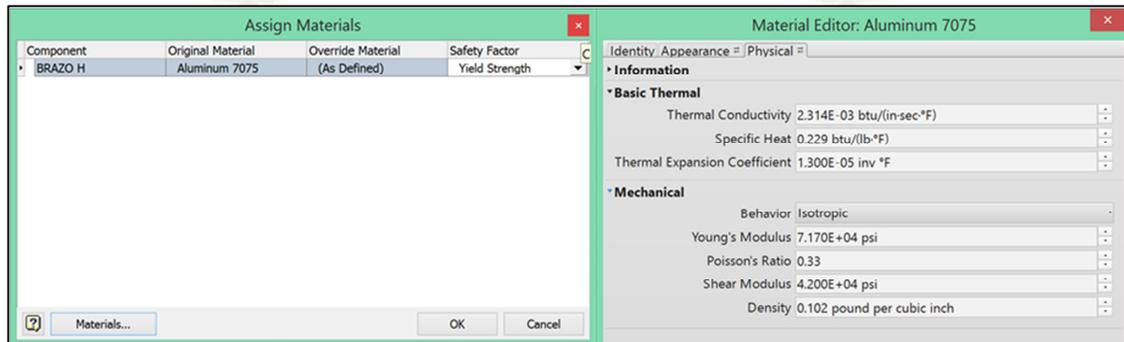


Figura 5.2. Designación de material de análisis Aluminio 7075-T6.
Fuente: Propia, Software: Autodesk.

Posterior a la asignación del material, se realiza la malla en base a elementos tipo armadura para la estructura principal de soporte del VANT, en la Figura 5.2. se detalla la malla aplicada al modelo, considerando la estructura superior del VANT, contemplada por: 02 viga de *frame* principal, 04 viga de articulación de motores *brushless*, 01 viga central y 2 planchas de apoyo, 02 articulaciones de viga y 04 soportes de motores *brushless* para soporte de elementos de control electrónico.

Para cada soporte de motores *brushless*, se considera una carga de 496.63 N (Haciendo uso del factor de diseño de 2.5). En la Figura 5.4 se puede observar el desplazamiento de las vigas de *frame* principal y las vigas de articulación, producto de la fuerza de empuje de las hélices acopladas a los motores *brushless*, las fuerzas presentan una dirección superior ya que la fuerza de empuje genera un pandeo hacia arriba de las vigas, el peso de la estructura completa esta considerada en la carga aplicada.

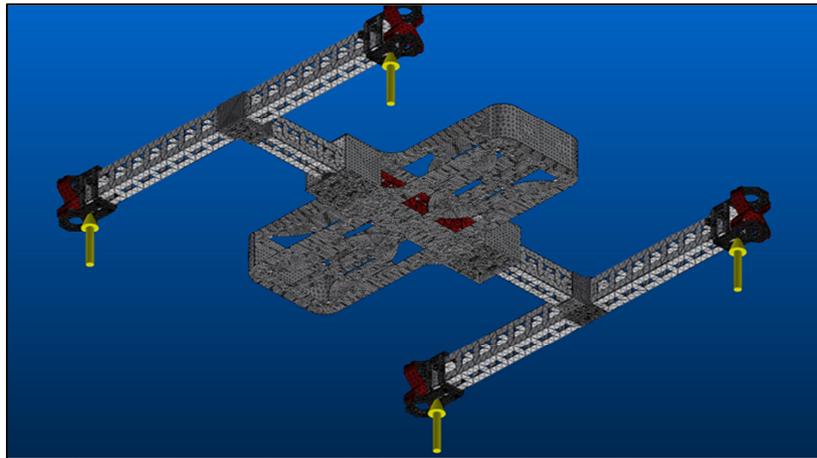


Figura 5.3. Asignación de malla de análisis y cargas de empuje de hélices.
Fuente: Propia.

Las líneas blancas de la Figura 5.4 muestran las posiciones iniciales de los elementos estructurales, y en azul las posiciones finales después de la deformación de la estructura principal producto de los movimientos del VANT de sustentación. La visualización de la deformación a través del software es ampliada para que el usuario pueda validar exactamente donde se genera la mayor deflexión y se puedan verificar los criterios de diseño. En nuestro caso podemos apreciar que la mayor deformación se encuentra en los extremos de las vigas de articulación de motores brushless debido básicamente a la longitud de estas y la fuerza aplicada en el extremo, produciéndose un momento máximo justo en la zona de aplicación de carga. Para el desarrollo de la simulación en general de la estructura superior, se han utilizado acoples tanto para las vigas de frame principal y vigas de articulación de motores *brushless*, tal como se puede apreciar en la Figura 5.4.

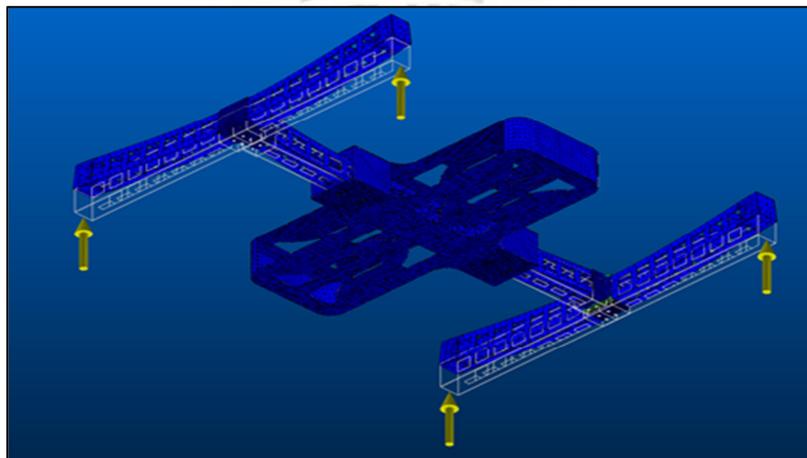


Figura 5.4. Vista de la deformación de la estructura principal por carga de empuje de hélices.
Fuente: Propia.

El programa de simulación de Elementos Finitos, nos permite validar gráficamente los puntos críticos de la estructura, y nos permite conocer el factor de seguridad en los puntos resaltados en colores de acuerdo a una escala propuesta por el software, dicho factor de seguridad está directamente relacionado a las propiedades mecánicas del VANT introducidas al inicio del análisis, en este caso para nuestro ensayo el material utilizado es el Aluminio aeroespacial.

Para nuestra simulación, se observa de acuerdo a la Figura 5.5 que las zonas de mayor concentración de esfuerzos de flexión principalmente, se encuentran en las articulaciones de las vigas de soporte de motores brushless. En base al software se presenta la articulación de acople de las vigas de frame principal y vigas de soporte de motores brushless, para nuestro análisis se dieron los siguientes factores de seguridad, de acuerdo al Esfuerzo Flector Máximo:

$$\text{Factor de Seguridad}_{\text{Tensión}} = \frac{22649572650Pa}{378\ 844807Pa} = 597$$

$$\text{Factor de Seguridad}_{\text{Compresión}} = \frac{23102564103Pa}{378\ 844807Pa} = 609$$

Comprobando con el análisis realizado por el Software, se tiene un factor de seguridad de 6 en las zonas de acople, por lo que el error para el Factor de seguridad es de 4.40% en el esfuerzo de tensión y 2.49% para el esfuerzo a compresión. Lo cual cumple con la viabilidad de diseño del proyecto.

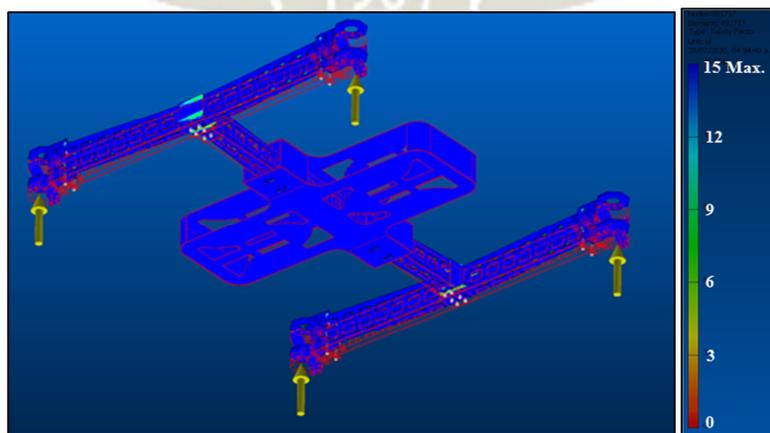


Figura 5.5. Resultado de Factor de Seguridad por carga de diseño por empuje de hélices de la estructura principal.

Fuente: Propia.

En las Figura 5.6, se muestra un mejor detalle de la zona de acople, donde se aprecia una coloración naranja en la zona de cambio de sección del acople de las vigas de frame principal y las vigas de articulación de motores brushless. Se pueden apreciar factores de seguridad de 12 en la zona lateral del acople, un factor de seguridad de 6 en la zona superior del acople y 5 en la zona de cambio de sección, por lo que se asegura la viabilidad del diseño en base a la recomendación del factor de seguridad de RAF de 4.5. (Error de 8.74% & 6.91%)

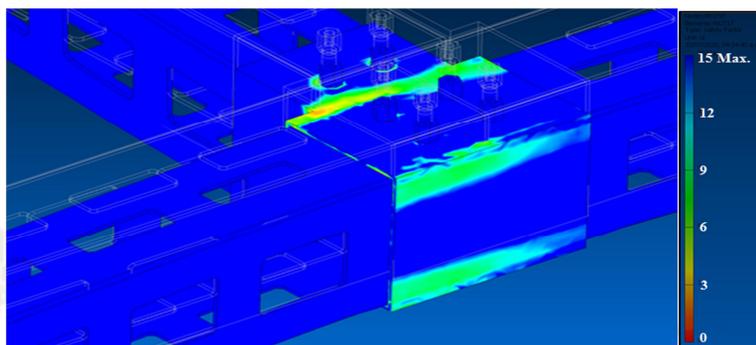


Figura 5.6. Resultados de Factor de Seguridad por carga de momento flector en zona de concentración de esfuerzo de la estructura principal.

Fuente: **Propia.**

Para un mejor análisis de las vigas de frame principal, se procederá a aplicar las cargas justo en los acoples de ambas vigas, para la aplicación de la carga se considera una fuerza de 993.26 N en cada lado del VANT, este valor considerando un factor de carga de 2.5. (Cuenca, 2016 – Golmayo 2015, Agencia Europea de Seguridad Aérea), por lo que la carga aplicada para los brazos del frame principal así como los de articulación de motores se ve incrementada en:

- $Fuerza_{BrazosFrame} = 25 * 993.26 N * 4moto \quad res = 993.26 N$

Una vez aplicadas las cargas de diseño para la estructura principal del VANT, se procede a generar la malla de análisis de acuerdo a los conceptos mencionados en el inicio del capítulo.

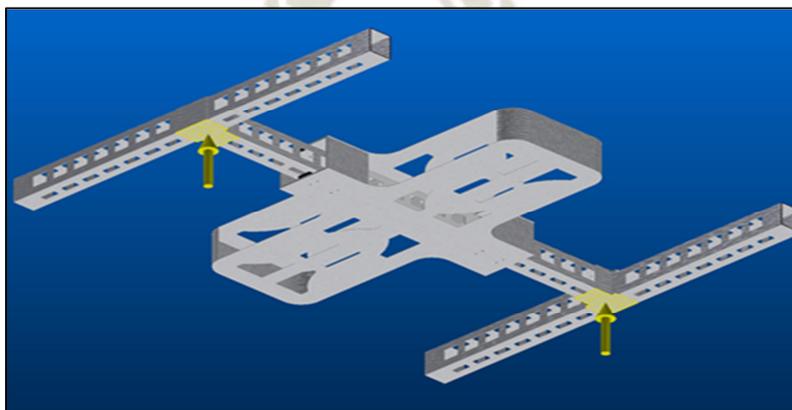


Figura 5.7. Cargas aplicadas a las vigas de estructura principal.

Fuente: **Propia.**

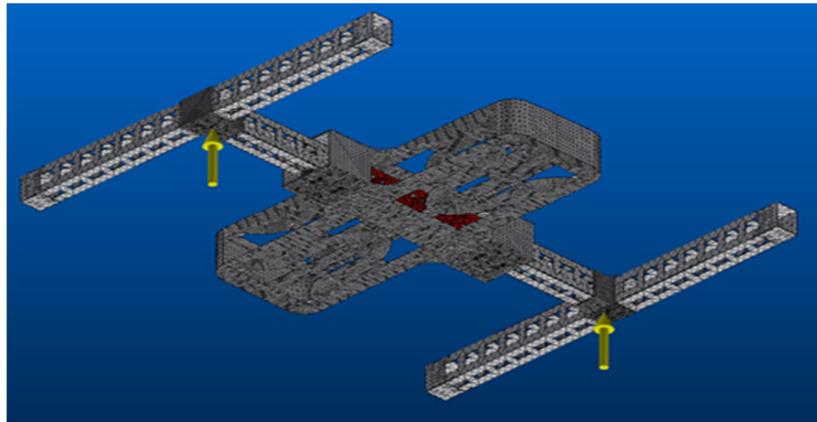


Figura 5.8. Malla armadura asignada a las vigas de estructura principal.
Fuente: Propia.

En la Figura 5.9, se observa una concentración de esfuerzos en la zona inicial del *frame* con un factor de seguridad de 5, y una concentración de esfuerzos de 5 en la parte superior del acople, así también se observa una alta concentración de esfuerzos con un factor de seguridad de 3, sin embargo al momento de colocar las *washer* de sujeción de los esparragos pasantes del acople, se podrá corregir esta concentración de esfuerzos en el acople.

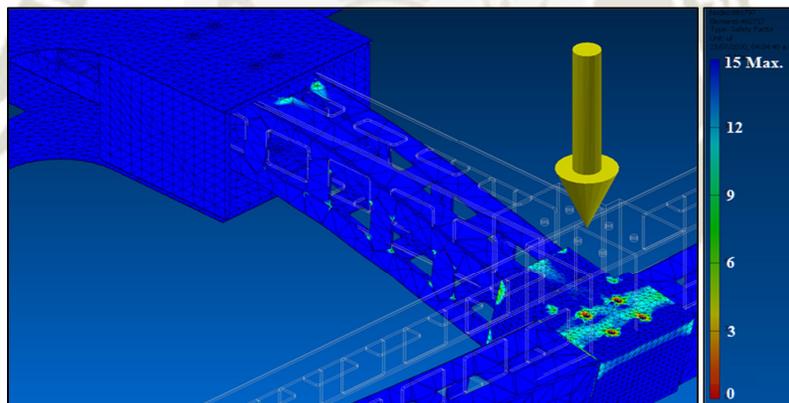


Figura 5.9. Resultado de Factor de Seguridad por carga de Momento flector en vigas de estructura principal.
Fuente: Propia.

Para nuestro análisis por elementos finitos se ha considerado la aplicación de los momentos máximos flectores que finalmente son condicionantes para la viabilidad del diseño, por lo que se aplica individualmente tanto a las vigas de *frame* principal como a las vigas de articulación de motores *brushless*, por lo tanto los momentos máximos son los considerados en el capítulo 4.

$$\text{MomentoFlectorMáximo}_{\text{VigadeFramePrincipal}} = 35\,161\,493\text{Nmm}$$

$$\text{MomentoFlectorMáximo}_{\text{VigadeArticulacióndeMotoresBrushless}} = 28\,109\,329\text{Nmm}$$

Para el caso de la viga de *frame* principal, se observa que se observan concentraciones de esfuerzo en las ventanas de acceso de reducción de peso y pase de cables de control y energía eléctrica, revisando el esfuerzo máximo de la viga, se tiene un valor de 49.1 MPa como se aprecia en la Figura 5.10, respecto al calculado previamente de 47,385,274.26 Pa, por lo que se tiene un error de 3.49%, dicho error es mínimo, si se quisiera reducir esta desviación frente a los valores calculados, se podría aplicar un análisis bajo un enmallado de mayor escala, sin embargo considerando nuestro factor de carga, y coeficientes de seguridad de diseño, no será necesaria hacer una simulación adicional.

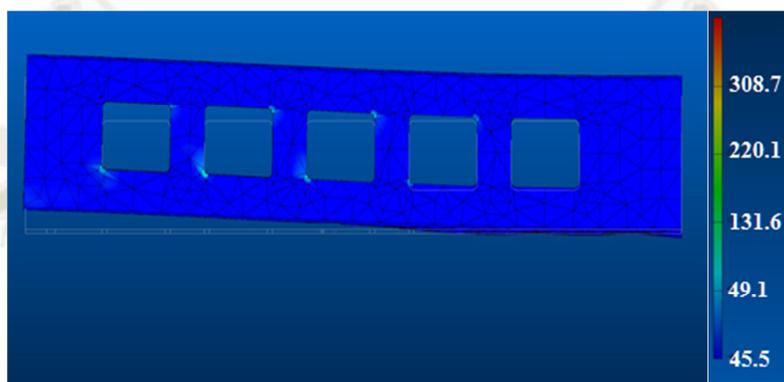


Figura 5.10. Resultados de Esfuerzo Flector Máximo por Carga de Momento asignada a las vigas de estructura principal.
Fuente: **Propia.**

Revisando el valor de Factor de Seguridad para la viga de *frame* principal, tenemos un coeficiente de 5 en las zonas aledañas a las ventanas de reducción de peso y pase de conductores eléctricos, básicamente debido a los cambios de sección e inercia que presenta la viga.

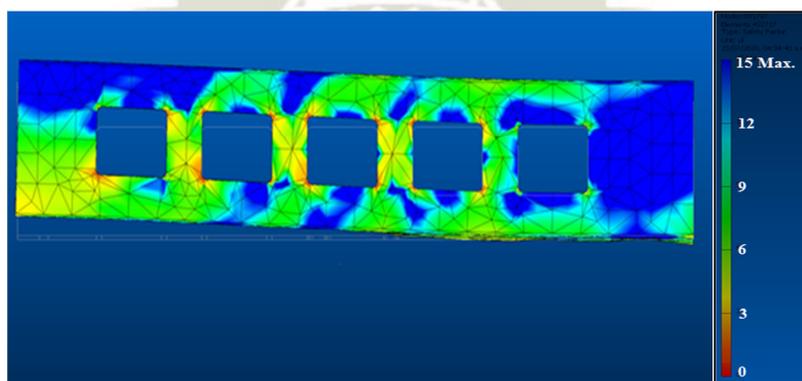


Figura 5.11. Resultados de Factor de Seguridad por Carga de Momento flector asignada a las vigas de estructura principal.
Fuente: **Propia.**

Para el caso de las vigas de articulación de motores brushless, se tiene un esfuerzo máximo en los cambios de sección de las ventanas de reducción de peso y pase de conectores eléctricos.

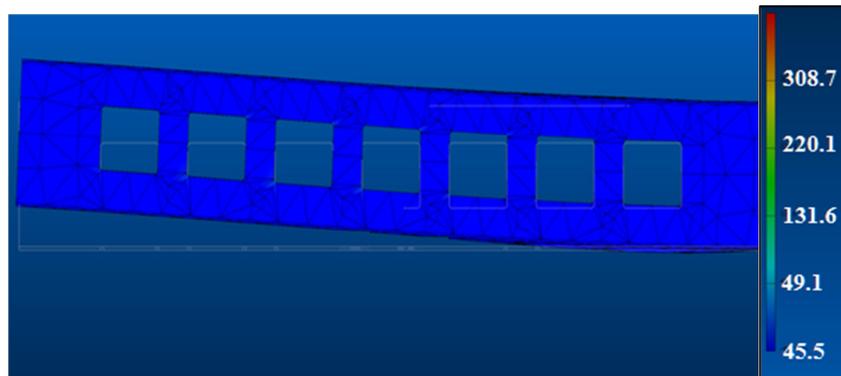


Figura 5.12. Resultados de Esfuerzo Máximo por Carga de Momento flector asignada a las vigas de articulación de motores brushless.

Fuente: **Propia.**

Con respecto a los coeficientes de seguridad aplicados a la viga de articulación de motores brushless, se observa que se tiene una alta concentración de esfuerzos en la zona cercana al acople y en los cambios de sección de inercia del bloque, para el análisis se tienen factores de 6, lo que genera un error de 4.40% y 2.49% respecto a los coeficientes de seguridad calculados, con respecto a esfuerzo flector máximo se tiene un error de 8.27%.

$$\text{FactordeSeguridad}_{\text{Tensión}} = 59.7$$

$$\text{FactordeSeguridad}_{\text{Compresión}} = 60.9$$

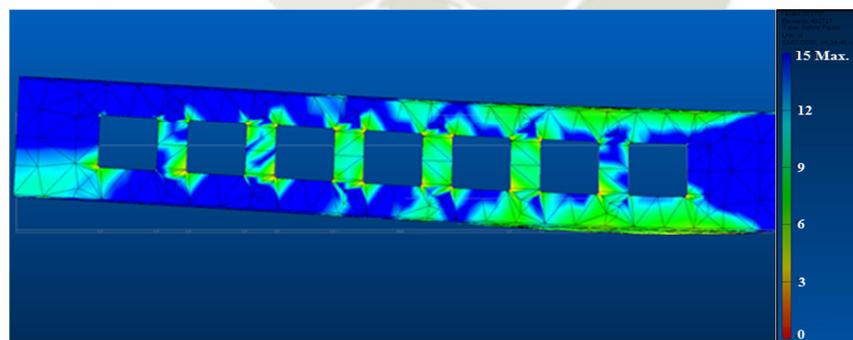


Figura 5.13. Resultados de Factor de Seguridad por Carga de Momento flector asignada a las vigas de articulación de motor brushless.

Fuente: **Propia.**

En base a los resultados del análisis por elementos finitos de la estructura principal, se obtienen valores de error mínimos de 0.35% , 1.62% y 3.49%, frente a los valores de esfuerzos máximos y coeficientes de seguridad encontrados previamente en el cálculo del Capítulo 4.

5.3. Estructura de Tren de Aterrizaje.

Para nuestra estructura de tren de aterrizaje para el VANT, se basa en dos arcos parabólicos donde se albergará la carga de hasta 22kg, para nuestra estructura se considera a la fibra de carbono como material ideal para el diseño, debido a su bajo peso y gran resistencia en base a fibras Tenax-J UMS45 configurado a través de un curado de resina Epolam 2017.

El esfuerzo máximo está dado por el momento flector máximo para el arco, con un valor de:

$$1155451333Pa$$

Para nuestro análisis, se aplicará una carga de 993.26 N, aplicada en la parte superior del arco, según se muestra en la Figura 5.14.

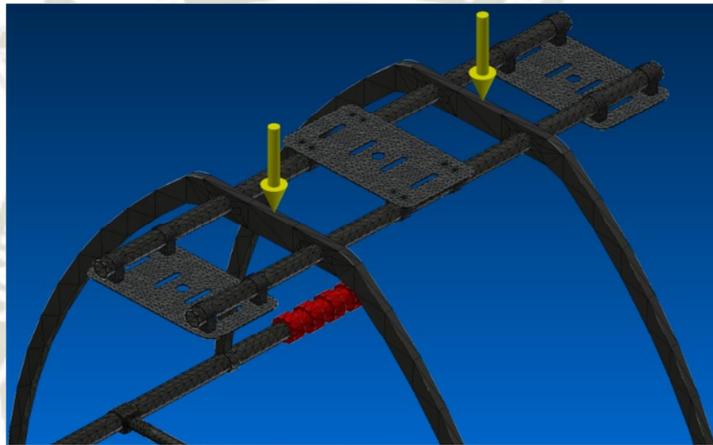


Figura 5.14. Aplicación malla armadura para arco de fibra de carbono de tren de aterrizaje.
Fuente: Propia.

Para el análisis estructural del arco, se identifica en la Figura 5.15 el desplazamiento del arco frente a su posición inicial resaltada en blanco, en esta figura se puede identificar los esfuerzos máximos identificados ubicados básicamente en las zonas de inicio y término del arco, donde se tienen valores de 131.6 MPa, comparando ambos valores se tiene un error de 12.2%, sin embargo considerando un enmallado más fino esta desviación se reducirá y se ajustará al valor calculado teóricamente en el capítulo 4.

Para el análisis computacional, se considera una deformación isotrópica de la fibra de carbón, tomando el menor de los esfuerzos permisibles para la fibra de carbono seleccionada: siendo 570 MPa y 600 para compresión y tensión respectivamente. Es la Figura 5.15 se observa el esfuerzo máximo aplicado a este material, para nuestro sistema de tren de aterrizaje.

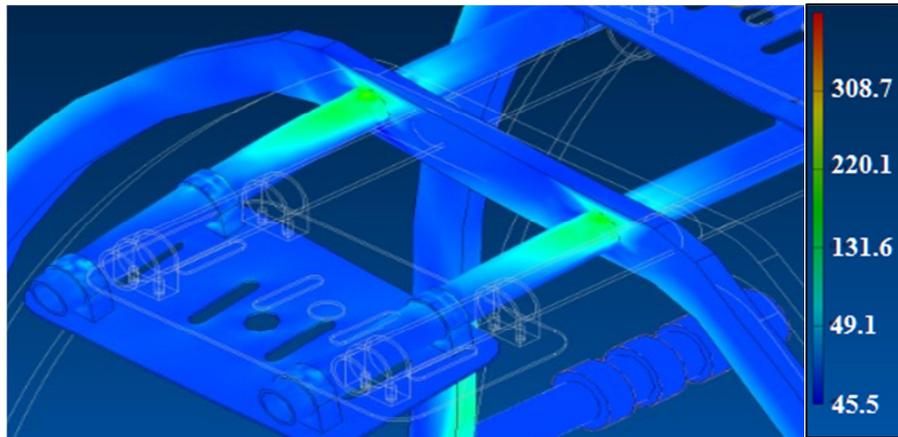


Figura 5.15. .Resultados de Esfuerzo máximo para arco de fibra de carbono de tren de aterrizaje.

Fuente: **Propia.**

Validando el Factor de Seguridad del arco, se tienen valores de 5 en las zonas de inicio y finales, por lo que se tienen errores frente a lo calculado en el Capítulo 4 de 3.71% y 1.36%, ya que los factores de seguridad calculados teóricamente son de:

$$\text{FactordeSeguridad}_{\text{Tensión}} = 51.9$$

$$\text{FactordeSeguridad}_{\text{Compresión}} = 493$$

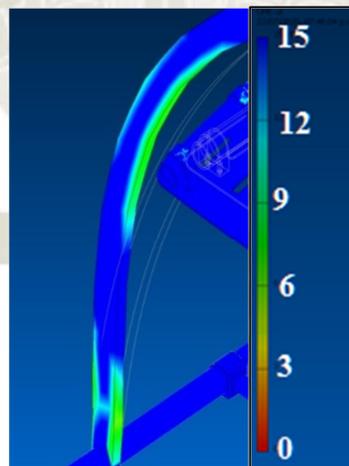


Figura 5.16. Resultados de Factor de Seguridad para arco de fibra de carbono de tren de aterrizaje.

Fuente: **Propia.**

En base a los resultados del análisis por elementos finitos de la estructura de tren de aterrizaje, se obtienen valores de error mínimos de 3.71%, 1.36% y 12.2%, frente a los valores de esfuerzos máximos y coeficientes de seguridad encontrados previamente en el cálculo del

Capítulo 4, debido a que se trata de una estructura curva, se tendría que realizar un enmallado más fino para poder ajustar los errores frente a los cálculos teóricos.

Considerando la validación del modelamiento estructural del VANT, se proceden a recalcular finalmente los pesos propuestos al inicio del diseño en el Capítulo 4, por lo que la siguiente tabla muestra finalmente los pesos exactos de los componentes a utilizar:

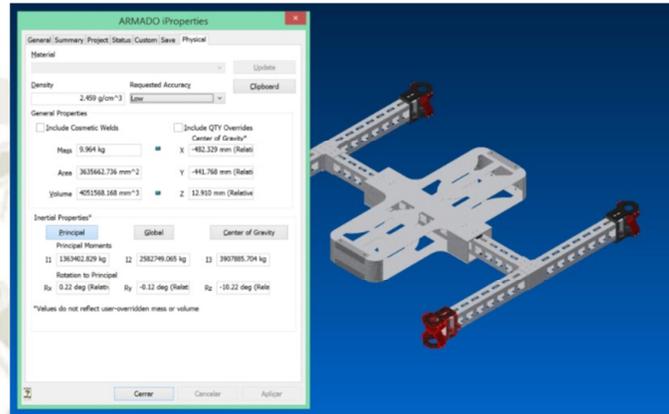


Figura 5.17. Peso estructura Superior.
Fuente: Propia.

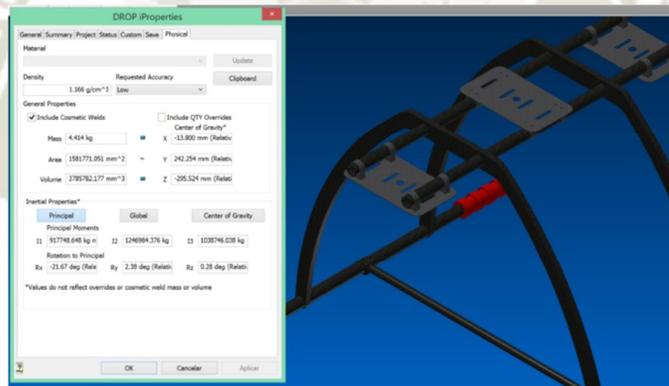


Figura 5.18. Peso Tren de Aterrizaje
Fuente: Propia.

