

Autores:

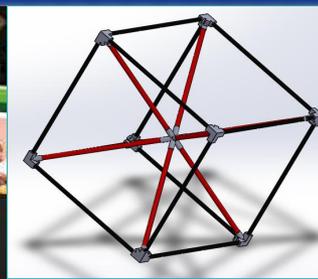
Miguel Andrés Martínez Molina

Paúl Arsecio Salazar Castillo

Director:

MSc. Andrés Marcelo Gordón Garcés

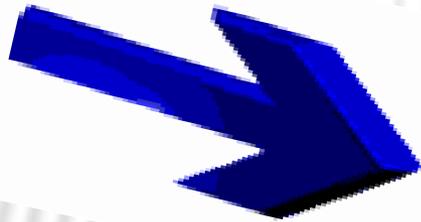
**Latacunga-Ecuador
2019**





ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

TEMA



**DISEÑO E
IMPLEMENTACIÓN DE
UN VEHÍCULO AÉREO
NO TRIPULADO
RESISTENTE AL
IMPACTO, QUE
PERMITA EL VUELO
OMNIDIRECCIONAL
EN EL LABORATORIO
DE MECATRÓNICA DE
LA UNIVERSIDAD DE
LAS FUERZAS
ARMADAS ESPE
EXTENSIÓN
LATACUNGA**

CAPÍTULO 1



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

ANTECEDENTES

**PLANTEAMIENTO
DEL PROBLEMA**

**DESCRIPCIÓN
RESUMIDA DEL
PROBLEMA**

**JUSTIFICACIÓN
E IMPORTANCIA
DEL PROBLEMA**

OBJETIVO GENERAL

Diseñar e implementar un Vehículo Aéreo no Tripulado resistente al impacto, que permita el vuelo Omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga..

OBJETIVO ESPECÍFICO

Investigar el estado del arte actual de vehículos aéreos no tripulados de tipo Omnidireccional para establecer la morfología adecuada.
Diseñar la estructura Omnidireccional resistente al impacto para el UAV

OBJETIVO ESPECÍFICO

Seleccionar los componentes electrónicos y de control del UAV Omnidireccional.
Analizar mediante software especializado, el diseño mecánico de la estructura del UAV Omnidireccional que garantice la resistencia al impacto.

OBJETIVO ESPECÍFICO

Implementar los sistemas mecánicos, electrónicos y de control del UAV Omnidireccional adecuados para el vuelo.



METAS

Investigar y recopilar información sobre vehículos aéreos no tripulados de tipo Omnidireccional para el establecimiento de la morfología adecuada hasta la segunda semana.

Diseñar y simular el prototipo de la estructura Omnidireccional resistente al impacto para el UAV hasta la sexta semana.

Seleccionar los componentes electrónicos y de control del UAV Omnidireccional hasta la cuarta semana.

Analizar mediante software especializado, el diseño mecánico de la estructura del UAV Omnidireccional que garantice la resistencia al impacto hasta la octava semana.

Implementar los sistemas mecánicos, electrónicos y de control del UAV Omnidireccional adecuados para el vuelo.

Registrar la información lograda durante el desarrollo del proyecto para anexarla como evidencia del trabajo ejecutado.

HIPOTESIS

El diseño e implementación de una nueva morfología de UAV resistente al impacto permitirá el vuelo Omnidireccional, en el Laboratorio de Mecatrónica de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga.

VARIABLES DE INVESTIGACIÓN

Variable independiente. UAV resistente al impacto

Variable dependiente. Vuelo omnidireccional

CAPÍTULO II. FUNDAMENTOS TEÓRICOS E INVESTIGACIÓN



TEORÍAS DE SOPORTE

- Introducción
- Definición
- Ventajas
- Desventajas: técnicas, éticas y económicas
- Clasificación de las UAV:
- Dron multirrotor octocóptero
- Aplicaciones de las UAVs:
- Sistemas de despegue y aterrizaje: lanzamiento, recuperación.
- Multirrotor o multicóptero: componentes de un multirrotor: chasis, estructura o frame, motores, variadores, hélices, batería. Movimientos de un multirrotor o multicopter: ejes de traslación o rotación. Placa controladora de vuelo. Estación de control en tierra.
- Carga útil: robot omnidireccional, clasificación de los robots holonómicos: tipos de ruedas como elemento omnidireccional. Propiedades de ruedas omnidireccionales. Estructura.
- Vuelo omnidireccional.
- Conclusiones del capítulo.



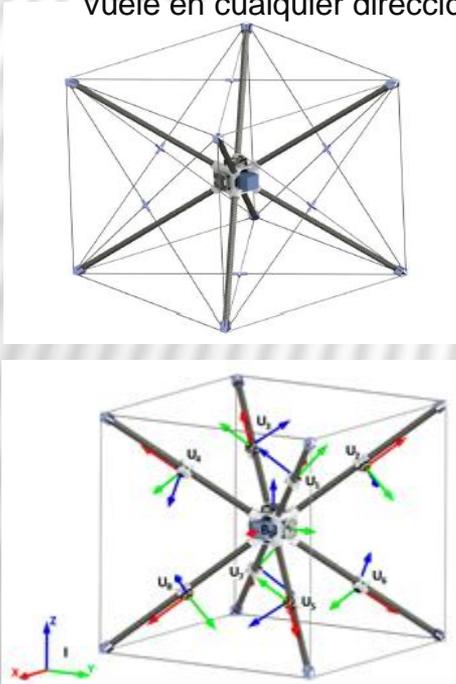
CLASIFICACIÓN DE LAS UAVs POR SU ALTURA Y ALCANCE DE VUELO

Categoría	Acrónimo	Max. Distancia de operación (Km)	Max. Altitud de vuelo (m)	Autonomía (horas)	Carga máxima de despegue (Kg)
Nano	n (nano)	<1	100	<1	<0,025
Micro	μ (micro)	<10	250	1	<5
Mini	Mini	<10	150 a 300	<2	<30
Alcance cercano	CR	10 A 30	3000	2 a 4	150
Alcance corto	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200
Alcance medio	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250
Altitud baja Penetración profunda	LADP	>250	50 a 9000	0,5 a 1	350
Autonomía media	MRE	>500	8000	10 a 18	1250
Autonomía alta Altitud baja	LALE	>500	3000	>24	<30
Autonomía alta Altitud media	MALLE	>500	14000	24 a 28	1500
Autonomía alta Altitud alta	HALE	>2000	20000	24 a 48	12000
Combate	UCAV	Aprox. 1500	10000	Aprox. 2	10000
Ofensivo	LETH	300	4000	3 a 4	250
Señuelo	DEC	0 a 500	5000	<4	250
Estratosférico	STRATO	>2000	20000 a 30000	>48	No disponible
Exo-estratosférico	EXO	No disponible	>30000	No disponible	No disponible

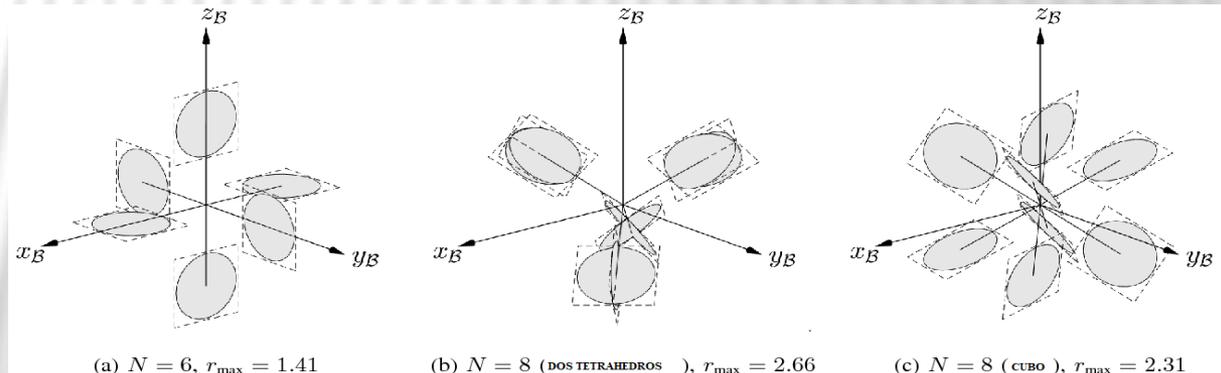
PROPIEDADES DE LAS RUEDAS OMNIDIRECCIONALES

Tipo de rueda	Ventajas	inconvenientes
Omnidireccional simple	<ul style="list-style-type: none"> Bajo peso Diseño compacto Diseño mecánico simple Disponibilidad comercial 	<ul style="list-style-type: none"> Contacto discontinuo con el suelo. Alta sensibilidad a las irregularidades del suelo.
Mecanum	<ul style="list-style-type: none"> Diseño compacto Capacidad de carga alta 	<ul style="list-style-type: none"> Contacto discontinuo con el suelo. Alta sensibilidad a las irregularidades del suelo. Diseño complejo
Esfera	<ul style="list-style-type: none"> Contacto continuo con el suelo. Diseño mecánico sencillo. Disponibilidad comercial 	<ul style="list-style-type: none"> Alta sensibilidad a las irregularidades del suelo. Control del movimiento de la esfera complejo.

Rotores empotrados permiten que el dron vuele en cualquier dirección

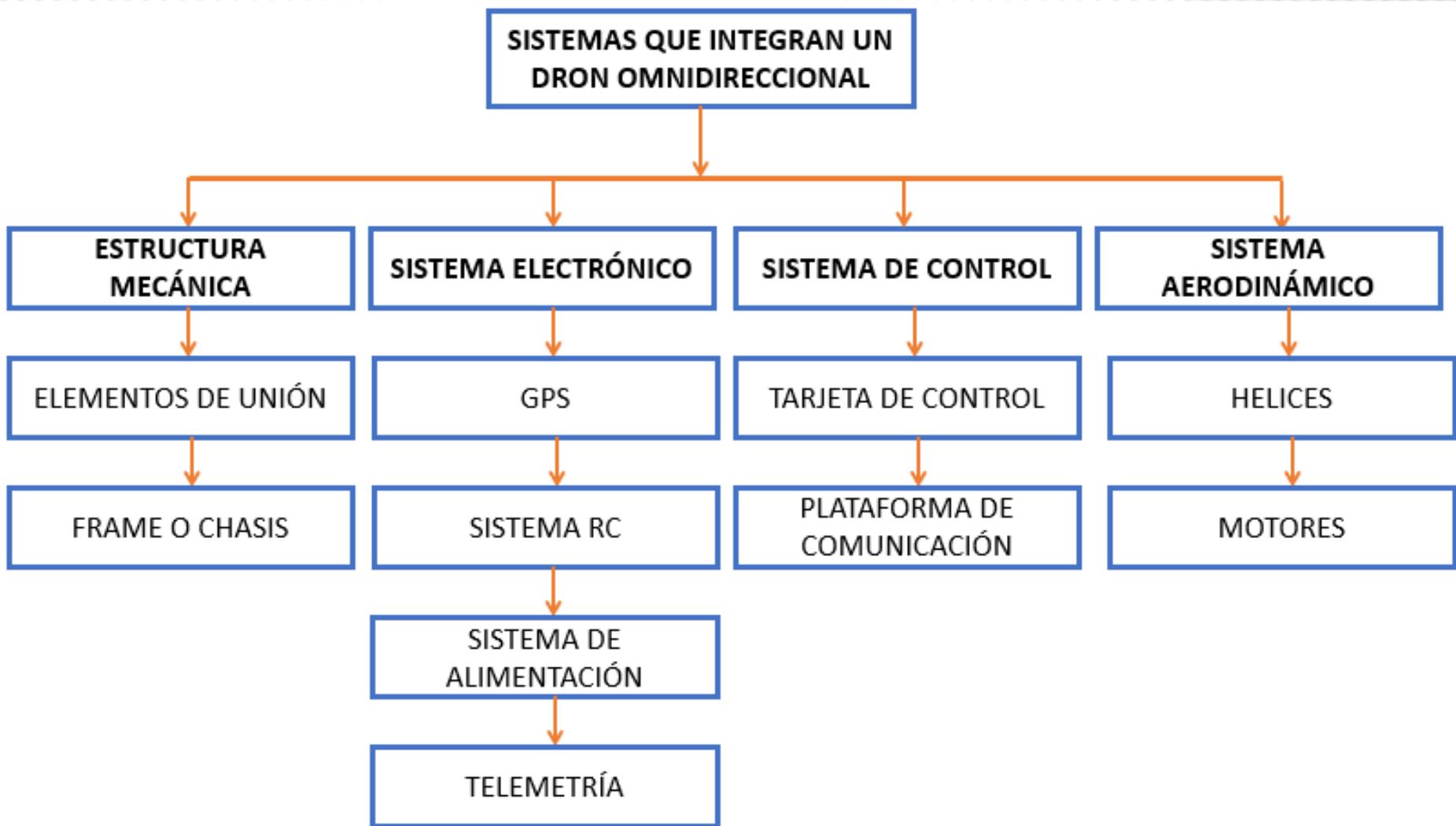


Configuraciones del actuador en la solución numérica



CAPÍTULO 8.

DISEÑO Y SELECCIÓN DE COMPONENTES

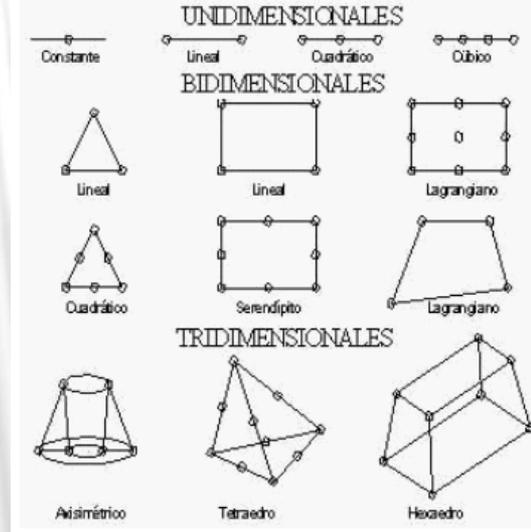
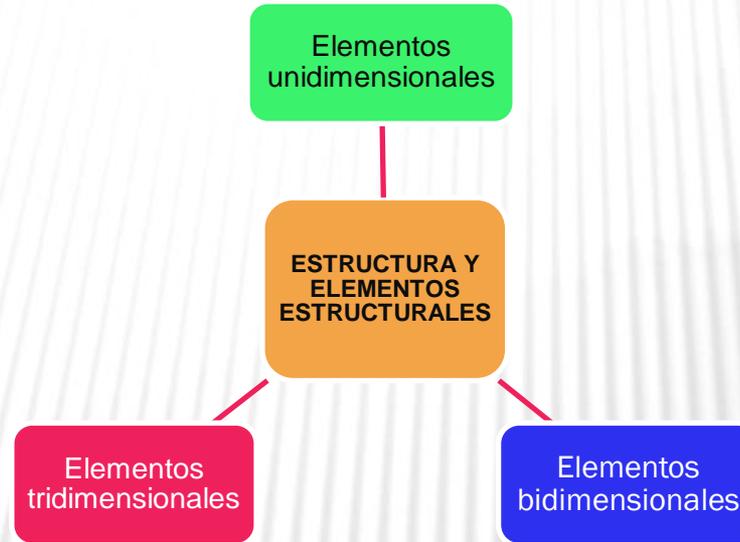


CONSIDERACIONES PRELIMINARES PARA EL DISEÑO DEL UAV

Características previas para el UAV Omnidireccional

UAV Omnidireccional	
Forma	Poliedro
Tipo	Hexaedro Regular
Longitud	Max 0.50
Ancho	Max 0.50
Altura máxima de Vuelo	Max 25m
Velocidad Crucero	1 m/s
Velocidad de Despegue	3,5 m/s
Autonomía de Vuelo	Aprox. 5 minutos

ANÁLISIS DE LA FORMA DE LA ESTRUCTURA PARA UAV OMNIDIRECCIONAL

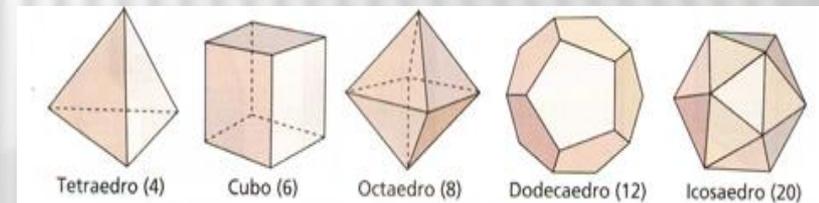


SELECCIÓN DE UNA GEOMETRIA ADECUADA PARA UNA UAV OMNIDIRECCIONAL

POLIEDROS



POLIEDROS REGULARES

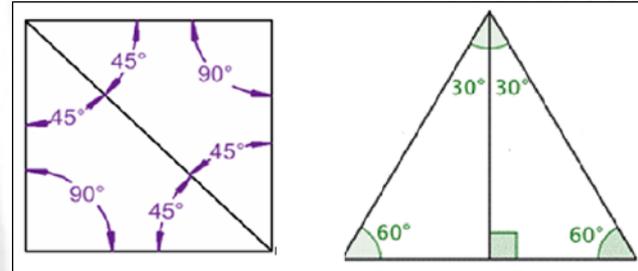




COMPARATIVA DE LOS POLIEDROS REGULARES APLICABLES A UNA FORMA DE UAV

Sólido	Tetraedro	Hexaedro	Octaedro
Aristas	6	12	12
Vértices	4	8	6
Caras	4	6	8
Facilidad de montaje y desmontaje	Fácil Ensamblaje	Fácil Ensamblaje	Difícil Ensamblaje
Estabilidad al momento del despegue	Estable, puede posicionarse de forma paralela sobre un plano horizontal en cualquiera de sus caras con tres puntos de apoyo.	Muy Estable, puede posicionarse sobre un plano horizontal en cualquiera de sus caras con cuatro puntos de apoyo.	No estable, al momento del despegue está 45° respecto al plano horizontal
Fortalezas en la distribución de esfuerzos en cada eslabón de acuerdo al número de apoyos en la base	Esfuerzo en cada elemento: $\sigma = \frac{\sigma_{max}}{3}$	Esfuerzo en cada elemento: $\sigma = \frac{\sigma_{max}}{4}$	Esfuerzo en cada elemento: $\sigma = \frac{\sigma_{max}}{3}$
Número de actuadores que se pueden incluir dentro de la estructura	4 (Número de actuadores es igual al número de vértices) con referencia al centro teórico de masa.	8 (Número de actuadores es igual al número de vértices) con referencia al centro teórico de masa.	6 (Número de actuadores es igual al número de vértices) con referencia al centro teórico de masa.
Ángulo de inclinación de los actuadores respecto al plano horizontal descrito por su centro de masa	60°	45°	30°, 60°
Grados de libertad controlables	4	6	6

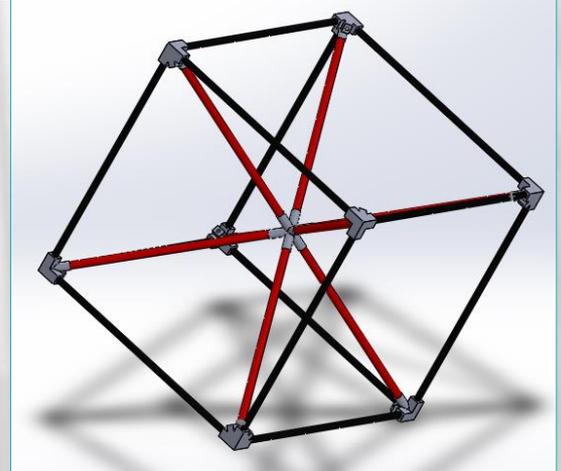
ÁNGULOS REFERIDOS AL CUADRADO Y TRIANGULO EQUILATERO



ANÁLISIS ESTÁTICO DE LA ESTRUCTURA

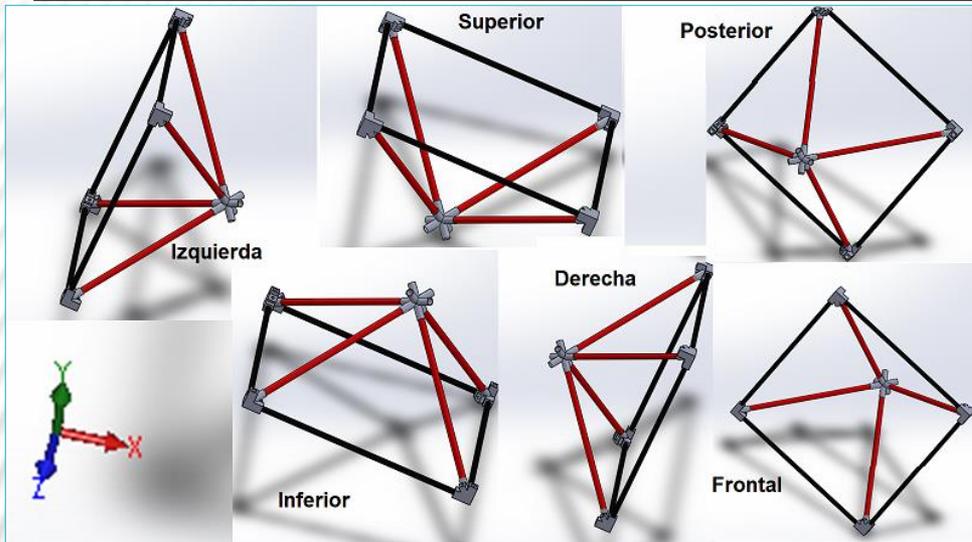


ANÁLISIS DE CARGAS Y EL MODELO PRELIMINAR



Modelo preliminar a partir del hexaedro regular

CONSIDERACIONES PREVIAS AL ANÁLISIS ESTÁTICO



CARGAS DE DISEÑO Y ANÁLISIS DE LA ARMADURA COMÚN

$m_{\text{diseño}}$: masa de diseño = 1.5 kg.