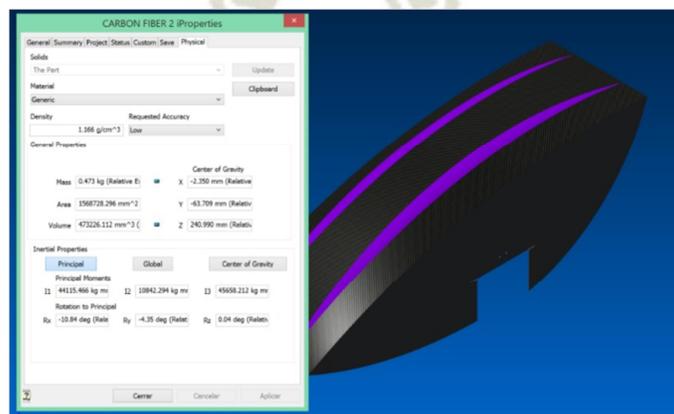


Figura 5.19. Peso Cubierta superior..
Fuente: Propia.

Por lo que en resumen se tienen los siguientes pesos por la estructura:

Tabla 5.1. Pesos Finales Estructura.

Componente	Peso en Kg
Estructura Superior	9.964
Tren de Aterrizaje	4.414
Cubierta Superior	0.473
Peso Estructural	14.851

Fuente: Propia.

Tabla 5.2. Pesos Finales para el VANT.

Descripción de Componentes	Peso Unitario (kg)	Cantidad de Componentes	Peso Total (kg)
Carga Útil. 22Kg [Repuestos Críticos]	22	1	22
Baterías LIPO. [Tattu de 30,000 mah]	3.69	4	14.76
Unidad de Generación + Tanque [Skypower]	17	1	17
Motores Eléctricos [Hacker de 5,500 W]	1.04	8	8.28
Estructura Principal [Aluminio 7075 T6 & Fibra de Carbono Tenax-J UMS45]	14.85	1	15.85
Sistema de Comunicación. [Alti C2 Advanced].	0.3	1	0.3
Convertor de corriente	0.2	8	1.6
Transformadores de Voltaje.	0.5	1	0.5
Sensores.	0.03	3	0.08
GPS. [Alti C2 Advanced].	0.1	1	0.1
Hélices [T-Motor 26 in].	0.07	8	0.57
Controlador de vuelo.	0.15	1	0.15
Placa de Distribución de Energía	0.01	1	0.01

Fuente: Propia.

El peso final del VANT es de 80.19 kg, comparándolo contra el primer cálculo este peso es inferior por 0.81 kg, por lo cual estamos dentro de los parámetros de diseño establecidos.



CAPÍTULO VI

6. ANÁLISIS ECONÓMICO

6.1. Conceptos de evaluación.

La evaluación económica constituye la parte final del análisis de viabilidad del proyecto, ya que nos permite como principales inversionistas tener un panorama claro acerca de los costos del producto como labor, partes, servicios de mantenimiento, activos y pasivos, así como de los posibles panoramas de ingresos por ventas de los servicios aplicados. Determinando finalmente, si en estos escenarios presentados, se obtendrá una rentabilidad superior al costo de oportunidad que mantengan inicialmente los inversionistas, validando finalmente si el proyecto es viable para su desarrollo. Para poder tener un análisis de rentabilidad de inversión, serán necesarios los siguientes datos:

- Posibles escenarios de venta.
- Costos de fabricación.
- Gastos administrativos.
- Gastos de venta.
- Gastos Financiero.
- Depreciación de activos.
- Plan de inversión.
- Estado de resultados proyectado.
- Punto de equilibrio.
- Valor Actual Neto.
- Tasa Interna de Retorno.

Para nuestro análisis podemos identificar indicadores que establecen la viabilidad del proyecto, dentro de nuestro análisis se tienen los siguientes:

VAN (Valor Actual Neto), este primer indicador nos muestra el nivel de rentabilidad del proyecto, es utilizando para poder identificar qué proyecto elegir en base a los flujos de caja de egresos e ingresos que se dan en cada caso. (EAE Business School, 2020). Para el cálculo de este indicador se considera una tasa de costo de oportunidad de 12%, considerando como referencia la tasa de fondos mutuos a nivel intermedio que podrían tomar los inversionistas del proyecto. El indicador nos puede mostrar tres resultados:

- $VAN < 0$, El proyecto no es rentable, ya que el monto de la inversión al momento inicial del proyecto es superior al monto de ingresos futuros.
- $VAN = 0$, Aquí se considera que el monto de la inversión, iguala el monto de los ingresos futuros, aquí el inversionista habría perdido el costo de oportunidad de su inversión.

- $VAN > 0$, En este escenario el proyecto es rentable, ya que los ingresos producto TIR (Tasa Interno de Retorno), esta es la tasa de interés que rinde el proyecto de inversión, esta tasa es expresada en porcentaje, dicho valor es calculado al hacer que el VAN se iguale a 0.

ROA, (*Return on Assets*), muestra la relación entre la utilidad operativa alcanzada en un ejercicio entre los activos totales de la empresa, para nuestro caso el activo total sería los costos de fabricación más el tiempo invertido en labor para la construcción del VANT. Este indicador es válido para mostrar que tan eficientes sería este activo en referencia a la utilidad conseguida. Para el cálculo se utilizará la utilidad operativa antes de impuestos, ya que los ingresos producto de los servicios por parte del activo, es independiente de la carga fiscal sobre la utilidad (Lorenzana, 2013).

Para determinar la viabilidad económica del proyecto, se proceden a interpretar dichos indicadores con el fin de demostrarle a los posibles inversionistas que al inyectar liquidez y dinero en este proyecto, es posible realizar a cabo la construcción del VANT y llevarlo a la práctica ejecutando viajes, generando finalmente una TIR superior al costo de oportunidad que tendría el inversionista al mover su dinero a otro posible negocio, así también un Van positivo da por resultado que los ingresos de dinero serán superiores al monto de inversión, llevados al valor presente.

6.2.Desarrollo de costos de fabricación.

Para el cálculo de los costos como parte de la construcción de activo, en este caso el VANT octocóptero, se toma en cuentan los costos asociados a los componentes y elementos periféricos de sujeción, así como la labor aplicada en conceptos de ingeniería y diseño.

Para nuestro proyecto se consideran 8 baterías LIPO a modo de cambiarlas periódicamente, ganando confiabilidad en el vuelo, de igual manera de soncisera el reemplazo de los 8 motores *brushless*, así como un reemplazo general de la estructura del drone a mitad de los 5 años de duración del proyecto.

Tabla 6.1. Costos de componentes, estructura y componentes de fabricación.

	Cantidad de Componentes	Costo Unit.	Costo. Total.
Periféricos	1	S/817.49	S/817.49
Baterías +Kit de Conectores	8	S/2,827.74	S/22,621.96
Unidad de Generación + Tanque	1	S/33,777.30	S/33,777.30
Motores Eléctricos	16	S/2,650.03	S/42,400.44
Estructura Principal	2	S/5,650.84	S/11,301.68
Sistema de Comunicación.	1	S/23,179.18	S/23,179.18
Convertor de corriente	8	S/182.79	S/1,462.36
Transformadores de Voltaje	1	S/695.42	S/695.42
Sensores.	3	S/189.99	S/569.96
GPS & radio control	1	S/3,572.45	S/3,572.45
Hélices	8	S/277.77	S/2,222.15
Controlador de vuelo.	1	S/1,607.69	S/1,607.69
Placa de Distribución de Energía	1	S/190.66	S/190.66
TOTAL			S/144,418.72

Recuperado: **Online metales.** Recuperado de: t.ly/X5I9; **AircraftExtrusion,** Recuperado de: t.ly/erd3, **TMotor**

Recuperado de: t.ly/qsKE; **Skypower** Recuperado de: t.ly/UGUF

6.3.Desarrollo de costos de labor para fabricación.

Para nuestra secuencia de costos, se plantea los costos de labor asociados a ingeniería y diseño invertido en el proyecto

Tabla 6.2. Costos de labor asociados al diseño ingenieril.

Detalle	Costo Total
Ingeniería	S/16,496.64
Diseño mecánico y planos	S/5,155.20
TOTAL	S/21,651.84

Fuente: **Propia.**

Como tercer bloque, tenemos los costos asociados al servicio de transporte de repuestos críticos, para lo cual se identifican los siguientes valores mensuales:

Tabla 6.3. Costos de servicios mensuales.

Servicios	Costo Total
Energía eléctrica	S/100.00
Operador Logístico	S/1,500.00
Mantenimiento	S/716.00
Software	S/1,163.25
Telefonía & Internet	S/150.00
Transporte [Alquiler Camioneta]	S/5,790.00
Alquiler de punto de despacho y recepción en Site	S/2,600.00
Agua	S/20.00
Costo Servicios Mensual	S/12,039.25

Recuperado de: t.ly/SoCP , Plaza,2020 , Recuperado de: t.ly/66pR

6.4. Costos operativos.

Finalmente como parte de los costos operativos, se plantea el contrato con una aseguradora para coberturar alguna falla del VANT por un monto de hasta 100,000 USD, considerando el alto costo de la carga a transportar, bajo una prima de 608 USD anuales, así también se plantea un sistema de comisiones de 5% de las ventas producto de los viajes para el operador logístico, y como tercer variable dentro de los costos operativos, se encuentra el consumo de combustible del VANT de acuerdo a la cantidad de viajes, considerando un consumo de 3.8 galones.

Tabla 6.4. Costos operativos.

Descripción Costo	Costo
Comisión Vendedor por Ventas Totales	5%
Seguro de Cobertura	S/181.39
Costo combustible por viaje	S/88.44

Recuperado de: t.ly/45b1, Globalpetrolprices, recuperado de: t.ly/wwfJ

6.5. Análisis de Mercado.

De acuerdo a un análisis previo de Ballón, Carrillo, Pinto y Málaga (2019), se realizó una encuesta a 55 personas de área de unidades mineras, como un estudio preliminar de mercado sobre los pedidos de emergencia para atención de flota de movimiento de material.



Figura 6.1. Cantidad de envíos por emergencia.
Recuperado de: **Ballón, Carrillo, Pinto y Málaga (2019).**

Por lo que se puede apreciar que se tienen en un mayor porcentaje (47.3%), una cantidad de 2 envíos por mina a la semana para atención de equipos en condición o inoperatividad en unidades mineras. De igual forma se revisaron los pesos aproximados, sobre los cuales se realizan los envíos, dando por resultante los mayores porcentajes de los encuestados, en 32,7 % y 23.6 % sobre repuestos cuyos pesos van desde 20 a 25 kg, y 15 a 20 kg respectivamente, por lo que nuestros parámetros de diseño, se acercan a los pesos necesarios por las áreas de logística, mantenimiento y compras de ambas unidades.



Figura 6.2. Peso de repuestos de envíos por emergencia.
Recuperado de: **Ballón, Carrillo, Pinto y Málaga (2019).**

Como parte del estudio realizado, se identifica que el costo de transporte por camioneta es de S/1,500 a S/2,000 en un porcentaje de 41.8% y S/1,000 a S/1,500 con un 34.5%, por lo que el valor de nuestro servicio inicialmente será de S/2,500 para evitar una diferenciación sobre los viajes estándar.

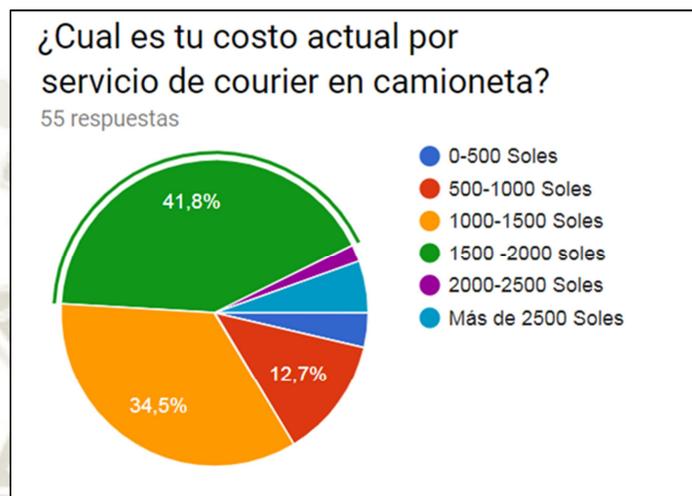


Figura 6.3. Costos de envío de repuestos por vía terrestre de envíos por emergencia.
Recuperado de: **Ballón, Carrillo, Pinto y Málaga (2019).**

En la Figura 6.4 se identifica la sensibilidad del usuario final, sobre la posibilidad de envíos de manera aérea al Site, considerando un 72.2% de aceptación del servicio.

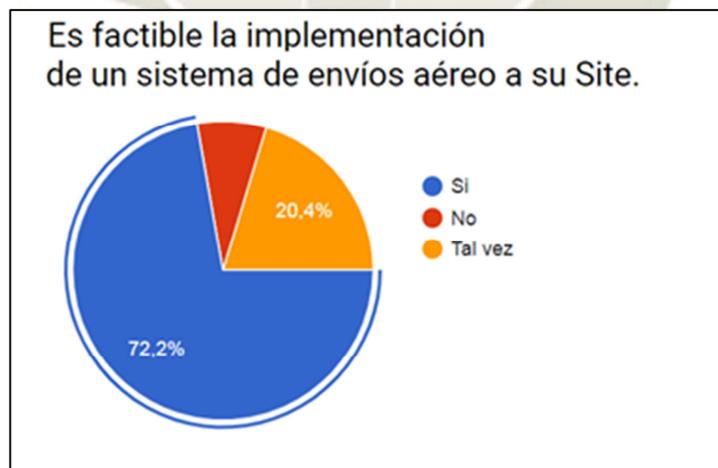


Figura 6.4. Factibilidad de envío de repuestos por vía aérea por emergencia.
Recuperado de: **Ballón, Carrillo, Pinto y Málaga (2019).**

Finalmente, se identifica la sensibilidad del costo por el valor agregado de reducción de tiempo de atención, donde el usuario final estaría dispuesto a pagar en un porcentaje de

42.6% un valor por viaje de S/2,000 a S/2,500 y en un porcentaje de 25.9% de los encuestados un valor de S/2,500 a S/3,000.



Figura 6.5. Valor para usuario final de envío de repuestos por emergencia. Recuperado de: **Ballón, Carrillo, Pinto y Málaga (2019).**

Por lo que para nuestro estado de resultados, en base a un valor venta de S/2,500 por servicio de atención, tendríamos 6 posibles escenarios de acuerdo a la cantidad de viajes realizados de manera mensual. Para este cálculo, se plantea la posibilidad de un préstamo para activo fijo, de acuerdo a nuestro monto de fabricación y labor del diseño de S/117,567.66 y S/21,651.84, dando un monto final a financiar de S/139,219.50.

Al 24/08/2020	
Entidad	TCEA(*)
BBVA	25.78 %
BANCO DE COMERCIO	25.83 %
CMAC PIURA	32.59 %
CMAC CUSCO S A	32.66 %
CMAC AREQUIPA	32.92 %
FINANC. CREDINKA	33.07 %
FINANC. PROEMPRESA	34.09 %
CREDISCOTIA	37.57 %

Figura 6.6. Valor de TCEAs para préstamos de activos fijos. Recuperado de: **Superintendencia de Banca y Seguros.**

Para nuestro ejercicio, tomaremos una TCEA de 25.78%, en base a esta tasa se procede a calcular la Tasa de Costo Efectiva Mensual.

$$TCEM = \left((1 + TCEA)^{\frac{1}{12}} - 1 \right) \quad \text{Ecuación 6.1}$$

$$TCEM = \left((1 + 0.2578)^{\frac{1}{12}} - 1 \right)$$

$$TCEM = 1.93\%$$

6.6. Estado de Resultados.

Considerando un tiempo de vida útil del VANT de 5 años o 60 meses de producción, como activo fijo, por lo que en base a la TCEM de 1.93% y el monto final a financiar de S/.166,070.56, se tienen pagos mensuales de S/. 4,696.60.

Con este monto final a financiar, los ingresos, costos operativos y costos de venta asociados, se plantean 6 posibles escenarios:

Tabla 6.5. Estado de Resultados bajo escenarios de posibles viajes.

	ESCENARIO 1	ESCENARIO 2	ESCENARIO 3	ESCENARIO 4	ESCENARIO 5
# VIAJES	6	8	12	16	20
VENTAS TOTALES	S/15,000.00	S/20,000.00	S/30,000.00	S/40,000.00	S/50,000.00
COSTOS DE VENTAS	S/17,244.52	S/17,414.08	S/17,753.20	S/18,092.31	S/18,431.43
UTILIDAD BRUTA	-S/2,244.52	S/2,585.92	S/12,246.80	S/21,907.69	S/31,568.57
COMISIÓN POR VENTAS	S/750.00	S/1,000.00	S/1,500.00	S/2,000.00	S/2,500.00
SEGUROS	S/181.39	S/181.39	S/181.39	S/181.39	S/181.39
UTILIDAD OPERATIVA	-S/3,175.91	S/1,404.53	S/10,565.41	S/19,726.30	S/28,887.18
IMPUESTO A LA RENTA	-S/952.77	S/421.36	S/3,169.62	S/5,917.89	S/8,666.16
UTILIDAD NETA	-S/2,223.14	S/983.17	S/7,395.79	S/13,808.41	S/20,221.03

Fuente: Propia.

Verificando el estado de resultados, se obtiene una rentabilidad a partir del escenario 2, donde se percibe una utilidad neta de S/.983.17 con una cantidad de 8 viajes entre las dos unidades mineras. Los dos escenarios posteriores presentan una mejor utilidad neta con valores de S/.7,395.79 , S/. 13,808.41 y S/. 20,221.03 con 12, 16 y 20 viajes al mes respectivamente.

En la Figura 6.7 se valida la curva de costos vs ingresos, donde el escenario 3, con un total de 8 viajes al mes, representa el punto de equilibrio, por debajo de 8 viajes al mes, se tendría una rentabilidad negativa.

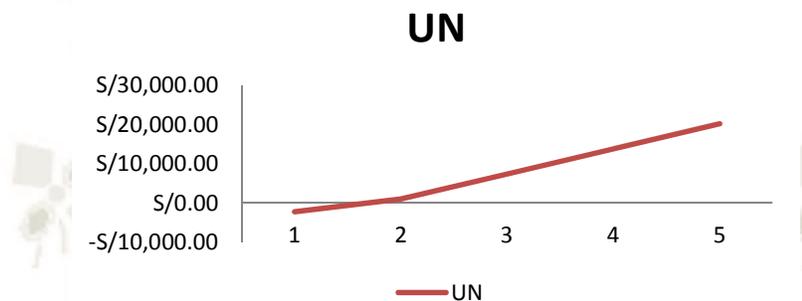


Figura 6.7. Curva de Punto de Equilibrio.
Fuente: Propia.

Para la evaluación de inversión del proyecto en los escenarios positivos, se considera una tasa de costo de oportunidad de 12%.

Tabla 6.6. VAN & TIR bajo escenarios de posibles viajes.

	ESCENARIO 1	ESCENARIO 2	ESCENARIO 3	ESCENARIO 4	ESCENARIO 5
TASA DE COSTO DE OP.	12%	12%	12%	12%	12%
VA	S/12,658.30	S/50,786.12	S/127,041.77	S/203,297.43	S/279,553.08
INVERSIÓN	S/-166,070.56	S/-166,070.56	S/-166,070.56	S/-166,070.56	S/-166,070.56
VAN	S/-153,412.26	S/-115,284.44	S/-39,028.79	S/37,226.87	S/113,482.52
TIR	-2%	3%	9%	15%	20%

Fuente: Propia.

Validando los escenarios, podemos identificar que a partir del escenario 4, se tiene un VAN positivo con valores de S/.37,226.87 y / . 113,482.52. Así también la Tasa Interna de Retorno es superior al 12% de costo de oportunidad planteado, en los escenarios 5 y 6 con 15% y 20% en los escenarios 4 y 5 respectivamente, por lo que para asegurar un correcto flujo de caja para los inversionistas superando el costo de oportunidad frente a otro proyecto, se tienen que gestionar más de 16 viajes al mes., logrando finalmente una rentabilidad de 35%. Con respecto al ROE, se calcula un valor de 8.3% a partir del escenario #4.

CONCLUSIONES

Se logró el diseño estructural del VANT [Vehículo Aéreo No Tripulado] considerando los parámetros de diseño de la *Federal Aviation Regulation (FAR)* y Agencia Europea de Seguridad Aérea (AES/A) para una aplicación de carga de 22kg máximo y 150km de autonomía considerando la longitud máxima de vuelo desde el aeropuerto Velasco Astete a cada Site minero, dentro de los parámetro de diseño de contempló la potencia de empuje para los movimientos de vuelo ascendente, estático, avance y descendente, dando por resultado la selección de los componentes eléctricos, de suministro de potencia y estructurales para que el VANT pueda desempeñar sus funciones de manera segura y eficiente. Así mismo también se consideraron posibles fallas en el proceso de vuelo, como falla de sistema de generación de motor Wankel, falla de motores brushless, falla de sistema de control y maniobra de vuelo.

Para el diseño de carga máxima y volumen necesario, se realizó un mapeo de repuestos críticos eléctricos y mecánicos cuya falla daría por consecuencia la inoperatividad del equipo de carguío, el listado se realizó para los modelos de palas eléctricas 7495HF y 4100XPC, para nuestro universo de repuestos se tienen 250 repuestos, de los cuales 87% presentan un pesos inferior a 48 libras (21.8kg), con una longitud máxima de 1,033.78mm, alto máximo de 495.30 mm y ancho máximo de 609.60 mm.

Considerando la potencia necesaria de 34,741.30 Watts para el VANT, se proceden a seleccionar los componentes que forman parte del equipo tales como son los motores *brushless* marca Hacker de 5,500 Watts, Hélices marca T-Motor de 26 pulgadas, sistema de generación Wankel marca Skypower de 35KW, sistema GPS y comunicación Alti CE Advanced que junto con la estructura principal fabricada de aluminio 7075-T6 y el tren de aterrizaje de fibra de carbono Tenax-J UMS45.

Para la estructura del VANT, se utilizan do materiales, el primero será el Aluminio 7075-T6 para el tren de aterrizaje, que según estudios es el más adecuado para cargas vibracionales producto del sistema de generación así como como la flexión producida por las vigas de articulación de motores *brushless*. Para el tren de aterrizaje, se opta por la fibra de carbono como material principal con el fin de reducir peso y presenta una alta resistencia a la tracción. Con ambos materiales el diseño del VANT cubre los parámetros de diseño y seguridad propuestos por las normativas internacionales.

Para el diseño estructural del VANT, se consideraron los parámetros de diseño por carga y factores de seguridad de la normativa norteamericana y europea, *Federal Aviation Regulation (FAR)* y Agencia Europea de Seguridad Aérea (AESA) respectivamente, con el propósito que el diseño pueda abastecer a un mercado internacional. El diseño estructural contempla los parámetros de diseño bajo cargas de 993.26N y 496.63 N en los vigas principales de frame y de articulación de motores *brushless*, así como una carga distribuida de 3.36N/mm en el arco parabólico del tren de aterrizaje, finalmente logrando los coeficientes de seguridad para la estructura principal de 45.8 como esfuerzo cortante y 4.77 y 4.87 para los factores de seguridad por esfuerzo flector a la tensión y compresión, en el caso del arco parabólico del tren de aterrizaje un factor de seguridad de 51.9 en el diseño de esfuerzo cortante, y 5.19 y 4.93 bajo los parámetros de diseño flector a tensión y compresión respectivamente, siendo un factor de 4.5 el limitando para las estructuras aéreas. (*FAR*)

Después de los resultados obtenidos en la simulación por elementos finitos, podemos apreciar que se tienen los siguientes errores absolutos en comparación con el cálculo teórico, para la estructura principal se tienen valores de 4.40%, 2.49%, 8.74% y 6.91% para el caso de los factores de seguridad y 3.49% para el caso de esfuerzos máximos, y para la estructura del arco parabólico, se visualizan errores de 9.9%, 5.2%, 3.71% y 1.36% para los factores de seguridad, así como 3.8% y 12.2% para los esfuerzos máximos, por lo que podemos concluir que para nuestra simulación se observan parámetros similares con respecto al cálculo teórico, si bien el error final es de 12.2%, se puede realizar una simulación mediante una malla más fina con el fin de ajustar los valores finales del software.

De acuerdo al análisis económico presentado, podemos apreciar que el proyecto es rentable y supera el costo de oportunidad planteado de 12% para los inversionistas, contemplando un VAN de /. 37,226.87y una TIR de 15% a partir de los 16 viajes mensuales. Mientras que el costo de fabricación y labor por el diseño mecánico e ingenieril, llega a un valor de S/.166,070.56. La rentabilidad final para el proyecto es de 32% con respecto a la utilidad neta desarrollada.

RECOMENDACIONES

- ✓ La carga de los repuestos críticos a transportar por el VANT, debe de centrarse a modo de no sobre esforzar los motores y la estructura principal, así también al centrar la carga correctamente en el centro de gravedad, ayuda a que el controlador pueda ejercer una función estable sobre el vuelo del VANT.
- ✓ Se recomienda no volar el VANT, cuando se tengan tormentas eléctricas ya que los fuertes vientos y posible impacto de un rayo puedan dañar el sistema de control y componentes electrónicos del equipo, produciendo así su caída.
- ✓ Para completar el sistema electrónico del VANT, en una segunda etapa del presente proyecto se puede desarrollar un software propio y sistema de autonomía para el control de las aplicaciones del drone.
- ✓ Para el presente proyecto se considera una aplicación de transporte de repuestos críticos para equipo de carguío en unidades mineras, sin embargo el equipo se puede acondicionar a otro tipo de aplicaciones de agricultura, fotografía, monitoreo de fajas transportadores, aplicaciones de ingeniería civil para validar puntos de unión de estructuras o finalmente para trabajos de rescate y emergencia.

REFERENCIAS.

- AAD (2020). Teoría de cantidad de movimiento. Vuelo axial ascendente. *Vuelo Axial*. Doi: http://www.aero.us.es/heli/downloads/0910/22tcmVueloAscendente_alum.pdf
- AAD (2020). Teoría de cantidad de movimiento. Vuelo axial descendente. *Vuelo Axial*. Doi: http://www.aero.us.es/heli/downloads/0910/23tcmVueloDescendente_alum.pdf
- Abbott, Ira H., and Von Doenhoff, Albert E.: *Theory of Wing Sections*. Secciones 1.2 y 1.3
- Adsuar, J. (2007). Conocimiento general de la aeronave. Performance y planificación de vuelo. *Thomson Paraninfo*.
- Aerial Insights (2019). ¿Cuántos tipos de drones existen en el mercado? *Aerial Insights*. Recuperado de: <https://www.aerial-insights.co/blog/tipos-de-drones/>
- Air Force Technology (2020). Predator RQ-1. Recuperado de: <https://www.airforce-technology.com/projects/predator-uav/>
- Artale, V., Milazzo, C. & Ricciardello, A. (2013). *Mathematical Modeling of Hexacopter*.
- Asdrubal, A., Graciano, C., & Estrada, O. A. G. (2017). Resistencia de vigas esbeltas de acero inoxidable bajo cargas concentradas mediante elementos finitos. *Revista UIS Ingenierías*, 16(2), 61-70.
- Ballón, D., Carrillo, D., Pinto, H., & Málaga, V. (2019). Análisis de demanda y oferta para transporte de Repuestos por Emergencia mediante Drones de Carga para Unidades Mineras. Pontificia Universidad Católica del Perú. Trabajo Aplicativo Final Economía Empresarial. Arequipa, Perú.
- Bello-Guisado, Á. (2019). *Diseño de controladores de vuelo para un dron modelo PARROT Mambo Minidrone* (Doctoral dissertation).
- Brunner, D. (2020). Technik-consulting. Calculation of power hovering. Recuperado de: https://www.technik-consulting.eu/en/optimizing/long_range_drone.html
- Cabezas Terán, J. L. (2016). *Diseño e implementación de un sistema electrónico de potencia híbrido para la carga de una batería tipo polímero de litio* (Bachelor's thesis, Quito, 2016.).
- Clifton, J. (2017). Ensayo de Propiedades Mecánicas de un Laminado Unidireccional de Fibra de Carbono de Alta Resistencia (Hsc T300) y Resina de SE 84 Lv
- CLR. (2020). ¿Qué es el factor de servicio y cómo se calcula? CLR. Recuperado de: <https://clr.es/blog/es/que-es-factor-de-servicio-calcularlo/>

- Corrigan, F. (2019). Drone Waypoint GPS Navigation Technology And Uses Explained
- Cuenca, A. (2016). Diseño y construcción un cuadricóptero e implementación de un controlador de estabilidad para la aplicación de un algoritmo de vuelo autónomo. Universidad de los Andes, Colombia.
- Del-Savio, A., Luna-Torres, A., & Reyes-Ñique, J. L. (2019). Metodología para usar drones en el levantamiento del relieve de superficies subacuáticas.
- El Comercio (2020). Rimac crea seguro para drones con cobertura de hasta 100 USD. *Día 1*. Recuperado de: t.ly/xHj2
- Fernández-Lozano, J., & Gutiérrez-Alonso, G. (2016). Aplicaciones geológicas de los drones. *Revista de la Sociedad Geológica de España*, 29(1), 89-105.
- Física Lab. (2019). Principio de Cantidad de Movimiento. Doi: <https://www.fisicalab.com/apartado/cantidad-movimiento>
- García Haro, J. M. (2011). *Desarrollo de un controlador para motores DC brushless basado en CompactRIO y LabVIEW de National Instruments para el estudio de nuevos algoritmos de control* (Bachelor's thesis).
- Giangrandi, L. (2011). Aspectos Técnico Económicos Para Evaluación De Proyectos De Cogeneración En Base A Grupos Generadores Diesel -.Santiago de Chile, Chile. Recuperado de: <http://hrudnick.sitios.ing.uc.cl/paperspdf/Giangrandi.pdf>
- Golmayo, S. (2015). Cálculo y selección de sistema de propulsión para mini UAV de apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina. Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar.
- Goodman, A. (2009). Carbon Fibre, Tubes, Profiles - Filament Winding and Composite Engineering. Recuperado de: http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp
- Guevera, E. (2008). Análisis de Fatiga en la Viga Principal Del Avión A-37b. Universidad Autónoma de Occidente. Santiago de Cali. Colombia.
- Honig, Z. (2011). T-Hawk UAV enters Fukushima danger zone, returns with video. Recuperado de: <http://www.engadget.com/2011/04/21/t-hawk-uav-enters-fukushimadanger-zone-returns-with-video>
- Irizarry, J., Gheisari, M. & Walker, B. (2012). Usability Assesment of Drone Technology as Safety Inspections Tools. *Journal of Information Technology in Construction*. Georgia Institute of Technology, USA. Recuperado de: <http://sonify.psych.gatech.edu/~walkerb/publications/pdfs/2012ITCONSTRUCTION-IrizarryGheisariWalker.pdf>

- Iza, I. M., & Ansorena, D. A. Banco de ensayos multipropósito para caracterizar baterías de LiPo Multipurpose test bench to typify LiPo batteries.
- Jimenez, D. (2014). Diseño y desarrollo de una interfaz para el control y gestión de un UAV. Universidad de Castilla – La Mancha. Real y Toledo. España.
- Juan, C. (2016). Como aprovechas los drones en la industria logística. IEBSchool Recuperado de : t.ly/0nnF
- Kore University of Enna, Italia. Doi: <http://dx.doi.org/10.12988/ams.2013.37385>
- London, A. (1948). Deleopment of an Automatic Recording Acelerometer. *Technical Development Divison*.
- Lorenzana, D. (2013). ¿Qué es el ROA de una empresa? *Pymes y Autónomos*. Recuperado de: rb.gy/pjexen
- Luna, F. (2017). Diseño de Sistema de Lubricación de Pines y Bocinas de Padlock de Cucharón de Palas Eléctricas CAT Modelo 7495 HR2. Universidad San Agustín, Arequipa. Perú.
- Massa, J., Giro, J. & Giudici, A. (2015). Compendio de Cálculo Estructural II. (9) 1. Facultad de Ciencias Exactas, físicas y Naturales. Sede Ciudad Universitaria. Universidad Nacional de Córdoba. Córdoba, Argentina.
- Marder, F. A., Lombardero, C. D. J., & Guillermo, O. Conversor Corriente Alternada-Corriente Continua.
- Martinez, C. (2018). Gestión de Abastecimiento de Repuestos de Equipos Mineros. Universidad de Chile. Santiago de Chile, Chile.
- Mesa China, V., & Izquierdo Abreu, L. (2015). Los drones: su aplicación en el mundo de la comunicación.
- Metals Handbook (2001). Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials, ASM International 10th Ed. 1990 (2).*
- Molina, I., Chico, P., Rosales, A. & Ávalos, E. (2014). Diseño y Construcción de un Sistema Portátil de Generación Eléctrica para Cargar un Banco de Baterías. Escuela Politécnica Nacional, Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica. Quito, Ecuador.
- Nardinocchi, P., & Podio-Guidugli, P. (1994). The equations of Reissner-Mindlin plates obtained by the method of internal constraints. *Meccanica*, 29(2), 143-157.
- Nisser, T. & Westin, C. (2006). Human Factors Challenges in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Literature Review. Lund University School of Aviation.
- Orna, J. & Dávila, P. (2015). Diseño, construcción y control de un hexacóptero de monitoreo. Escuela Politécnica Nacional. Quito, Colombia.

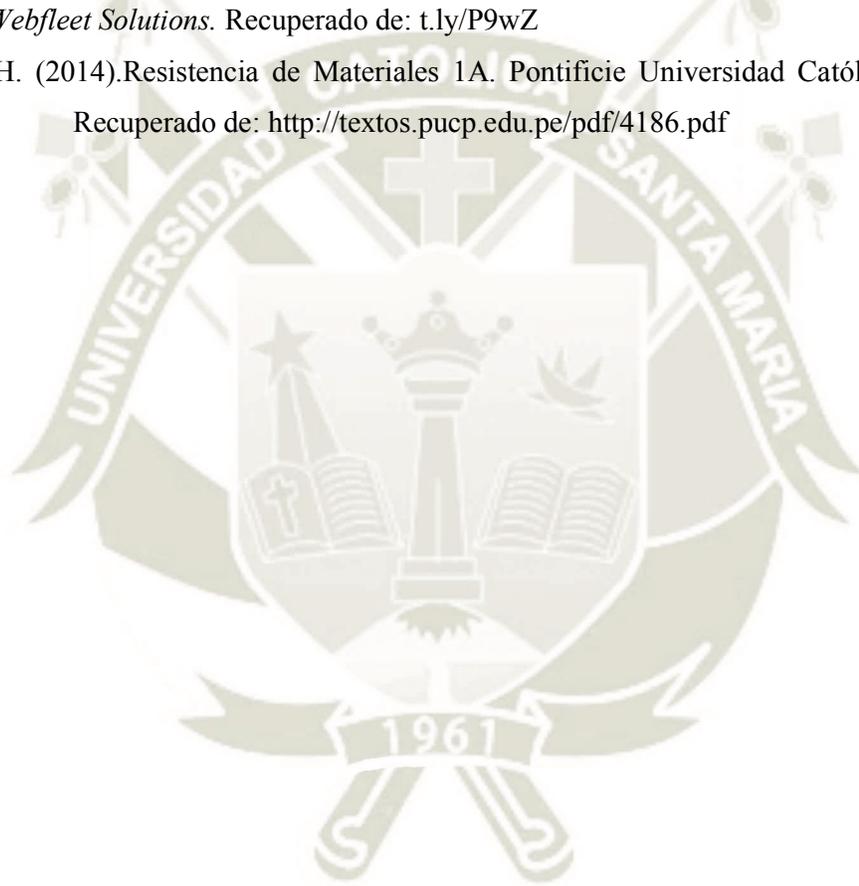
- Plaza, D. (2017). Navegación autónoma de drones y automatización de rutas aplicadas a la limpieza de edificios. Escuela de Ingeniería de Comunicación de Barelona. Barcelona, España.
- Performance Composites (2009). Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials. Recuperado de: http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp
- Randolf, J. & Ferry, R. (2002) Aluminum Structures, A guide to their specifications and design. *TheTGBPartnership*. (2) 1. Recuperado de: <https://www.dronezon.com/learn-about-drones-quadcopters/drone-waypoint-gps-navigation-technology-explained/>
- Rodríguez-Navarroa, P., Piquerasa, T. G., & Verdianib, G. (2016). Drones para el levantamiento arquitectónico. Aplicación para la documentación de las torres del litoral valenciano. *El Arquitecto: de la tradición al siglo XXI: docencia e investigación en expresión gráfica arquitectónica*. Madrid: Universidad de Alcalá, 1137-1144.
- Rodríguez, J. (2017). Análisis y Diseño de un Aerogenerador Mediante Simulación 3D de Dinámica Computacional de Fluidos. Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, España.
- Sánchez, D. A., Hernández, E. C., Peña, A. G., & Castañeda, J. M. G. Esfuerzo cortante transversal en vigas con elementos placa utilizando el software educativo MDSolids.
- Sarquis, E. (2005). Diseño y construcción de eyectores para aplicaciones de alto vacío. Universidad de los Andes, Bogotá, Colombia. Recuperado de: <https://repositorio.uniandes.edu.co/bitstream/handle/1992/22119/u260770.pdf?sequence=1>
- Serrano, C. & Pérez, O. (2016). Análisis, diseño estructural y construcción de un dron para la detección de minas antipersona. Universidad Politécnica de Catalunya, España.
- Serway, R. & Jewett, J. (2006). Física para ciencias e ingenierías. Editorial Thompson. (1) 6ta Edición.
- SkyPower (2020). SP-180 SER Hybrid. Recuperado de: <https://skypower.online/produkt/sp-180-sre-hybrid/>
- StockLogistics (2018). El uso de los drones en logística. *StockLogistics*. Recuperado de: t.ly/hHum
- United States Government. (1968). Scientific and Technical Aerospace Reports. (6) 4

Universidad de Sevilla (2020). Escuela Técnica Superior de Ingenieros. Universidad de Sevilla, España. Recuperado de: http://www.aero.us.es/heli/downloads/0910/23tcmVueloDescendente_alum.pdf

Unmanned System Source (2020). AMP Industrial UAV Dual Propeller Blades: 22-Inch Diameter, 8.9 Pitch. Recuperado de: <https://www.unmannedsystemsource.com/shop/propellers/amp-industrial/amp-industrial-uav-dual-propeller-blades-22-inch-diameter-8-9-pitch/>

Webfleet Solutions (2107). Uso de Drones en Transporte de Mercancías. *Bridgestone Webfleet Solutions*. Recuperado de: t.ly/P9wZ

Yepez, H. (2014). Resistencia de Materiales 1A. Pontificie Universidad Católica del Perú. Recuperado de: <http://textos.pucp.edu.pe/pdf/4186.pdf>



ANEXOS

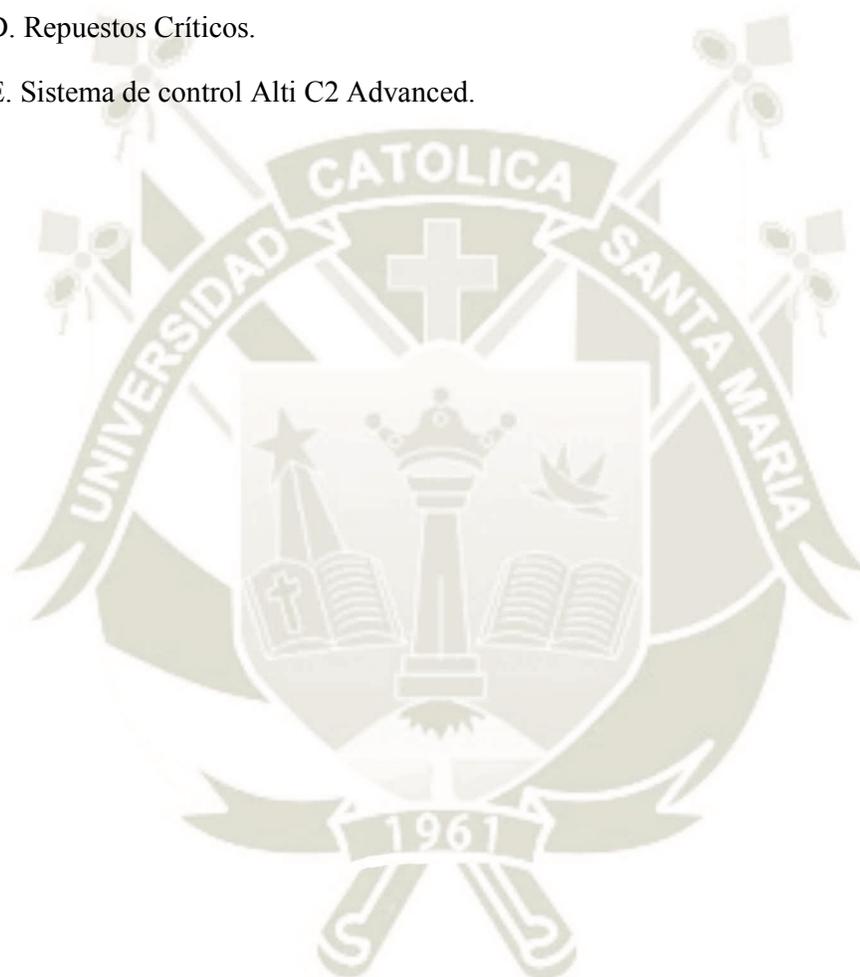
Anexo A. Planos de Diseño y construcción.

Anexo B. Especificaciones Pala 7495 Caterpillar.

Anexo C. Especificaciones Pala 4100 XPC Komatsu.

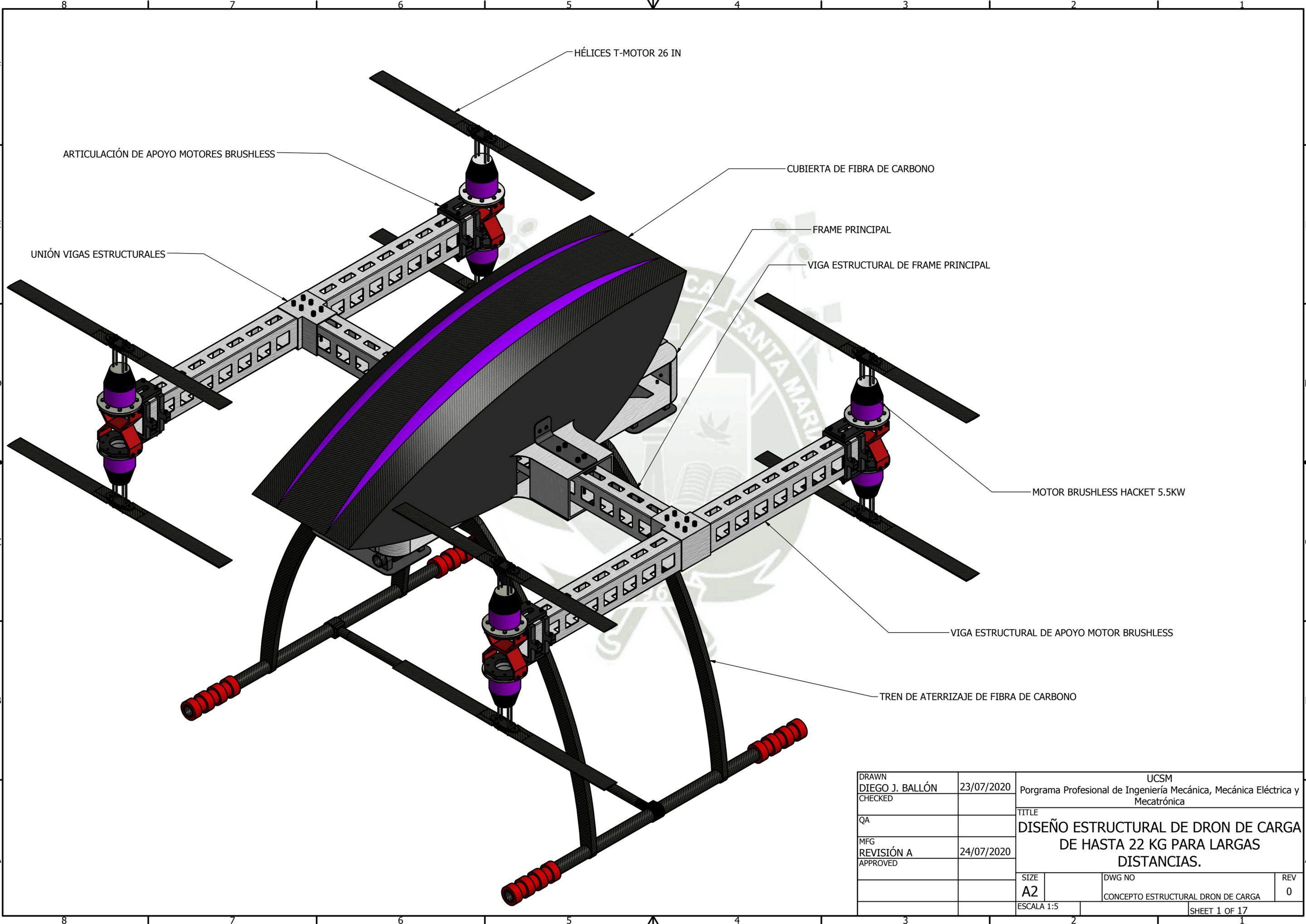
Anexo D. Repuestos Críticos.

Anexo E. Sistema de control Alti C2 Advanced.



Anexo A. Planos de diseño y construcción.

- 1.- Concepto estructural de VANT de 22kg y 150km de autonomía.
- 2.- Medidas generales de VANT.
- 3.- Accesorios de armado de VANT.
- 4.- Estructura principal.
- 5.- Viga estructural de frame principal.
- 6.- Viga estructural de apoyo de motor.
- 7.- Viga intermedia de frame.
- 8.- Planchas de frame principal.
- 9.- Viga estructural de apoyo frame.
- 10.- Planchas de sujeción de frame.
- 11.- Articulación de motor brushless.
- 12.- Unión de vigas estructurales.
- 13.- Tren de aterrizaje.
- 14.- Arco de apoyo de tren de aterrizaje.
- 15.- Estructura de tren de aterrizaje.
- 16.- Cubierta de fibra de carbono.
- 17.- Acople de sujeción de cubierta.



HÉLICES T-MOTOR 26 IN

ARTICULACIÓN DE APOYO MOTORES BRUSHLESS

CUBIERTA DE FIBRA DE CARBONO

UNIÓN VIGAS ESTRUCTURALES

FRAME PRINCIPAL

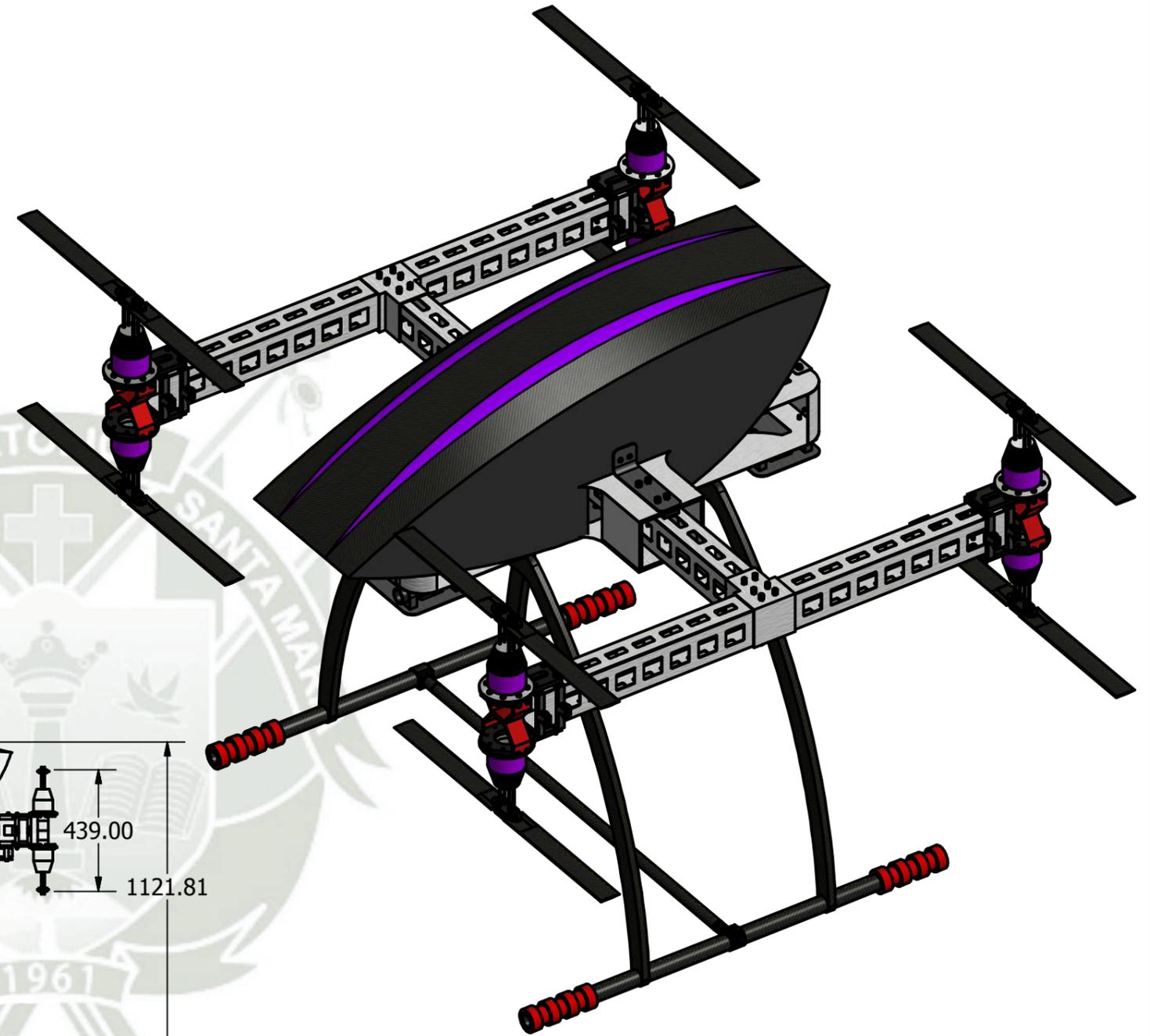
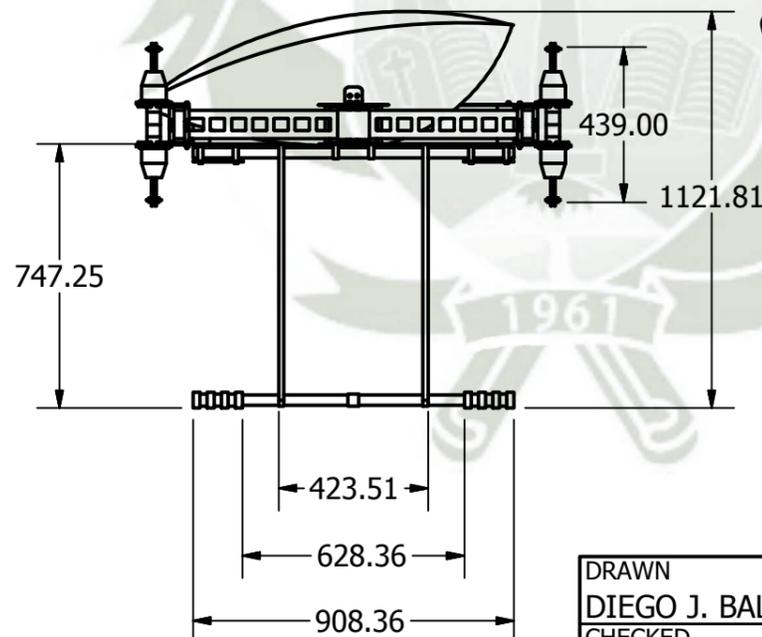
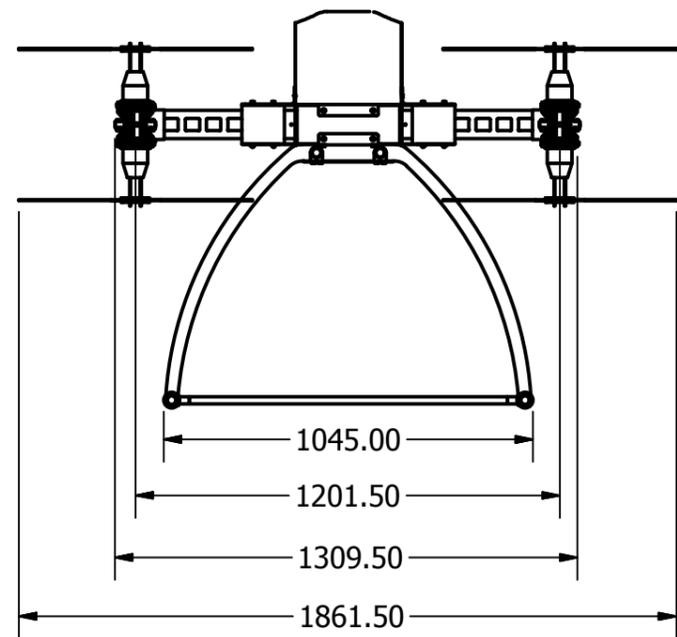
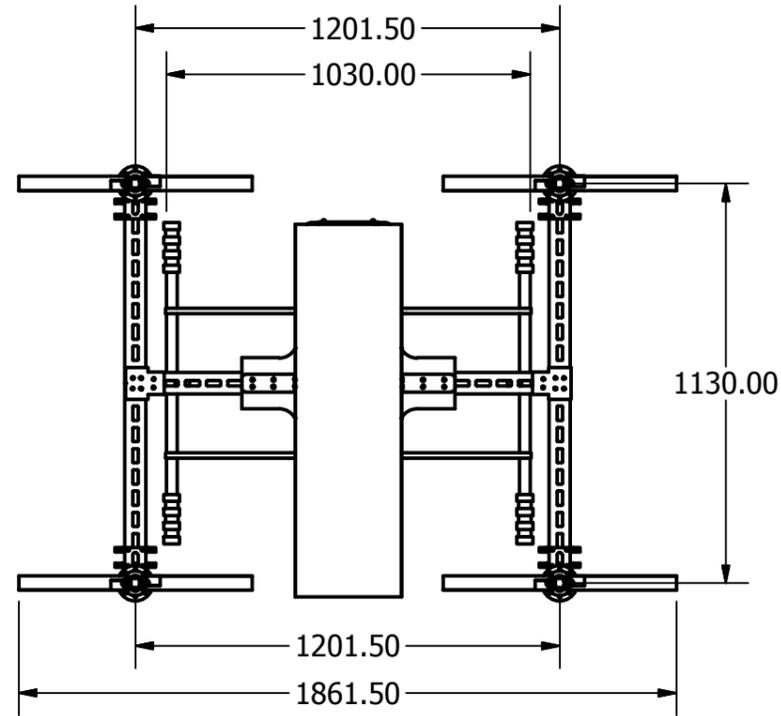
VIGA ESTRUCTURAL DE FRAME PRINCIPAL

MOTOR BRUSHLESS HACKET 5.5KW

VIGA ESTRUCTURAL DE APOYO MOTOR BRUSHLESS

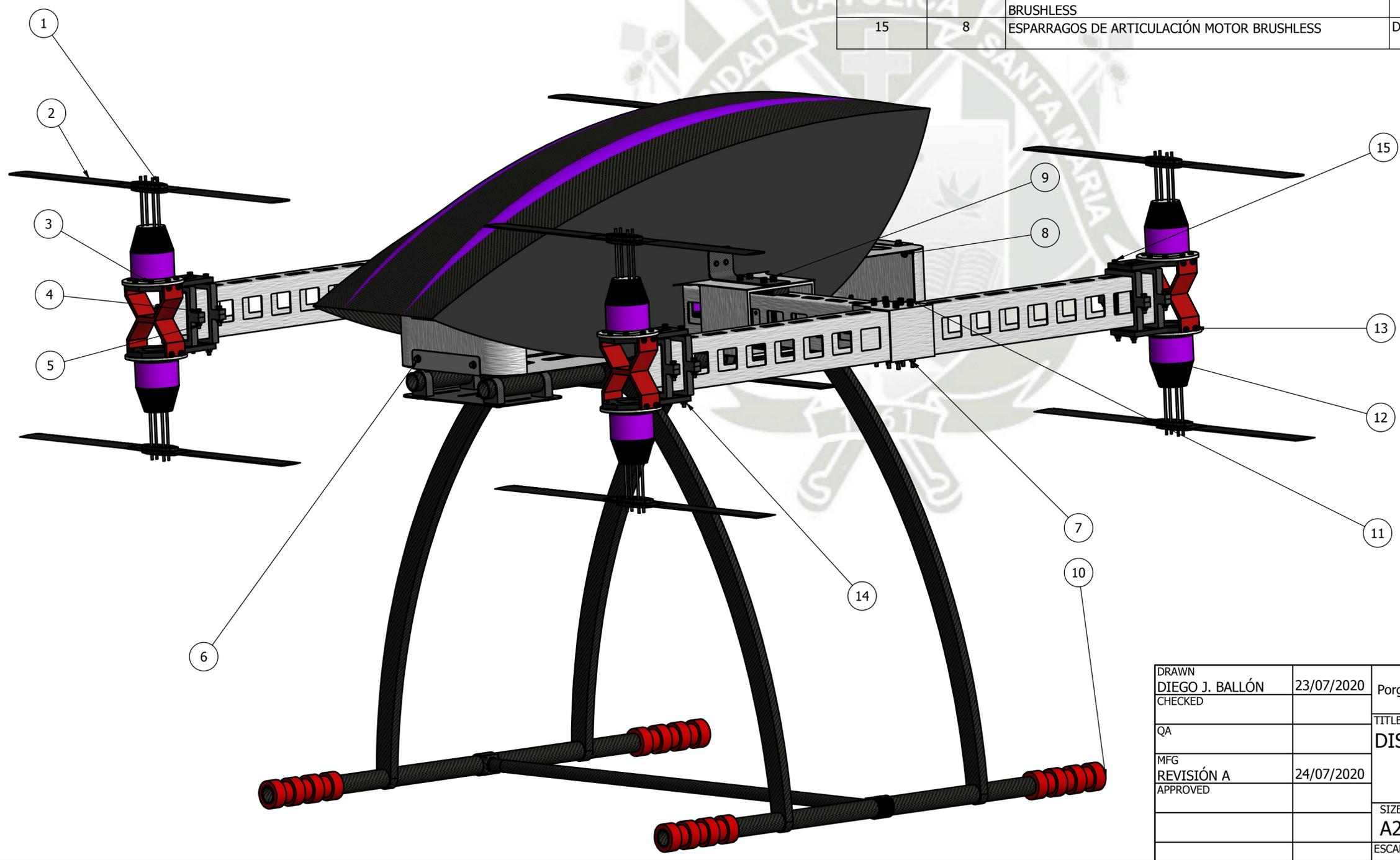
TREN DE ATERRIZAJE DE FIBRA DE CARBONO

DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA				
MFG REVISIÓN A	24/07/2020			
APPROVED				
		SIZE A2	DWG NO CONCEPTO ESTRUCTURAL DRON DE CARGA	REV 0
		ESCALA 1:5	SHEET 1 OF 17	