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

$$f_{\text{carga}} = 20\% = 0.2$$

Ec. 3. 1

$$W_{\text{diseño}} = \text{masa total} * g = (1.5\text{kg}) * \left(9.81 \frac{m}{s^2}\right) = 14,715\text{N}$$

Ec. 3. 2

$$W_{\text{total}} = W_{\text{diseño}} + W_{\text{diseño}} * f_{\text{carga}}$$

Ec. 3. 3

$$W_{\text{total}} = 14.715\text{N} + (14.715\text{N}) * 0.2$$

$$W_{\text{total}} = (14.71 + 2.943)\text{N}$$

$$W_{\text{total}} = 17.658\text{N}$$



CONSIDERACIONES DE EMPUJE MOTRIZ

Motors	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (g)	RPM	Efficiency	Operating Temperature (°C)
MT2208 Kv1100	11.1	T-MOTOR 8*2.7 CF	50%	1.9	21	200	6600	9.52	40
			65%	2.4	28	248	7000	8.86	
			75%	3	34	295	7600	8.68	
			85%	4	45	367	8500	8.16	
		100%	4.7	52	420	9000	8.08		
		T-MOTOR 9*3CF	50%	2.3	26	245	5600	9.42	50
			65%	3.3	38	330	6400	8.68	
			75%	4.4	49	405	7000	8.27	
			85%	5.7	63	485	7650	7.70	
		100%	6.8	75	550	8150	7.33		
		T-MOTOR 10*3.3CF	50%	2.5	29	270	4800	9.31	59
			65%	4.4	49	410	5800	8.37	
	75%		5.6	62	500	6400	8.06		
	85%		7.3	79	590	7000	7.47		
	100%	8.7	94	660	7300	7.02			
	T-MOTOR 11*3.7CF	50%	2.9	33	300	4500	9.09	74	
		65%	5	55	460	5500	8.36		
		75%	6.6	73	555	6000	7.60		
		85%	8.5	92	655	6500	7.12		
	100%	9.8	106	720	6800	6.79			
14.8	T-MOTOR 8*2.7CF	50%	2.8	43	324	8000	7.53	50	
		65%	3.5	54	398	9300	7.37		
		75%	4.7	70	485	10000	6.93		
		85%	6.3	93	600	11300	6.45		
		100%	7.3	109	675	12000	6.19		
		T-MOTOR 9*3CF	50%	3.2	50	367	6800		7.34
	65%		4.9	74	510	8000	6.89		
	75%		6.5	98	620	8800	6.33		
	85%		8.7	128	745	9600	5.82		
	100%		10.1	148	820	10000	5.54		

Notes. The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 mil



FUERZA MÁXIMA DE EMPUJE QUE SE ESPERA SEA MAYOR A LA FUERZA ESTÁTICA CALCULADA

WE_{nom} : Carga de empuje motriz=0.675kg.

$WE_{nom} = WE_{nom} * g$ **Ec. 3. 1**

$WE_{nom} = 0.675 \text{ kg} * \left(9.81 \frac{m}{s^2}\right) = 6.622 \text{ N.}$ (Por cada actuador)

$FE_{nominal} = WE_{nom} * \cos 45^\circ * \text{número de actuadores}$

$FE_{nominal} = (6.622 \text{ N.}) * \cos 45^\circ * 8$ **Ec. 3. 1**

$FE_{nominal} = 37.458 \text{ N.}$

$F_{empuje} > W_{total}$

$37.458 \text{ N} > 17.658 \text{ N}$

$W_{total} = 17,658 \text{ N}$

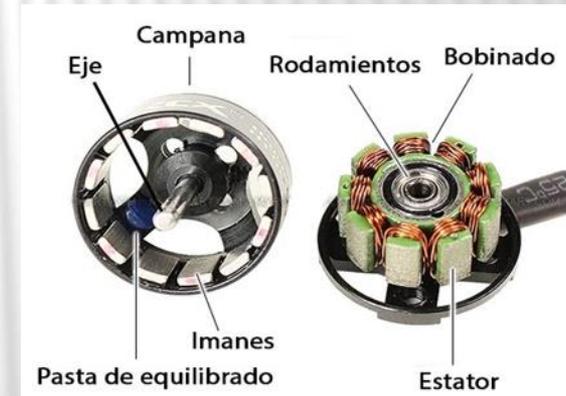
$md = \frac{W_{total}}{g}$ **Ec. 3. 1**

$md = \frac{17,658 \text{ N}}{9.81 \frac{m}{s^2}}$

$md = 1.8 \text{ kilogramos}$

SELECCIÓN DE COMPONENTES ELECTRÓNICOS

Motores	Motor de CC con escobillas	Motor de CC sin escobillas
Bobinado	único	Independiente
Control electrónico	No	Si
Eficiencia	Baja	Alta
Rendimiento	Menor	Mayor
Fricción	Si	No
Velocidad	Media	Alta
Peso	Alto	Bajo
Tamaño	Grande	Pequeño
Precio	Medio	Alto

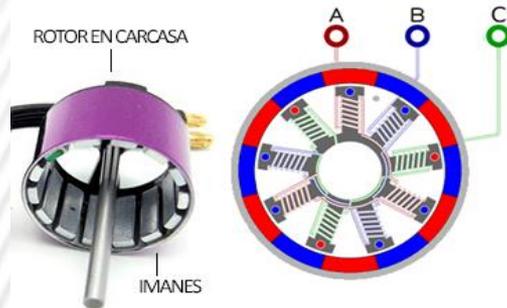


ESTRUCTURA DE UN MOTOR CC SIN ESCOBILLAS

MOTORES INRUNNER Y OUTRUNNER

MOTOR BRUSHLESS INRUNNER

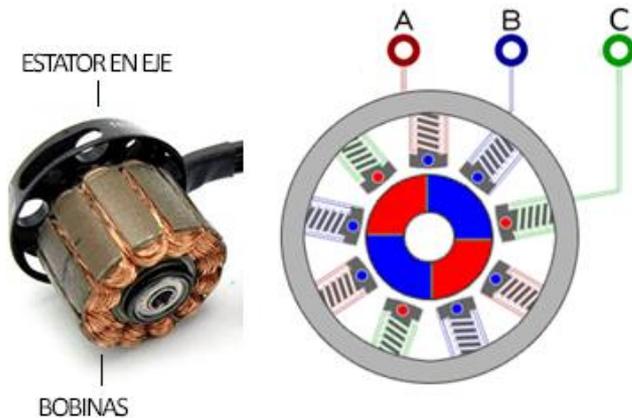
MOTOR CON EL ROTOR EN LA CARCASA



APLICABILIDAD DE MOTORES DE ACUERDO A SU PROPÓSITO SIN ESCOBILLAS PARA UAV

Avion 3D	Outrunner
Avión de entrenamiento	Outrunner
Avión Pylon Racer	Inrunner
Abanico canalizado eléctrico	Inrunner
Coche RC, camión de estadio, Monster Truck	Inrunner
RC barco eléctrico rápido	Inrunner
Bote eléctrico RC sacle	Outrunner
Drone o quadcopters, Hexacooper, Octocopter	Outrunner
Helicopter RC	Outrunner

MOTOR BRUSHLESS OUTRUNNER CON EL ROTOR EN EL EJE



VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE MOTORES SIN ESCOBILLAS

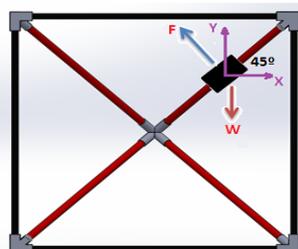
Parámetro de comparación	Motor Inrunner	Motor Outrunner
Diámetro del campana	Menor	Más grande
Longitud de la campana	Más grande	Menor
RPM por voltio	Mayor	Inferior
Esfuerzo de torsión	Torque inferior	Mayor par
Eficiencia	Bueno	Bueno
Disipación de calor	Muy Bueno	Bueno

RELACIÓN EMPUJE PESO

$$\frac{\text{Empuje}}{\text{Peso}} = 3 \quad \text{Ec. 3.1}$$

EMPUJE TOTAL NECESARIO

INCLINACIÓN DE ROTORES PARA CONSIDERACIONES DE EMPUJE



$$\text{Empuje Total} = \left(\frac{\text{Empuje}}{\text{Peso}} \right) * \text{Peso}$$

$$\text{Empuje Total} = 3 * 1500(\text{gramos}) * \cos 45^\circ \quad \text{Ec. 3.1}$$

$$\text{Empuje Total} = 3182(\text{gramos})$$

$$\text{Empuje de cada motor} = \frac{\text{Empuje Total}}{\text{Numero de Motores}} \quad \text{Ec. 3.1}$$

$$\text{Empuje de cada motor} = \frac{3182(\text{gramos})}{8}$$

$$\text{Empuje de cada motor} = 397.75(\text{gramos})$$



TABLA DE ENSAYOS DE CANTIDADES DE KV Y SU APLICACIÓN

Kv	Características
1000	Alto empuje (3.5 a 4.5 g /W) Baja Velocidad de aire
2000	Empuje Medio (2.5 a 3.5 g /W) Media Velocidad de aire
3000	Bajo empuje (1.8 a 2.5 g /W) Baja Velocidad de aire
4000	Empuje más bajo (1.5 a 1.8 g /W) Baja Velocidad de aire

CALCULO DE LA POTENCIA NECESARIA

PARA EL MOTOR- EMPUJE PARA UN MOTOR DE 1100KV .

Kv	W/g	W/oz
500	0,175	4,95
600	0,192	5,43
700	0,209	5,91
800	0,226	6,40
900	0,243	6,88
1000	0,260	7,36
1100	0,277	7,84
1200	0,294	8,32
1300	0,311	8,80
1500	0,345	9,76
1600	0,362	10,24

$$\frac{\text{Potencia}}{\text{Empuje}} = \frac{W}{g}$$

$$0.277 \frac{W}{g}$$

$$\text{Potencia de cada motor} = \left(\frac{\text{Potencia}}{\text{Empuje}} \right) * \text{Empuje de cada motor}$$

Ec. 3. 1

$$\text{Potencia de cada motor} = 0.277 \frac{W}{g} * 397.75 \text{ (gramos)}$$

$$\text{Potencia de cada motor} = 110.17 \text{ [Wattios]}$$

Voltaje maximo = 14.8 [V] ≈ 4s

Corriente maxima = 15.5 [A]

CONTROLADOR DE VELOCIDADES

$$\text{Factor de corriente}_{\text{motor}} = 1.2$$

$$\text{Corriente maximizada} \approx \text{Corriente maxima}_{\text{motor}} * \text{Factor de corriente}_{\text{motor}}$$

$$\text{Corriente maximizada} \approx 15.5 * 1.2$$

$$\text{Corriente maximizada} \approx 18.6$$

SELECCIÓN DEL MOTOR-ESPECIFICACIONES MOTOR RTF 2208 - 1100KV - SERIE AVANZADA.

Peso	30 g
KV (rpm/v)	1100
Máxima Potencia	150 W
Máxima Corriente	15.5 A
Máximo Empuje	600 g
Perfecto para hélices	8, 9 pulgadas
Baterías	2-4s Li-Po



Maximo empuje calculado < Maximo empuje de tabla 6

$$397.75 \text{ (gramos)} < 600 \text{ (gramos)}$$

Maxima potencia calculada < Maxima potencia de tabla

$$110.17 \text{ (Wattios)} < 150 \text{ (Wattios)}$$

$$\text{Empuje motriz al 50\%} = \text{Empuje al 50\%} * \text{Numero de motores} * \cos 45^\circ$$

$$\text{Empuje motriz al 50\%} = 342 * 8 * \cos 45^\circ$$

$$\text{Empuje motriz al 50\%} = 1934.64 \text{ (gramos)}$$

CARACTERÍSTICAS ESC 20 AMPERIOS.

ESC 20 A con Simonk

Corriente	20 Amperios
Corriente Pico	22 Amperios
Tasa de Salida PWM	18 KHz
Señal de frecuencia de referencia	20-500 Hz
Salida de frecuencia PWM	18 KHz
Programa de aplicación	Simonk
Batería	2-4s
BEC	No
Permite Inversión de giro	Si
Tamaño	23*12*45 mm
Peso	7.6 gramos.

CARACTERÍSTICAS DE LAS HÉLICES

Material	Número de palas	Sentido de giro	Movilidad
Hélices de madera, Hélices de Materiales Sintético como el plástico, ABS, fibra de carbono y hélices Metálicas que están prohibidas por su alta peligrosidad.	Hélices monopalas, Hélices Bipalas, Hélices Tripalas, Hélices de más de tres palas	De paso normal y hélices de paso invertido (simétricas)	Hélices de paso variable y Hélices replegables
Comentario: Se tendrá en cuenta materiales con una alta resistencia a choques que podrá suceder en cualquier instancia	Comentario: Las hélices con un número mayor son para aplicaciones que requieran un mayor empuje.	Comentario: Se conoce que los sentidos de giro se realizan en sentido horario y anti horario partiendo desde ahí las hélices invertidas y simétricas es una alternativa a modificar el empuje según lo que se requiera	Comentario: Son hélices caracterizadas que puede modificar su paso mediante un actuador externo como un servo



HÉLICE 3D SELECCIONADA

Características de la hélice



Longitud o diámetro	8 pulgadas
Paso	4.5 pulgadas
Eje	5,8 mm
Material	Policarbonato
Rotación	Horario y Anti horario
Peso	10 gramos

TARJETA DE CONTROL-ALGUNAS CARACTERÍSTICA SELECCIONADAS



CARCATERÍSRICAS TÉCNICAS Pixhawk4

Pixhawk 2.4.8

Característica	Especificación
Procesador	Núcleo ARM Cortex M4 de 32 bits con FPU 168 Mhz / 256 KB RAM / 2 MB Flash Co-procesador a prueba de fallos de 32 bits
Sensores	MPU6000 como principal aceleración y giro Giroscopio ST Micro de 16 bits ST Micro acelerador de 14 bits / brújula (magnetómetro) Barómetro MEAS
Poder	Controlador de diodo ideal con conmutación por error automática Servo rail de alta potencia (7 V) y preparado para alta corriente Todas las salidas periféricas protegidas contra sobre corriente, todas las entradas protegidas contra ESD
Interfaces	5 puertos serie UART, 1 capacidad de alta potencia, 2 con control de flujo HW Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X Entrada por satélite Entrada de Futaba S.BUS (salida aún no implementada) Señal de suma PPM Entrada RSSI (PWM o voltaje) I2C, SPI, 2x CAN, USB Entradas ADC de 3.3V y 6.6V
Dimensiones	Peso 38 g (1.3 oz) Ancho 50 mm (2.0 ") Altura 15.5 mm (.6 ")
Longitud	81.5 mm (3.2 ")

Kit Pixhawk4 para implementación

Kit Pixhawk 2.4.8



Elementos:

- 1 Pixhawk 2.4.8 32 bit Flight Controller
- 1 GPS M8N
- 1 Telemetría 3DR 433MHz
- 1 Conjunto anti vibración para tablero
- 1 Mini USB cable
- 3 Cables de conexión
- 1 Adaptador de tarjeta micro SD TF
- 1 Soporte GPS
- 1 Botón de seguridad
- 1 Buzzer
- 1 Distribuidor de voltaje
- 1 8GB MicroSD

Tarjetas Comerciales con piloto automático

3DR o Genérico

Pixhawk



APM

Ardupilot Mega



Naza

DJI



Nace como un proyecto independiente de hardware abierto, es un hardware de alta calidad para piloto automático, enfocado a aplicaciones académicas y de desarrollo

Precio: Módico enfocado a sectores de desarrollo, plataforma dedicada Mission Planner.

Tiene una IMU profesional, usual para aviones de ala fija, multirrotores y helicópteros tradicionales, tiene características de propia estabilización, no se enfoca en el desarrollo, basado.

Precio; Bajo, posee variedades de modo de vuelo adaptable a todos los tipos de UAV.

Pionero en el desarrollo de tecnología enfocada a RPAS, fácil configuración, extremadamente estable, facilidades de configuración.

Precio: Alto costo, debido a las facilidades, precisión y tipos de configuraciones

CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS PARA LA SELECCIÓN DEL TARJETA

Parámetros	Pixhawk 2.4.8	APM 2.8	Naza M V2
Núcleo	Arm Cortex/ 168mhz	Atmega2560/ 16mhz	Privado
Procesador	32 BITS	8 Bits	32 Bits
Precio	\$ 60	\$ 60	\$ 300
Numero de Puertos	8	8	9
Programación	Avanzado	Avanzado	Fácil
Firmware	Libre	Libre	Independiente
Hardware	Libre	Libre	Basado en la plataforma NAZA V1; sin capacidad de extensión
Plataforma de control	Mission Planer	Mission Planner	Base light
Modos de vuyelo	14	14	5
Multi_rotor Soport	4 tipos de vehículo soportados (carro, barco, avión y multirroto, tri quad, hexa, octorotor)	4 tipos de vehículo soportados (carror, barco, avión y multirroto, tri quad, hexa, octo-rotor)	Quadotortor I4, X4 hexagonal I6, X6, IY6, Y6 Octo-rotor I8 , V8 . X8

CIRCUITO REGULADOR DE TENSIÓN



Regulador de voltaje XT60

Modelo	Características
	<p>Conectores tipo XT-60 Voltaje Máximo 30V Corriente máxima 90 Amp. Salida regulada: 5.3V a 3 Amp. Máx. Peso: 25 gramos incluido cables</p>

GPS Módulo GPS especificaciones

Módulo GPS	
Modelo	Características
	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Módulo Ublox Neo-M8N ▪ Receptor tipo 72 canales u-blox M8 ▪ GPS / QZSS L1 C / A, GLONASS L10F, BeiDou B1 ▪ Sensibilidad de navegación de -167 dBm, líder en la industria ▪ Precisión de posición 2.0 m CE ▪ Tasa de actualización de navegación hasta 10 Hz ▪ Arranques en frío: 26s ▪ Antena parche de cerámica 25 x 25 x 4 mm. ▪ Batería de respaldo de litio recargable de 3V ▪ Regulador de bajo ruido 3.3V ▪ Indicadores LED de alimentación y reparación. ▪ Estuche protector ▪ Diámetro 60mm tamaño total, 32 gramos con estuche. ▪ Solo memoria ROM

TELEMETRÍA-SISTEMAS DE TELEMETRÍA

Sistema de telemetría

Modelo	Características
	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Banda: 915MHz ▪ Conectores de antena: Conector RP-SMA ▪ Potencia de salida: 100mW (20dBm), ajustable entre 1-20dBm ▪ Sensibilidad: -117dBm sensibilidad ▪ Interfaz: TTL estándar TTART ▪ Compatibilidad con LBT y AFA Estado del ▪ firmware de fuente abierta ▪ Estado de la conexión: indicadores LED ▪ Peso neto: 57g / 2.01oz

BATERIA. COMPARACIÓN DE BATERIAS

Parámetros	Tattu Batería	GARTT Batería YPG	Turnigy nano-tech
			
Capacidad de batería	1800mA	1800 mA	1800
Constante de descarga máximo	75 C	70 C	70 C
Número de celdas	4S	4S	4S
Corriente de descarga	135	126	126
Peso	198 gramos	226 gramos	207gramos
Dimensiones	90 x 33 x 30 mm	106 x 34 x 26 mm	103 x 35 x 29 mm
Costos	\$ 39,69	\$ 34,69	\$ 23,50



BATERÍA YPG 35C DESCARGA

Batería YPG	
Modelo	Características
	<ul style="list-style-type: none"> Voltios: 14,8 V. Capacidad: 1800 mAh. Configuración de celdas: 4S. Capacidad Descarga continua: 35 C. Capacidad Descarga máxima: 70 C Máximo voltios por celda: 4,2 V. Tasa de carga: máximo 5 C con equilibrio. Calibre de alambre: alambre de silicona suave y flexible resistente al calor. Tipo de enchufe: XT60. Dimensiones: 106 x 34 x 26 mm (0 - 3 mm de diferencia). Peso: 226 g ± 2 g.

$$P = V_{max} * I_{Capacidad \text{ de la bateria}}$$

$$V_{max} = \text{Numero de celdas} * \text{Máximo voltios por celda}$$

$$V_{max} = 4 * 4.2$$

$$V_{max} = 16,8 [V]$$

$$I_{maxima \text{ de descarga de la baterua}} = 70 * 1800 \text{ mA} * \frac{1A}{1000 \text{ mA}}$$

$$I_{maxima \text{ de descarga de la baterua}} = 126 [A]$$

$$P_{bateria} = 16.8 [V] * 1800 \text{ mA} * \frac{1A}{1000 \text{ mA}}$$

$$P_{bateria} = 30,24 [W/h]$$

$$P_{maxima / C.motor} = V_{max} * I_{maxima motor}$$

$$P_{maxima / motor} = 16.8 [V] * 15.5 [A]$$

$$P_{maxima / motor} = 260.4 [W]$$

$$P_{total del sistema} = P_{maxima / motor} * Numro de motores$$

$$P_{total del sistema} = 260.4 [W] * 8$$

$$P_{total del sistema} = 2083.2 [W]$$

$$T_{vuelo} = \frac{P_{bateria}}{P_{total del sistema}}$$

$$T_{vuelo} = \frac{30.24 [W/h]}{2083.2 [W]} * \frac{3600 segundo}{1 hora}$$

$$T_{vuelo} = 52.258 segundos$$

$$I_{continua de descarga de la baterua} = 35 * 1800 mA * \frac{1A}{1000 mA}$$

$$I_{continua de descarga de la baterua} = 63 [A]$$

$$T_{vuelo real} = T_{vuelo} * 1.5$$

$$T_{vuelo} = 52.258 segundos * 1.5$$

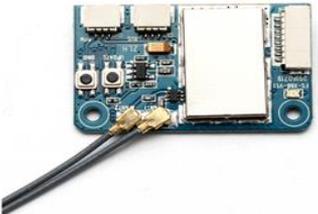
$$T_{vuelo} = 78 segundos \approx 1.3 minutos$$