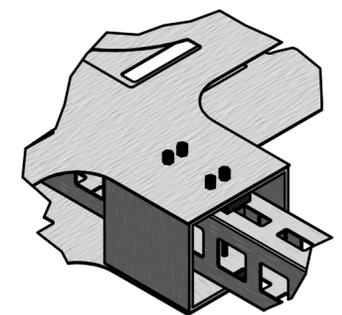
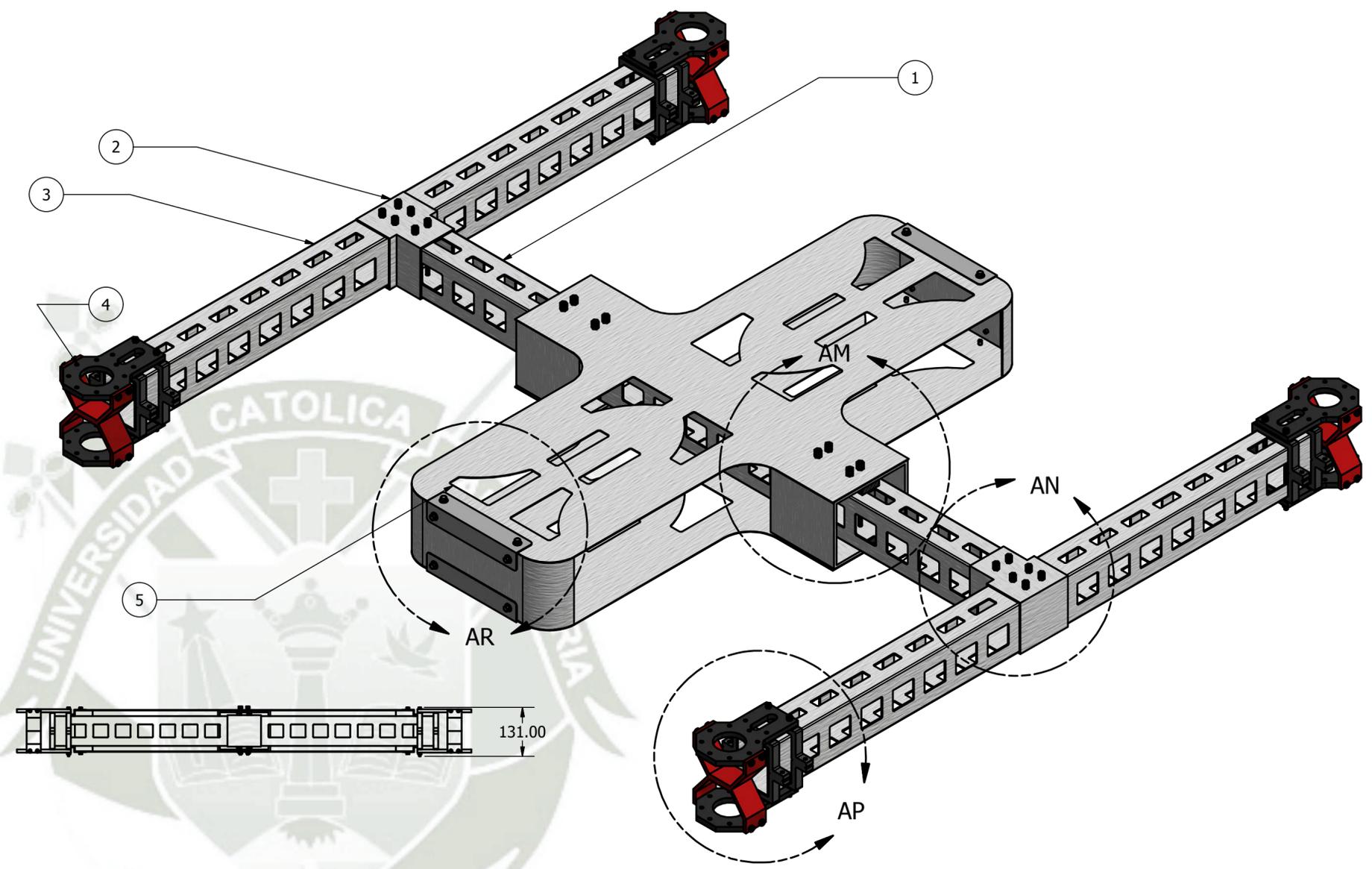
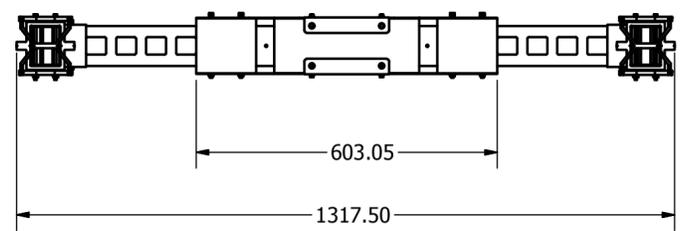
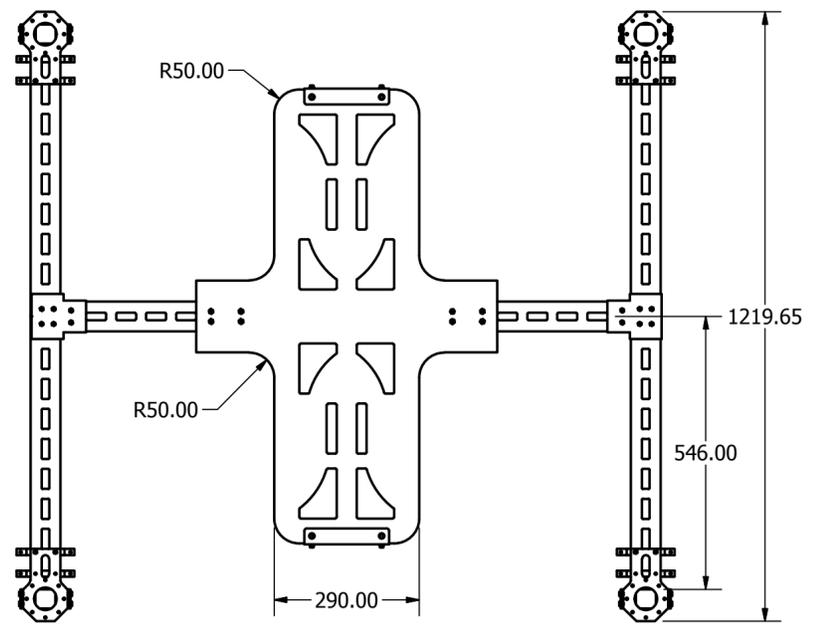


DRAWN DIEGO J. BALLÓN CHECKED		23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica	
QA			TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.	
MFG REVISIÓN A APPROVED		24/07/2020		
SIZE A2	DWG NO		REV 0	
ESCALA 1:5		MEDIDAS GENERALES VANT		SHEET 2 OF 17

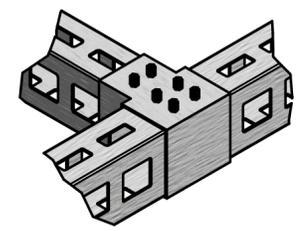
PARTS LIST			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	32	TUERCAS DE HÉLICE	ANSI B18.2.4.2M M3x0.5:11
2	8	HELICE DE 26 IN	MODELO: MF2624R MARCA: T-MOTOR
3	64	PERNOS DE ACOPLA DE MOTOR BRUSHLESS	Tapping Screw - Type D - Metric M4x0.7 x 8:19
4	16	ESPARRAGOS DE ARTICULACIÓN MOTOR BRUSHLESS	DIN 6923 M5:12
5	16	TUERCAS DE ESPARRAGOS DE ARTICULACIÓN MOTOR BRUSHLESS	DIN 6923 M5:12
6	8	PERNOS DE ACOPLA PLACA DELANTERA Y POSTERIOR	ANSI B18.2.3.4M M5 x 0.8x8:8
7	12	TUERCAS DE ESPARRAGOS DE UNIÓN DE BRAZOS FRAME Y APOYO	ANSI B18.2.4.2M M5x0.8:6
8	16	TUERCAS DE PERNOS DE ACOPLA DE PLACAS DELANTERA Y POSTERIOR	DIN 6923 M5:1
9	8	ESPARRAGOS DE ARTICULACIÓN DE FRAME PRINCIPAL	ANSI B18.2.4.2M M5x0.8:6
10	4	ESPUMA DE AMORTIGUAMIENTO DE POLIURETANO	POLIURETANO
11	12	ESPARRAGOS DE ARTICULACIÓN DE UNIÓN DE BRAZOS DE APOYO	ANSI B18.2.4.2M M5x0.8:6
12	8	MOTOR BRUSHLESS	MODELO: Q80-7M MARCA: HACKER POTENCIA: 5.5 KW
13	32	PERNOS DE ACOPLA DE ARTICULACIÓN DE APOYO MOTOR BRUSHLESS	Slotted Large Hex Head Tapping Screw - Type BT - Inch 8-18 - 0.25:4
14	16	TUERCAS DE ESPARRAGOS DE ARTICULACIÓN MOTOR BRUSHLESS	DIN 6923 M5:16
15	8	ESPARRAGOS DE ARTICULACIÓN MOTOR BRUSHLESS	DIN 6923 M5:16



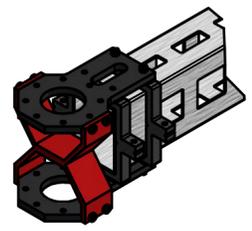
DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica	
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.	
QA		SIZE A2	DWG NO
MFG		DESPIECE GENERAL VANT	
REVISIÓN A	24/07/2020	ESCALA 1:5	REV 0
APPROVED		SHEET 3 OF 17	



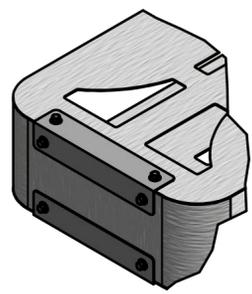
DETAIL AM
SCALE 1:5



DETAIL AN
SCALE 1:5



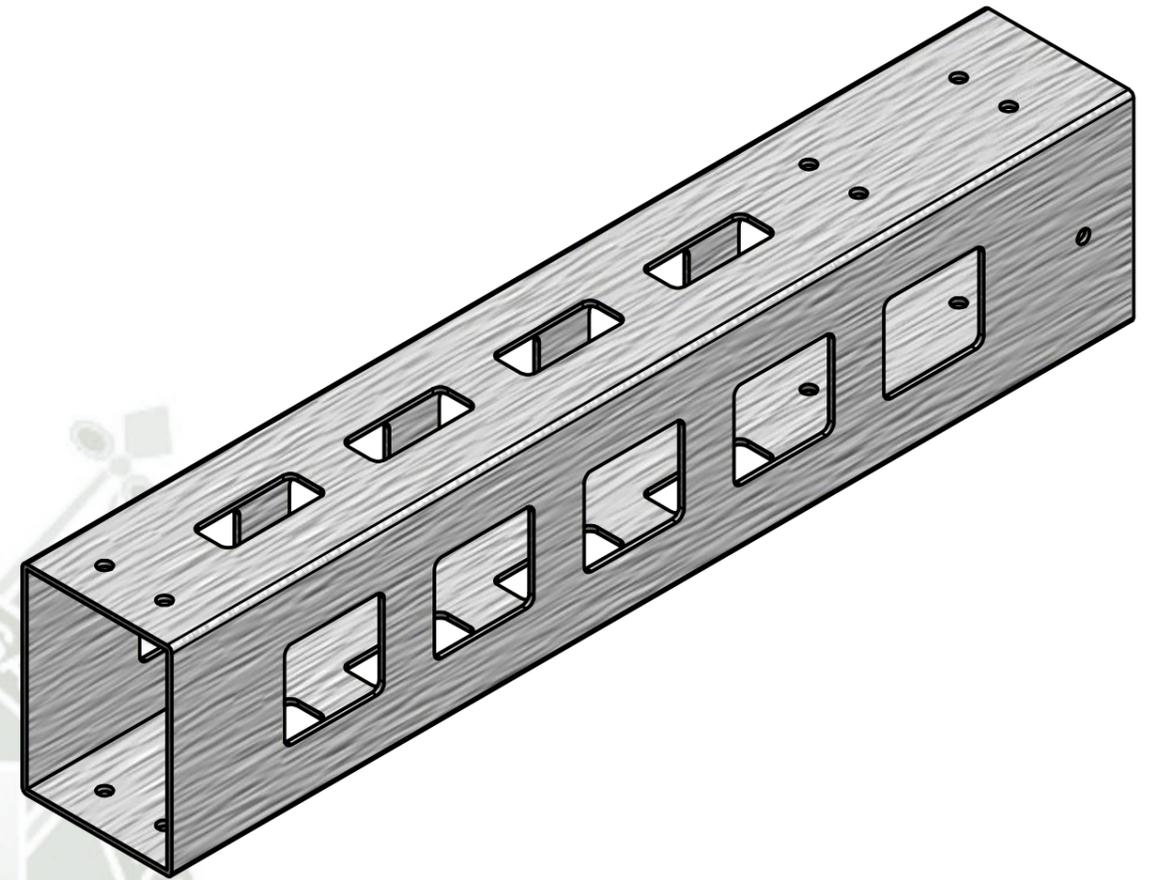
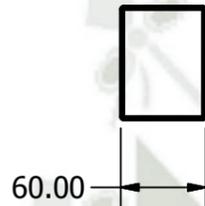
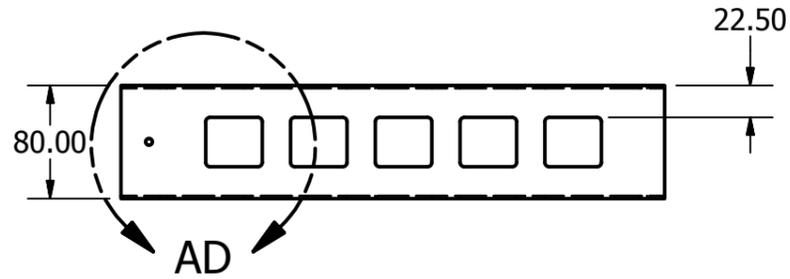
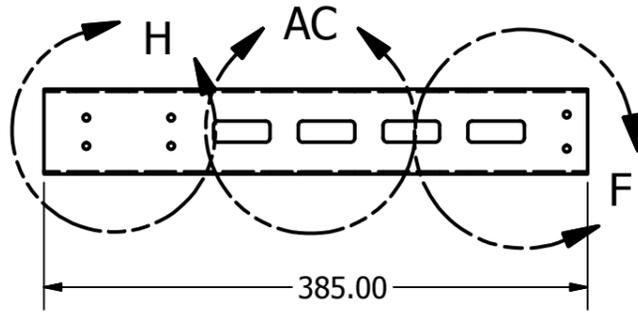
DETAIL AP
SCALE 1:05



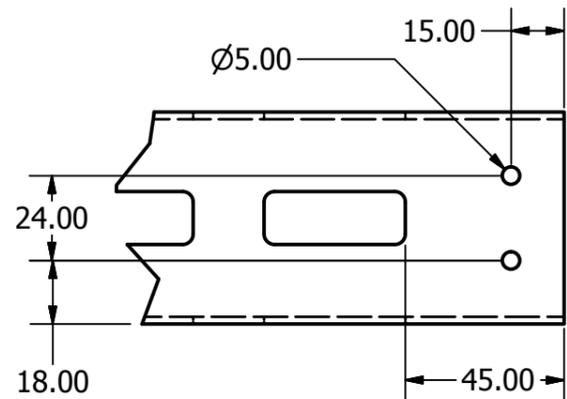
DETAIL AR
SCALE 1:5

PARTS LIST			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	2	VIGA ESTRUCTURAL DE FRAME	ALUMINIO 7075 T6
2	2	ARTICULACIÓN DE VIGAS DE APOYO MOTORES BRUSHLESS	ALUMINIO 7075 T6
3	3	VIGAS ESTRUCTURALES DE APOYO	ALUMINIO 7075 T6
4	4	APOYO DE MOTOR BRUSHLESS	ALUMINIO 7075 T6
5	5	PLANCHAS DE APOYO DE BATERIAS	ALUMINIO 7075 T6

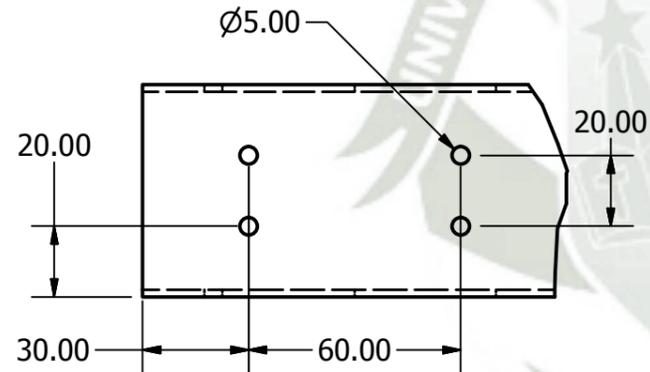
DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica	
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.	
QA		SIZE A2	DWG NO ESTRUCTURA SUPERIOR VANT
MFG REVISIÓN A	24/07/2020	ESCALA 1:5	REV 0
APPROVED		SHEET 4 OF 17	



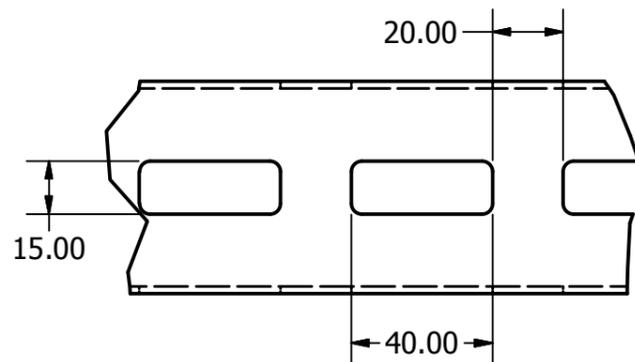
Espesor: 2.00 mm



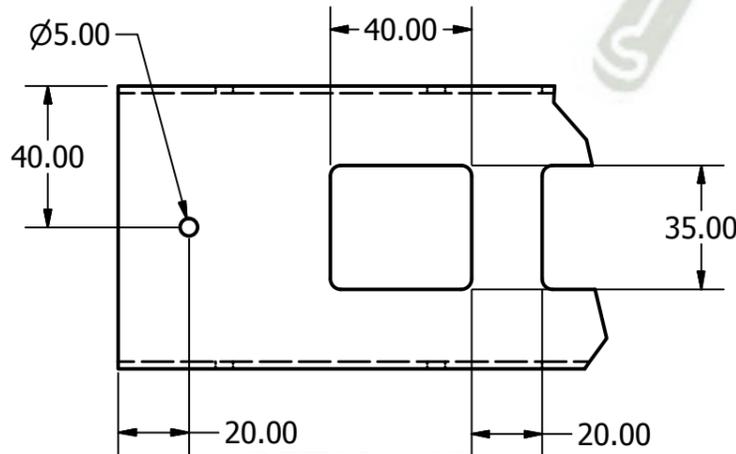
DETAIL F
SCALE 1:2



DETAIL H
SCALE 1:2



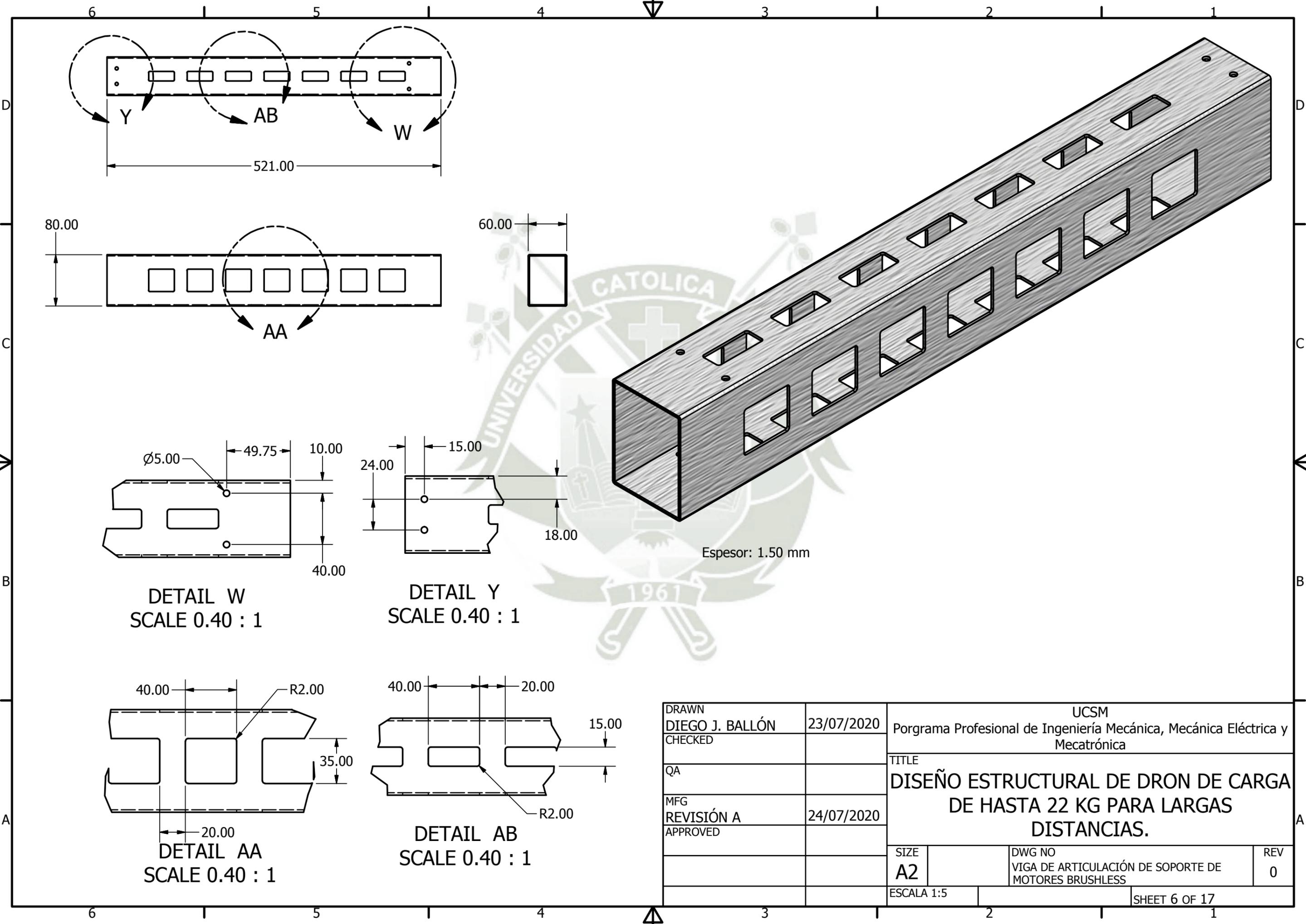
DETAIL AC
SCALE 1:2



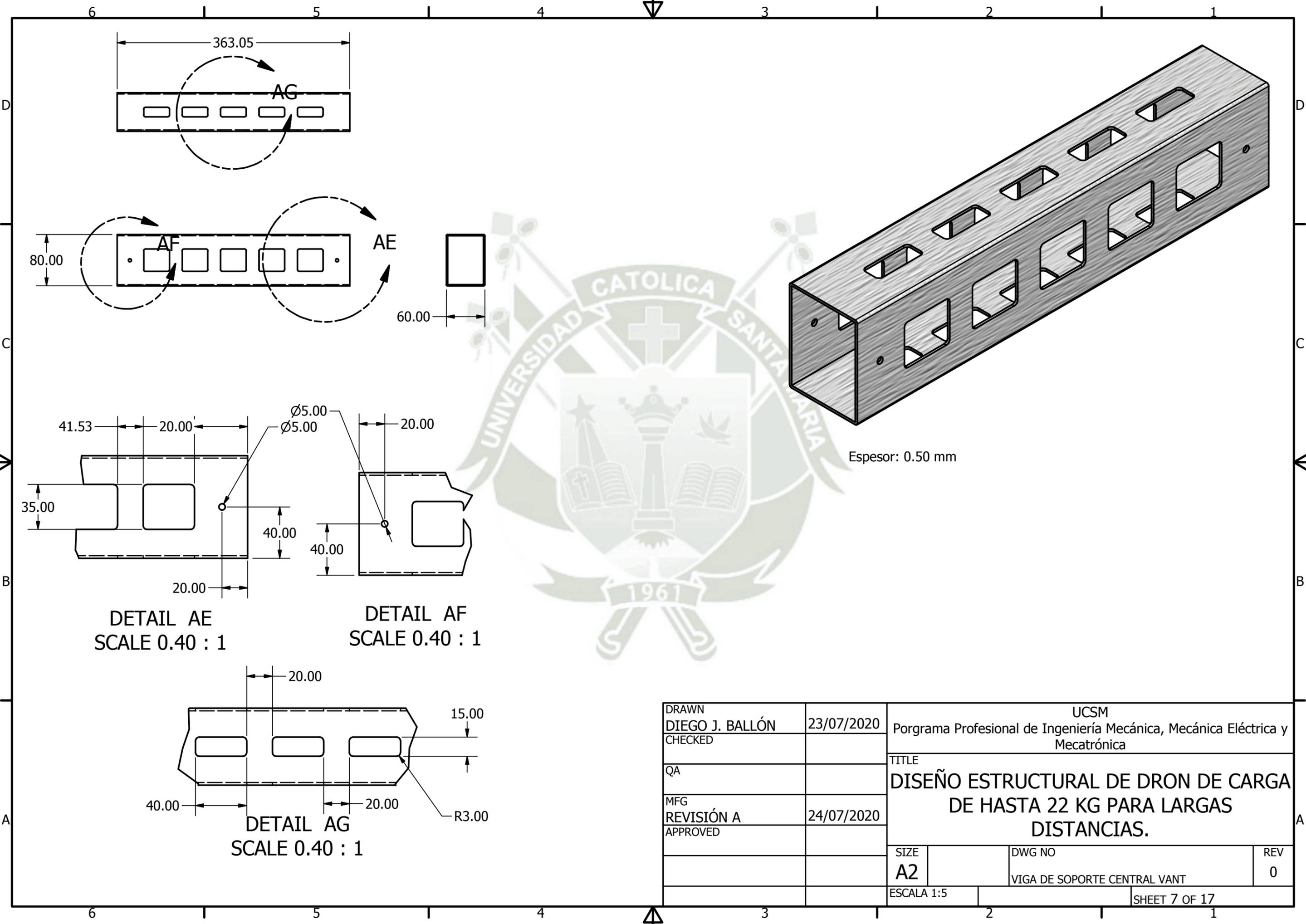
DETAIL AD
SCALE 1:2

DRAWN	DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020
CHECKED		
QA		
MFG	REVISIÓN A	24/07/2020
APPROVED		
SIZE	A2	
ESCALA	1:5	

UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
DWG NO	VIGA DE FRAME PRINCIPAL VANT	REV 0
SHEET 5 OF 17		



DRAWN DIEGO J. BALLÓN CHECKED	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
QA		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
MFG REVISIÓN A APPROVED	24/07/2020	SIZE A2	DWG NO VIGA DE ARTICULACIÓN DE SOPORTE DE MOTORES BRUSHLESS	REV 0
		ESCALA 1:5	SHEET 6 OF 17	



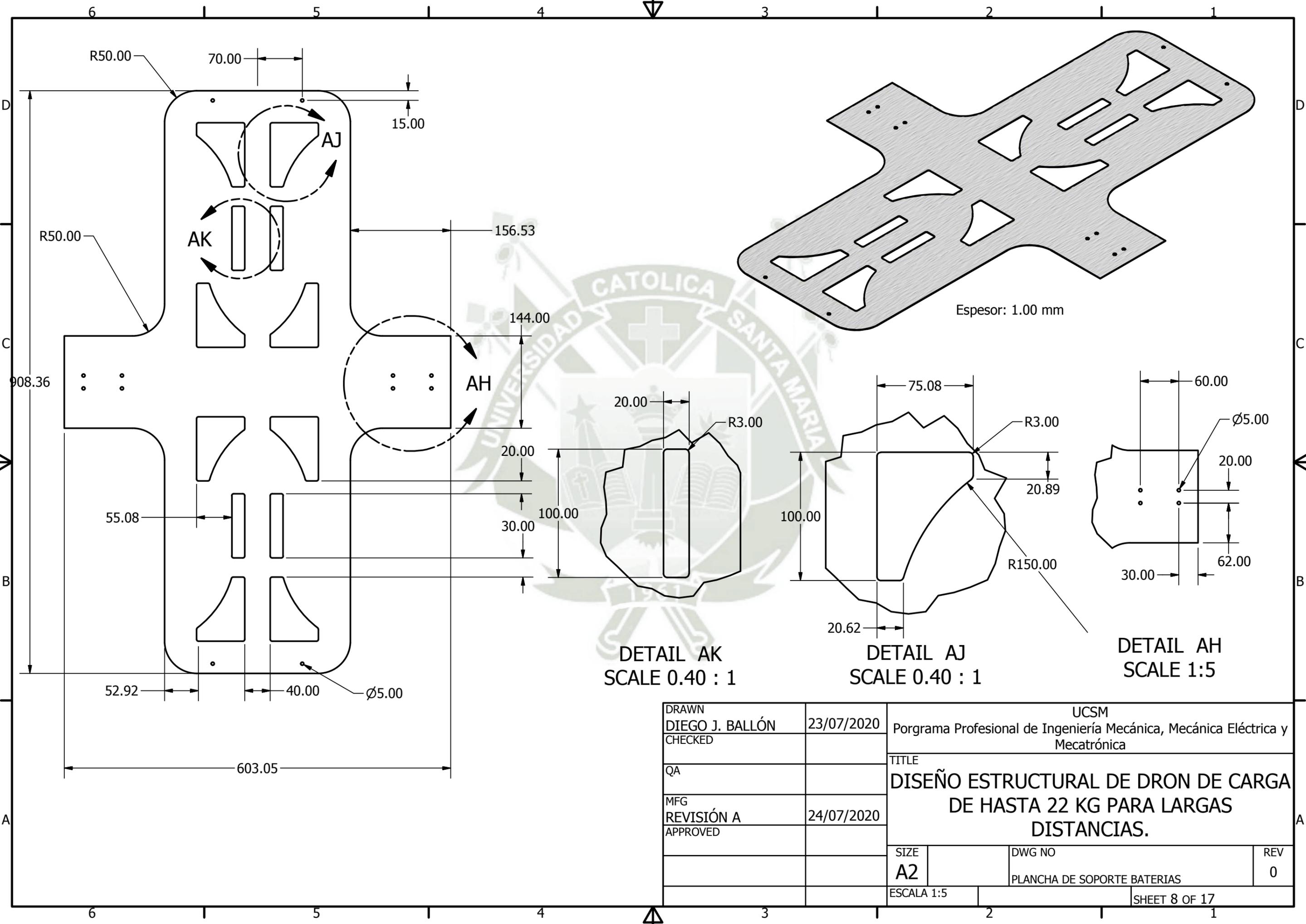
Espesor: 0.50 mm

DETAIL AE
SCALE 0.40 : 1

DETAIL AF
SCALE 0.40 : 1

DETAIL AG
SCALE 0.40 : 1

DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA				
MFG REVISIÓN A	24/07/2020			
APPROVED				
		SIZE A2	DWG NO VIGA DE SOPORTE CENTRAL VANT	REV 0
		ESCALA 1:5	SHEET 7 OF 17	