RADIO CONTROL-COMPARACIÓN DE RECEPTORES

Parámetros	Flysky FS-I6X con X6B i-bus	Flysky FS-I6X con FS - IA6B	Flysky FS-I6S con FS - IA10B
			
Alcance	500 metros	500 metros	500 metros
Número de canales	10	6	10
Modo de comunicación (receptor)	PWM - PPM - I-BUS	PWM - PPM	PWM - I-Bus
Frecuencia	2.4 Ghz	2.4 Ghz	2.4 Ghz
Costo	\$ 50	\$ 56	\$64

CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DEL RADIO CONTROL

Modelo	Emisor	Receptor
Presentación		
Características	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Marca: FlySky ▪ Artículo: FS-i6X transmisor RC ▪ Canal: 6-10 (Predeterminado 6) ▪ Tipo de modelo: Ala fija / planeador / Helicóptero ▪ Rango de RF: 2.408-2.475GHz ▪ Potencia de RF: <20dBm ▪ Canal de RF: 135 ▪ Anchura de banda: 500KHz ▪ 2.4GHz sistema: AFHDS 2A / AFDHS ▪ Tipo de modulación: GFSK ▪ Resolución de palo 4096 ▪ Advertencia de baja tensión: <4.2V ▪ Puerto DSC: puerto PS / 2 PPM ▪ Cobro: No ▪ Longitud de antena: 26mm (Dual antena) ▪ Peso: 392g ▪ Energía: 6V DC 1.5AA * 4 ▪ Pantalla: STN transreflectiva pantalla, LCD 128x64 Lattice, VA 73x39mm, LCD con retroiluminación blanca ▪ Tamaño: 174x89x190mm ▪ Actualización en línea: Sí ▪ Color: Negro ▪ Certificado: CE0678, FCC ID: N4ZFLYSKYI6X 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Marca: FlySky ▪ Artículo: X6B i-BUS receptor ▪ Canales: 6 (PWM), 8 (PPM), 18 (i-BUS) ▪ Tipo del modelo: Multi-Totor ▪ Rango RF: 2.408-2.475 GHz ▪ Peso de marca : 500KHz ▪ Número de bandas: 135 ▪ Potencia de RF: Menos de 20 dBm ▪ Sensibilidad de RX: -95dBm ▪ Protocolo de 2,4 GHz: AFHDS 2A ▪ Tipo de modulación: GFSK ▪ Palo resolución: 1024 ▪ Alarma de baja tensión: Sí ▪ Puerto DSC: PPM / PWM / i-BUS ▪ Longitud de antena: 93mm (Dual antena) ▪ Potencia de entrada: 4.0-8.4V ▪ Actualización en línea: Sí (Inalámbrica) ▪ Rango:> 300m ▪ Peso: 4.5g ▪ Tamaño: 36 * 22 * 7.5mm ▪ Puerto i-BUS: Sí ▪ Certificado: CE0678, FCC ID: N4ZX6B00

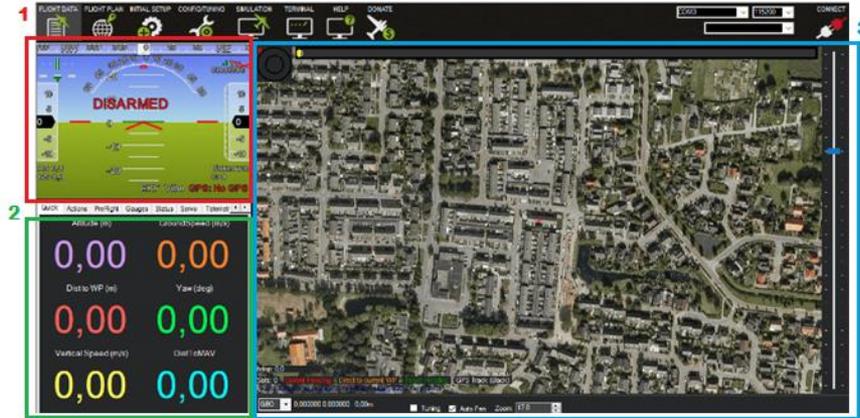


CARACTERÍSTICAS DE MP COMO ESTACIÓN DE CONTROL.

Mission PLKaner 1.3.58	
	
Sin telemetría	Con telemetría
Configuraciones y ajustes para un mejor rendimiento	Registros de telemetría que contienen mucha más información que los registros del piloto automático a bordo
Planificaciones de misiones autónomas en su piloto automático con una simple entrada de way-point de apuntar y hacer clic en Google u otros mapas.	Supervisar el estado de su vehículo mientras está en funcionamiento.
Análisis en los registros de misiones creados por su piloto automático que posteriormente son recopilados	Maniobras en su vehículo en FPV (vista en primera persona)
El control del estado de su vehículo mientras está en operación	Análisis y registros en telemetría

Entornos de Interacción de Mission Planner.

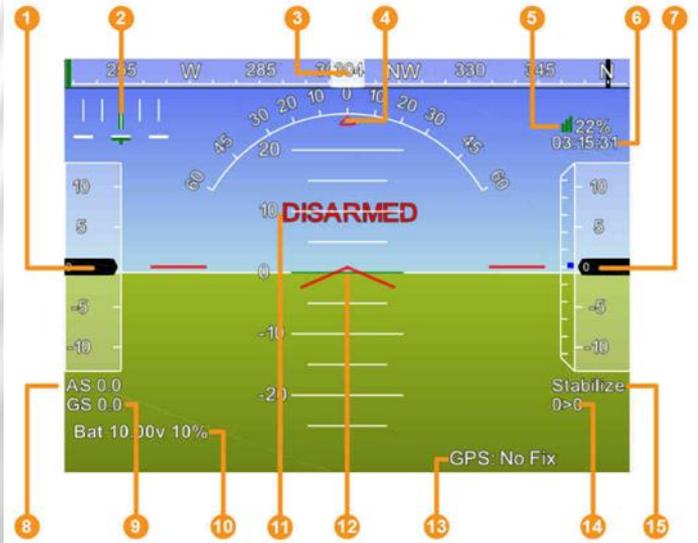
Mission Planner



Entornos de Interacción con el Usuario

1. Pantalla de datos de vuelo
2. Registro de datos (velocidad, distancia, altitud e inclinación)
3. Pantalla de vuelo con GPS

Pantalla de datos de vuelo



Pantalla de datos de vuelo con GPS



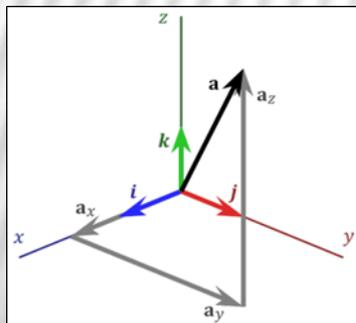
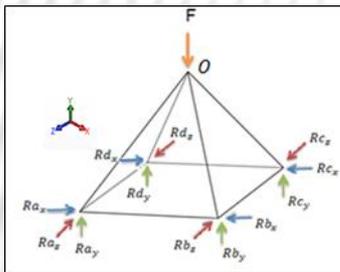
ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

PESO DE LOS COMPONENTES UAV



Componente	Cantidad	Peso total (gramos)
Motor Eléctrico	8	240
Hélices	8	80
ESC	8	60.8
Batería Lipo 1800 mAH	1	226
Regulador de voltaje	1	25
Conectores	24	90
Cables	-	80
Estructura del dron	1	600
Tarjeta controladora	1	38
Receptor de radio Frecuencia (RC)	1	20
GPS	1	40
Peso total Estimado		1499.8

DESCOMPOSICIÓN VENTORIAL



$$\cos \alpha = \frac{A_x}{A} \quad \cos \beta = \frac{A_y}{A} \quad \cos \gamma = \frac{A_z}{A}$$

$$\sum F_x = 0; \sum M_x = 0;$$

Ec. 3. 1

$$\sum F_y = 0; \sum M_y = 0;$$

Ec. 3. 2

$$\sum F_z = 0; \sum M_z = 0;$$

Ec. 3. 3

$b+r < 3j$ armadura inestable
 $b+r < 3j$ estáticamente determinada –comprobar estabilidad
 $b+r < 3j$ estáticamente indeterminada –comprobar estabilidad

j : Número de juntas=4.

b : Número de barras=8.

r : Número de reacciones=12.

Donde:

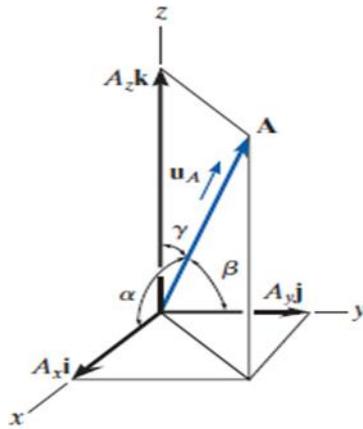
$$b + r > 3j$$

Ec. 3. 1

$$8 + 12 > 3 * (4)$$

$$20 > 12$$

Cosenos directores de un vector tridimensional.



$$\sum F_y = 0$$

$$F - Ra_y - Rb_y - Rc_y - Rd_y = 0$$

Donde:

$$Ra_y \approx Rb_y \approx Rc_y \approx Rd_y$$

$$F - 4R = 0$$

$$R = \frac{17.658[N]}{4}$$

$$R = 4.4145 [N]$$

$$\alpha = 45^\circ,$$

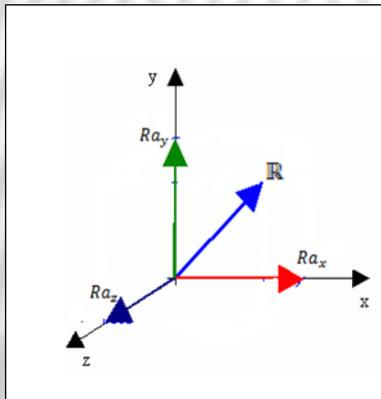
$$\beta = 45^\circ,$$

$$\gamma = 45^\circ$$

$$\cos\alpha = \cos\beta = \cos\gamma = \cos 45^\circ;$$

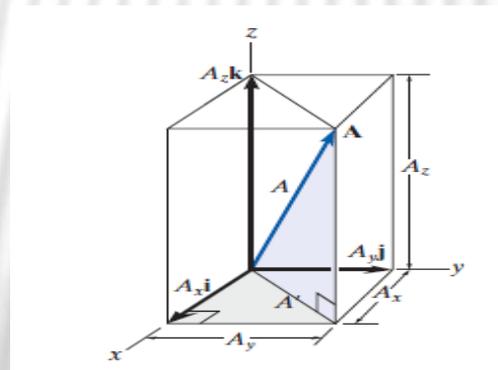
$$Ra_x = 5.781 \quad Ra_y = 5.781 \quad Ra_z = 5.781$$

Vector tridimensional resultante en cada nodo



Cálculo de la Fuerza axial para el elemento diagonal

$$A = \sqrt{Aa_x^2 + Aa_y^2 + Ra_z^2}$$

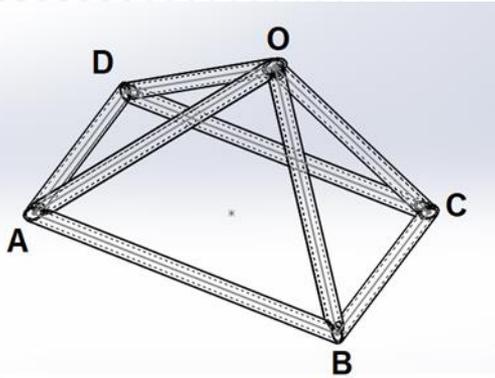


$$A = \sqrt{3(A)^2} \quad \text{Ec. 3.1}$$

$$A = \sqrt{3 * (4.414)^2}$$

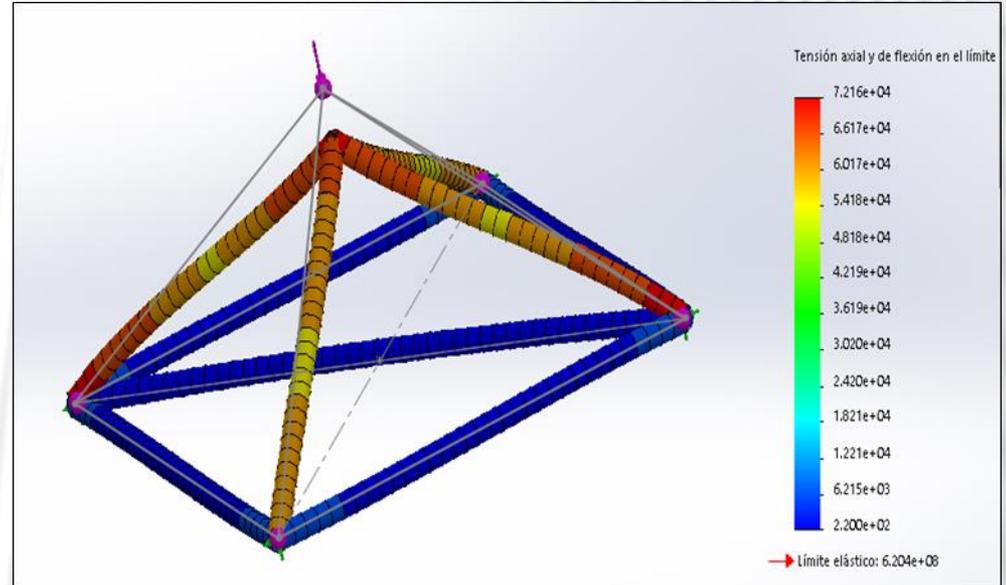
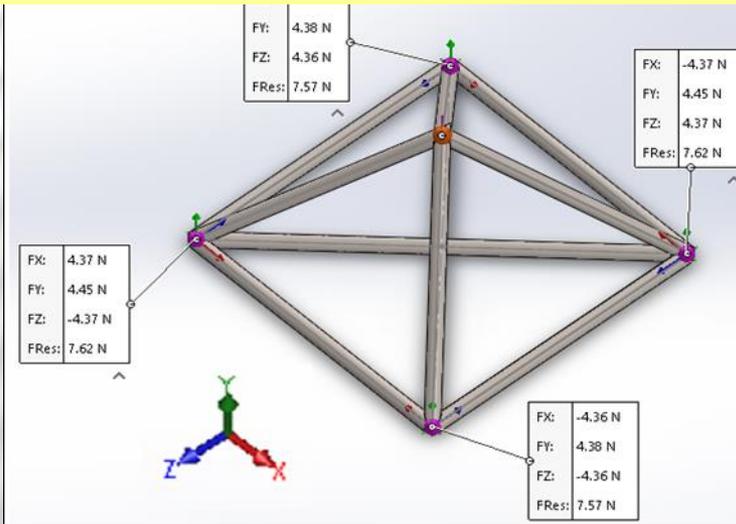
$$A = 7.64 [N]$$

Módulo de un vector tridimensional.



ESTADO DE TENSIÓN Y COMPRESIÓN.

FUERZAS RESULTANTES USANDO ELEMENTOS FINITOS

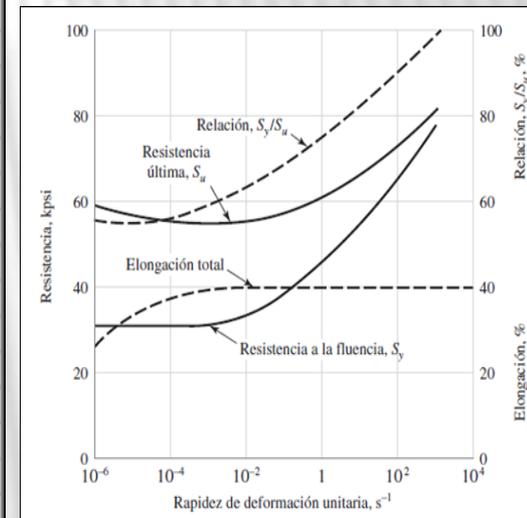




RESULTADO DE ANÁLISIS ESTÁTICO

Nombre de viga	Elemento	Final	Axial (N)	Cortante1 (N)	Cortante2 (N)	Momento 1 (N.m)	Momento 2 (N.m)	Torsión (N.m)
Viga-1(OB)	—	—	7.5791	-0.023209	-0.0134	0.0029831	-0.0051669	-1.4757e-10
Viga-2(OC)	—	—	7.6075	-0.041578	-0.024005	0.0049434	-0.0085623	3.6993e-09
Viga-3(OA)	—	—	7.6075	-3.1602e-07	0.04801	-0.0098869	-5.2867e-08	3.6982e-09
Viga-4(OD)	—	—	7.5791	9.4541e-08	0.0268	-0.0059662	1.9229e-08	-1.4442e-10
Viga-5(AB)	—	—	3.0783e-08	5.0439e-09	0.010977	-0.0025404	1.9298e-09	0.00062365
Viga-6(CD)	—	—	3.0733e-08	5.0312e-09	0.010977	-0.0025404	1.926e-09	0.00062365
Viga-7(DIAG_AC)	—	—	-5.222e-21	7.9086e-09	-9.2884e-12	-0.00073751	2.4905e-09	6.2224e-09
Viga-8(BC)	—	—	-3.0733e-08	-5.031e-09	-0.010976	0.0025404	-1.926e-09	-0.00062364
Viga-9(AD)	—	—	-3.0782e-08	5.0437e-09	-0.010976	0.0025404	1.9298e-09	-0.00062364

ANÁLISIS DE RESISTENCIA AL IMPACTO



TIPOS DE MATERIALES APLICADOS A LA UAV

Tipo de material.	Resistencia Máxima a la rotura impacto	Peso/Densidad	Facilidad de Mecanizado	Coste Económico	Resultado
Material Plástico (PP, PET)	Baja Resistencia	Muy Liviano	Fácil	Económico	No Adecuado
Material Compuesto (Fibra de Carbono)	Muy Alta Resistencia	Muy Liviano	Fácil	No Económico	Adecuado
Aluminio (Perfilería)	Resistencia Media	Pesado	Mayor Dificultad	Económico	No Adecuado
Titanio	Alta Resistencia	Muy Liviano	Mayor Dificultad	Muy Costoso	Adecuado
Fibras Naturales (Madera, Bambú)	Baja Resistencia	Liviano	Fácil	Económico	No Adecuado

COMPARACIÓN DE LOS TIPOS DE MATERIALES APLICADOS A LA UAV

Parámetros	ABS	PLA	TPU
Dureza	Alta	Alta	Media
Flexibilidad	Media	Baja	Muy alta
Durabilidad	Alta	Media	Muy alta
Medio Ambiente	No es biodegradable	Es bio degradable	Es reutilizable
Densidad/ Peso	1.05 g/cm ³	1.24 g/cm ³	1.21 g/cm ³
Contracción/Deformación	Considerable	Mínima	Mínima
Resistencia al impacto	Si	No	Absorbe el impacto

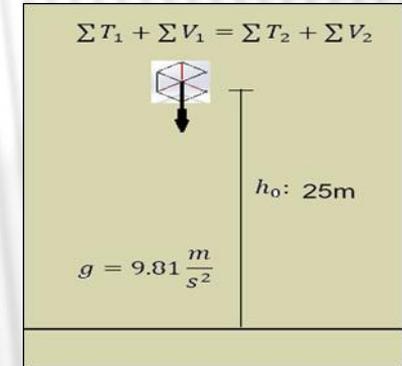
$$L = mv \quad I = \int_{t_1}^{t_2} F_C dt = F_C(t_2 - t_1)$$

$$mv_1 + \sum_{t_1}^{t_2} F dt = mv_2$$

$$mv_1 + \sum_{t_1}^{t_2} F dt = mv_2$$



CONDICIONES DINÁMICAS INICIALES



$$\sum T_1 + \sum V_1 = \sum T_2 + \sum V_2$$

Ec. 3. 1

$$0 + mgh = \frac{1}{2}mv_f^2 + 0$$

$$2gh = v_f^2$$

$$v_f = \sqrt{2gh}$$

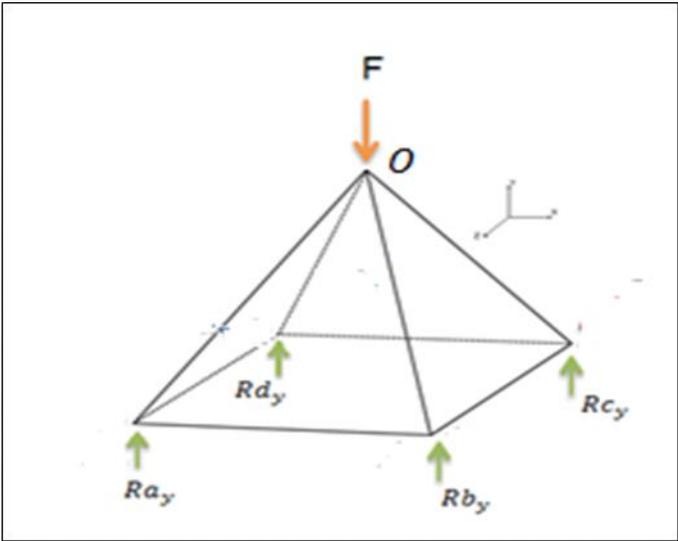
$$v_f = \sqrt{2(9.81 \frac{m}{s^2})(25 m)}$$

$$v_f = 22.147 \frac{m}{s}$$

Ec. 3. 1



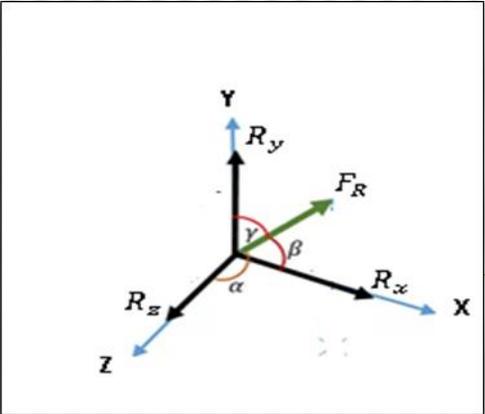
DESCOMPOSICIÓN VECTORIAL



Comparación de los tipos de fibra de carbono de acuerdo a sus propiedades mecánicas

TIPO DE FIBRA CARACTERISTICA	UHM	HM	HR	EM	LM
	Ultra alto módulo de elasticidad	Alto módulo, mas rigidez, mayor temperatura de tratamiento	Alta resistencia es la más fuerte y mayor resistencia a tensión	Módulo elástico estándar	Fibra comun menor rigidez, resistencia tensión buena
E(GPa)	600	390	230	230	Hasta 200
Tracción MPa	2500	2600	3500	2500	3200
Criterio de acuerdo al módulo de tracción	Alto módulo No asegura resistencia a tensión o compresión	No tanta resistencia a tensión o compresión	Muy aceptable, buena resistencia a la tracción y compresión	No maximiza la resistencia a tensión o compresión	Buena resistencia a la tracción y compresión
Resolución				Mayor costo y con un módulo elástico aceptable	Es suficiente para la aplicación de fuerzas de tracción y compresión

FUERZA RESULTANTE DE REACCIONES



DATOS DE FIBRAS DE CARBONO

	UNIDADES	FIBRA DE CARBONO BIDIRECCIONAL 90° UL >450 GPa (Tracción)	FIBRA DE CARBONO HM Hasta 450 GPa (Tracción)	Fibra de CARBONO UNIDIRECCIONAL 0°	Fibra de CARBONO UNIDIRECCIONAL 0° HM
MODULO ESPECIFICO		92	92	92	92
MODULO ELÁSTICO	Gpa	85	70	135	135
DENSIDAD	g/cm3	1.60	1.60	1.6	1.6
RESISTENCIA A LA TRACCIÓN	Mpa	720	350	1500	1000
RESISTENCIA A LA COMPRESIÓN	Mpa	570	150	1200	850
RESISTENCIA A LA ROTURA	GPa	1.5	1.5	1.5	1.5

Tipos de carga que soporta la fibra de Carbono de acuerdo al ángulo de la fibra

Aplicaciones principales según los ángulos de la fibra

Tipos	Resistencia Mecánica	Resistencia a la presión interna	Resistencia a Torsión	Selección
0 Grados (Axial)	Mayor resistencia a la flexión longitudinal y axial de tracción/compresión	Baja resistencia	No especificado para resistencia a torsión	Adecuado
90 Grados (Arco)	Resistencia Media A Tensión y compresión	Resiste presión interna ayuda a la tubería mantenerse redonda	No especificado para resistencia a torsión	No adecuado
+/- 45 Grados	Resistencia Media A Tensión y compresión	No especificado para presión	Es ideal para resistir torsión pura	No Adecuado

Diámetros estandarizados en base a un espesor de 1mm de fibra, en relación al área transversal.

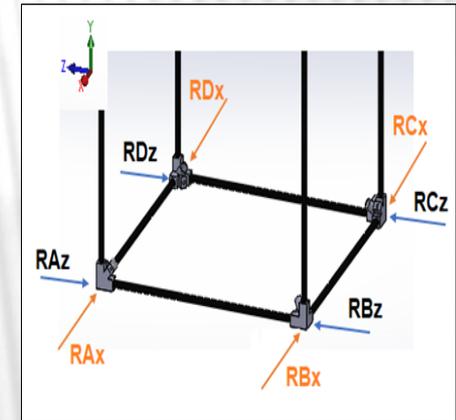
Número	Diámetro Interior (mm)	Diámetro Exterior (mm)	Espesor (mm)	Area Transversal (m ²)
1	3	5	1	$1.2566 * 10^{-5}$
2	4	6	1	$1.5708 * 10^{-5}$
3	8	10	1	$2.8274 * 10^{-5}$
4	10	12	1	$3.4557 * 10^{-5}$
5	12	14	1	$4.7123 * 10^{-5}$

Criterios para esfuerzos de diseño

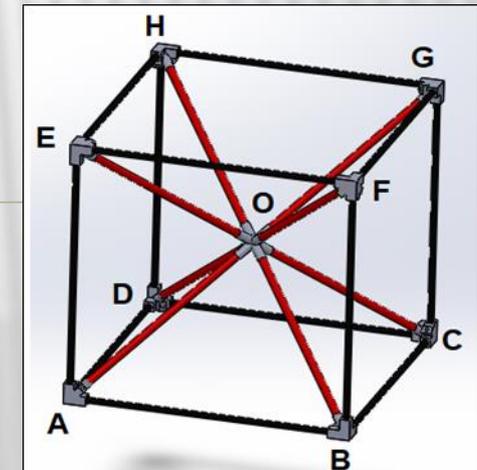
FORMA DE CARGA	MATERIAL DÚCTIL	MATERIAL QUEBRADIZO
ESTÁTICA	$\sigma_d = s_y/2$	$\sigma_d = s_u/6$
REPETIDA	$\sigma_d = s_y/8$	$\sigma_d = s_u/10$
DE IMPACTO O CHOQUE	$\sigma_d = s_y/12$	$\sigma_d = s_u/15$



Reacciones de compresión en los nodos en el plano X-Z.



Estructura para análisis de fuerza

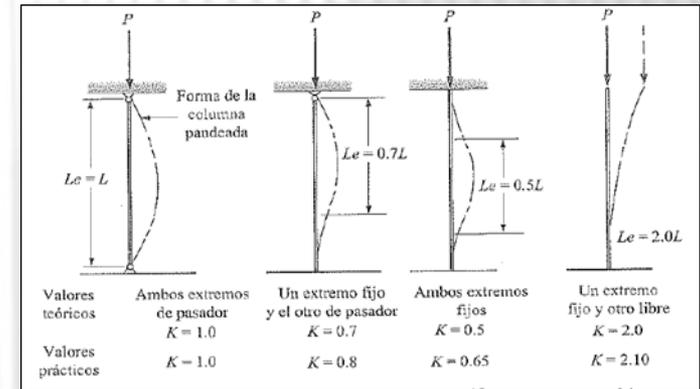


PROPIEDADES MECANICAS EN LAFIBRA DE CARBONO UNIDIRECCIONAL 0°



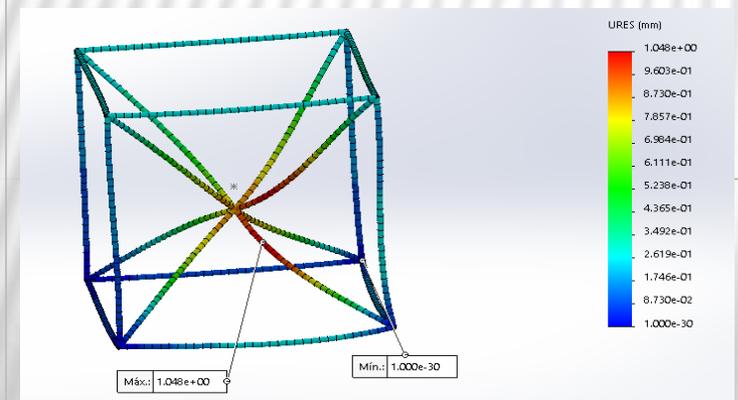
Propiedad	Valor	Unidad
Módulo elástico	1.35e+11	N/m ²
Coefficiente de Poisson	0.3	N/D
Módulo cortante	9e+10	N/m ²
Densidad de masa	1600	kg/m ³
Límite de tracción	1500000000	N/m ²
Límite de compresión	1200000000	N/m ²
Límite elástico	1350000000	N/m ²
Coefficiente de expansión térmica	1.5e-05	/K

DISEÑO DE COLUMNAS.



INFORME DE DEFORMACIONES USANDO ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS.

Nombre.	Tipo.	Valor Máximo	Valor Mínimo
Deformación Longitudinal	URES: Deformación resultante.	1,048mm	1,00 * 10 ⁻³⁰ mm



Frame para UAV Omnidireccional

LISTADO DE FUERZAS OBTENIDAS PARA LOS ELEMENTOS DEL CUADRANTE PROPORCIONADOS POR SOFTWARE CAE.

Elemento	Fuerza Axial (N)	Cortante 1 (N)	Cortante 2 (N.m)	Momento 1 (Nm)	Momento 2(N.m)
Viga AE	713.01	-0.13044	0.13761	-0.036114	-0.045387
Viga BF	718	-1.0265	-0.28162	0.074718	-0.25207
Viga CG	722.69	20.036	-1.1107	0.25879	0.55755
Viga DH	718	0.48585	-0.88317	0.20558	0.13943

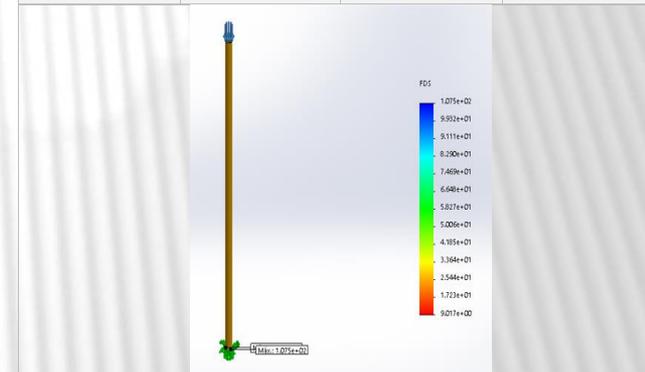
FORMULAS PARA COLUMNAS

Diseño de columnas		
Condición	Tipo	Solución para carga de Pandeo Crítica
Si $SR > C_c$	Columna Larga	Fórmula de Euler para columnas: $P_{cr} = \frac{\pi * E * A}{SR^2}$
Si $SR < C_c$	Columna Corta	Fórmula de J. B. Johnson $P_{cr} = A * S_y \left[1 - \frac{S_y (le/r_{min})^2}{4 * \pi^2 * E} \right]$



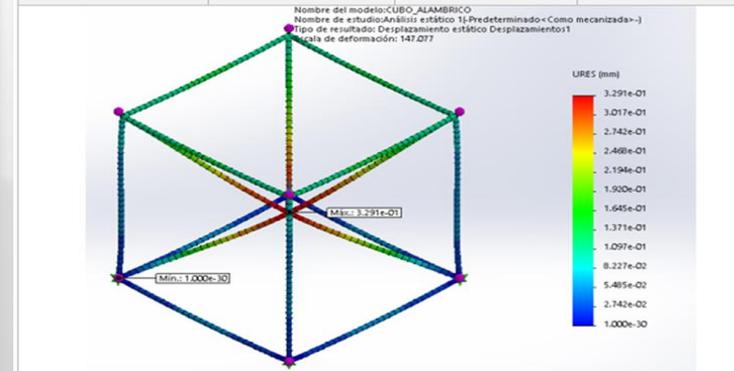
Verificación de factor de seguridad en base a análisis CAE

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Factor de Seguridad	Carga de Pandeo	1.075e+02 Nodo: 9794	9.017e+00 Nodo: 1136



ANÁLISIS DE DESPLAZAMIENTOS

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Desplazamientos	URES Desplazamientos resultantes	3.291e-01 mm Nodo: 96	0.000e+00 mm Nodo: 32



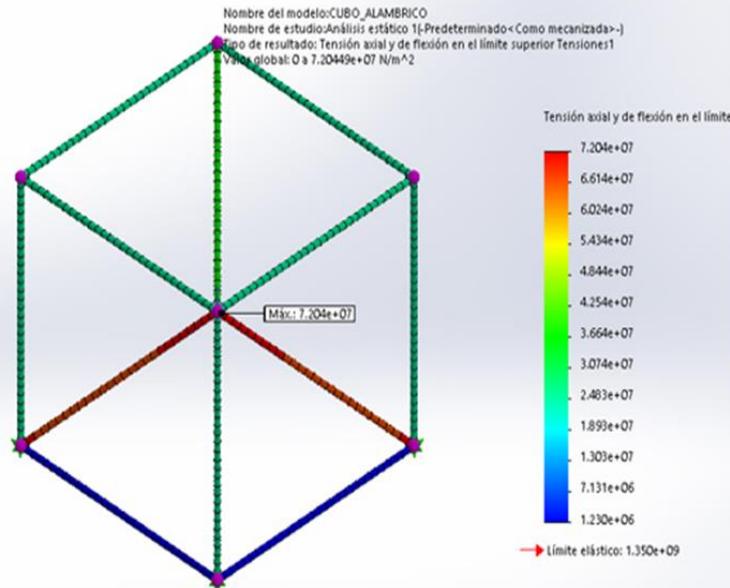
VERIFICACIÓN DE TENSIONES USANDO HERRAMIENTAS CAE

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Desplazamientos	URES: Desplazamientos resultantes	2.365e-01 mm Nodo: 993	0.000e+00 mm Nodo: 1136



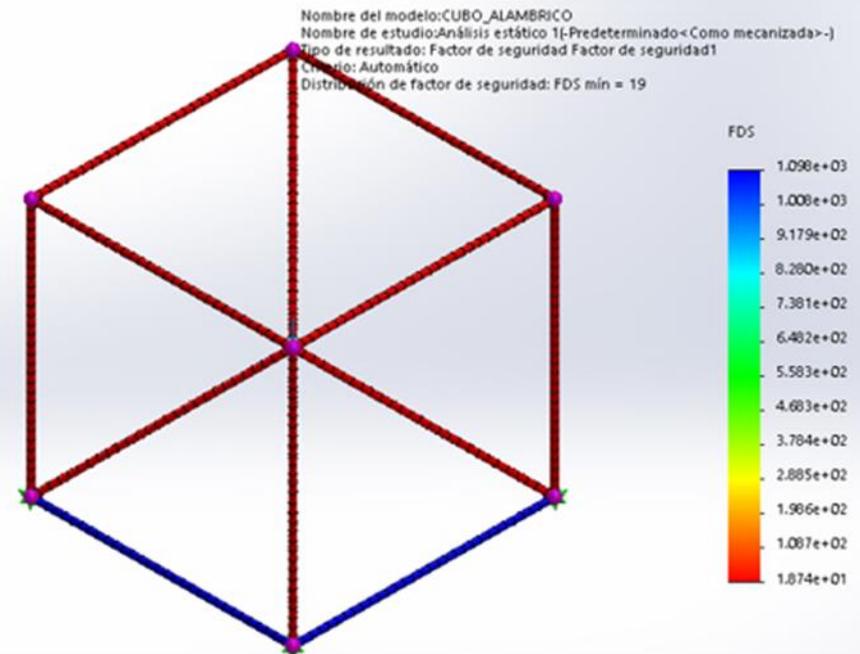
ANÁLISIS DE TENSIONES

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
TENSIONES	Tensión axial y de flexión en el límite superior	7.204e+07 N/m ² Elemento: 361	0.000e+00 N/m ² Elemento: 589



FACTOR DEL DISEÑO

Nombre:	Tipo:	Máximo:	Mínimo:
Factor de Diseño basado en Von Mises	Automático	1.874e+01 Nodo: 96	1.098e+03 Nodo: 153



SIMULACIÓN DE IMPACTO



Condiciones de masa:

Object Name	Distributed Mass
State	Fully Defined
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	4 Faces
Definition	
Mass Type	Total Mass
Total Mass	1,8 kg
Suppressed	No

Conexiones:

Object Name	Contacts
State	Fully Defined
Definition	
Connection Type	Contact
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
Auto Detection	
Tolerance Type	Slider
Tolerance Slider	0,
Tolerance Value	1,95e-003 m
Use Range	No
Face/Face	Yes

Mallado:

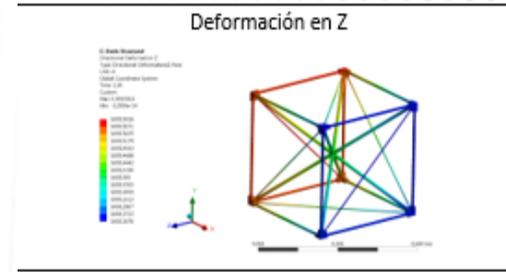
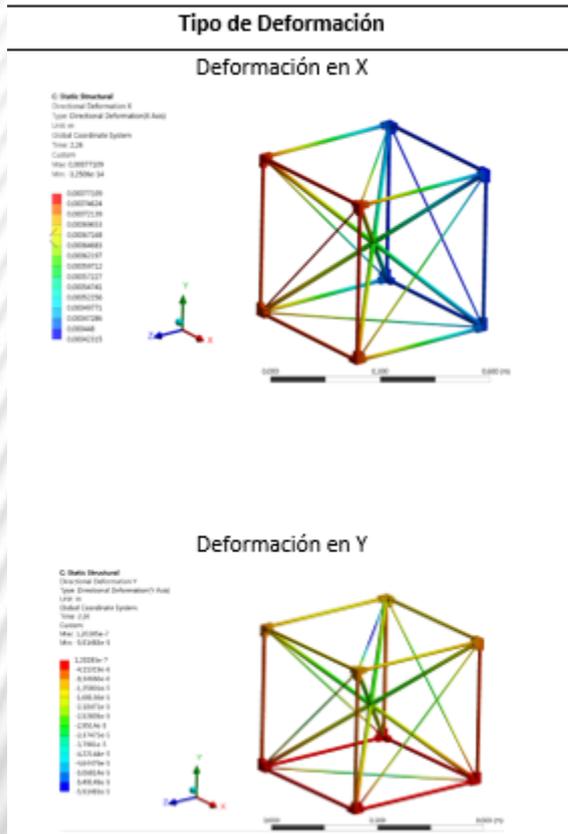
Object Name	Mesh
State	Solved
Display	
Display Style	Body Color
Defaults	
Physics Preference	Mechanical
Relevance	0
Element Order	Program Controlled
Sizing	
Size Function	Adaptive
Relevance Center	Coarse
Element Size	Default
Mesh Defeaturing	Yes
Defeature Size	Default
Transition	Fast
Initial Size Seed	Assembly
Span Angle Center	Coarse
Bounding Box Diagonal	0,780 m
Minimum Edge Length	1,9311e-004 m
Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Error Limits	Standard Mechanical
Target Quality	Default (0.050000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	None
Inflation	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition
Transition Ratio	0,272
Maximum Layers	5
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre
View Advanced Options	No
Advanced	
Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
Straight Sided Elements	No

CARGAS ESTRUCTURALES EXTERNAS APLICADAS 016

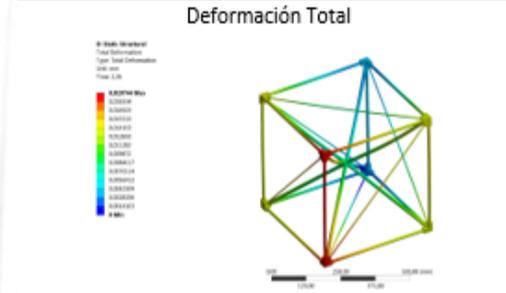
Tipo de Carga	Descripción	Para los elementos.
Distribuida	Fuerza 1	<p>Static Structural Time: 2,81 6/1/2019 14:02 Force: 1,372 N Component: Z: 1,372 N</p>
Distribuida	Fuerza 2	<p>Static Structural Time: 2,81 6/1/2019 14:02 Force: 1,372 N Component: Z: 1,372 N</p>
En dirección Y	Peso estructural y gravedad	<p>Static Structural Time: 2,85 7/1/2019 12:25 Distributed Mass Force: 1,372 N Force: 1,372 N Standard Earth Gravity: 9,8066 m/s²</p>

Producción de establecimiento salud Provincia de Tungurahua 2016

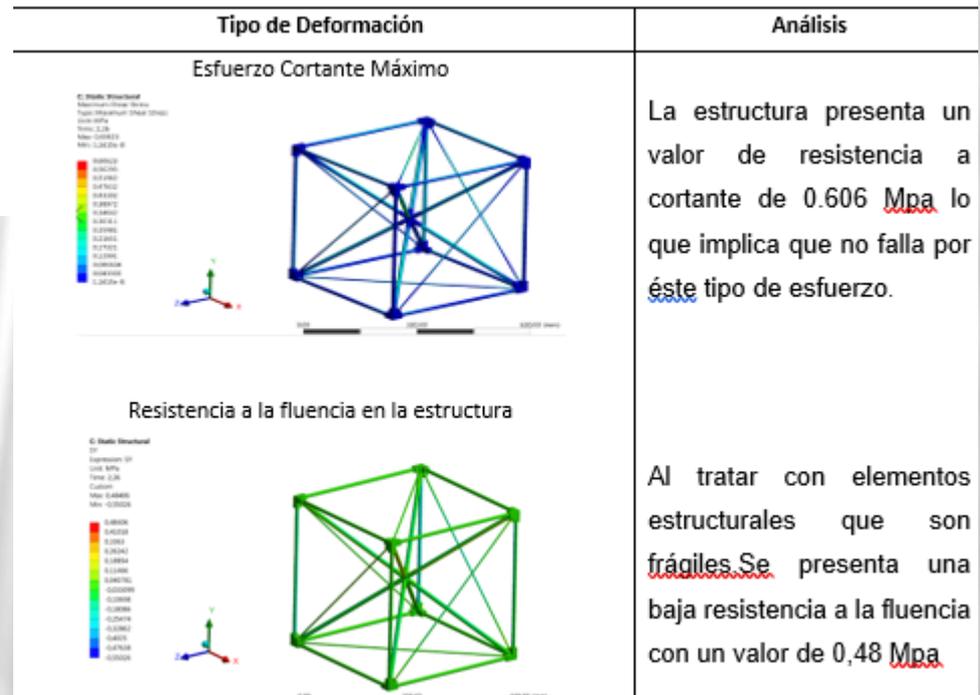
DEFORMACIONES TOTALES



El resultado de la deformación en Z es aproximadamente 5.9 mm



La estructura presenta una deformación total equivalente a 0.0197 mm que resulta mínima y valida la estructura a impacto.