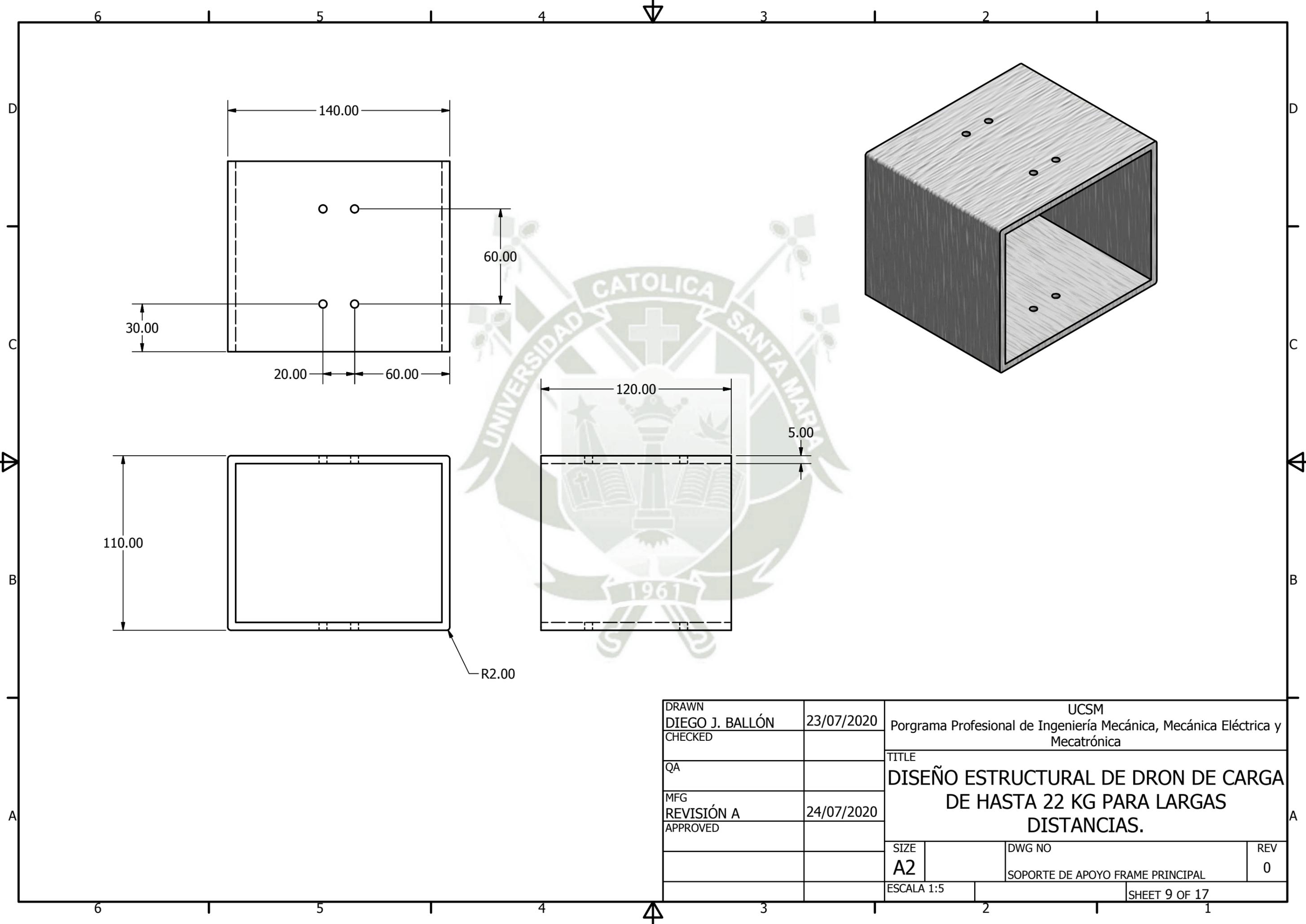
DETAIL AK
SCALE 0.40 : 1

DETAIL AJ
SCALE 0.40 : 1

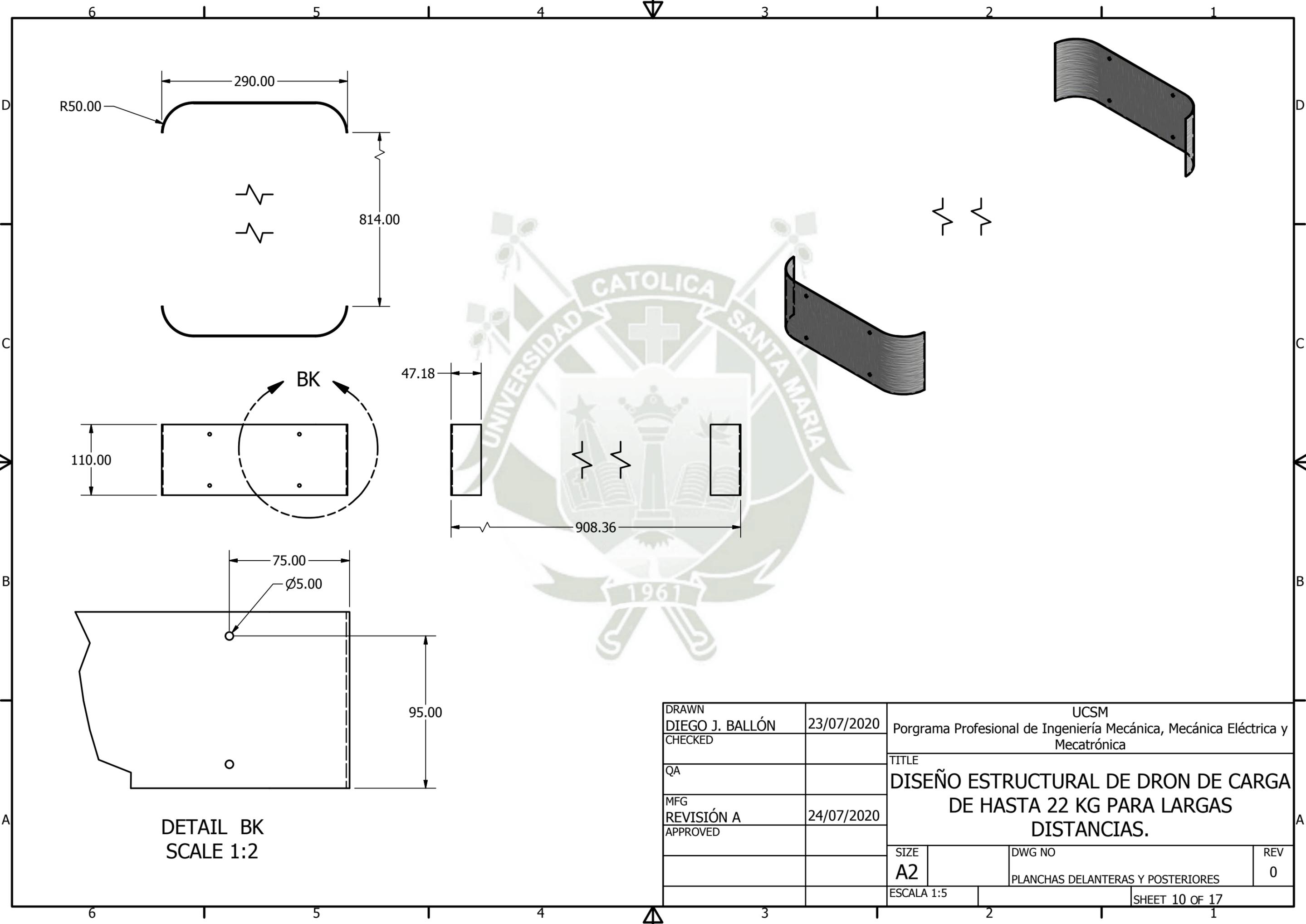
DETAIL AH
SCALE 1:5

Espesor: 1.00 mm

DRAWN DIEGO J. BALLÓN		23/07/2020		UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica	
CHECKED					
QA				TÍTULO DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.	
MFG REVISIÓN A		24/07/2020			
APPROVED					
		SIZE A2	DWG NO		REV 0
		ESCALA 1:5		PLANCHA DE SOPORTE BATERIAS	
				SHEET 8 OF 17	

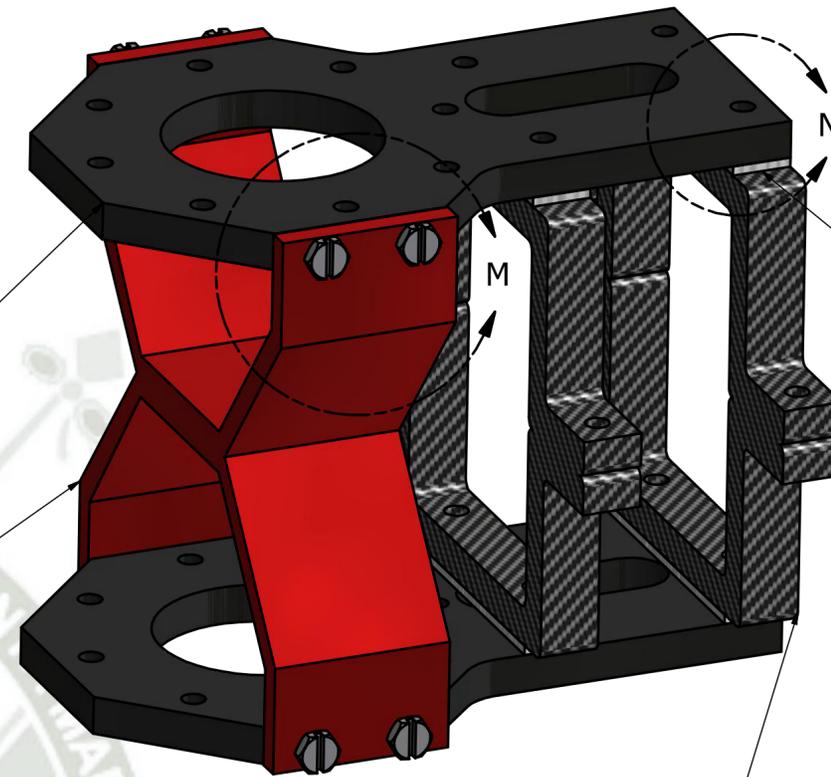
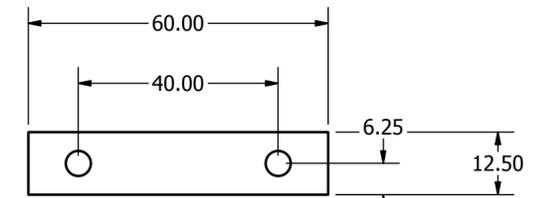
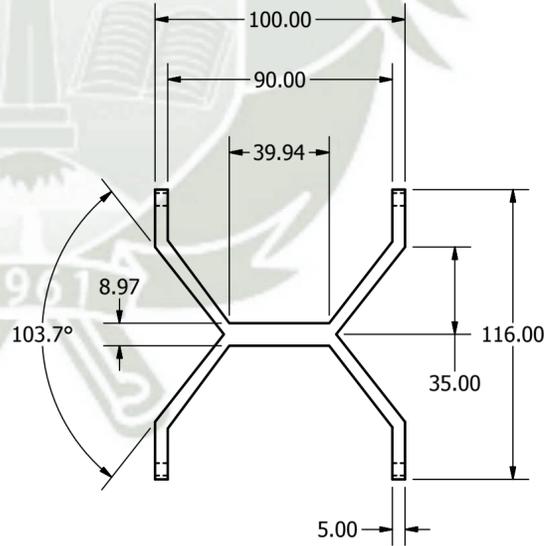
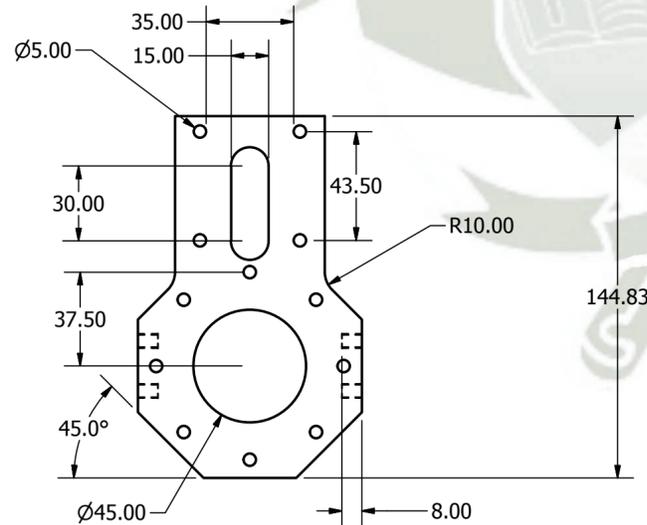
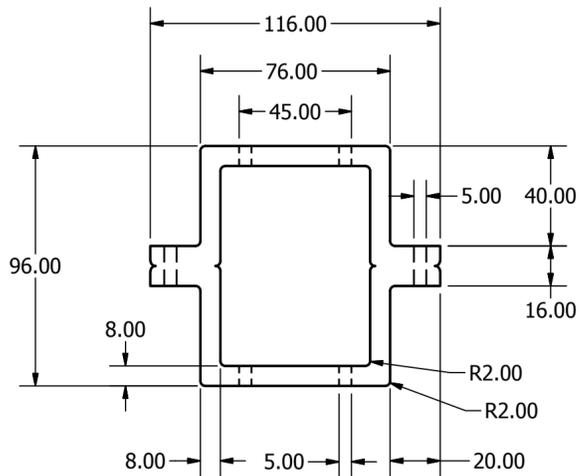
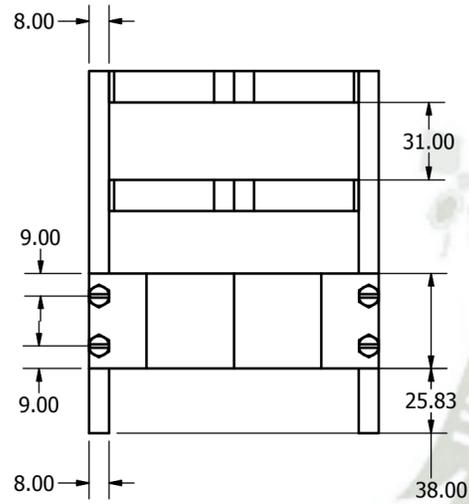
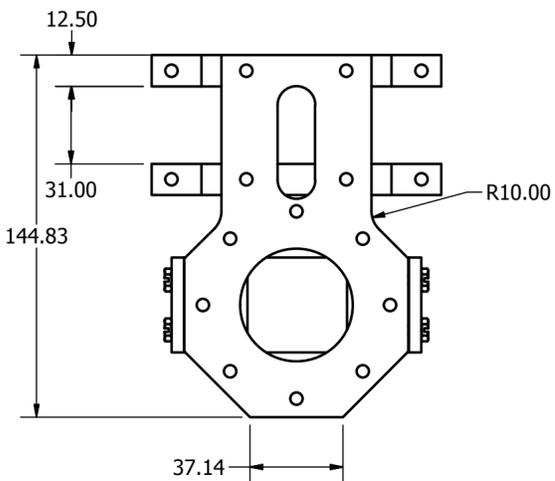
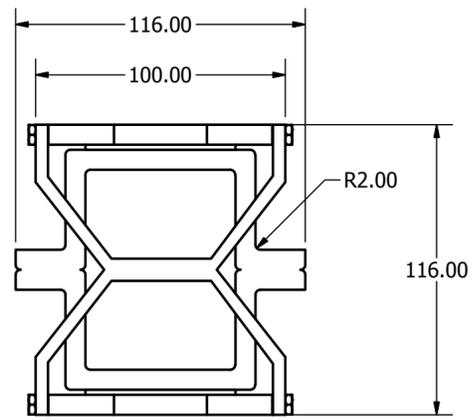


DRAWN DIEGO J. BALLÓN		23/07/2020		UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica	
CHECKED					
QA				TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.	
MFG REVISIÓN A		24/07/2020			
APPROVED					
		SIZE A2	DWG NO		REV 0
		ESCALA 1:5		SOPORTE DE APOYO FRAME PRINCIPAL	
				SHEET 9 OF 17	



DETAIL BK
SCALE 1:2

DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA		SIZE A2	DWG NO PLANCHAS DELANTERAS Y POSTERIORES	REV 0
MFG REVISIÓN A	24/07/2020	ESCALA 1:5		
APPROVED		SHEET 10 OF 17		



PLANCHA SUPERIOR DE ACOPLE MOTOR BRUSHLESS

ESTRUCTURA DE UNIÓN DOBLE APOYO MOTOR BRUSHLESS

ESTRUCTURA DE ACOPLE BRAZO DE MOTOR BRUSHLESS

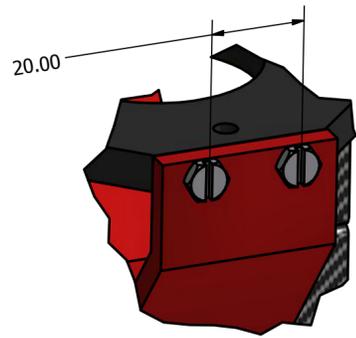
PLACA REDUCTORA DE VIBRACIÓN

ESTRUCTURA DE ACOPLE BRAZO DE MOTOR BRUSHLESS

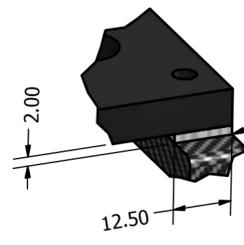
PLANCHA SUPERIOR DE ACOPLE MOTOR BRUSHLESS

ESTRUCTURA DE UNIÓN DOBLE APOYO MOTOR BRUSHLESS

PLACA REDUCTORA DE VIBRACIÓN



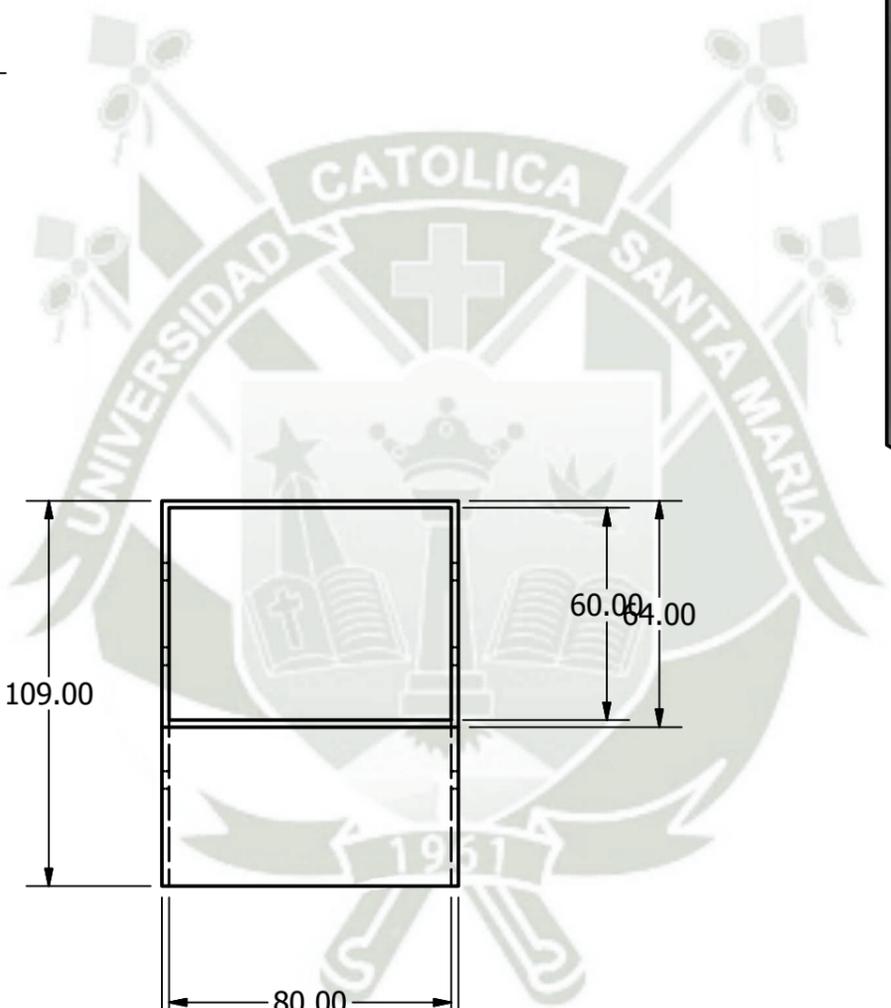
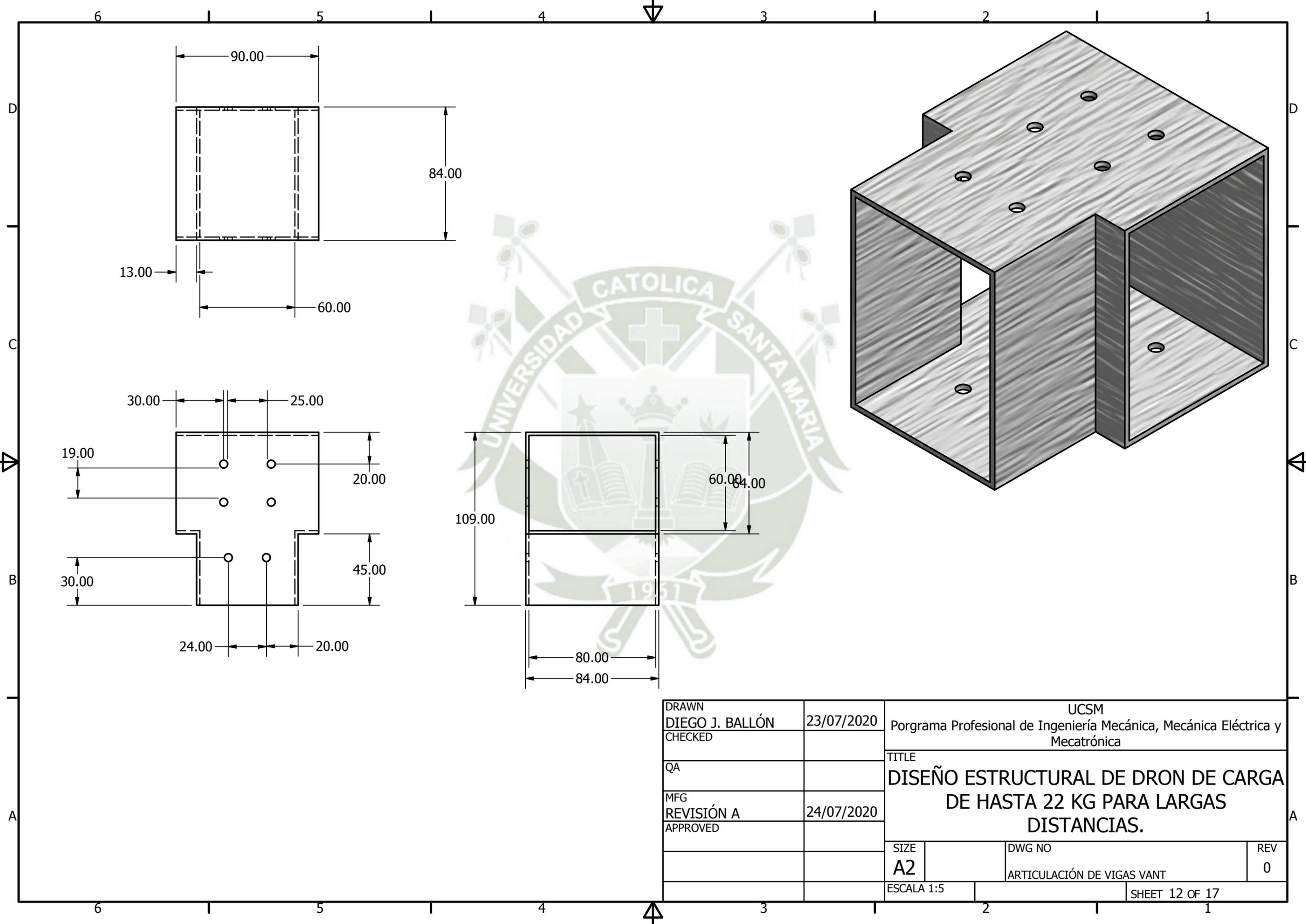
DETAIL M
SCALE 1:1



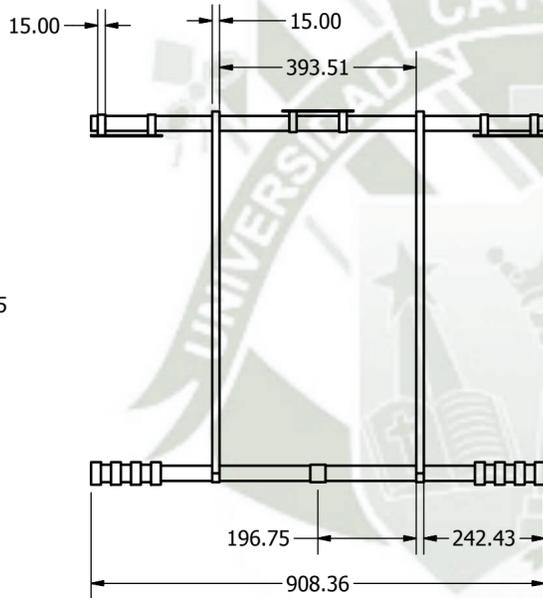
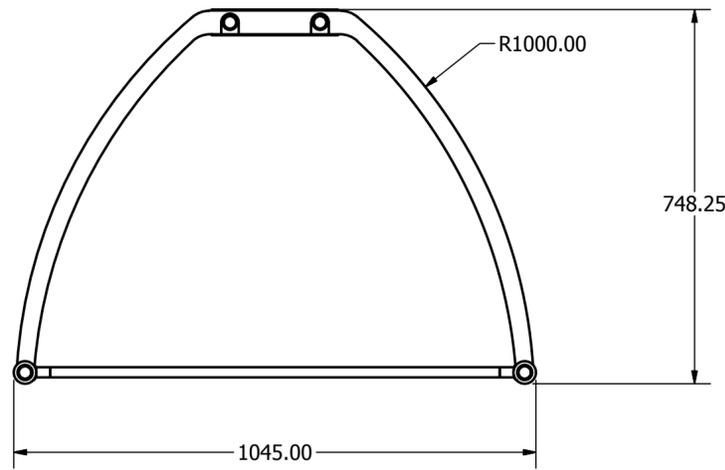
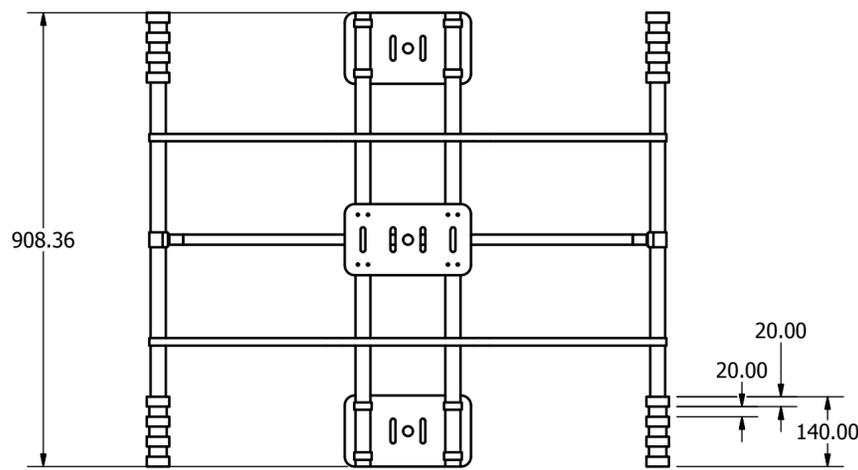
DETAIL N
SCALE 1:1

PLACA REDUCTORA DE VIBRACIÓN

DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA		SIZE A2	DWG NO	REV 0
MFG REVISIÓN A	24/07/2020	ARTICULACIÓN DE SOPORTE MOTORES		
APPROVED		ESCALA 1:5	SHEET 11 OF 17	



DRAWN DIEGO J. BALLÓN		23/07/2020		UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED						
QA				DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
MFG						
REVISIÓN A		24/07/2020				
APPROVED				SIZE A2	DWG NO	REV 0
				ARTICULACIÓN DE VIGAS VANT		
		ESCALA 1:5		SHEET 12 OF 17		

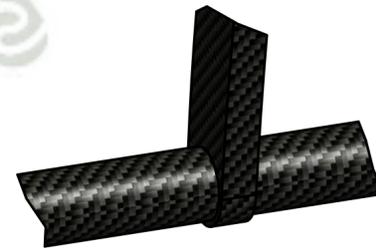
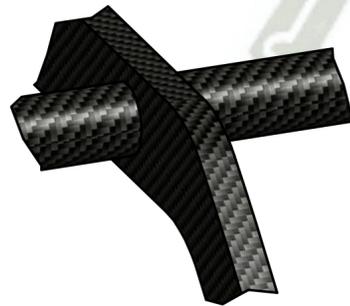
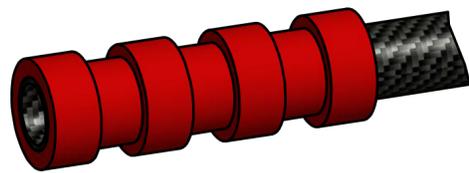