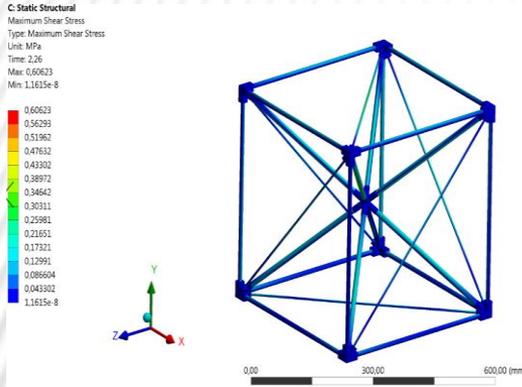


RESULTADO DE ESFUERZOS



Tipo de Deformación

Esfuerzo Cortante Máximo

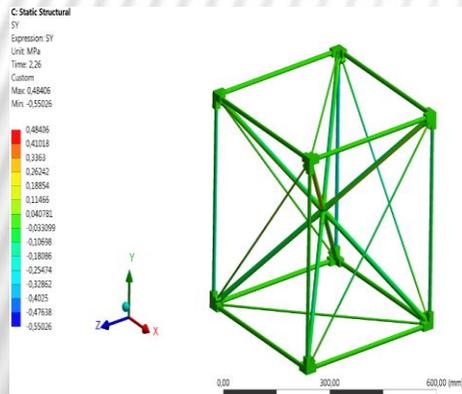


Análisis

La estructura presenta un valor de resistencia a cortante de 0.606 Mpa lo que implica que no falla por este tipo de esfuerzo.

DEFORMACIONES MÁXIMAS EN LOS TUBOS DE LA ESTRUCTURA

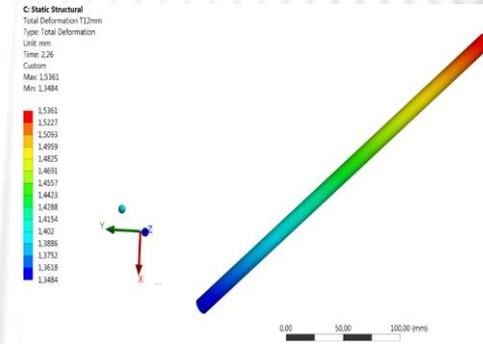
Resistencia a la fluencia en la estructura



Al tratar con elementos estructurales que son frágiles se presenta una baja resistencia a la fluencia con un valor de 0,48 Mpa

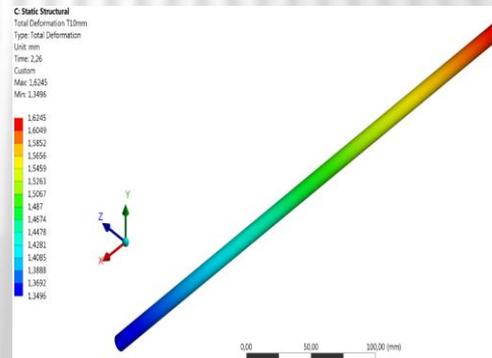
Elemento

Deformación total Tubo de diámetro 12mm



Existirá una deformación máxima de 1.53 mm

Deformación total Tubo de diámetro 10mm



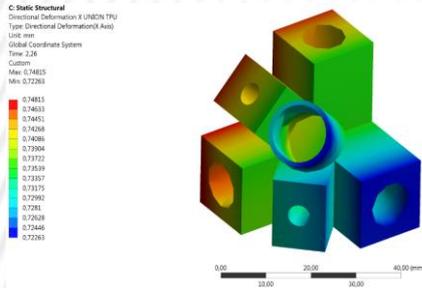
El resultado de la deformación total es 1.624 mm, valor que se considera adecuado para este tipo de cargas.

DEFORMACIONES EN LOS NODOS

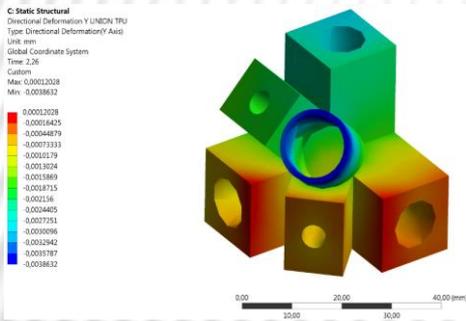
ESFUERZOS PRODUCIDOS EN LOS NODOS DE LA ESTRUCTURA OMNIDIRECCIONAL

Tipo de Deformación

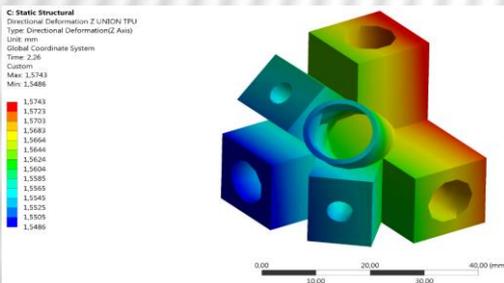
Deformación en X



Deformación en Y



Deformación en Z



Análisis

Los nodos de la estructura tienen una tendencia a deformarse 0.74 mm en dirección al eje X.

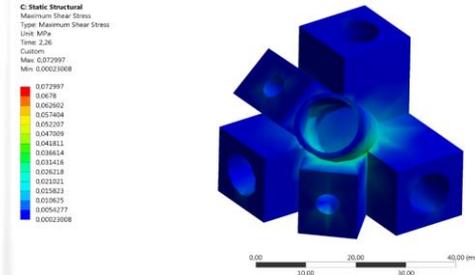
Existe una tendencia a la deformación de 0.00012 mm en sentido del eje Y.

El resultado de la deformación en el eje Z es aproximadamente 1.57 mm

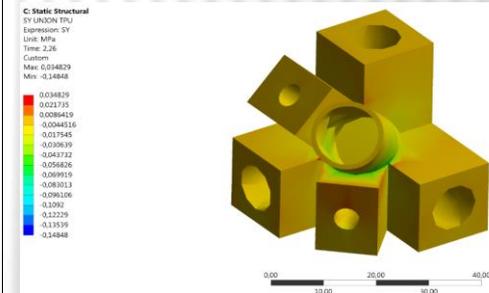
mm

Tipo de Esfuerzo

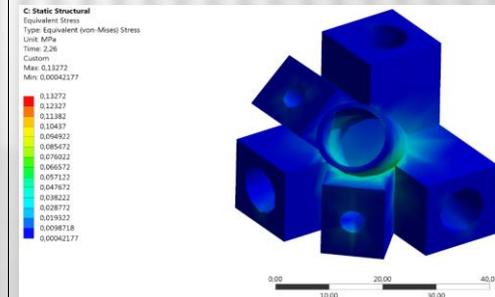
Esfuerzo cortante Máximo



Esfuerzo de Cedencia



Esfuerzo Tensional de Von Mises



Análisis

Se presenta un esfuerzo de corte no superior a 0.072 MPa, considerando que este elemento soporta mayores cargas de tipo cortante.

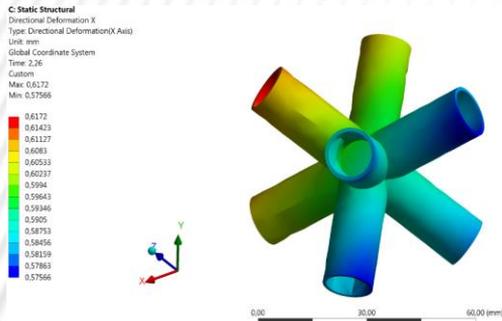
El resultado del esfuerzo de cedencia presentado es de 0.048 MPa.

El valor de este esfuerzo de Von Mises es de 0.132 MPa, lo que no supera el límite elástico del material.

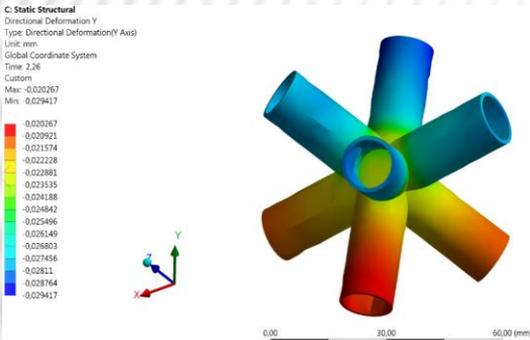
DEFORMACIÓN EN LA CRUCETA DE CENTRO

Tipo de Deformación

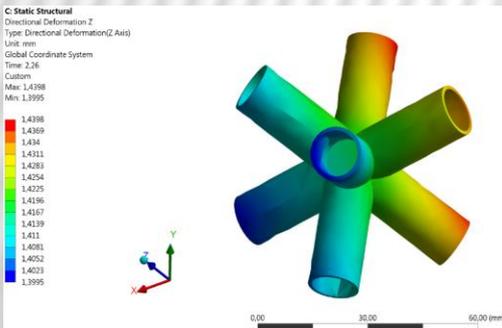
Deformación en X



Deformación en Y



Deformación en Z



Análisis

La cruceta de centro presenta 0.6 mm de deformación en sentido de eje X.

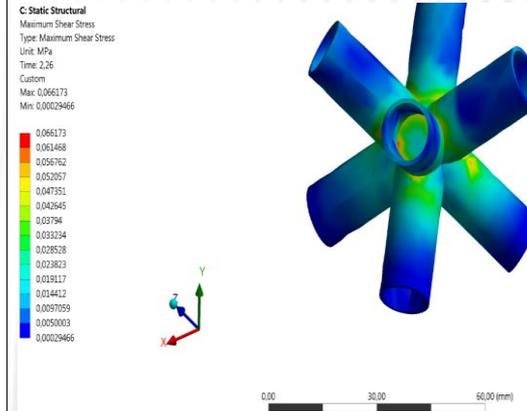
Existe un valor a compresión de 0.02 mm, implica que éste material tiene que absorber determinada cantidad de energía al momento de la colisión.

El resultado de la deformación en Z es aproximadamente 1.439 mm que resulta tolerable para éste tipo de función.

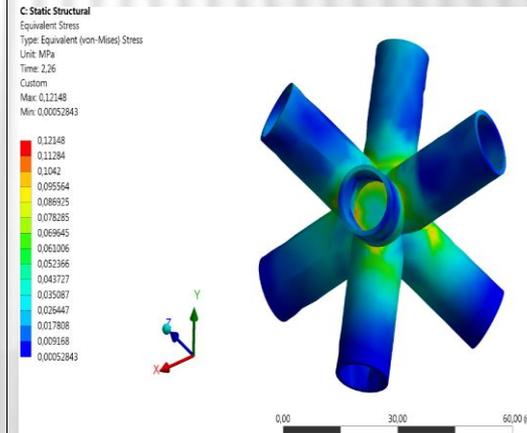
ESFUERZOS PRODUCIDOS EN LA CRUCETA DE LA ESTRUCTURA OMNIDIRECCIONAL.

Tipo de Esfuerzo

Esfuerzo cortante Máximo



Esfuerzo Tensional de Von Mises



Análisis

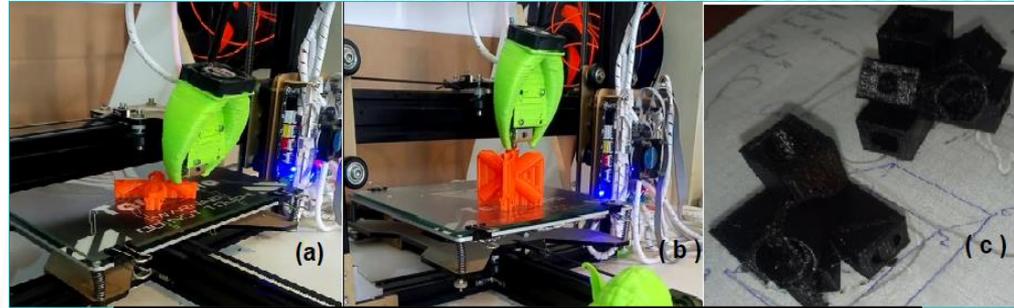
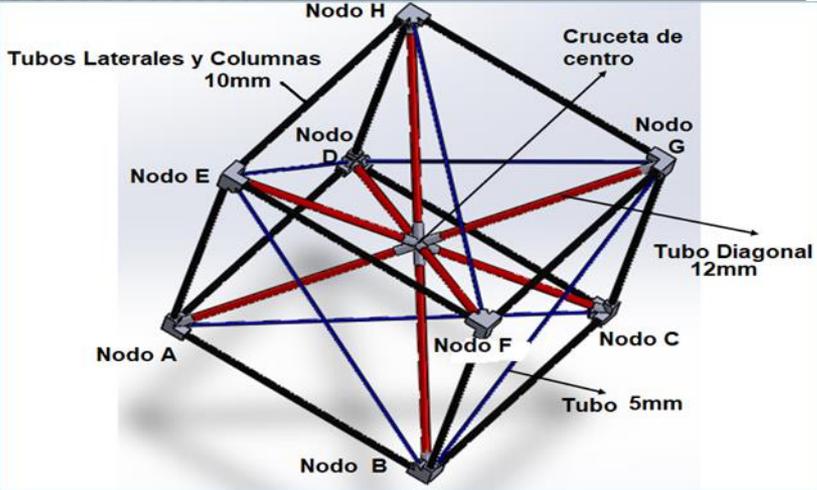
Se verifica un esfuerzo de corte no superior a 0.661 MPa, considerando que éste elemento soporta mayores esfuerzos cortantes.

El resultado del esfuerzo de Von Mises presentado es de 0.121 Mpa. Lo que garantiza que este elemento es adecuado para soportar cargas de impacto.

CAPÍTULO 4. CONSTRUCCIÓN

PROTOTIPADO Y CONSTRUCCIÓN DE UNIONES.

PRESENTACIÓN DE ELEMENTOS CONSTRUCTIVOS

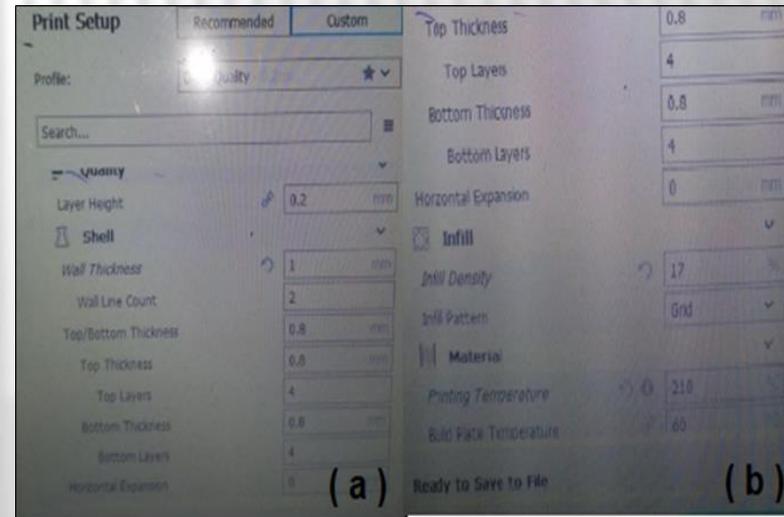


a) Impresión de La cruceta de Centro b) Cruceta final c) Nodos para la estructura final.

a) Configuraciones de Capa b) Configuraciones de relleno

CARACTERÍSTICAS Y DIMENSIONES

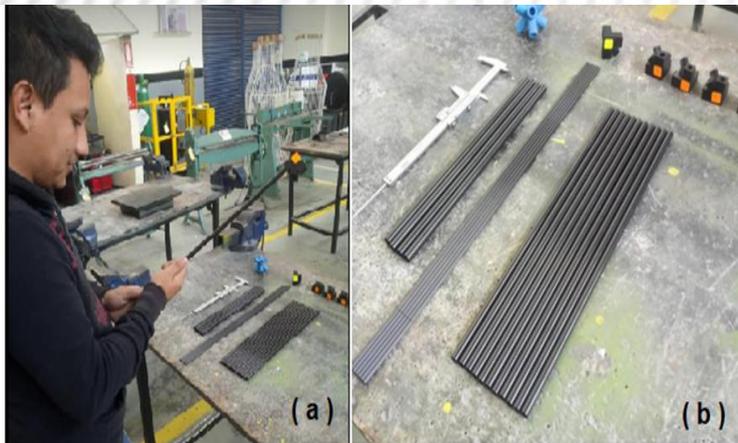
Elemento	Nombre	Cantidad	Dimensiones (mm)	Material	Anexo
1	Nodos A-H	8	35*35*35	TPU Flexible	Anexos (H-P)
2	Cruceta de centro	1	40*40*40	TPU Flexible	Anexo Q
3	Tubo Diagonal $\phi = 12mm$	8	355.165	Fibra de carbono	Anexo R
4	Tubo Laterales y Columnas $\phi = 10mm$	12	423.3	Fibra de carbono	Anexo S
5	Tubo $\phi = 5mm$	6	578.34	Fibra de carbono	Anexo T



a) Preparación del material TPU previo al acople.



EMSAMBLAJE DE LA ESTRUCTURA



a) Preparación de los tubos b) Elementos constructivos a disposición

a) Corte de los elementos diagonales b) Corte de elementos laterales.



Inspección final de longitudes



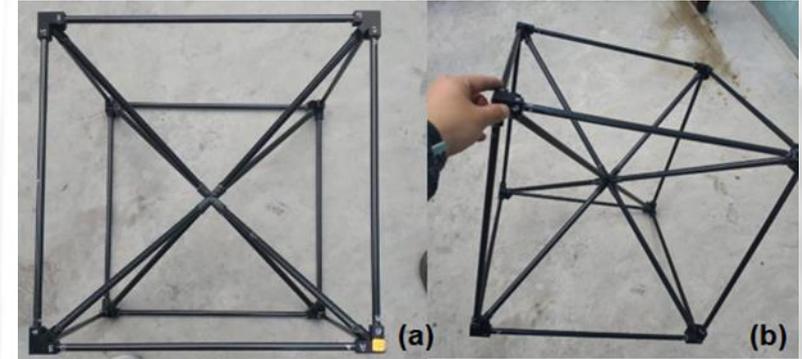
Ensamble cruceta de centro



a) Ensamblaje b) inspección de juntas



a) Alineación de las caras b) Verificación de las uniones en los nodos y rectitud de las columnas y vigas.



a) Estructura de comprobación b) Verificación de la distancia al centro de masa

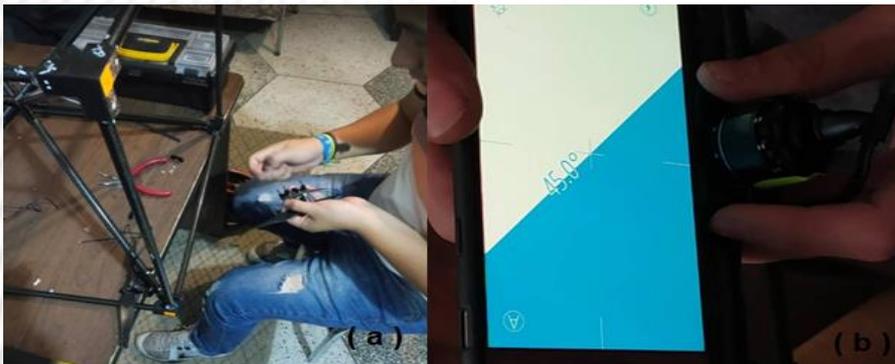


a) Unión con pegamento de las barras b) Verificación de nivel de las caras c) Inspección del nivel en todos los vértices

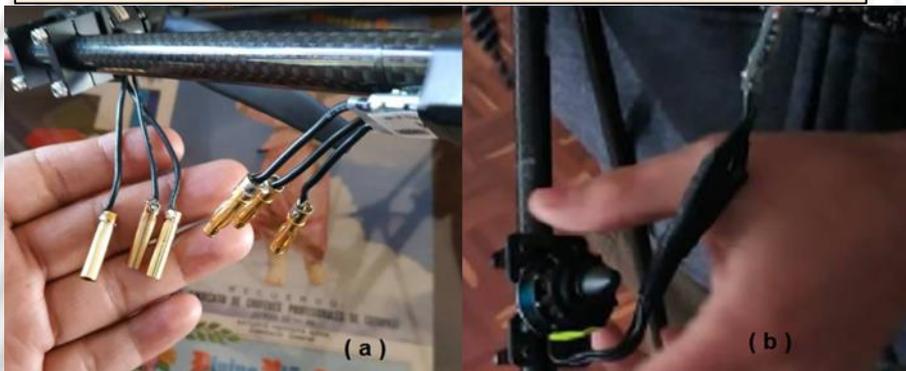


ACOPLAMIENTO DE MOTORES

a) Acople de motores b) Calibración de inclinación.



a). Soldadura de conectores b) Aislamiento de uniones.

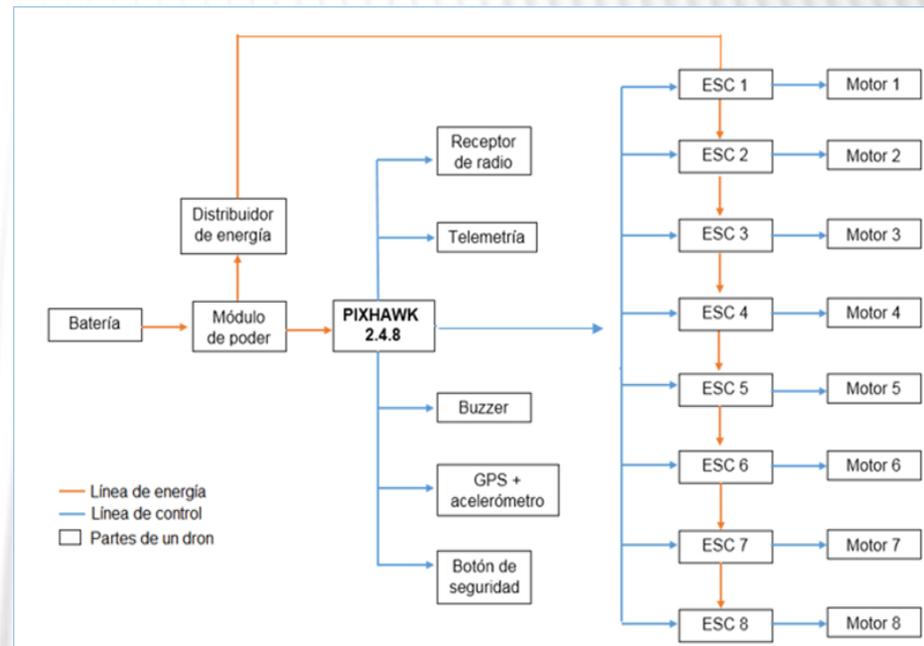


a). Inspección final de inclinación b) Medición de longitudes.



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

ACOPLAMIENTO DE ELEMENTOS ELECTRÓNICOS Y DE NAVEGACIÓN



Distribución esquemática del sistema electrónico que compone para el UAV.

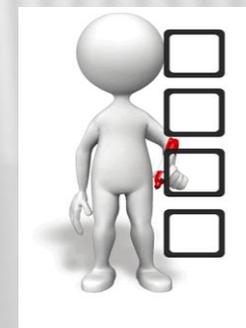
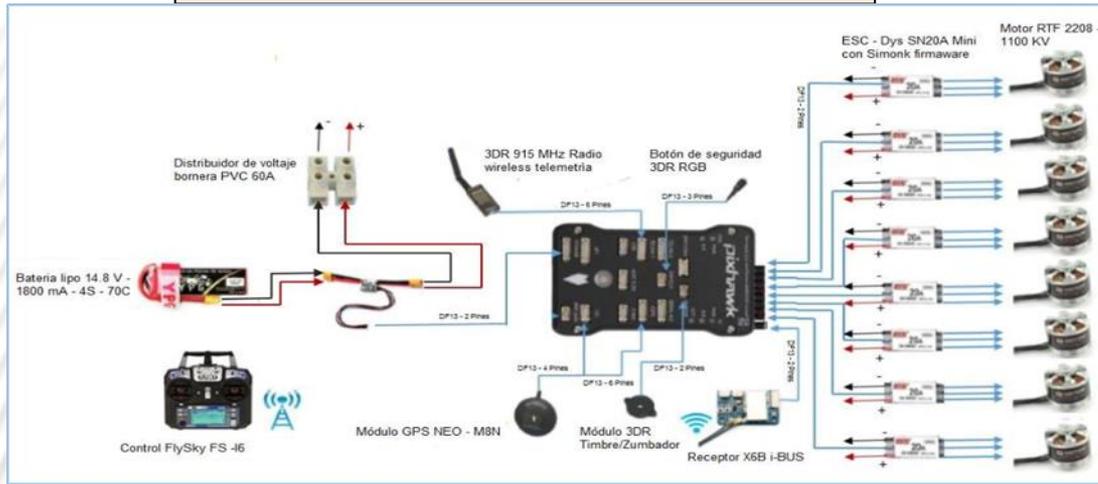


Diagrama electrónico de conexión



a) UAV Omnidireccional.

a) Acople de la Tarjeta de control b) Módulo Gps c) Regulador de Tensión d) Módulo RC.



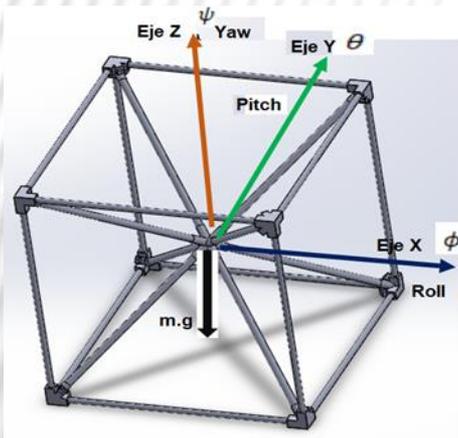
CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL



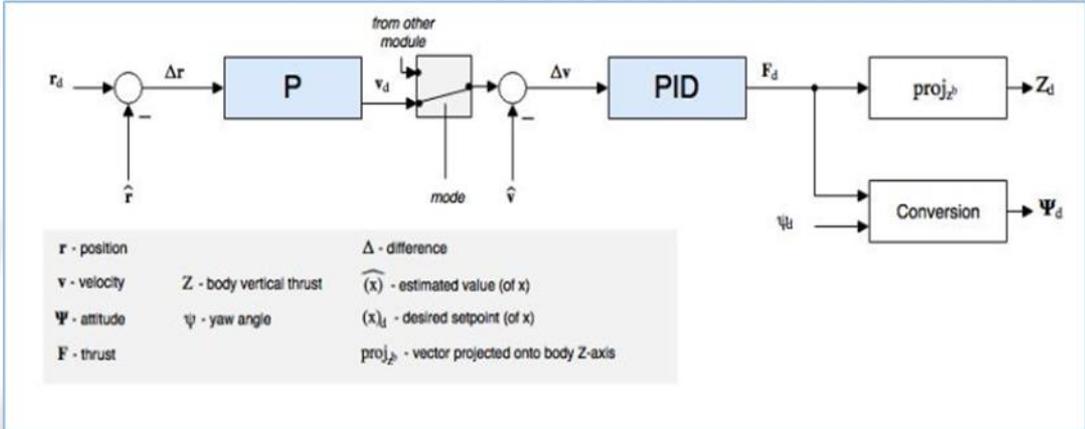
Grados de Libertad	Descripción.	Simbología
Roll	Ángulo de giro en el eje x.	ϕ
Pitch	Ángulo de giro en eje y.	θ
Yaw	Ángulo de giro en eje z.	ψ
Throttle	Velocidad media de los motores, es el punto donde tiende a vencer la inercia propia del UAV.	(Th)

Sistema de control (configuración).

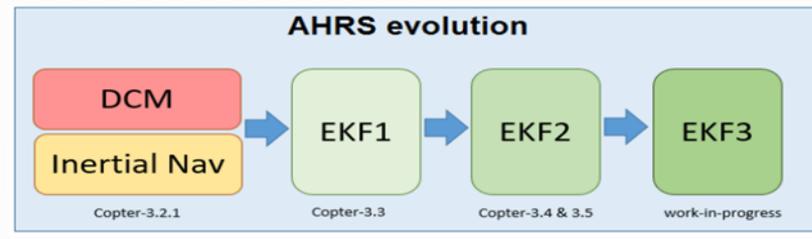
Control Basado en Pixhawk



Ejes controlables.

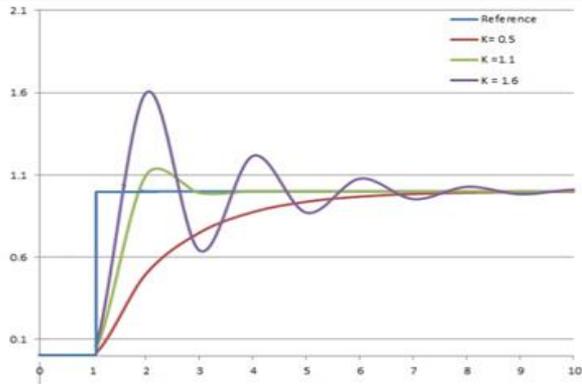


Etapa de Ganancia Proporcional para Roll o Pitch



Proceso de obtención de la señal basado en un sensor de altitud de alta precisión (AHRS)

Control PID para Roll o Pitch



Sobre impulso para una entrada escalón del modelo PID.

Control manual



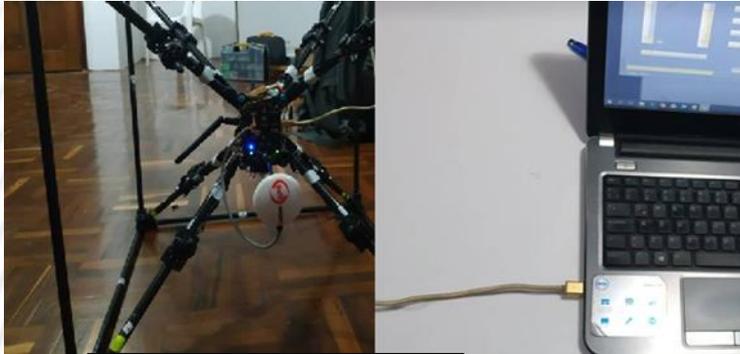
Mandos Radiocontrol.



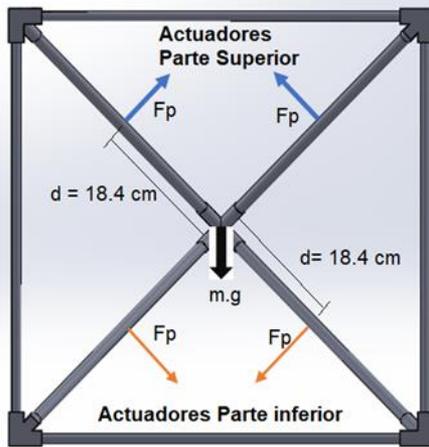
Modos de vuelo de la plataforma APM Mission Planner

Modo	Descripción	Bloqueo GPS
Stabilize	Estabilizador, permite vuelo manual manteniendo estables los niveles "roll" y "pitch"	No Requiere GPS
Altitude Hold mode	Mantiene la altitud constante, permite maniobrar en "roll" "pitch" y "yaw"	No Requiere GPS
Loiter	Merodear, intenta mantener automáticamente la misma posición, grados y la altitud, se debe volar como modo manual.	Requiere bloqueo del GPS
RTL Mode	Vuelta al lugar de lanzamiento, navega alrededor de su zona de lanzamiento, se puede reajustar varios parámetros	Requiere bloqueo del GPS
Auto mode	El UAV seguirá una misión de vuelo programada, almacenada en el autopiloto.	Requiere bloqueo del GPS
Acro	Acrobacias, usa los sticks de RC, controlando la velocidad angular, el vehículo tiende a mantener la altitud.	No Requiere GPS
Sport	Velocidad controlada a estabilizar, y bloqueo de altitud, se puede conseguir un ángulo de inclinación y mantenerlo estable.	No Requiere GPS
Drift	Flotar, permite volar como si fuera un avión, en tiempos automáticos coordinados.	No Requiere GPS
Guided Mode	El UAV es guiado inalámbrica a una localización, usa telemetría y una aplicación de estación de tierra.	Requiere bloqueo del GPS
Circle Mode	Orbitar en círculos sobre el punto de interés con la cara del vehículo apuntando al centro.	Requiere bloqueo del GPS
Position Mode	Mantiene una localización y un grado consistente, y se controla el throttle manualmente.	Requiere bloqueo del GPS
Land Mode	Realiza el aterrizaje.	No Requiere GPS
Follow me mode	El UAV sigue los movimientos del usuario usando el planeador de misiones.	Requiere bloqueo del GPS
Simple and Super Simple Modes.	Controla el vehículo independientemente de la posición del piloto es la combinación de los modos Sport, Drift y Land Flight.	No Requiere GPS

Configuraciones previas de vuelo

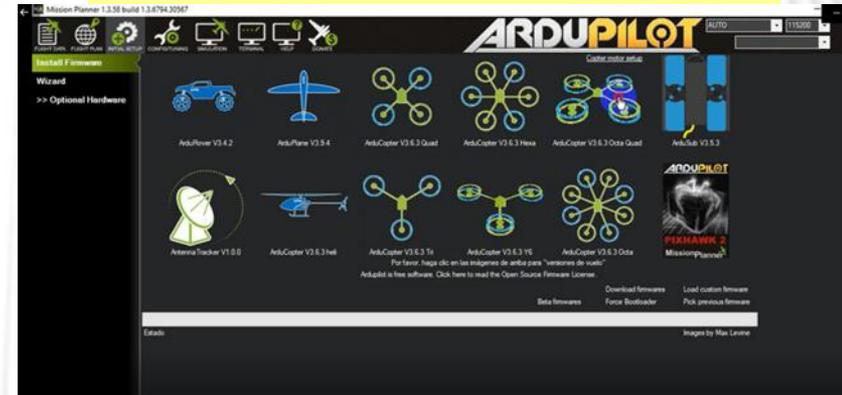


Conexión vía USB

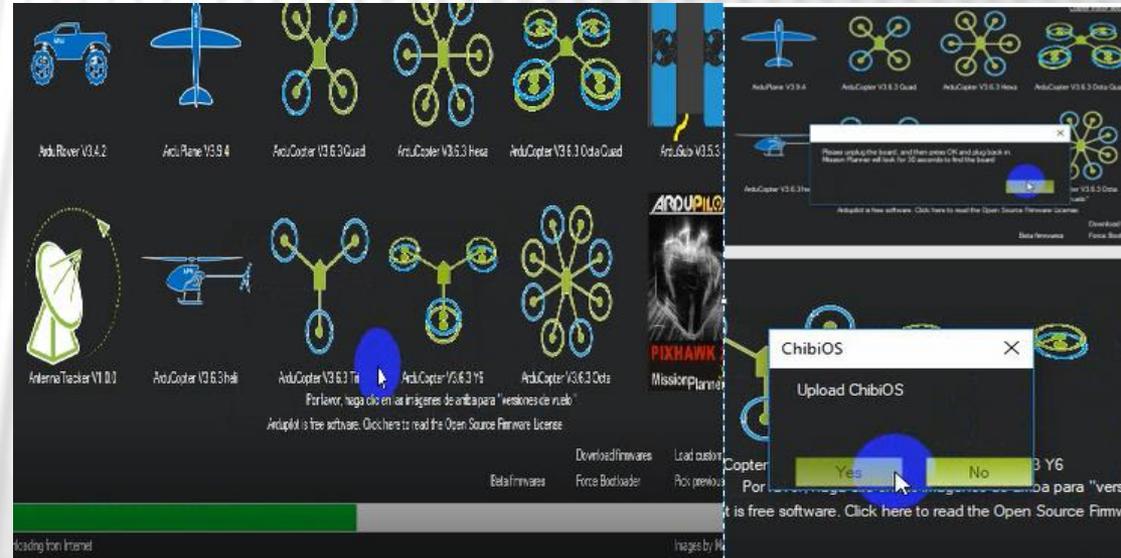


ALINEACIÓN DE MOTORES

Configuración primer vuelo manual del V.

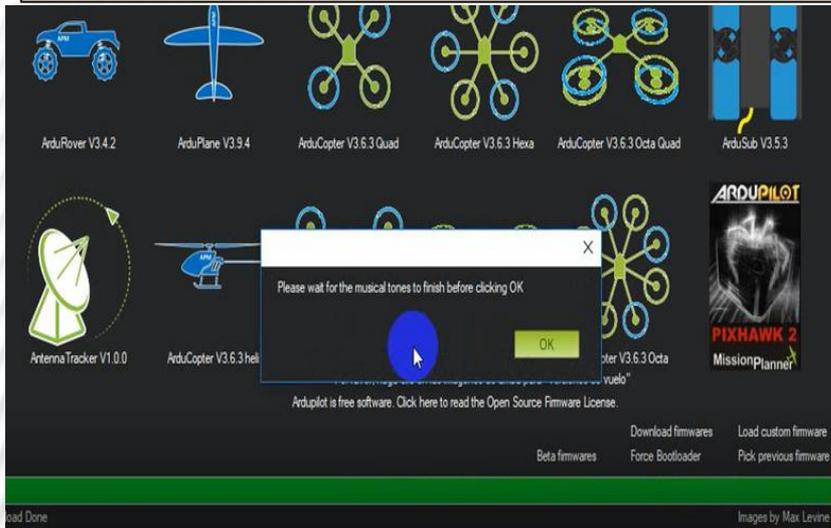


Selección de frame

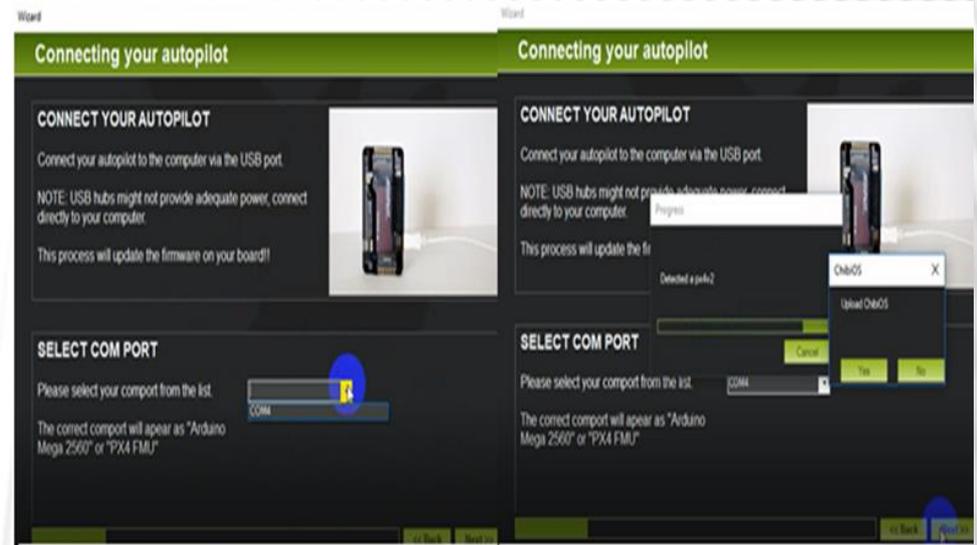


Instalación de Firmwares.

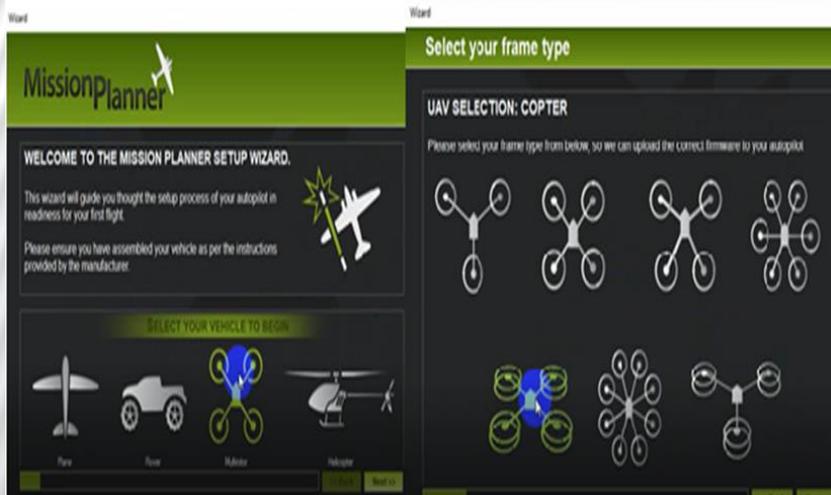
Pantalla finalización de instalación de Firmware.



Selección del Puerto de comunicación USB.

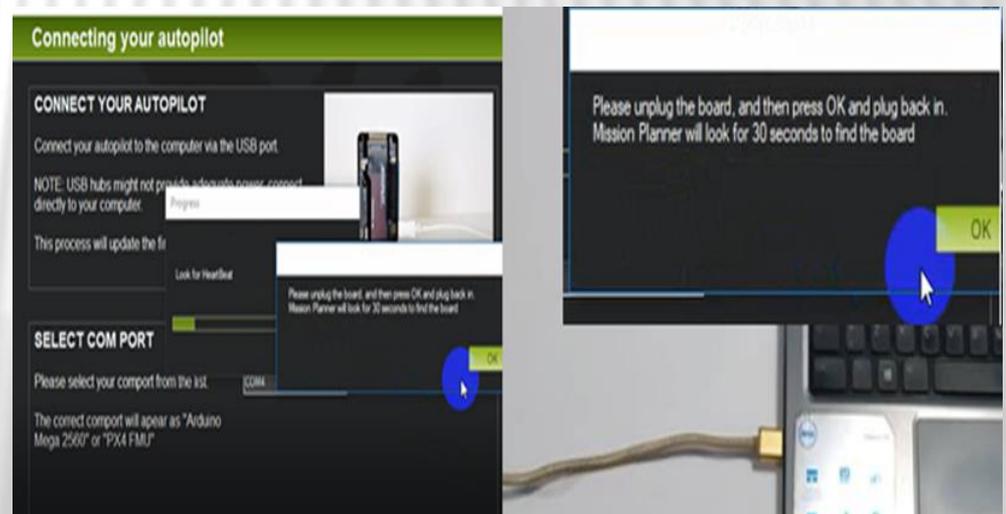


CONFIGURACIÓN EN LA TARJETA DE CONTROL



Selección de tipo de VANT y tipo de frame.