PLANCHA DE UNIÓN CON FRAME

VIENTO DE ESTRUCTURA DE ATERRIZAJE

TUBO ESTRUCTURAL DE APOYO CON FRAME

ESPUMA DE AMORTIGUAMIENTO



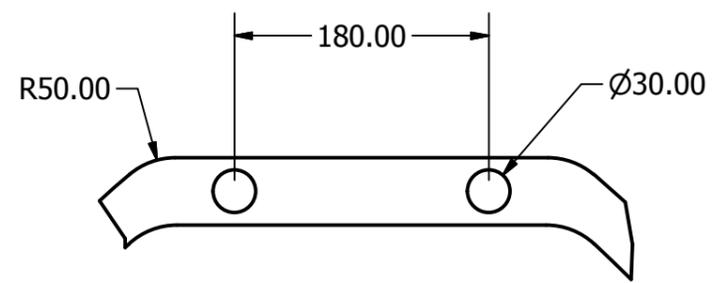
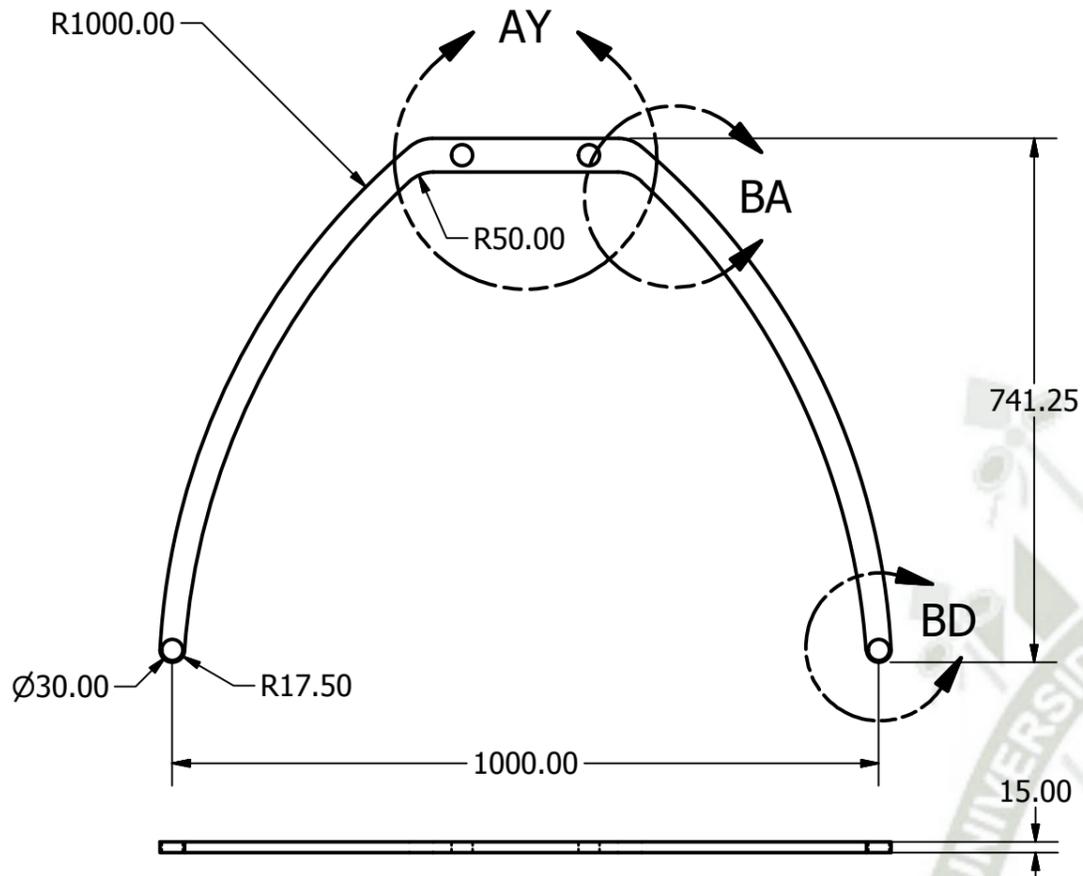
DETAIL AT
SCALE 1:2

DETAIL AU
SCALE 1:2

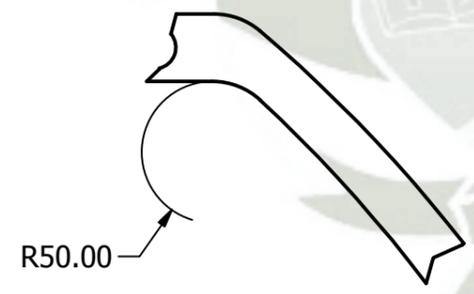
DETAIL AV
SCALE 1:2

DETAIL AW
SCALE 1:2

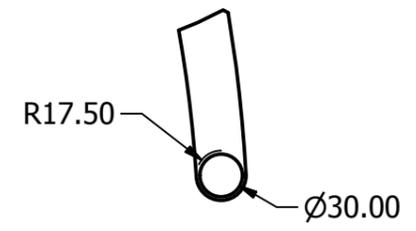
DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA		SIZE A2	DWG NO	REV 0
MFG REVISIÓN A	24/07/2020	TREN DE ATERRIZAJE VANT		
APPROVED		ESCALA 1:5	SHEET 13 OF 17	



DETAIL AY
SCALE 1:5

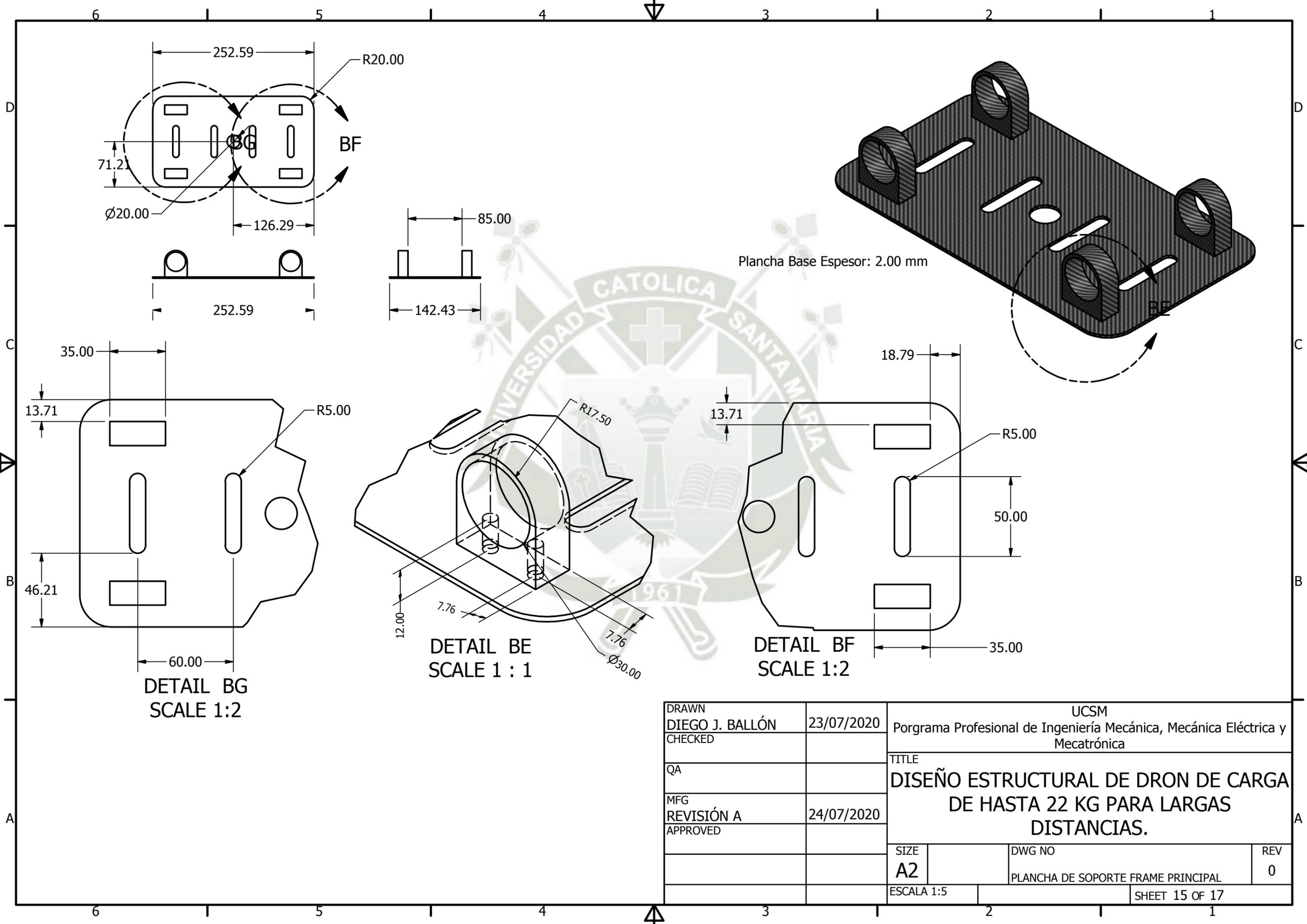


DETAIL BA
SCALE 1 / 5

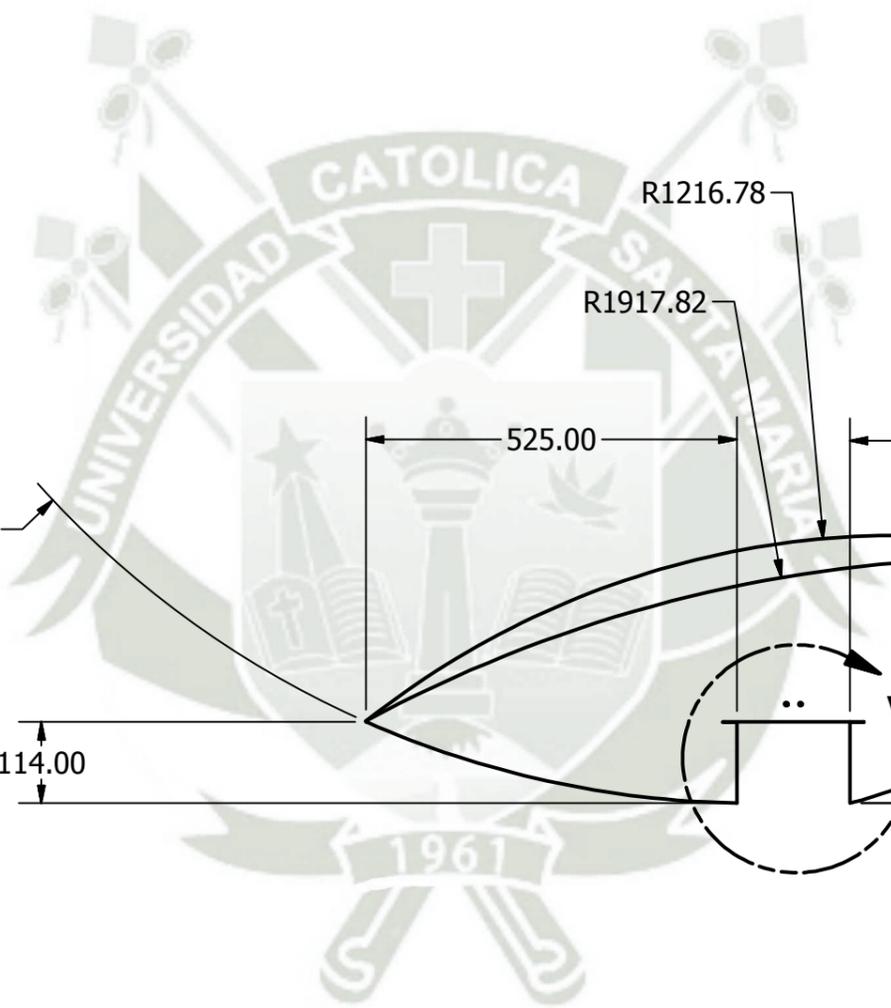
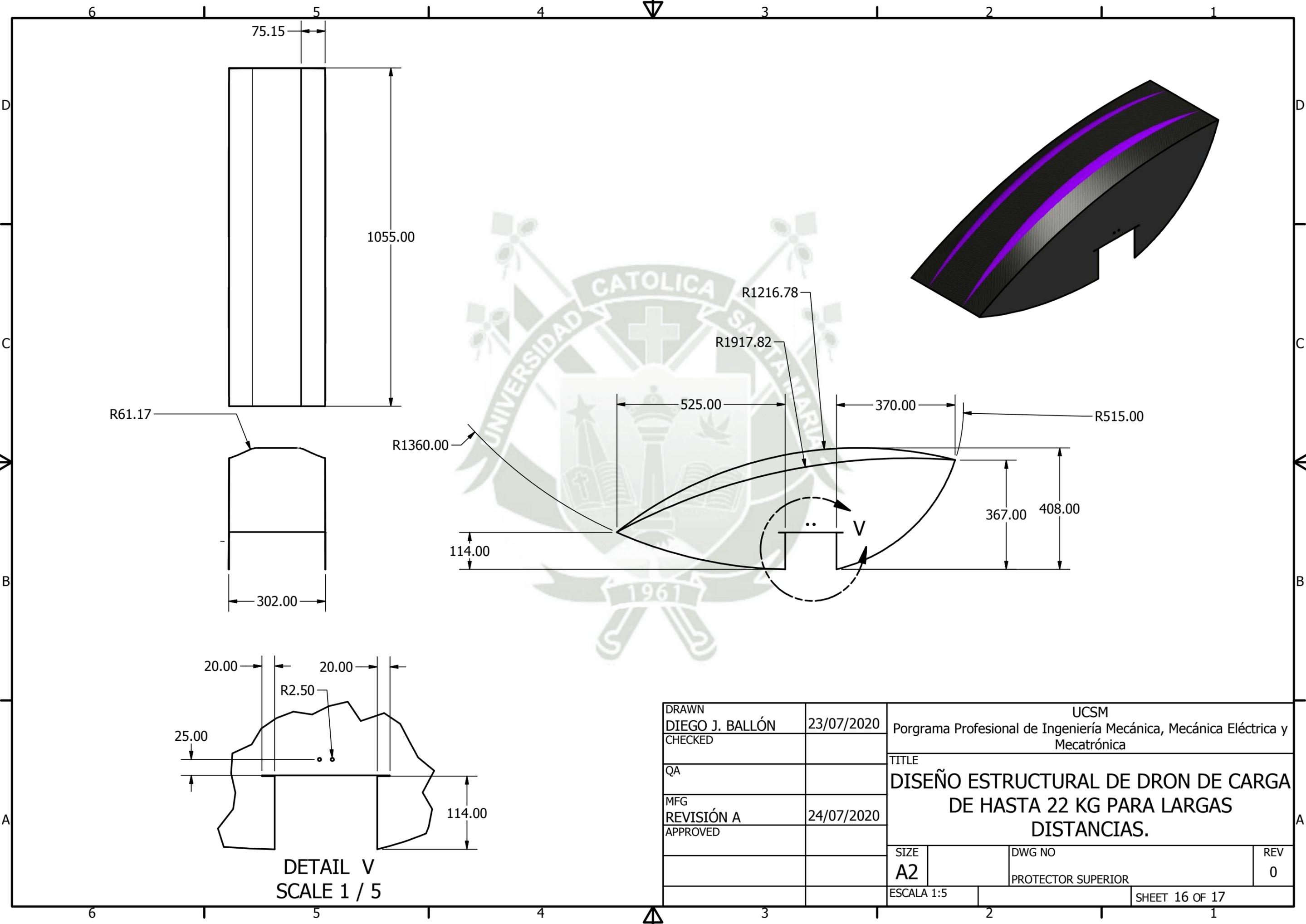


DETAIL BD
SCALE 1 / 5

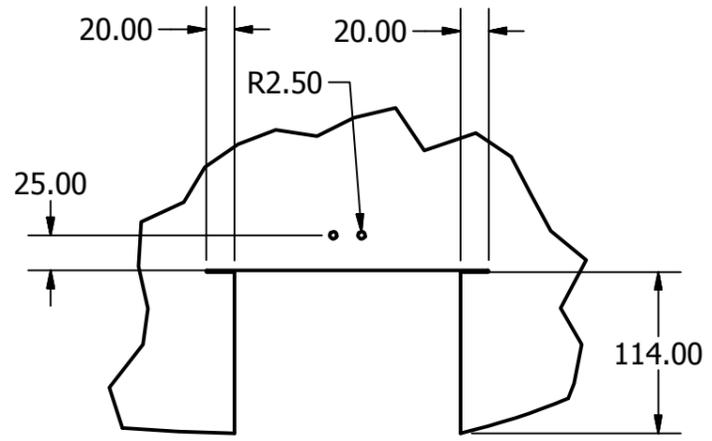
DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA		SIZE A2		
MFG REVISIÓN A	24/07/2020			
APPROVED		DWG NO ARCO PARABÓLICO VANT		REV 0
		ESCALA 1:5	SHEET 14 OF 17	



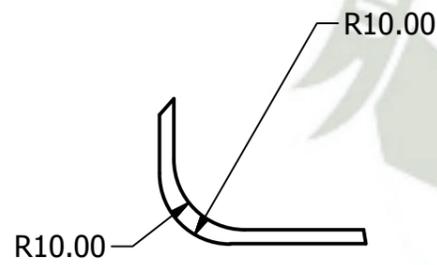
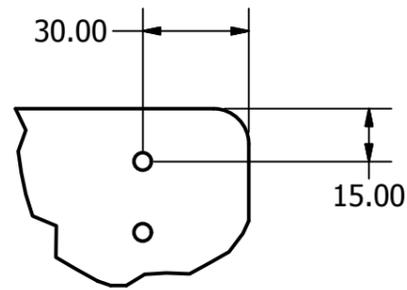
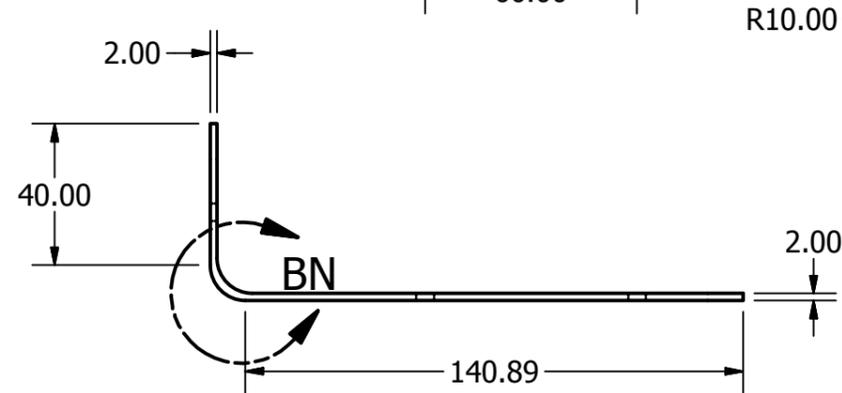
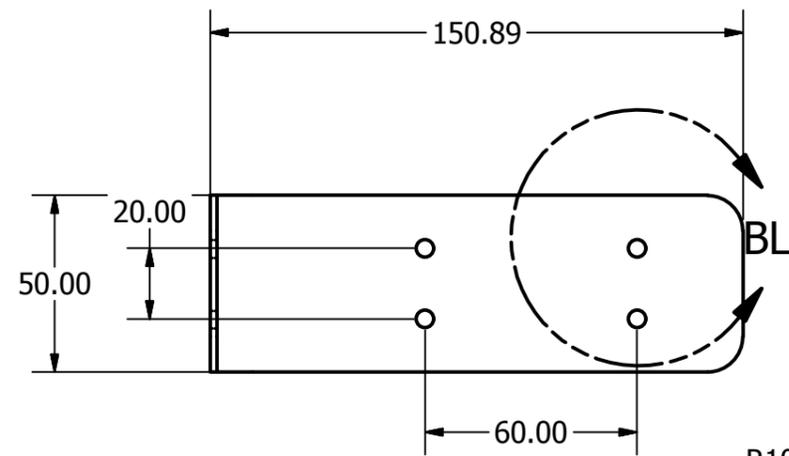
DRAWN DIEGO J. BALLÓN		23/07/2020		UCSM Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica	
CHECKED					
QA				DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.	
MFG REVISIÓN A		24/07/2020			
APPROVED					
		SIZE A2	DWG NO		REV 0
		ESCALA 1:5		SHEET 15 OF 17	



DRAWN DIEGO J. BALLÓN		23/07/2020		UCSM		
CHECKED				Programa Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
QA				TITLE		
MFG		24/07/2020		DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
REVISIÓN A						
APPROVED				SIZE	DWG NO	REV
				A2	PROTECTOR SUPERIOR	0
ESCALA 1:5				SHEET 16 OF 17		

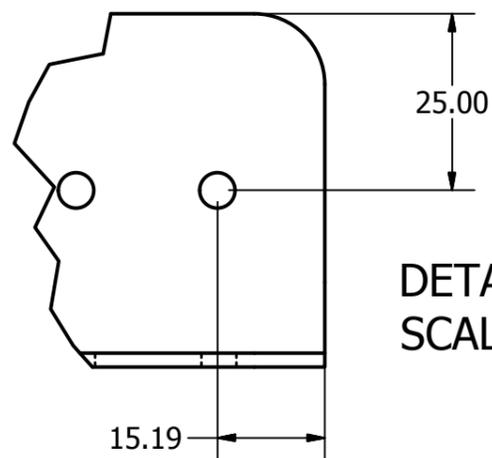


DETAIL V
SCALE 1 / 5

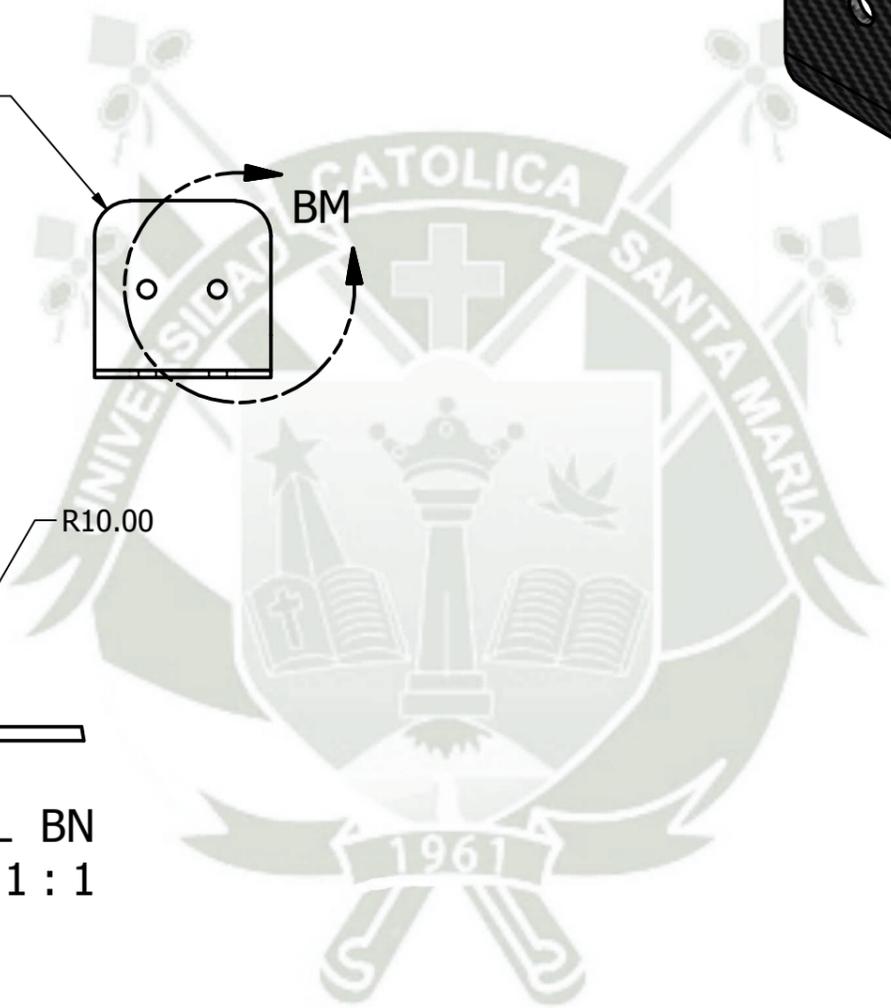
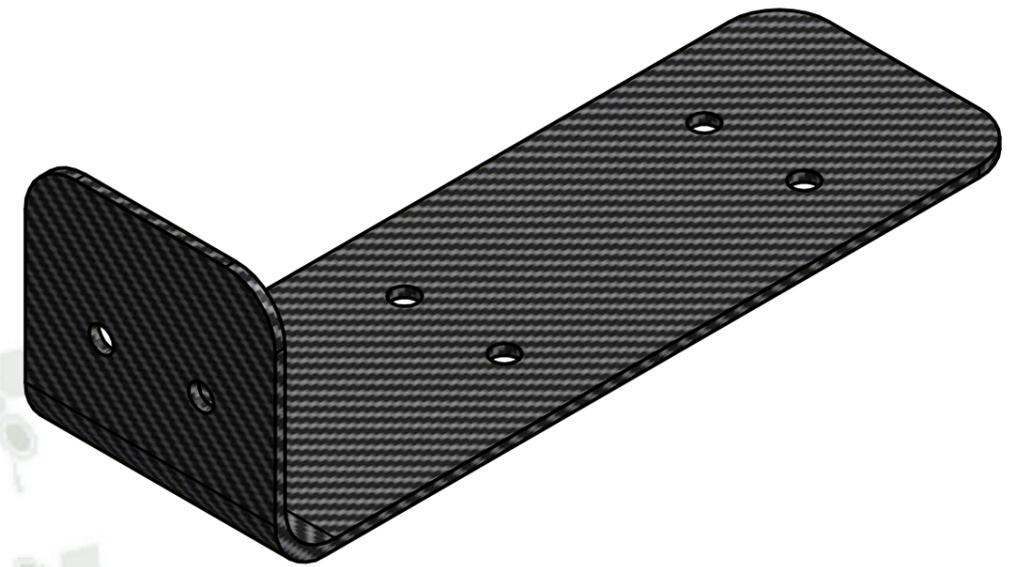


DETAIL BL
SCALE 1 : 2

DETAIL BN
SCALE 1 : 1



DETAIL BM
SCALE 1 : 1



DRAWN DIEGO J. BALLÓN	23/07/2020	UCSM Porgrama Profesional de Ingeniería Mecánica, Mecánica Eléctrica y Mecatrónica		
CHECKED		TITLE DISEÑO ESTRUCTURAL DE DRON DE CARGA DE HASTA 22 KG PARA LARGAS DISTANCIAS.		
QA		SIZE A2	DWG NO SOPORTE DE PROTECTOR SUPERIOR	REV 0
MFG REVISIÓN A	24/07/2020	ESCALA 1:5	SHEET 17 OF 17	
APPROVED				

Anexo B. Especificaciones Pala 7495 Caterpillar.



Cat[®] 7495 with HydraCrowd[™]

ELECTRIC ROPE SHOVEL



Specifications

Dimensions

Dipper payload (Available dipper payloads up to 109 tonnes [120 tons] when specified)	100 tonnes	110 tons
Dipper capacity	30.6-61.2 m ³	40-80 yd ³
Length of boom	20.4 m	67 ft
Effective length of dipper handle	10.9 m	35 ft 10 in
Overall length of dipper handle	14.3 m	47 ft

Weights

Working weight, with dipper and standard links	1 382 400 kg	3,047,670 lb
Net weight, domestic, without ballast or dipper	999 182 kg	2,202,820 lb
General purpose dipper 56 m ³ (73 yd ³)	80 603 kg	177,700 lb
Ballast (furnished by customer)	302 614 kg	667,150 lb

- These weights will vary slightly depending upon dipper and optional equipment selection.

Main Structures

Crawler Mounting

Overall width 200.7 cm (79 in) treads, standard	11 m	36 ft
Overall length of mounting	11.43 m	37 ft 6 in
Overall width 259.1 cm (102 in) treads	13.5 m	44 ft 3 in
Total effective bearing area (200.7 cm/79 in treads)	36.1 m ²	388.6 ft ²
	374 kPa	54.2 psi
Total effective bearing area (259.1 cm/102 in treads)	46.6 m ²	501.7 ft ²
	289 kPa	50 psi
Number and diameter of rollers		
Lower (16)	78 cm	30.7 in
Lower rear (2)	106.7 cm	42 in
Upper	Slides	
Take-up tumblers diameter	162 cm	63.8 in
Number and pitch of treads (94)	50.8 cm	20 in

Planetary Propel

- Dual-motor independent drive.

Revolving Frame (Center Section)

Welded, impact-resistant steel		
Length	8.38 m	27 ft 6 in
Width	3.68 m	12 ft 1 in

Main Structures (cont'd)

Turntable

Forged rim, alloy steel swing rack pitch diameter	5.26 m	17 ft 3 in
Teeth external cut (face)	24.13 cm	9.5 in
Tapered, forged alloy steel roller rails diameter	4.52 m	14 ft 10 in
Number of tapered rollers	50	
Tapered rollers diameter	27.31 cm	10.75 in

Swing

- Two planetary gearboxes, each driven by a vertically mounted motor, are mounted on either side of the revolving frame. Dual-output pinion shafts from each gearbox engage the swing rack.

Hoist

- A planetary gearbox with dual-output pinions provides the hoist torque transfer from the electric motor to the hoist drum gear.

Lube System

- Single-line system applies lubricant and grease via the PLC.
- 6 pumps (4 for lubricant and 2 for grease) located in an insulated, double-walled lube room.

Electrical

Drive

- IGBT Acutrol drive system.

Power Requirements

Voltage	3 phase, 50/60 Hz, 7,200V
Average 15-minute demand	926-1297 kW
Peak power	3706 kW

- Other voltage options available to suit customer requirements.