Conexión y desconexión de la FMU.



Configuraciones MavLink FMU.

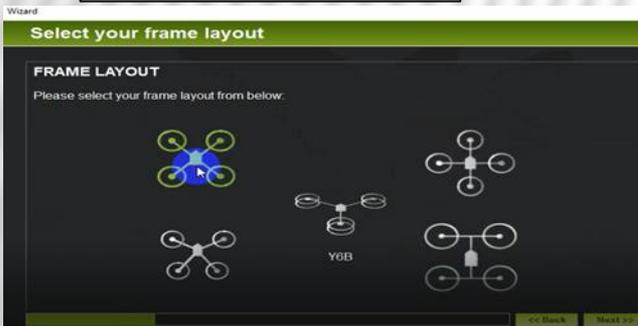
Configuraciones de acelerómetro



Comunicación con la placa

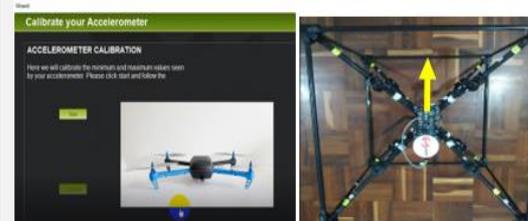


Forma de Frame

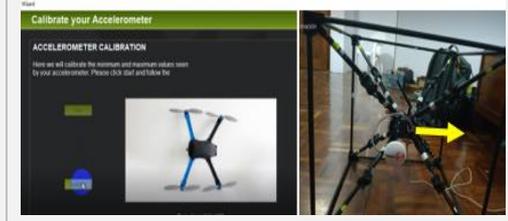


Configuraciones de Acelerómetro

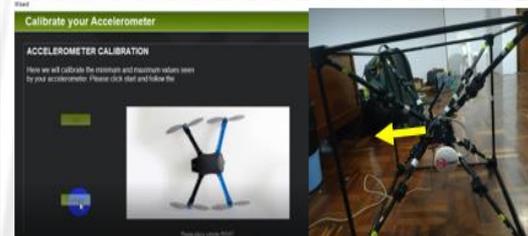
Vista Norte



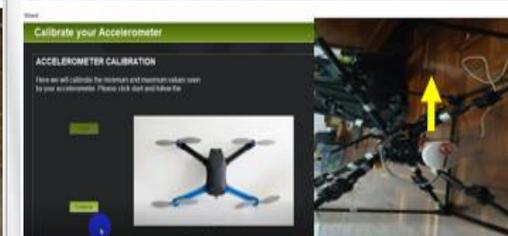
Posición Horizontal 1



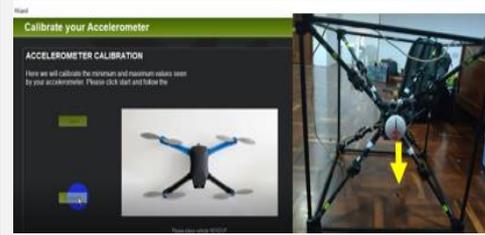
Posición Horizontal 2



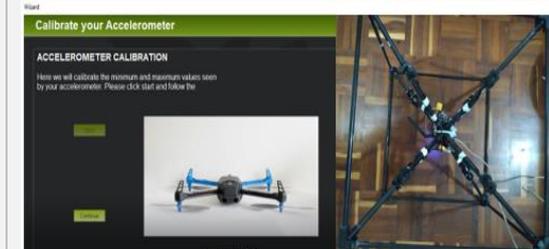
Posición Vertical 1



Posición Vertical 2



Posición Invertida



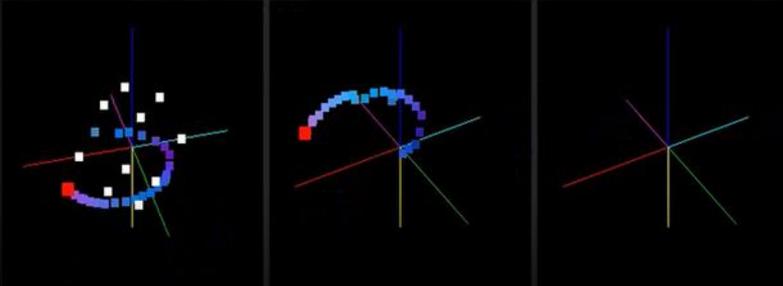
CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL

Progress

Got + 72 samples
Compass 1 error: 99
Compass 2 error: 0
Compass 3 error: 99
more data needed Aim For Yellow-Green

Aim for the White dots.
Please point the autopilot north, and rotate around the pitch axis until level.
then
Turn the autopilot 90 degrees, and rotate around the roll axis until level.

This method should hit every white dot.



■ Rotate with each data point ■ Use Auto Accept

Done

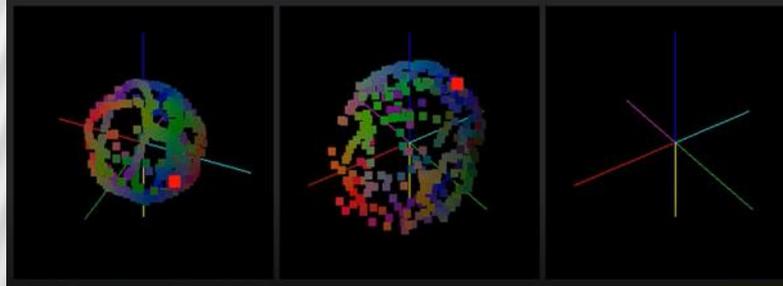
Desplazamientos Circulares.

Progress

Got + 1068 samples
Compass 1 error: 0
Compass 2 error: 0
Compass 3 error: 99

Aim for the White dots.
Please point the autopilot north, and rotate around the pitch axis until level.
then
Turn the autopilot 90 degrees, and rotate around the roll axis until level.

This method should hit every white dot.



■ Rotate with each data point ■ Use Auto Accept

Done

Calibración de brújula



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

PROCEDIMIENTO PARA MONITOREAR BATERIAS

Wizard

Battery Monitor

Battery Monitor Configuration

What autopilot version do you own?

What sensor are you using?

What size batteries are you using (mah)?



Configuraciones del monitor de baterías

CALIBRACIÓN DE RADIO CONTROL

Radio Calibration

Radio Endpoint Calibration

Push 1017

Travel 1024

Radio 0: 1024 Radio 1: 1514

Radio 2: 1024 Radio 3: 1514

Radio 4: 1024 Radio 5: 1514

Radio 6: 1024 Radio 7: 1514

Radio 8: 1024 Radio 9: 1514

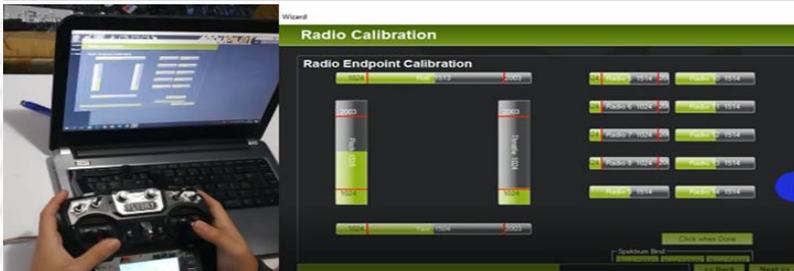
Calibrar Radio

Spektrum Bind

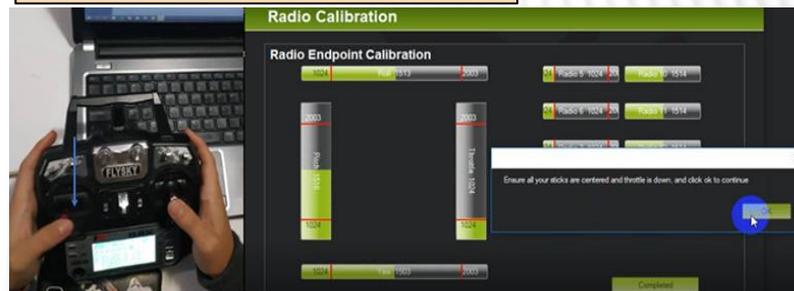


Calibración de rangos para el Radiocontrol.

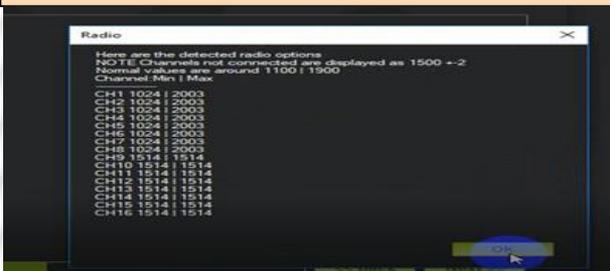
ACTIVACIÓN DE LOS MANDOS DE CONTROL



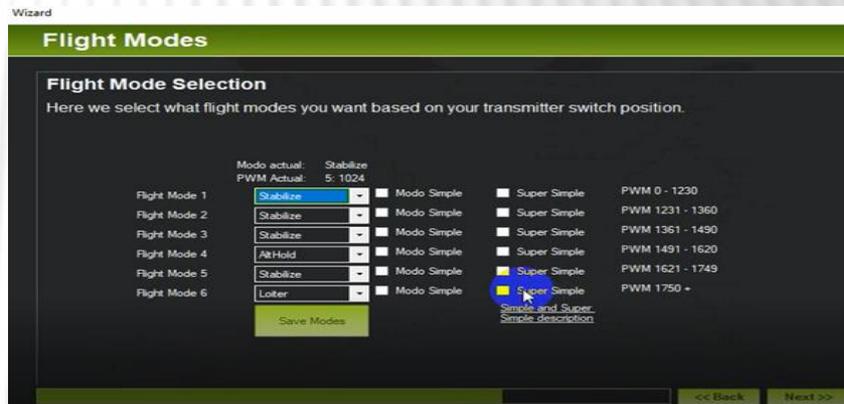
VERIFICACIÓN DE LOS MANDOS



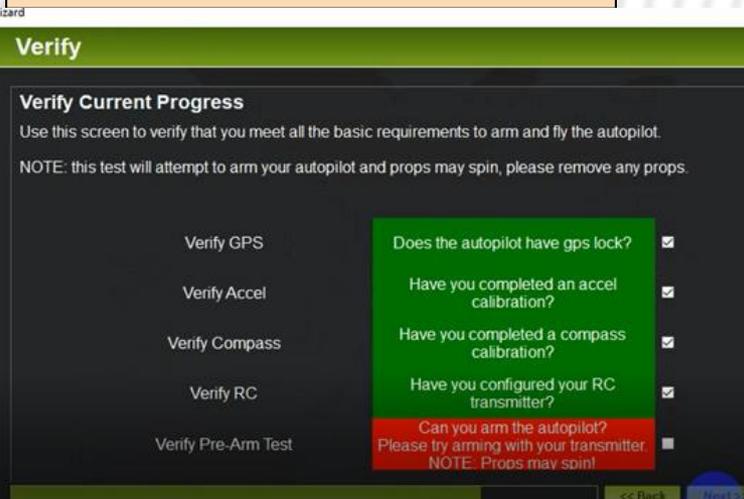
CANALES DETECTADOS EN LA OPERACIÓN



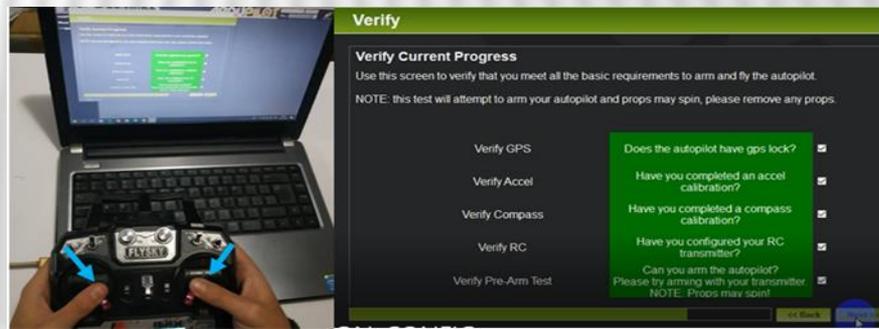
MODOS DE VUELO



VERIFICACIÓN DE SISTEMAS INERCIALES



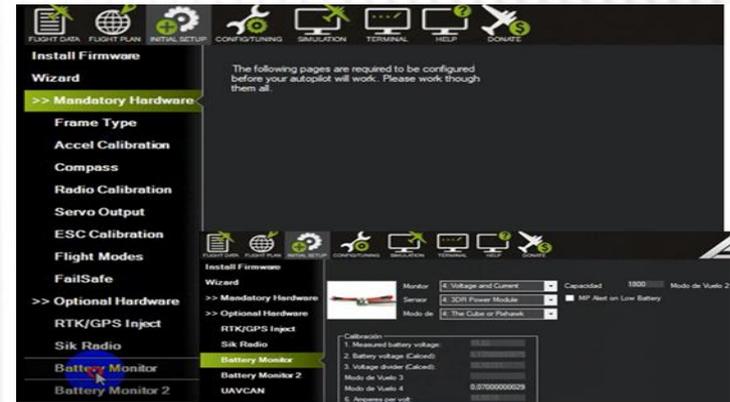
Pre armado y verificación del sistema en general



Ingresar a configuraciones avanzadas



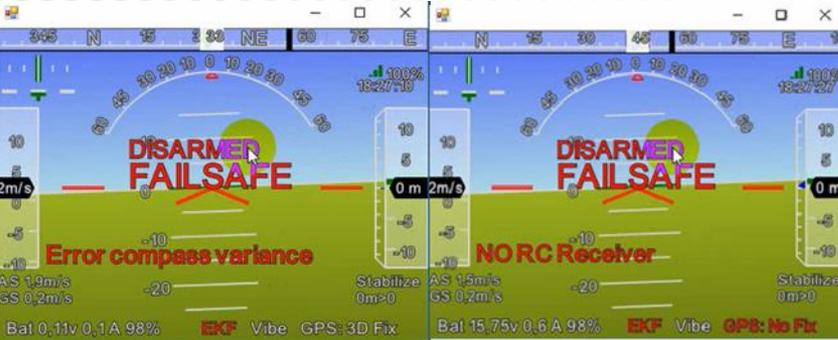
Configuraciones de lectura de batería



Valores de lectura de la batería

Preparación del radio control

Calibración del Throttle en bajo



Desactivación de la opción de Arming

Posicionamiento del Throttle en bajo.

Param	Value	Unit	Description
AHRS_TRIM_X	0.0159791	rad	Compensates for the roll angle difference between the control board and the frame. Positive values make the vehicle roll right.
AHRS_TRIM_Y	0.02820534	rad	Compensates for the pitch angle difference between the control board and the frame. Positive values make the vehicle pitch backward.
AHRS_TRIM_Z	0	rad	Not Used
AHRS_WIND_MAX	0	m/s	This sets the maximum allowable difference between ground speed and airspeed. This allows the plane to cope with a falling airspeed sensor. A value of zero means to use the airspeed as is.
AHRS_YAW_P	0.2		This controls the weight the compass or GPS has on the heading. A higher value means the heading will track the yaw source (GPS or compass) more rapidly.
ANGLE_MAX	4500	deg	Maximum lean angle in all flight modes
ARMING_ACCTRESH	0.75	m/s/s	Accelerometer error threshold used to determine incourant accelerometers. Compares the error range to other accelerometers to detect a hardware or calibration error. Lower value means tighter check, and harder to pass arming check. Not all accelerometers are created equal.
ARMING_CHECK	0		Checks prior to arming motor. This is a bitmask of checks that will be performed before allowing arming. The default is no check type to set this parameter. For example, to only allow arming when you have GPS lock, and no RC failure you would set ARMING_CHECK to 72. For most users it is recommended that you set this to 1 to enable all checks.
ARMING_FLUDDER	2		The minimum voltage of the first battery required to arm. 0 disables the check.
ARMING_VOLT_MIN	0	V	The minimum voltage of the second battery required to arm. 0 disables the check.
ARMING_VOLT2_MIN	0	V	
ATC_ACCEL_P_MAX	110000	cddeg/s/s	Maximum acceleration in pitch axis 0: 1000000 Disabled 30000 Very Slow 72000 Slow 100000 Medium 150000 Fast 0: 1000000 Disabled
ATC_ACCEL_R_MAX	110000	cddeg/s/s	Maximum acceleration in roll axis 0: 1000000 Disabled 30000 Very Slow 72000 Slow 100000 Medium 150000 Fast
ATC_ACCEL_Y_MAX	27000	cddeg/s/s	Maximum acceleration in yaw axis 0: 200000 Disabled 30000 Very Slow 100000 Slow 30000 Medium 150000 Fast

Everything is OK: musical tone

Pixhawk needs your attention: beep BEEP beep... BEEP BEEP BEEP



CAPÍTULO 5. RESULTADOS



SINTONIZACION DE PARÁMETROS PARA EL CONTROL

Valores iniciales de las Ganancias para el controlador PID en el UAV.

K_P	θ	1
	ϕ	1
	ψ	1
K_P	$\dot{\theta}$	0.01
	$\dot{\phi}$	0
	$\dot{\psi}$	0
K_D	$\dot{\theta}$	1
	$\dot{\phi}$	1
	$\dot{\psi}$	1
K_I	$\dot{\theta}$	1
	$\dot{\phi}$	1
	$\dot{\psi}$	1

Valores iniciales de sintonización para el UAV

The screenshot shows the 'Config/Tuning' tab in the Mission Planner software. The 'Basic Tuning' section is active, displaying various PID parameters for Roll, Pitch, Yaw, and Loiter. The 'Rate' parameters are set to 0.0500 for Roll and Pitch, and 0.1700 for Yaw. The 'Loiter PID' parameter is set to 1.0000. The 'Throttle Accel' and 'Throttle Rate' parameters are also visible, with Throttle Rate set to 6.0000. The 'Altitude Hold' parameter is set to 1.0000. The 'WPNav (cm/s)' parameters are set to 500.0 for Speed, 200.0 for Radius, 250.0 for Speed Up, 150.0 for Speed Dn, and 1000.0 for Loiter Speed. The 'Ch6 Opt', 'Ch7 Opt', and 'Ch8 Opt' parameters are set to 'None', 'Do Nothing', and 'Do Nothing' respectively. The 'Write Params' and 'Refresh Screen' buttons are visible at the bottom.

Corrección de valores PID

Valores finales de sintonización para el UAV.

Valores corregidos de las Ganancias para el controlador PID en el UAV.

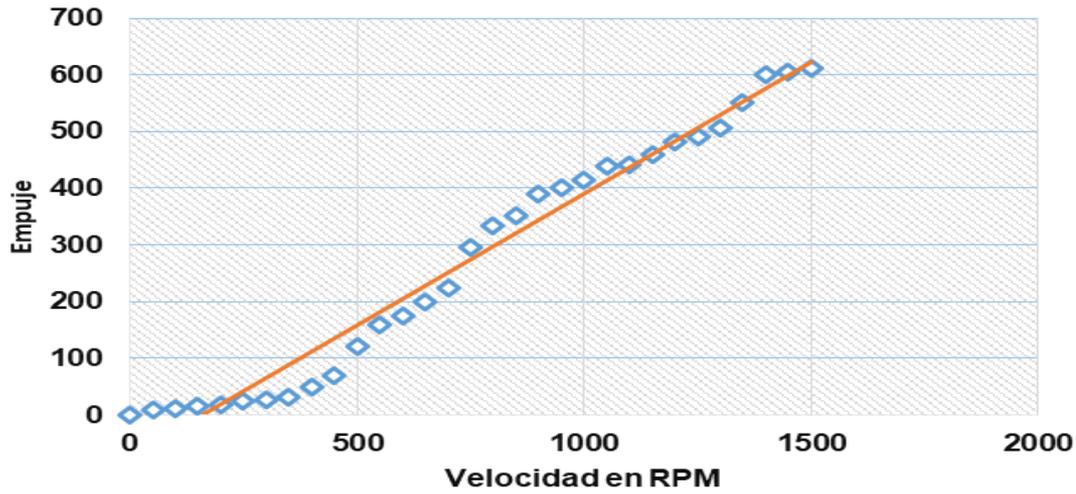
K_P	θ	1
	ϕ	1
	ψ	1
K_P	$\dot{\theta}$	0.01
	$\dot{\phi}$	0
	$\dot{\psi}$	0
K_D	$\dot{\theta}$	1
	$\dot{\phi}$	1
	$\dot{\psi}$	1
K_I	$\dot{\theta}$	1
	$\dot{\phi}$	1
	$\dot{\psi}$	1

Maqueta para prueba de empuje motriz



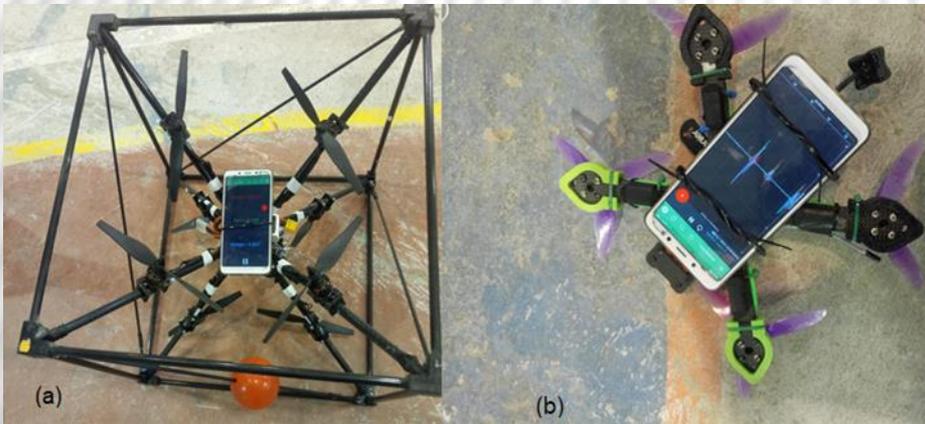
Gráfica de empuje motriz

EMPUJE MOTRIZ (gr)

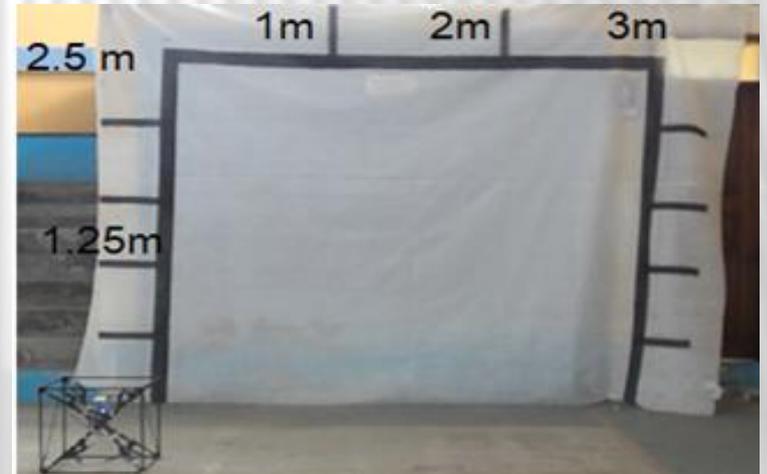


Gráfica de empuje motriz

Ruta para tomar datos de aceleraciones e inclinaciones



a) Montaje del móvil para medición UAV Omnidireccional b) Montaje del móvil UAV tipo Racer.