Distribution System Requirements

Machine on separate system	4000 kVA
----------------------------	----------

Main Electrical Systems

System voltage (nominal)	50/60 Hz, 7,200V
Trail cable (furnished by customer)	SHD-3-#1/0 at 8,000V
Transformer, auxiliary	350 kVA, 7,200V primary
Lighting transformer	25 kVA, 120/240V secondary

7495 with HydraCrowd Electric Rope Shovel

Lights

- HPS lights on boom feet, top of A-frame, machinery house, lube room, control room, and utility room.
- Incandescent lights for ground lights and on walkways.

Front End

Boom

Boom	welded, impact-resistant steel	
Boom point sheaves	twin-grooved, flame-hardened	
Boom point sheave diameters	243.84 cm	96 in
Handle diameter	86.36 cm	34 in
Wall thickness (nominal)	7.62 cm	3 in

Front End (cont'd)

Rope Data

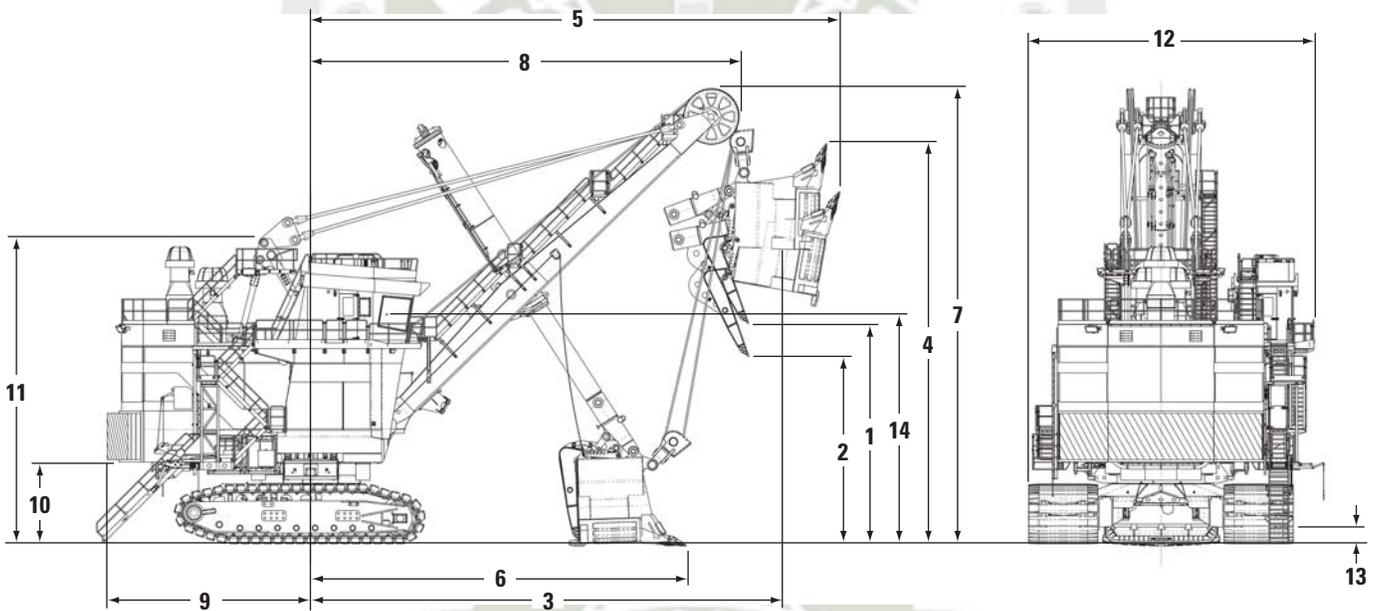
	No.	Diameter	Type	Construction
Hoist	2	69.8 mm (2.75 in)	twin dual	8 × 37
Boom susp.	4	82.6 mm (3.25 in)	equalized	struct. strand
Dipper trip	1	19.1 mm (0.75 in)	single	7 × 25

Crowd

- HydraCrowd™, hydraulic power skid, located at the front center of the revolving frame deck, powers a large hydraulic cylinder to move the dipper handle fore and aft.

Hydraulic cylinder bore diameter (nominal)	35.6 cm	14 in
Hydraulic cylinder rod diameter (nominal)	25.4 cm	10 in

- (Optional) Rope Crowd, the crowd machinery is located at the front center of the revolving frame, consisting of motor, brake, drum and gearing. Plastic-coated crowd and retract ropes are used to move the dipper handle fore and aft.



Optimal Working Ranges

1 Dumping height	10.06 m	33 ft 0 in	8 Clearance radius (boom point sheaves)	19.65 m	64 ft 5 in
2 Dumping height at maximum electric crowd limit	8.61 m	28 ft 3 in	9 Clearance radius (revolving frame) (max.)	9.34 m	30 ft 8 in
3 Dumping radius (maximum)	21.64 m	71 ft 0 in	10 Clearance under frame (to ground)	3.76 m	12 ft 4 in
4 Cutting height (maximum)	17.8 m	58 ft 5 in	11 Height of A-frame	14 m	46 ft 0 in
5 Cutting radius (maximum)	25.2 m	82 ft 8 in	12 Overall width	13.11 m	43 ft 0 in
6 Radius of level floor	17.47 m	57 ft 4 in	13 Clearance under lowest point in truck frame/propel gearcase	0.90 m	2 ft 11.5 in
7 Clearance height (boom point sheaves)	20.87 m	68 ft 6 in	14 Operator's eye level	10.61 m	34 ft 10 in

For more complete information on Cat products, dealer services, and industry solutions, visit us on the web at www.cat.com

© 2013 Caterpillar
All Rights Reserved
Printed in U.S.A.

Materials and specifications are subject to change without notice. Featured machines in photos may include additional equipment. See your Cat dealer for available options.

CAT, CATERPILLAR, SAFETY.CAT.COM, their respective logos, "Caterpillar Yellow" and the "Power Edge" trade dress, as well as corporate and product identity used herein, are trademarks of Caterpillar and may not be used without permission.

AEHQ6516-01 (02-13)
Replaces AEHQ6516



Anexo C. Especificaciones Pala 4100 XPC Komatsu.



JOYGLOBAL

P&H

4100XPC

Electric Mining Shovel - AC Drive
Product Overview





P&H 4100XPC AC Shovel: building on proven success

Mine operations and maintenance managers demand the best from their loading tools. For this reason, Joy Global has been the electric mining shovel market share leader and preferred equipment supplier to the world's toughest mining environments for over 100 years.

Joy Global is proud to offer the P&H 4100XPC AC electric mining shovel. The P&H shovel line is combining its solid reputation of reliability with the proven Centurion electrical control system, industry leading IGBT AC technology, rugged structures and the industry's only OEM owned field service and support network to set the industry standard for electric mining shovels.

Increases in availability and productivity ultimately lead to the lowest cost per ton and the most efficient ultra-class loading tool available in the industry today. P&H shovels dig deeper into the realms of productivity safety, and reliability with greater control, comfort and consistency.



Proven performance

P&H AC-Drive shovels are exceeding customer requirements and expectations:

- 3% faster cycle times
- 2.5% increase in availability
- 5% increase in productivity

Providing our customers:

- Lowest Total Cost of Ownership
- Highest productivity
- Superior machine reliability and durability

We set the industry standard for electric mining shovels

A closer look

The P&H 4100XPC AC utilizes proven components.

- Common motors and drive line-up as on proven P&H 4100C BOSS AC and P&H 2800XPC AC machines, adapted to handle additional swing motor
- Structures developed with advanced design software and field data collection
- Motors designed and manufactured by Joy Global specifically for electric mining shovels

Joy Global and ABB:

Two leaders combine to deliver breakthrough productivity and performance

ABB is the global leader in drives with 40+ years of experience.

- ABB's Direct Torque Control has the best dynamic performance in the industry
- Our AC drives are compact, air-cooled, modular
- Maintenance-friendly modules are easy-to-replace

Joy Global is the worldwide leader in electric mining shovels. The P&H 4100XPC AC sets the standard in performance and productivity.

- Powerful advancements based on already-successful technologies
- Extensive collaboration with customers and our drive partner ABB
- Years of experience in building rugged, reliable equipment

We are driven by achieving the lowest total cost of ownership for our customers:

- Quality components
- Focus on machine availability and productivity
- Heavy-duty structures
- Joy Global field support

The Joy Global AC performance edge

We've achieved better performance throughout the entire shovel. That includes *higher speed* and *peak horsepower*. The shovel features *improved electrical availability* and *overall reliability*. In addition, the structures have been optimized to work efficiently with AC technology.

The benefits are clear:

- Better cycle time and utilization
- Improved job efficiency
- Higher rates of availability

Attachment of choice for the world's toughest pits

- Twin-leg dipper handle – Stable dipper trajectory, faster cycle times, higher productivity
- Rack and pinion crowd – Less maintenance, all weather performer
- Optima dippers – Mine-matched dippers with adjustable pitch braces for precise rake angles

Rugged components

- Dual hoist motors – Balanced and evenly distributed load
- Delta drive – Improved shoe-to-tumbler engagement
- Planetary transmissions – Proven long life on swing and propel with over 20 million hours logged

Technology

- Centurion electrical control system – Superior performance, monitoring and data integration capabilities
- Universal shovel interface – Send and receive data with any mine management system
- PreVail remote health management – Real time machine health and performance management



World-class cab

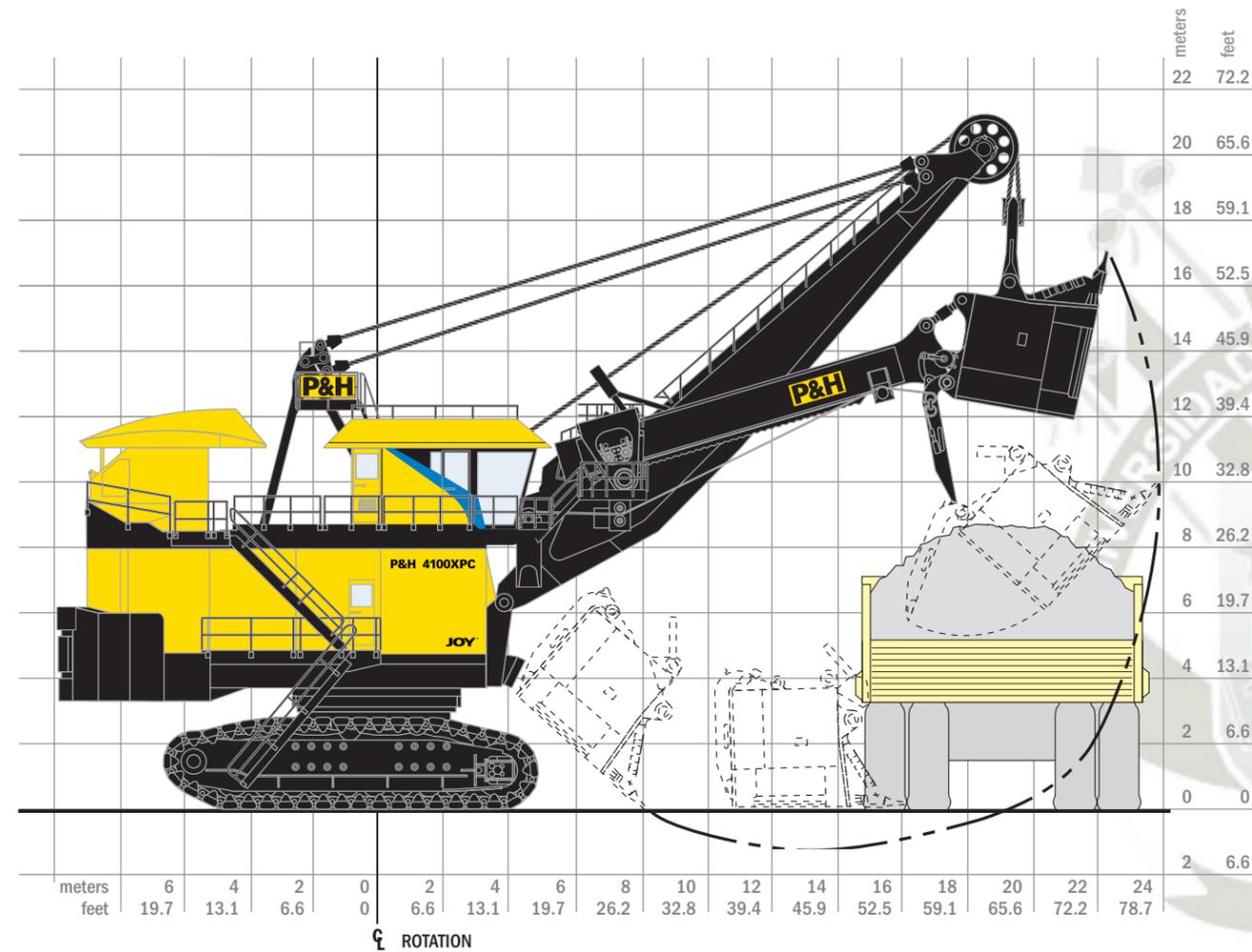
- Smart ergonomics
- Clear sight lines
- Easy access to command and control functions
- Access to key data on machine health and performance provided by Centurion electrical control system

JoySmart Solutions

- Our smart connected products and systems, advanced analytics and direct services are integrated together and customized to solve our customers' toughest challenges:
- Service products and consumables
 - Machine assembly and rebuild
 - Component exchange programs
 - Life cycle management
 - Genuine OEM parts
 - Prognostics and remote health management

4100XPC Electric Mining Shovel - AC Drive

General Specifications



Working ranges

Height of cut	16.8 m	55 ft. 2 in.
Radius of cut	23.9 m	78 ft. 8 in.
Dumping height* (door open)	9.5 m	31 ft. 0 in.
Floor level radius	16.0 m	52 ft. 6 in.
Tail swing radius	9.8 m	32 ft. 3 in.
Operator eye level	10.1 m	33 ft. 1 in.

*Height shown with bail-type dipper. Heights will be greater with bail-less or compact-bail dippers. Actual dumping height can be greater than door clearance height.

Capacity

Nominal payload*	99.8-108.9 mt	120 st
Nominal dipper capacity		
SAE struck	52.8-61.2 m ³	69-82 yd ³
SAE 2:1	58.3-67.6 m ³	74.4-88.4 yd ³
Rated suspended load	195 mt	215 st
Optimum truck size (400 st truck shown)	218-363 mt	240-400 st

*Payload and dipper capacity are dependent on many factors. Contact Joy Global for an analysis of your specific application.

Electrical control

Centurion Supervisory Controller provides direct integrated communication with motor drives giving precise motor control and fast cycle times. Real-time multi-tasking capability allows for optimal machine logic sequencing, monitoring and control.

Centurion I/O System uses 'Profibus' communication protocol for seamless integration of all shovel subsystems and future expandability. Low-voltage 24V DC I/O drop points feature open and short circuit detection for improved diagnostics and troubleshooting.

Centurion Information System's enhanced Graphical User Interface (GUI) features intuitive, icon-based screens to display vital information such as shovel status, troubleshooting information, and optional production monitoring data and operator feedback.

P&H Digital AC Drive provides precise, reliable, solid state power to the main motion motors.

Electrical control systems

Electrical Drive Ratings (50°C, 2000m)	Drive Power
IGBT Supply Unit (ISU)	4550 kVA
Crowd Motion	1160 kVA
Hoist Motion	4640 kVA
Propel Motion	2320 kVA
Swing Motion	3480 kVA

The electrical drive system is comprised of a multi drive platform, sharing a common DC bus between the IGBT Supply Unit (ISU) and the motor drive Inverter Units (INU). The fully regenerative ISU controls the power flow to and from the shovel, maintaining a unity power factor with extremely low harmonic content. The fully regenerative INU controls the power flow to and from the individual AC motors.

P&H AC Fast Response main machinery motors

Motor	Continuous rating @ 690 volts	Peak developed power	Total
Hoist Motor (Two used)			2388kW / 3200hp 2964kW / 3973hp
Swing Motor (Three used)			1635kW / 2190hp 1644kW / 2205hp
Crowd Motor (One used)			545kW / 730hp 759kW / 1017hp
Propel Motor (Two used)			1090kW / 1460hp 1644kW / 2205hp

Power requirements

Supply Voltage*	7200 or 13800V 3 Phase, 60 Hz	6000, 6600, 7200 or 11000 3 Phase, 50 Hz
Supply Transformer	(Minimum) 3750 kVA	
Minimum Short Circuit VA Available at Shovel	30 MVA	

*Voltage per customer requirements

Dipper and dipper trip

Optima dippers combine consistent productivity with high durability and maintainability. Dippers are configured to mine specific conditions and capacity requirements from a variety of combinations of body and lip designs, as well as other unique Joy Global technologies. Specific wear packages and GET styles can be cooperatively specified.

TripRite system utilizes a brushless DC electric motor with sealed planetary drive unit for reliable trip and slack take up operation.

Swing

Three modular P&H planetary gear cases of proven design and a single piece forged swing gear transmit torque for fast cycle times.

Spring-set air release disc brakes - one per motor.

Splash lube filtration system.

Propel

Propel on demand provides rapid transfer to propel mode. Rapid transfers allow frequent positioning of the shovel to the bank resulting in faster cycle times and more efficient digging.

Two rugged P&H planetary gear cases of proven design independently transmit torque to the drive sprockets, producing the tractive effort required for fast, efficient propel and positioning operations.

DELTA Drive low tension sprocket drive system with heavy duty cast crawler shoes.

Spring-set air release disc brakes - one per motor.

Crowd

Powerband V-belt drive between motor and gear case absorbs shock loads.

First and second reduction gearing in enclosed gear case for reliable splash lubrication, ease of maintenance, and extended component life.

Twin-leg dipper handle with torsion box and rack and pinion drive has inherent stability in the bank for optimal digging.

Spring-set air release disc brake.

Hoist

All gearing housed in single enclosed gear case with filtered and cooled oil fed to all bearings in addition to splash lubrication for reliable operation and ease of maintenance.

Large 68" diameter hoist drum for extended rope bending life. Ferrule becket system and dual electric tuggers are standard for efficient rope change.

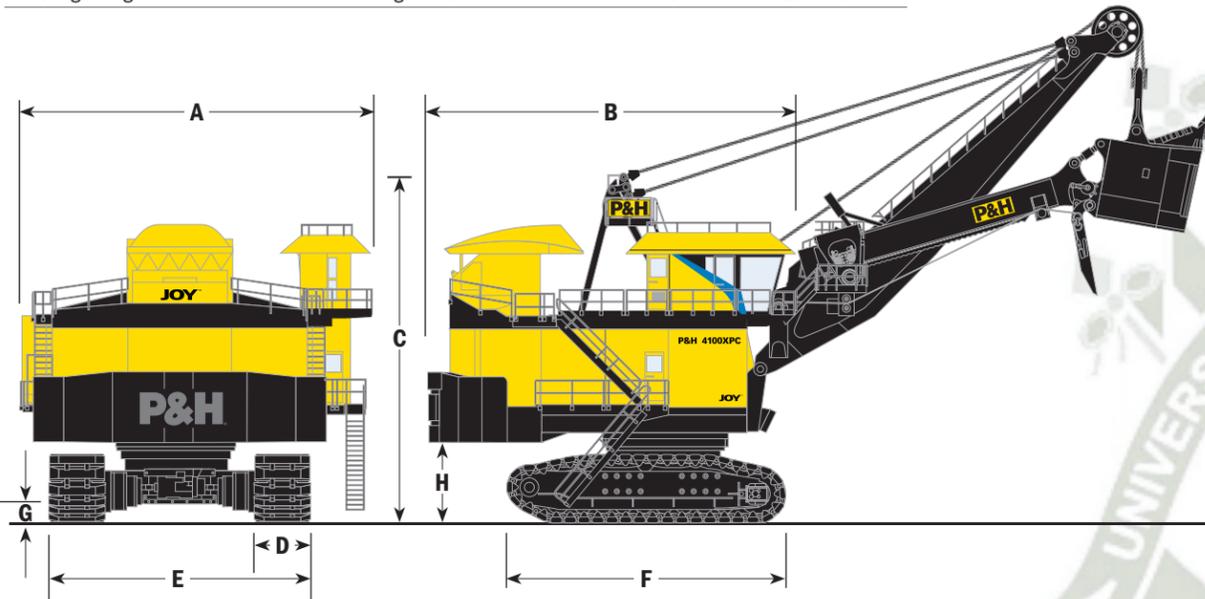
Spring-set air release disc brakes - one per motor.

Cable data

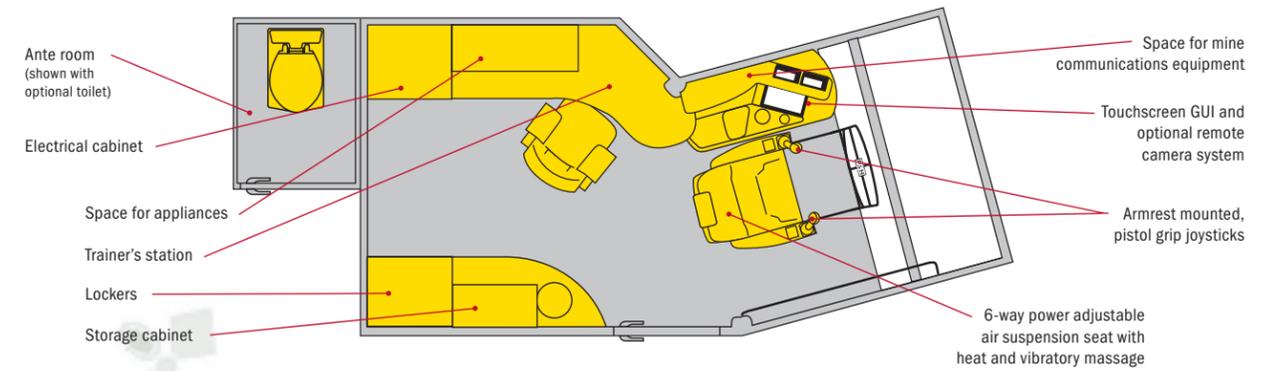
Hoist (wire rope)	73 mm	2.75 in. dia.
Suspension (bridge strand)	102 mm	4.00 in. dia.
Dipper trip (wire rope)	19 mm	0.75 in. dia.

Overall dimensions

A Width	14.4 m	47 ft. 1 in.
B Length	15.0 m	49 ft. 4 in.
C Height over gantry	14.7 m	48 ft. 3 in.
D Width of crawler shoes	1930 mm 2210 mm	76 in. 87 in.
E Width of crawlers (76")	10.2 m	33 ft. 6 in.
F Length of crawlers	11.7 m	38 ft. 6 in.
G Ground clearance	0.7 m	2 ft. 2 in.
H Height – ground to bottom of counterweight slabs	3.6 m	11 ft. 10 in.



Loading control center



Ground pressure and weight

Bearing area – ground pressure

Standard:			
crawler bearing area	34.58 m ²	53,597 in ²	
76" shoes / 1930 mm			
Crawler ground pressure	434.4 kPa	63.0 psi	
76" shoes / 1930 mm			
Optional:			
crawler bearing area	39.58 m ²	61,354 in ²	
87" shoes / 2210 mm			
Crawler ground pressure	379.9 kPa	55.1 psi	
87" shoes / 2210 mm			

Weights – approximate*

Working weight (with dipper, approx. wt.)

76" shoes / 1930 mm	1,532,235 kg	3,378,000 lbs
87" shoes / 2210 mm	1,536,771 kg	3,388,000 lbs
Counterweight (punchings)**	204,100 kg	450,000 lbs

* All weights subject to 5% variation.
** To be furnished by customer.

Features and customization

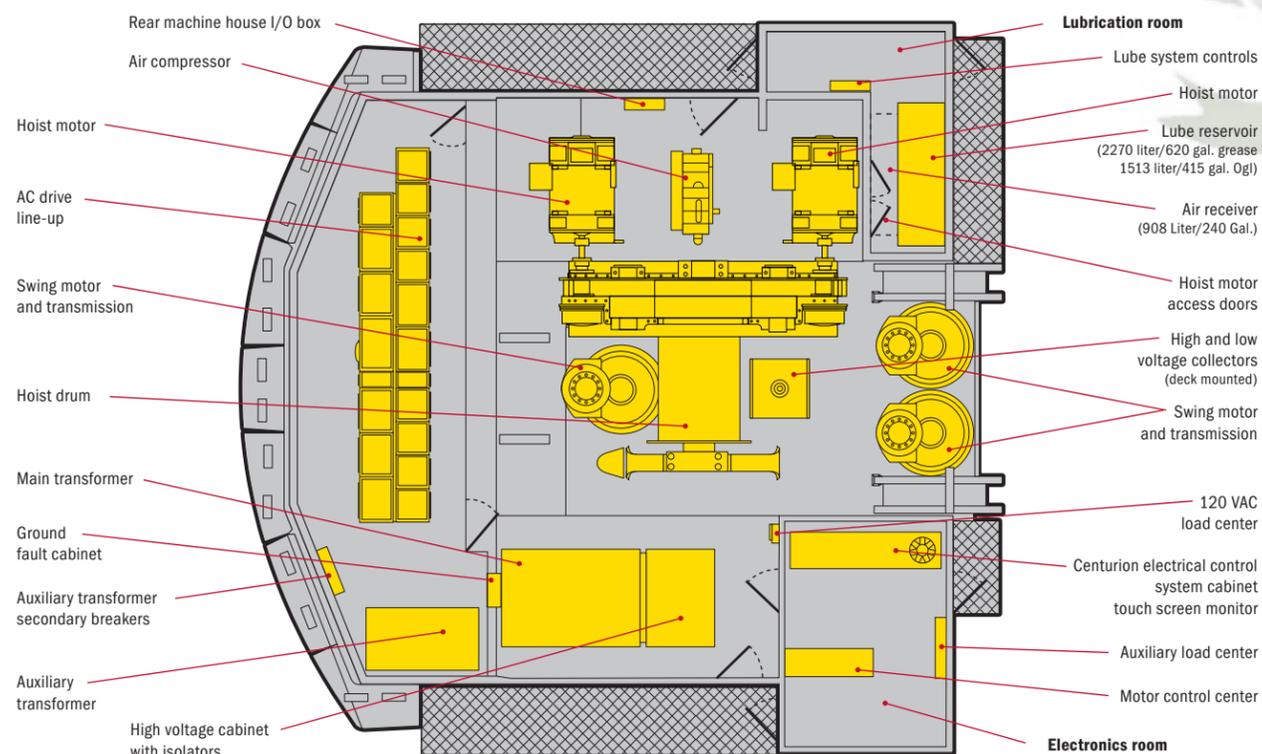
The P&H 4100XPC is built with several features to enhance safety, reliability, and productivity over the life cycle of the operation.

- Automatic lubrication and compressed air systems with advanced diagnostic and control
- Temperature monitoring system for all AC motors, drum shaft bearings, shipper shaft bearings
- Automatic boom soft setdown system (ABSS) and boom profile protection envelope to help prevent excessive loading to the attachment during operation
- Anti-Swing-in-Bank system to reduce excessive side loading on handle and attachment
- Remote hoist control pendant and hoist rope winch to assist in safe and efficient rope changeouts
- House pressurization system to provide filtered air for cooling and dust repression

The shovel has multiple options for local and minesite specific conditions in the following areas:

- Climate control
- Technology and software
- Maintenance systems

Machinery deck plan



Anexo D. Repuestos Críticos.



REPUESTO	SUB SISTEMA	SISTEMA	LARGO (mm)	ALTO (mm)	ANCHO TOTAL (mm)	TIPO	PESO TOTAL (Lb)	PESO TOTAL (Kg)	OBVACIÓN.
FRONT HOUSE FAN MOTOR	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	1,130.30	1,422.40	2,438.40	ELECTRICO	3,310.00	1,501.39	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
REAR INTAKE FAN MOTOR	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	1,739.90	1,320.80	1,498.60	ELECTRICO	1,178.00	534.33	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
REACTOR L211, L212, L311, L312	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	589.99	465.00	2,639.97	ELECTRICO	960.00	435.45	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
HOIST BLOWER MOTOR	HOIST MOTOR	HOIST	1,358.90	1,168.40	1,219.20	ELECTRICO	894.00	405.51	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
FAN ASSY MAIN BLOWER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	609.60	609.60	1,117.60	ELECTRICO	768.00	348.36	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWING BLOWER MOTOR	79PA SWING MOTOR	SWING	812.80	914.40	1,473.20	ELECTRICO	668.00	303.00	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CAPACITOR DC LINK 2000 MF	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	655.32	341.12	1,320.80	ELECTRICO	608.00	275.78	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COMPRESSOR MOTOR	AIR END COMPRESSOR	AIR SYSTEM	863.60	647.70	1,157.38	ELECTRICO	560.00	254.01	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MOTOR 15HP	HOIST DRIVE	HOIST	711.20	457.20	412.75	ELECTRICO	560.00	254.01	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PUMP MOTOR	TAKE-UP & RETRACT	ROPE CROWD SYSTEM	741.68	520.70	342.90	ELECTRICO	468.00	212.28	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CROWD BLOWER MOTOR	CROWD MOTOR	ROPE CROWD SYSTEM	1,003.30	939.80	850.90	ELECTRICO	453.00	205.48	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
WINCH MOTOR W BRAKE 5 HP	MACHINE HOUSE	MACHINE	637.49	258.80	517.60	ELECTRICO	442.00	200.49	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MOTOR,FLUSHINGPDT,VARIABLE	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	545.01	365.00	310.01	ELECTRICO	431.00	195.50	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BLOWER	CROWD MOTOR	CROWD SYSTEM	977.90	843.28	894.08	ELECTRICO	413.00	187.33	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BLOWER	DYNAVANE	MACHINE HOUSE	977.90	843.28	894.08	ELECTRICO	413.00	187.33	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
Bearing Roller	FINAL DRIVE/PROPEL GEARBOX	DRIVE TRAIN	540.00	540.00	189.99	MECANICO	410.00	185.97	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RIFM 25HP MOTOR ONLY	DYNAVANE	MACHINE HOUSE	673.10	584.20	424.18	ELECTRICO	400.00	181.44	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CURRENT TRANSFORMER	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	78.74	177.80	784.86	ELECTRICO	334.20	151.59	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR CHOPPER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	762.00	612.14	594.36	ELECTRICO	300.00	136.08	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POTENTIAL TRANSFORMER 60 HZ	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	406.40	304.80	609.60	ELECTRICO	250.00	113.40	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
Bearing Cartridge	FINAL DRIVE/PROPEL GEARBOX	DRIVE TRAIN	710.01	710.01	250.01	MECANICO	220.00	99.79	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH DISCONNECT	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	1,168.40	1,168.40	711.20	ELECTRICO	219.00	99.34	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH DISCONNECT W INTERLOCK	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	1,214.12	520.70	520.70	ELECTRICO	200.00	90.72	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR,ASSY 48.17 OHM 5.7 A	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	730.00	510.01	300.00	ELECTRICO	158.00	71.67	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COLLECTOR RING ASSY	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	609.60	609.60	622.30	ELECTRICO	154.00	69.85	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR,ASSY,95 OHMS,DPR TRIP	DIPPER TRIP ASSEMBLY	IMPLEMENTS	487.68	378.46	513.08	ELECTRICO	130.00	58.97	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
LAMINATED BUSBAR CONVERTER MODULE 1	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	548.64	508.00	457.20	ELECTRICO	120.76	54.78	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PROPEL BLOWER MOTOR	PROPEL MOTOR	DRIVE TRAIN	586.74	177.80	261.62	ELECTRICO	111.40	50.53	NO ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CABLE COUPLERS	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	1,200.00	400.00	600.00	ELECTRICO	106.00	48.08	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
GENERATOR PULSE CROWD SWING	79PA SWING MOTOR	SWING	660.40	406.40	269.24	ELECTRICO	97.00	44.00	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PUMP, GEAR	DIPPER HANDLE	CROWD SYSTEM	311.99	232.00	205.00	MECANICO	90.00	40.82	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COUPLING, HALF, STRAIGHT SHAFT	FINAL DRIVE/PROPEL GEARBOX	DRIVE TRAIN	317.50	317.50	154.94	MECANICO	78.00	35.38	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SHOE PHASE ASSY	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	368.30	124.46	355.60	ELECTRICO	48.00	21.77	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSFORMER,CONSTANT VOLTAGE CVT 5KVA	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	508.00	495.30	546.10	ELECTRICO	47.00	21.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSFORMER DPT 1MVA	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	400.00	330.00	259.99	ELECTRICO	46.00	20.87	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
Plate 1.38	FINAL DRIVE/PROPEL GEARBOX	DRIVE TRAIN	342.90	342.90	38.10	MECANICO	46.00	20.87	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
16 OUTPUT 120AC	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	125.20	119.99	82.80	ELECTRICO	46.00	20.87	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
GUIDE PLATE LATCH UPPER	IMPLEMENTS	IMPLEMENTS	335.00	150.01	100.03	MECANICO	44.60	20.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWING GEARCASE OIL PUMP MOTOR 1.5HP	9705 SWING DRIVE ERS	SWING	335.00	241.30	171.45	ELECTRICO	44.10	20.00	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AIR CONTROL VALVE	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	219.99	170.00	519.99	ELECTRICO	42.80	19.41	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PUMP,VANE	DIPPER HANDLE	CROWD SYSTEM	304.80	175.01	138.43	MECANICO	42.70	19.37	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
FUSE, 200A, DRIVE POWER	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	400.00	210.01	179.98	ELECTRICO	42.40	19.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BUSHING,HANDLE GUIDE	DIPPER HANDLE	CROWD SYSTEM	393.70	171.70	95.30	MECANICO	42.00	19.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ARRESTER,LIGHTNING,9	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	322.58	292.10	292.10	ELECTRICO	41.30	18.73	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSFORMER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	254.00	254.00	355.60	ELECTRICO	40.80	18.51	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
LAMINATED BUSBAR CONVERTER MODULE 3	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	1,033.78	149.86	193.04	ELECTRICO	39.00	17.69	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O'RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	419.10	419.10	86.36	MECANICO	38.00	17.24	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INSULATOR PORCELAIN 15 kv	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	165.00	97.00	485.01	ELECTRICO	35.50	16.10	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MOTOR CONDENSER FAN	7309 HEATER & AIR ACONDITIONER	OPERATOR STATION	330.20	152.40	220.98	ELECTRICO	35.30	16.01	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY 5A	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	127.00	118.11	60.96	ELECTRICO	35.00	15.88	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CABLE COUPLERS	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	266.70	304.80	401.32	ELECTRICO	34.00	15.42	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
FUSE, 60A, AUXILIARY POWER	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	185.42	114.30	228.60	ELECTRICO	32.10	14.56	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH,TRANSFER CONTACT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	337.82	335.28	210.82	ELECTRICO	30.60	13.88	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ACCUMULATOR, DIAPHRAGM ACM1 y ACM2	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	215.01	159.99	319.99	MECANICO	30.60	13.88	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO

REPUESTO	SUB SISTEMA	SISTEMA	LARGO (mm)	ALTO (mm)	ANCHO TOTAL (mm)	TIPO	PESO TOTAL (Lb)	PESO TOTAL (Kg)	OBVACIÓN.
BRUSH DOUBLE ASSY	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	182.88	127.00	576.00	ELECTRICO	30.00	13.61	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIODE COVER ASSEMBLY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	108.00	92.00	76.20	ELECTRICO	30.00	13.61	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SHOE GROUNDING ASSY	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	187.96	111.76	335.28	ELECTRICO	27.40	12.43	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CRGV	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	210.01	76.99	140.00	MECANICO	27.20	12.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
LAMINATED BUSBAR MIDDLE MODULE#2	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	584.20	29.21	445.00	ELECTRICO	25.70	11.66	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER CURRENT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	180.01	132.00	496.00	ELECTRICO	25.60	11.61	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SURGE SUPPRESSOR DTC	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	304.80	266.70	49.53	ELECTRICO	25.50	11.57	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DISPLAY HOST COMPUTER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	424.18	320.04	106.68	ELECTRICO	25.00	11.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BLOQUE PUV 1,2,3,4	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	200.00	100.00	200.00	MECANICO	25.00	11.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER PRESSURE	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	119.38	119.38	609.60	ELECTRICO	24.60	11.16	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONDUIT BOX	DIPPER TRIP ASSEMBLY	IMPLEMENTS	190.50	134.62	254.00	ELECTRICO	23.40	10.61	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MOTOR MODULE TRANSFER SWITCH	AFF & INVERTER HARDWARE	MOTION CONTROL	266.70	228.60	161.29	ELECTRICO	22.80	10.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BREAKER 50A 600V	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	162.56	127.00	457.20	ELECTRICO	22.20	10.07	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BREAKER 10A 600V BLOWER MOTOR	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	161.29	124.46	374.65	ELECTRICO	20.50	9.30	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSFORMER PHASE SEQUENCE	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	142.01	134.01	115.01	ELECTRICO	17.50	7.94	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIGITAL TACHOMETER PROPEL	PROPEL MOTOR	DRIVE TRAIN	172.72	154.94	259.08	ELECTRICO	17.40	7.89	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ENCODER CROWD	DIPPER HANDLE	CROWD SYSTEM	495.30	312.42	134.62	MECANICO	15.30	6.94	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SIGNAL PROCESSING UNIT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	262.00	205.00	100.00	ELECTRICO	15.00	6.80	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE REMOVABLE TACH SWNG HOST CROWD	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	177.80	177.80	533.40	ELECTRICO	13.50	6.12	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
LOCAL REMOTE ELECTRONIC SWITCH	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	322.58	162.56	78.74	ELECTRICO	12.50	5.67	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PCV1,2,3,4	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	180.01	105.99	115.01	MECANICO	11.70	5.31	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BREAKER 100 A REAL INTAKE FAN MOTOR	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	161.29	124.46	228.60	ELECTRICO	10.80	4.90	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	219.99	140.00	179.98	ELECTRICO	10.60	4.81	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, SAFETY SHUT OFF ARV	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	208.28	187.96	80.01	MECANICO	10.60	4.81	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COMPUTER	OPERATOR STATION	MACHINE	368.30	342.90	152.40	ELECTRICO	10.40	4.72	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, RELIEF RV3 Y RV4	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	220.98	65.00	130.00	MECANICO	10.12	4.59	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CAPACITOR SIBAS POWER SUPPLY BUFFER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	177.80	88.90	355.60	ELECTRICO	9.20	4.17	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CECV	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	213.36	73.66	106.68	MECANICO	9.20	4.17	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACTOR DIPPER TRIP	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	271.78	198.12	86.36	ELECTRICO	9.00	4.08	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PUMP, GEAR	DIPPER HANDLE	CROWD SYSTEM	152.40	127.00	116.84	MECANICO	8.80	3.99	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIODE FREE WHEELING	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	73.99	73.99	216.00	ELECTRICO	8.64	3.92	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
HEAT SINK	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	264.16	129.54	157.48	ELECTRICO	8.20	3.72	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MONITOR, TOUCH, INDUSTRIAL, 12 IN	OPERATOR STATION	MACHINE	322.58	261.62	76.20	ELECTRICO	8.10	3.67	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CUUPLING TACH PROPEL	PROPEL MOTOR	DRIVE TRAIN	119.38	119.38	203.20	ELECTRICO	8.00	3.63	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SIMATIC DP INTERFACE ET200M	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	147.32	119.00	440.00	ELECTRICO	7.70	3.49	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SOLENOID VALVE 115VAC, 60HZ	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	92.71	86.36	259.08	ELECTRICO	7.60	3.45	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	AUXILIARY CONTROL	MACHINE	245.01	127.99	124.99	ELECTRICO	7.40	3.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TACHOMETER	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	170.18	160.02	151.13	ELECTRICO	7.30	3.31	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE PRESSURE	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	205.74	119.38	106.68	ELECTRICO	7.20	3.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	209.55	133.35	190.50	ELECTRICO	6.90	3.13	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RECV	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	150.01	75.01	100.03	MECANICO	6.80	3.08	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
STUD	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	482.60	25.40	101.60	ELECTRICO	6.80	3.08	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY LAMBDA G03	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	289.99	110.01	119.99	ELECTRICO	6.50	2.95	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CECV,CECVH	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	147.32	71.12	96.52	MECANICO	6.40	2.90	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRAY, FAN	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	425.45	241.30	22.23	ELECTRICO	6.30	2.86	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER DC LINK VOLTAGE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	200.66	135.89	342.90	ELECTRICO	6.00	2.72	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH LIMIT	AUXILIARY CONTROL	MOTION CONTROL	144.60	84.00	114.00	ELECTRICO	6.00	2.72	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE FLOW CONTROL	AUXILIARY CONTROL	MOTION CONTROL	147.32	111.76	90.02	ELECTRICO	5.96	2.70	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR DC LINK DISCHARGE 10KOHM, 225W, 201-204, 301-304	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	270.00	50.01	239.98	ELECTRICO	5.60	2.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BUSBAR LEFT LINK MODULE#2	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	195.00	178.00	106.60	ELECTRICO	5.10	2.31	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BUSBAR LEFT LINK MIRROR	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	195.58	177.80	99.06	ELECTRICO	4.80	2.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BUSBAR RIGHT DIODE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	381.00	102.87	152.40	ELECTRICO	4.80	2.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BUSBAR RIGHT MIRROR DIODE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	381.00	101.60	152.40	ELECTRICO	4.80	2.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE SIMATIC DP, INTERFACE ET200M	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	125.73	118.11	365.76	ELECTRICO	4.80	2.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO

REPUESTO	SUB SISTEMA	SISTEMA	LARGO (mm)	ALTO (mm)	ANCHO TOTAL (mm)	TIPO	PESO TOTAL (Lb)	PESO TOTAL (Kg)	OBVACIÓN.
INVERTER, MONITORING	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	265.00	208.00	92.05	ELECTRICO	4.80	2.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY SAMP	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	127.00	118.11	243.84	ELECTRICO	4.80	2.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AMPLIFIER,OUTPUT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	205.00	154.99	149.96	ELECTRICO	4.27	1.94	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INVERTER MONITORING INTERCHANGE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	187.96	139.70	81.28	ELECTRICO	4.00	1.81	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	169.01	100.00	128.02	ELECTRICO	4.00	1.81	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CAPACITOR RELAY SNUBBER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	54.61	27.94	114.30	ELECTRICO	3.80	1.72	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MONITOR,CONTAMNATION	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	261.62	226.06	76.20	ELECTRICO	3.70	1.68	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
HEATER ELECTRIC 120VAC 200 W	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	190.50	107.95	215.90	ELECTRICO	3.60	1.63	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY 10AMP	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	124.46	116.84	160.02	ELECTRICO	3.60	1.63	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE OUTPUT 24VDC 5A	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	190.50	107.95	215.90	ELECTRICO	3.60	1.63	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BRUSH HOLDER SPRING	DIPPER TRIP ASSEMBLY	IMPLEMENTS	41.91	35.56	56.90	ELECTRICO	3.60	1.63	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BREAKER DIPPER TRIP 15A	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	91.44	78.74	241.30	ELECTRICO	3.50	1.59	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RECV	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	127.00	80.01	90.02	MECANICO	3.40	1.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PERNOS	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	81.28	17.78	373.38	MECANICO	3.36	1.52	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACTOR MAGNETIC HD DTT	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	121.92	119.38	99.06	ELECTRICO	3.30	1.50	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY PLC SIMATIC 400	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	289.00	216.99	49.00	ELECTRICO	3.00	1.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CAPACITOR 100MF	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	241.30	89.51	89.51	ELECTRICO	3.00	1.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	OPERATOR STATION	MACHINE	251.46	104.14	45.72	ELECTRICO	2.90	1.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RELAY DIPPER TRIP	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	129.54	77.47	69.85	ELECTRICO	2.89	1.31	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	OPERATOR STATION	MACHINE	254.00	101.60	40.64	ELECTRICO	2.80	1.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
JOYSTICK LEFT	OPERATOR STATION	MACHINE	279.40	279.40	101.60	ELECTRICO	2.70	1.22	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
JOYSTICK RIGHT	OPERATOR STATION	MACHINE	219.99	219.99	140.00	ELECTRICO	2.70	1.22	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH LEVERLESS PROXIMITY	AUXILIARY CONTROL	MOTION CONTROL	177.80	139.70	76.20	ELECTRICO	2.70	1.22	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONNECTOR 26 POLES	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	69.85	35.56	320.04	ELECTRICO	2.70	1.22	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
OUTPUT MODULE 16 I20/230VAC	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	125.20	119.99	124.21	ELECTRICO	2.40	1.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ANALOG 8 INPUT	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	137.16	124.46	162.56	ELECTRICO	2.40	1.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CROWD, HOST ENCODER	CROWD DRIVE	ROPE CROWD SYSTEM	177.80	101.60	182.88	ELECTRICO	2.40	1.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PROTECTOR, MOTOR STIRT K201, K301	AFF & INVERTER HARDWARE	MOTION CONTROL	160.02	78.74	96.52	ELECTRICO	2.40	1.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BRUSH	DIPPER TRIP ASSEMBLY	IMPLEMENTS	45.72	25.40	86.36	ELECTRICO	2.40	1.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
GUIDE PLATE LATCH LOWER	IMPLEMENTS	IMPLEMENTS	150.01	40.01	80.01	MECANICO	2.38	1.08	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE, COMM PROCESSOR (ETHERNET CARD SIMATIC 400)	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	292.10	226.06	25.40	ELECTRICO	2.30	1.04	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE RTD INPUT	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	137.16	116.84	121.92	ELECTRICO	2.28	1.03	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SW, PRESS, 2K PSLSPDT, 5A, 125VAC	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	91.44	45.72	76.20	ELECTRICO	2.20	1.00	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	AUXILIARY CONTROL	MOTION CONTROL	165.10	101.60	55.88	ELECTRICO	2.10	0.95	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, CARTRIDGE, STD, NG32	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	126.01	59.99	59.99	MECANICO	2.07	0.94	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
HARD DRIVE, 16GB STATIC, ROCKY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	142.24	124.46	40.64	ELECTRICO	2.00	0.91	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, CARTRIDGE, HIGH FLOW, NG32	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	114.30	63.50	63.50	MECANICO	2.00	0.91	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	AUXILIARY CONTROL	MACHINE	124.46	116.84	80.01	ELECTRICO	1.80	0.82	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PERNOS	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	152.40	17.78	106.68	MECANICO	1.80	0.82	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PWR SPLY, SIBAS RACK, 110V/5V	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	200.00	100.00	45.01	ELECTRICO	1.70	0.77	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CPU PLC SYMATIC 400	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	288.93	225.43	25.40	ELECTRICO	1.60	0.73	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACTOR	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	72.14	63.50	133.35	ELECTRICO	1.50	0.68	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COIL REPLACEMENT	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	60.96	58.42	86.36	MECANICO	1.50	0.68	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ADAPTER, ETH	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	129.54	77.47	34.93	ELECTRICO	1.45	0.66	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIODE DC RELAY SNUBBER 1A, 400V	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	57.15	2.54	17.78	ELECTRICO	1.40	0.64	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY, PS307 24 V/2 A	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	139.70	127.00	76.20	ELECTRICO	1.40	0.64	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE, INPUT/OUTPUT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	284.48	231.14	50.80	ELECTRICO	1.40	0.64	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ADAPTER CABLE IGBT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	228.60	228.60	34.29	ELECTRICO	1.40	0.64	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
KEY, SQUARE	FINAL DRIVE/PROPEL GEARBOX	DRIVE TRAIN	127.10	25.40	25.40	MECANICO	1.40	0.64	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BRUSH 15 A	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	111.76	25.40	121.92	ELECTRICO	1.32	0.60	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY	TAKE-UP & RETRACT	ROPE CROWD SYSTEM	144.78	93.98	80.01	ELECTRICO	1.30	0.59	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONNECTOR 40 PIN 32PT	PLC HARDWARE AND COMMUNICATION	CONTROL SYSTEM	124.97	45.72	64.77	ELECTRICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O'RING	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.00	60.00	MECANICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O'RING	CONTROL, MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.00	60.00	MECANICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO

REPUESTO	SUB SISTEMA	SISTEMA	LARGO (mm)	ALTO (mm)	ANCHO TOTAL (mm)	TIPO	PESO TOTAL (Lb)	PESO TOTAL (Kg)	OBVACIÓN.
HOIST TEMP- SENSOR ASSY	HOIST MOTOR	HOIST	153.67	101.60	81.28	ELECTRICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SIGNAL PROCESSING UNIT INVERTER	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	265.00	208.00	23.01	ELECTRICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE DIODE BRIDGE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	70.10	40.01	104.04	ELECTRICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
POWER SUPPLY PLC RACK	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	127.00	118.11	60.96	ELECTRICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACT BLOCK,2NO,22MM	HIGH VOLTAGE	POWER SYSTEM	45.72	40.64	22.86	ELECTRICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, RELIEF RV5	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	150.01	40.01	40.01	MECANICO	1.20	0.54	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIGITAL INPUT	PLC HARDWARE AND COMUNICACION	CONTROL SYSTEM	124.51	117.60	82.80	ELECTRICO	1.16	0.53	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH PRESSURE 1900 PSI	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	108.00	70.00	81.99	ELECTRICO	1.01	0.46	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SIGNAL PROCESSING UNIT AFE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	193.04	139.70	19.05	ELECTRICO	1.00	0.45	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CABLE ADAPTER GATE	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	139.70	139.70	38.10	ELECTRICO	1.00	0.45	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AMPLIFIER,OUTPUT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	190.50	133.35	19.05	ELECTRICO	1.00	0.45	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
FUSE SECONDARY TRANSFORMER	TAKE-UP & RETRACT	ROPE CROWD SYSTEM	38.10	10.16	10.16	ELECTRICO	1.00	0.45	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, RELIEF RV1	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	154.99	40.01	40.01	MECANICO	0.97	0.44	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSMITTER, TEMPERATURE	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	184.15	53.34	71.12	ELECTRICO	0.92	0.42	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RELAY OVERLOAD 13-52AMP FEM	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	113.03	101.60	59.69	ELECTRICO	0.90	0.41	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COUPLING,FLEX DRIVE	DIPPER HANDLE	CROWD SYSTEM	79.20	73.71	73.71	MECANICO	0.86	0.39	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	40.64	MECANICO	0.80	0.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	40.64	MECANICO	0.80	0.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONVERTER, OUTPUT BINARY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	205.00	154.99	24.99	ELECTRICO	0.80	0.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT/OUTPUT, ANALOG	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	203.20	153.67	22.86	ELECTRICO	0.80	0.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR 750 OHM ,2W	PLC HARDWARE AND COMUNICACION	CONTROL SYSTEM	91.95	5.08	40.64	ELECTRICO	0.80	0.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, RELIEF RV2	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	150.01	40.01	40.01	MECANICO	0.80	0.36	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MODULE INPUT BINARY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	200.00	150.11	19.99	ELECTRICO	0.75	0.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACTOR DIPPER TRIP	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	89.41	83.82	44.45	ELECTRICO	0.75	0.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MOTOR COUPLING TACH	CROWD MOTOR	ROPE CROWD SYSTEM	89.41	83.82	44.45	ELECTRICO	0.75	0.34	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SENSOR, INPUT, TEMPERATURE CARD (62053163)	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	193.04	129.54	20.32	ELECTRICO	0.71	0.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
OUTPUT RELAY MODULE	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	124.99	119.99	40.01	ELECTRICO	0.70	0.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
OVERLOAD RELAY 0.75 - 3.4 A	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	91.44	83.82	83.82	ELECTRICO	0.70	0.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BREAKER DIPPER TRIP	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	88.90	76.20	34.29	ELECTRICO	0.70	0.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
FUSE DIPPER TRIP	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	200.20	28.19	28.19	ELECTRICO	0.70	0.32	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AMPLIFIER,OUTPUT	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	184.15	142.24	20.32	ELECTRICO	0.67	0.30	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONECTOR PROFIBUS	PLC HARDWARE AND COMUNICACION	CONTROL SYSTEM	60.96	43.18	142.24	ELECTRICO	0.66	0.30	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TERMOMETER RTD	HOIST DRIVE	HOIST	195.58	63.50	45.72	ELECTRICO	0.64	0.29	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE/FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	195.58	129.54	20.32	ELECTRICO	0.62	0.28	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	30.48	MECANICO	0.60	0.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE/FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	203.20	153.67	22.86	ELECTRICO	0.60	0.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
UNIT, POWER STARTUP	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	198.12	132.08	22.86	ELECTRICO	0.60	0.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, CARTRIDGE	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.01	24.99	49.99	MECANICO	0.60	0.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
VALVE, ADJUSTING NEEDLE CART	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	103.00	35.00	35.00	MECANICO	0.60	0.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACT, BINARY OUTPUT (24V)	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	193.04	139.70	19.05	ELECTRICO	0.60	0.27	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT/OUTPUT, ANALOG	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	180.01	140.00	23.01	ELECTRICO	0.58	0.26	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AMPLIFIER OUTPUT MEASURING	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	193.04	128.27	19.05	ELECTRICO	0.57	0.26	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT/OUTPUT, ANALOG	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	185.42	139.70	20.32	ELECTRICO	0.54	0.25	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
ETHERNET SWITCH	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	114.30	88.90	44.45	ELECTRICO	0.51	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE/FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	184.15	142.88	19.05	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE/FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	203.20	154.94	22.86	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
THERMOSTAT SNAP DISC	PLC HARDWARE AND COMUNICACION	CONTROL SYSTEM	30.51	30.51	63.50	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
THERMOSTAT 32°C	PLC HARDWARE AND COMUNICACION	CONTROL SYSTEM	30.48	30.48	44.45	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE/FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	194.31	129.54	22.86	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RELAY DIPPER TRIP	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	123.19	81.28	21.59	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
OVERLOAD RELAY 3- 12 A	AUXILIARY VOLTAGE	POWER SYSTEM	88.90	80.01	58.42	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIODE DIPPER TRIP	DIPPER TRIP ASSEMBLY	IMPLEMENTS	93.98	38.10	33.02	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR, 82 OHM	PLC HARDWARE AND COMUNICACION	CONTROL SYSTEM	101.60	7.62	38.10	ELECTRICO	0.50	0.23	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CONTACT, BINARY OUTPUT (24V)	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	193.04	128.27	19.05	ELECTRICO	0.50	0.22	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO

REPUESTO	SUB SISTEMA	SISTEMA	LARGO (mm)	ALTO (mm)	ANCHO TOTAL (mm)	TIPO	PESO TOTAL (Lb)	PESO TOTAL (Kg)	OBVACIÓN.
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	20.32	MECANICO	0.40	0.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	54.28	54.28	14.12	MECANICO	0.40	0.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	43.18	43.18	10.16	MECANICO	0.40	0.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE-FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	191.77	129.54	19.05	ELECTRICO	0.40	0.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
INPUT VOLTAGE-FREQUENCY	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	193.04	127.00	19.05	ELECTRICO	0.40	0.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIODE 81 A, 120V	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	92.00	30.48	20.32	ELECTRICO	0.40	0.18	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR R02, R01 2X5000HM 50 W	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	72.39	30.48	71.12	ELECTRICO	0.38	0.17	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	15.24	MECANICO	0.30	0.14	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
PRESSURE TRANSMITTER	HOIST DRIVE	HOIST	162.56	152.40	22.86	ELECTRICO	0.30	0.14	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER VACUUM	HOIST DRIVE	HOIST	139.70	88.90	25.40	ELECTRICO	0.30	0.14	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER PRESSURE	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	AUTOMATIC GREASE LUBRICATION SYSTEM	159.77	78.74	33.02	ELECTRICO	0.30	0.14	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR R151,152,153, 154	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	102.01	46.00	32.00	ELECTRICO	0.30	0.14	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
SWITCH TARGET MAGNET	AUXILIARY CONTROL	MOTION CONTROL	37.01	32.00	24.99	ELECTRICO	0.30	0.14	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AUXILIAR CONTACT CIRCUIT BREAKER	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	90.17	76.20	17.78	ELECTRICO	0.28	0.13	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BATTERY LITHIUM	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	48.26	25.40	50.80	ELECTRICO	0.26	0.12	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER DE PRESION	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	99.06	68.58	15.24	ELECTRICO	0.23	0.11	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	10.16	MECANICO	0.20	0.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
CIRCUIT BREAKER	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	91.44	76.20	91.44	ELECTRICO	0.20	0.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DRIVE, SOLID STATE, 128GB	OPERATOR STATION	MACHINE	99.06	68.58	7.62	ELECTRICO	0.20	0.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTRO 50000HM 10 W	OPERATOR STATION	MACHINE	101.60	25.40	40.64	ELECTRICO	0.20	0.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COUPLING, PRESSURE TEST	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	54.61	27.94	22.86	MECANICO	0.20	0.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
TRANSDUCER	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	76.20	25.40	22.86	ELECTRICO	0.20	0.09	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
COUPLING, PRESSURE TEST	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	54.61	27.94	22.86	MECANICO	0.17	0.08	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
AMPLIFIER, OUTPUT MEASURING	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	304.80	304.80	7.62	ELECTRICO	0.13	0.06	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
RESISTOR R201, 203, 204, 301, 302, 303, 304	HARDWARE AND COMMUNICATION	MOTION CONTROL	241.30	241.30	6.35	ELECTRICO	0.10	0.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	5.08	MECANICO	0.10	0.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	88.90	88.90	5.08	MECANICO	0.10	0.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
O RING	CONTROL MANIFOLD	CROWD SYSTEM	78.74	78.74	5.33	MECANICO	0.10	0.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
MEMORY, FLASH (1MB)	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	88.90	57.15	9.53	ELECTRICO	0.10	0.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
FUSE PRIMARY TRANSFORMER	TAKE-UP & RETRACT	ROPE CROWD SYSTEM	38.10	10.16	10.16	ELECTRICO	0.10	0.05	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DRIVER SET TORXILT DISPLAY	OPERATOR STATION	MACHINE	72.39	30.48	17.78	ELECTRICO	0.10	0.04	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
DIODE BRIDGE	DIPPER TRIP ASSEMBLY	IMPLEMENTS	27.94	27.94	22.86	ELECTRICO	0.05	0.02	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO
BATTERY BACKUP PLC SIMATIC 400	HUMAN MACHINE INTERFACE	CONTROL SYSTEM	50.80	12.70	12.70	ELECTRICO	0.05	0.02	ES POSIBLE SU ENVÍO AÉREO



Anexo E. Sistema control Alti C2 Advanced.



Technical Datasheet

C²



Command & Control | Advanced (100km /150km) Transition / Reach

Dimensions

Length	630 mm
Width	394 mm
Height	208 mm

Weight

Ground Control Station	12 kg
Volumetric Weight	14 kg (Avg) (Shipping Purposes)
Case	Pelican 1555 AIR

Hardware

Intel NUC8	
Storage (SSD)	120 GB
Display	2x ASUS 15.6" HD Monitors
HDMI Out	1x External UHD Compatible
USB	3x External USB 3.0 Ports
Bluetooth	5
LAN	1x External LAN port
Cooling	2x Active Cooling Fans
Pilot Controller	Futaba
Keyboard & Mouse	Microsoft
Main AC Power	19V
Battery Power	2 x 9000mAh 4S Lipo
Intelligent Power Management	Yes

Groundside Link

Data Link: 2.4GHz
Silvus 4240E Radio

Antenna Options:

- 1 x Tracking Antenna System 10 (100km)
- 1 x Tracking Antenna System 25 (150km)

Control Link: 868/915 MHz
TBS Crossfire

Antenna:

1 x TBS Diamond Antenna Gain: 2.88dB

Airside Link

Data Link: 2.4GHz
Silvus 4240E Radio

Antenna:

2x Omni Antenna, Half Wave Dipole 2.15 dBi

Control Link: 868/915 MHz
TBS Crossfire

Antenna:

2 x Custom Build 1/4 Wafe dipole antennas 0dBi Gain



v2020.2 | All information subject to change without notice