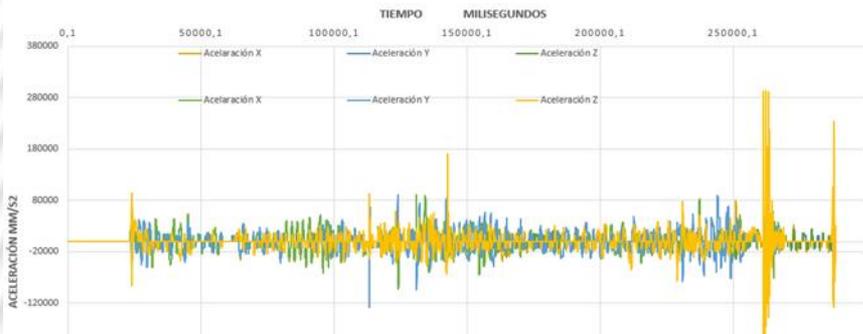


ACELERACIONES EN LOS EJES UAV

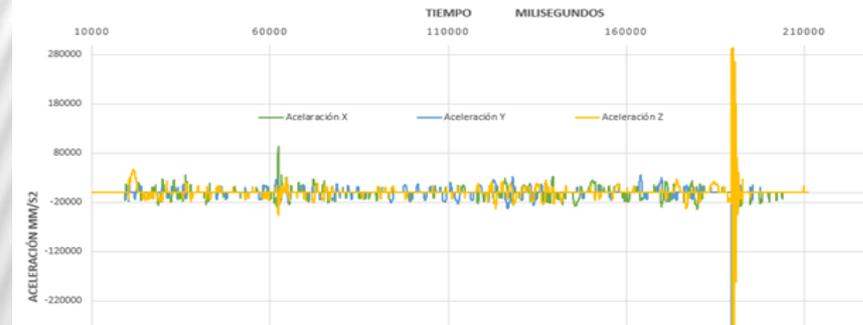
ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 1



ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 2



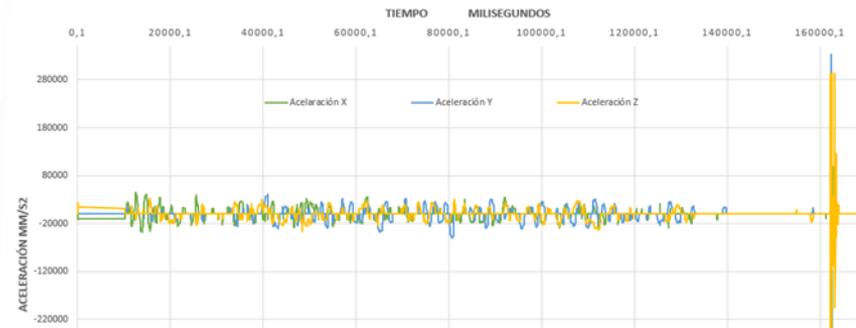
ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 3



ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 4



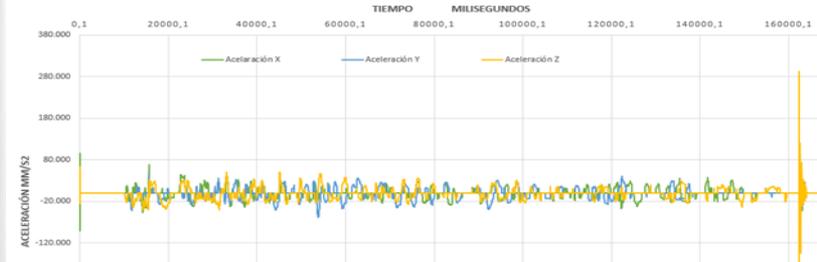
ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 5



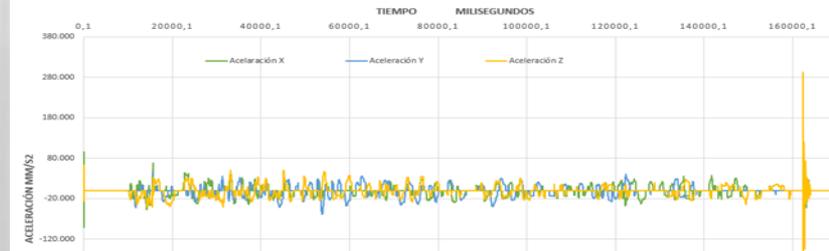
ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 6

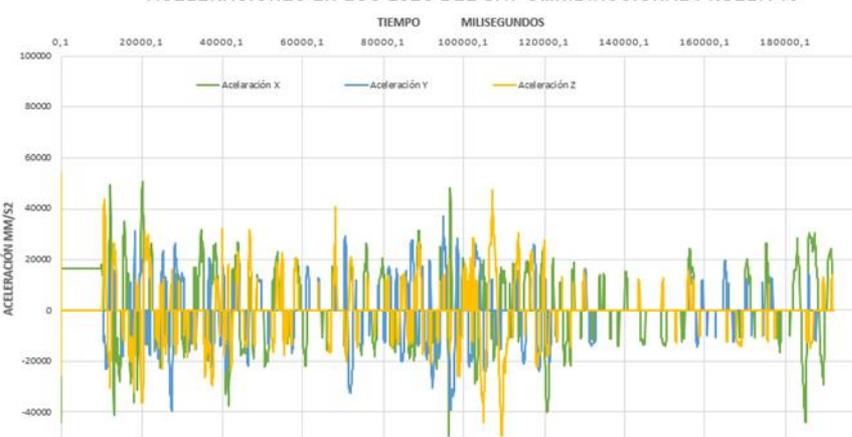
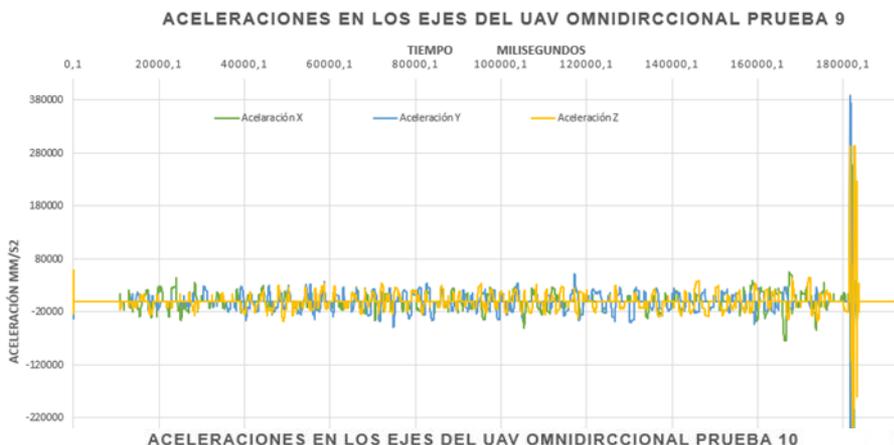


ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 7

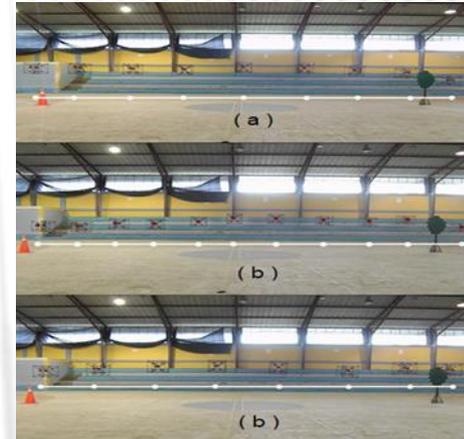


ACELERACIONES EN LOS EJES DEL UAV OMNIDIRCCIONAL PRUEBA 7





PRUEBAS DE RUTA

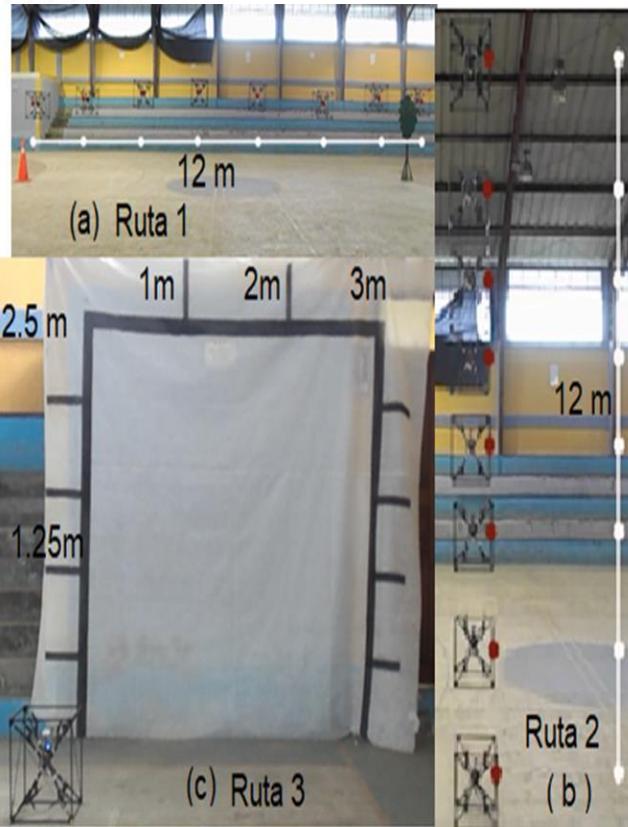


a) Prueba Horizontal 1 b) Prueba Horizontal 2
c) Prueba Horizontal 3.



Prueba horizontal 4

PRUEBAS EN BASE A GIROSCOPIO Y ACELERÓMETRO



a) Ruta línea Horizontal b) Ruta Vertical
b) c) Ruta Combinada Arco.

Despegue vertical 1

EVALUACIÓN DE ACELERACIONES EN EL EJE X

Consigna	Límite	Ponderación
Aceleración X	$0 - 30 \frac{m}{s^2}$	B
	$30 \frac{m}{s^2} - 60 \frac{m}{s^2}$	R
	$\geq 60 \frac{m}{s^2}$	M
Aceleración Y	$0 - 30 \frac{m}{s^2}$	B
	$30 \frac{m}{s^2} - 60 \frac{m}{s^2}$	R
	$\geq 60 \frac{m}{s^2}$	M
Aceleración Z	$0 - 30 \frac{m}{s^2}$	B
	$30 \frac{m}{s^2} - 60 \frac{m}{s^2}$	R
	$\geq 60 \frac{m}{s^2}$	M
Cabeceo	$inclinación \leq 10^\circ$	B
	$10^\circ \leq inclinación \leq 45^\circ$	R
	$inclinación \geq 45^\circ$	M
Alabeo	$inclinación \leq 10^\circ$	B
	$10^\circ \leq inclinación \leq 45^\circ$	R
	$inclinación \geq 45^\circ$	M

Evaluación Aceleración en el eje "X"

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	B	B	100	-	-
2	B	R	B	66.67	33.33	-
3	B	B	M	66.67	-	33.33
4	B	B	B	100	-	-
5	M	B	B	66.67	-	33.33



Evaluación Aceleración en el eje "Y"

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	M	B	66.67	-	33.33
2	B	R	B	66.67	33.33	-
3	B	B	M	66.67	-	33.33
4	B	B	M	66.67	-	33.33
5	M	B	B	66.67	-	33.33
Total				66.67	6.66	26.67

Evaluación Aceleración en el eje "Z"

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	M	M	B	33.33	-	66.67
2	R	M	B	66.67	-	33.33
3	B	B	M	66.67	-	33.33
4	R	B	M	33.33	33.33	33.33
5	B	B	B	100	-	-
Total				60	6.66	33.4

Evaluación Cabeceo "UAV"

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	B	R	66.67	33.33	-
2	B	B	B	100	-	-
3	B	B	B	100	-	-
4	R	B	B	66.67	33.33	-
5	R	B	B	66.67	33.33	-
Total				80	20	-

Evaluación Alabeo "UAV"

Prueba	Ruta 1 Horizontal	Ruta 2 Vertical	Ruta 3 Arco	% B	% R	% M
1	B	B	B	100	-	-
2	R	B	B	66.67	33.33	-
3	B	B	B	100	-	-
4	M	B	R	33.33	33.33	33.33
5	B	B	R	66.67	33.33	-
Total				73.33	20	6.67

Resumen de las pruebas obtenidas

Criterio de Evaluación	%B	%R	%M
Aceleración eje X	80	6.66	13.34
Aceleración eje Y	66.67	6.66	26.67
Aceleración eje Z	60	6.66	33.4
Cabeceo	80	20	0
Alabeo	73.33	20	6.67
Total	72%	12%	16%

RESUMEN DE LAS PRUEBAS OBTENIDAS DRON TIPO

RACER

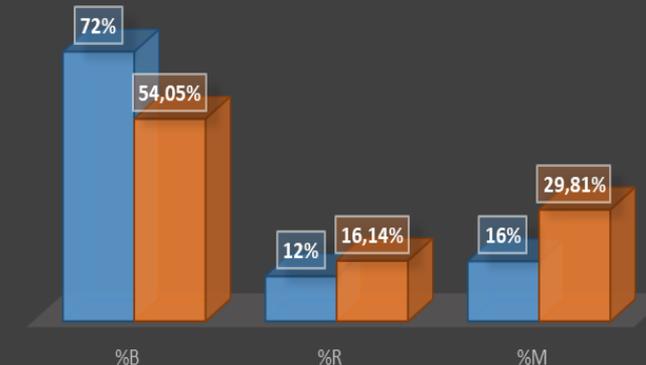
Criterio de Evaluación	%B	%R	%M
Aceleración eje X	58.55	5.76	35.69
Aceleración eje Y	6.11	58.74	35.15
Aceleración eje Z	60.15	7.53	32.32
Cabeceo	65.01	3.8	31.19
Alabeo	80.41	4.87	14.72
Total	54.05%	16.14%	29.81%



EVALUACIÓN GENERAL DE ATRIBUTOS UAV

EVALUACIÓN GENERAL DE ATRIBUTOS UAV OMNIDIRECCIONAL - DRON TIPO RACER

■ UAV ■ Dron Racer



Variable Independiente: UAV resistente al impacto

Variable dependiente: Permite el vuelo Omnidireccional

HIPÓTESIS NULA: El UAV resistente al impacto no permite el vuelo omnidireccional.

HIPÓTESIS ALTERNATIVA: El UAV resistente al impacto permitirá el vuelo omnidireccional.

Datos obtenidos de la frecuencia observada

Rutas	B	R	M	Total
Trayectoria Recta Horizontal	4	3	3	10
Trayectoria Recta Vertical	5	3	2	10
Ruta combinada arco	3	4	3	10
TOTAL	12	10	8	30

Cálculo de la frecuencia esperada

Rutas	B	R	M	Total
Trayectoria Recta Horizontal	4	3.3	2.7	10
Trayectoria Recta Vertical	4	3.3	2.7	10
Ruta combinada arco	4	3.3	2.7	10
TOTAL	12	10	8	30

Distribución Chi Cuadrado χ^2 . (Continuación)

v/p	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	0,95	0,975	0,99	0,995
1	0,3573	0,2750	0,2059	0,1485	0,1015	0,0642	0,0358	0,0158	0,0039	0,0010	0,0002	0,0000
2	1,1957	1,0217	0,8616	0,7133	0,5754	0,4463	0,3250	0,2107	0,1026	0,0506	0,0201	0,0100
3	2,1095	1,8692	1,6416	1,4237	1,2125	1,0052	0,7978	0,5844	0,3518	0,2158	0,1148	0,0717
4	3,0469	2,7528	2,4701	2,1947	1,9226	1,6488	1,3665	1,0636	0,7107	0,4844	0,2971	0,2070
5	3,9959	3,6555	3,3251	2,9999	2,6746	2,3425	1,9938	1,6103	1,1455	0,8312	0,5543	0,4118
6	4,9519	4,5702	4,1973	3,8276	3,4546	3,0701	2,6613	2,2041	1,6354	1,2373	0,8721	0,6757
7	5,9125	5,4932	5,0816	4,6713	4,2549	3,8223	3,3583	2,8331	2,1673	1,6899	1,2390	0,9893
8	6,8766	6,4226	5,9753	5,5274	5,0706	4,5936	4,0782	3,4895	2,7326	2,1797	1,6465	1,3444
9	7,8434	7,3570	6,8763	6,3933	5,8988	5,3801	4,8165	4,1682	3,3251	2,7004	2,0879	1,7349
10	8,8124	8,2955	7,7832	7,2672	6,7372	6,1791	5,5701	4,8652	3,9403	3,2470	2,5582	2,1558

Resultados del Chi Cuadrado

Rutas	B	R	M
Trayectoria Recta Horizontal	0.00	0.027	0.033
Trayectoria Recta Vertical	0.25	0.027	0.18
Ruta combinada arco	0.25	0.15	0.033
TOTAL	0.50	0.204	0.246

Total= 0.95

ANÁLISIS COMPARATIVO DEL PROYECTO



Especificaciones	Objetivo	Limite	Diseño	Valoración
Altura (cm)	45	50	45	✓
Largo (cm)	45	50	45	✓
Profundidad (cm)	45	50	45	✓
Altura máxima de vuelo	25	15	25	✓
Alcance de radio (m)	25	500	Superior a 750	✓
Peso neto	1500 gr	1500 gr	1500	✓
Max. Peso de carga (g)	200	300	300	✓
Numero de rotores	8	8	8	✓
Radio control-emisor canales	6	12	6	✓
Aplicaciones	Aeromodelismo	Aeromodelismo	Aeromodelismo	✓
Max. Tiempo de vuelo	5	2.5	2.8	✓
Velocidad máxima de crucero (m/s)	2 m/s	0.5 m/s	1 m/s	✓
Precio de la implementación	2000 USD	2500USD	1901 USD	✓

PRESUPUESTO PARA EL FUNCIONAMIENTO DE LA UAV

Pieza	Descripción	Cantidad	Costo unitario (USD)	Costo total
KIT Controlador de vuelo	Tarjeta de vuelo Pixhawk 2.4.8 PX4	1	76,99	218,28
	Modulo GPS con compas UBLOX - M8N	1	42,99	
	Radio YKS - 3DR Telemetría 915 MHz	1	42,99	
	Módulo De Potencia XT-60	1	47,99	
	Soporte anti-vibración	1	2,90	
	Interruptor de seguridad	1	2,61	
	Timbre	1	1,81	
KIT Brushless	Motor RTF 2208 - 1100KV	8	28,40	227,20
	Tornillo M5X8mm	32	-	
	Adaptador de hélice	8	-	
Controlador de velocidad electrónico	ESC DYS SN20A mini con Simonk	8	18,08	144,64
Hélices graupner 3D 8X4.5mm	Izquierda	8	6,00	96,00
	Derecha	8	6,00	
Radio Control	Emisor FlySky FS-i6X	1	95,00	115,03
	Receptor FlySky-X6B 2.4 GHz-6ch	1	20,03	
Bateria Lipo	YPG 1800 mAh - 70C- 4S	2	40,00	80,00
Tubos de fibra de carbono LM	12mmX10mmX355,25mm	10	13,88	434,80
	10mmX8mmX423,8mm	14	12,00	
	5mmX3mmX500mm	8	16,00	
Kit abrazadera de tubo	Abrazadera para tubo de fibra de carbono 12mm	16	2,43	38,88
	Tuerca y tornillo M3X25mm	64	-	
Acoples TPU Impresión 3D (gramos/tiempo)	Nodo de acople tipo 1 (6 entradas)	4	8	68,40
	Nodo de acople tipo 2 (5 entradas)	4	8	
	Acople de diagonal para tubo de 5mm	4	1,10	
	Cruceta central	1	15	
Soporte para el motor	Fibra de carbono	8	3,50	28,00
Soporte base GPS	PLA	1	0,50	0,50
Subtotal				1451,73
Transporte envíos e Impuestos de aduana				250
Gastos Varios				200
Total				1901,73

Conclusiones

Recomendaciones



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

Muchas Gracias!

