



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

TRABAJO FIN DE GRADO:

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

ELABORACIÓN DE UNA MAQUETA DE EKRANOPLANO PARA SU SENSORIZACIÓN Y CONTROL



GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Elaborado por Rosendo Sánchez Fernández

Supervisado por:
Miguel Ángel Mateo Pla

Nomenclatura

AR	Alargamiento alar	[-]
b	Envergadura	[L]
CL	Coefficiente de sustentación	[-]
CM	Coefficiente de momento	[-]
c	Cuerda	[L]
c_{root}	Cuerda en la raíz	[L]
c_{tip}	Cuerda en la punta	[L]
c_t	Cuerda media aerodinámica del estabilizador trasero	[L]
c_w	Cuerda media aerodinámica del ala	[L]
$d\epsilon/d\alpha$	Desviación de corriente	[-]
e_w	Factor de Oswald del ala	[-]
g	Aceleración de la gravedad	[LT ⁻²]
K	Constante elástica	[MT ⁻²]
M	Número de Mach	[-]
m	Masa	[M]
S_t	Superficie de referencia del estabilizador trasero	[L ²]
S_w	Superficie alar de referencia	[L ²]
x	Posición	[L]
xCA	Posición del centro aerodinámico	[L]
α	Ángulo de ataque	[rad]
δ	Elongación	[L]
δE	Ángulo deflexión del flap	[rad]
Λ	Ángulo de flecha	[rad]
λ	Estrechamiento	[-]
ϕ	Ángulo de giro	[rad]
ψ	Ángulo de guiñada	[rad]
ρ	Densidad	[ML ⁻³]
θ	Ángulo de cabeceo	[rad]

Abreviaciones

2D	2 Dimensiones	
ADC	Analog–Digital Converter	Convertidor analógico–digital
CDG	Centro de gravedad	
DAC	Digital–Analog Converter	Convertidor digital–analógico
dps	Degrees per second	Grados por segundo
Ec.	Ecuación	
ESC	Electronic Speed Control	Regulador de velocidad electrónico
Fig.	Figura	
GPIO	General Purpose Input/Output	Entrada/Salida de propósito general
FOC	Field–Oriented Control	Control de campo orientado
IMU	Inertial Measurement Unit	Unidad de medida inercial
Hz	Hercios	
LE	Leading Edge	Borde de ataque
L	Lift	Sustentación
M	Momento	
MHz	Mega Hercios	
mm	Milímetros	
N	Newton	
ODR	Output data rate	Velocidad de salida de datos
PCB	Printed Circuit Board	Placa de circuito impreso
pF	Pico Faradio	
PMSM	Permanent Magnet Synchronous Motor	Motor de imanes permanentes
PN	Punto Neutro	
PWM	Pulse–Width Modulation	Modulación por ancho de pulsos
R	Matriz de Rotación	
RCC	Radio Controlled Clock	Reloj controlado por radio
Rx	Recepción	
s	Segundos	
SPI	Serial Peripheral Interface	Bus SPI
STX	Start of Transmission	Inicio de la transmisión
t	Tail	Ala secundaria
TE	Trailing Edge	Borde de salida
Tx	Transmisión	
UART	Universal Asynchronous Receiver–Transmitter	Transmisor–Receptor Asíncrono Universal
w	Wing	Ala principal

Índice

1. Introducción	1
1.1. Referencia histórica	1
1.2. Objetivos del trabajo	2
2. Construcción del modelo	3
2.1. Estudio preliminar	4
2.2. Diseño estructural	4
2.3. Inconvenientes surgidos durante la fase de diseño	6
2.4. Montaje	7
2.4.1. Adición de un perfil alar	10
3. Sistema electrónico	12
3.1. Componentes	12
3.1.1. Regulador ESC para el control del motor	12
3.2. NUCLEO-F302R8	12
3.2.1. Configuración externa	12
3.2.2. Configuración interna	13
3.2.3. Configuración de los timers	15
3.3. X-NUCLEO-IHM07M1	17
3.4. X-NUCLEO-IKS01A1	17
3.4.1. Módulo LSM6DS0	18
3.4.2. Módulo LIS3MDL	20
3.4.3. Módulo LPS25HB	21
3.4.4. Módulo HTS221	22
3.5. ESC Turnigy multiStar 20A brushless	22
3.5.1. Calibración del regulador ESC	22
3.6. Motor brushless 3-fases	23
3.7. Selección de la hélice	23

3.8. Cableado externo	23
4. Caracterización física de la maqueta	26
4.1. Origen de referencia	26
4.2. Cálculo de los parámetros del ala principal	27
4.3. Cálculo de los parámetros del ala secundaria	30
4.4. Coeficientes globales de la aeronave	31
4.4.1. Masa de referencia	31
4.4.2. Centro de gravedad	31
4.4.3. Coeficiente de sustentación total	33
4.4.4. Coeficiente de momento	34
4.4.5. Punto neutro	35
4.5. Estimación del empuje del motor a partir de la ley de Hooke	36
4.6. Estimación del ángulo del flap horizontal en función del pulso enviado	39
4.7. Resumen de los parámetros obtenidos	39
5. Sistema Inercial	43
5.1. Calibración de los sensores inerciales	43
5.1.1. Acelerómetro	43
5.1.2. Giróscopo	46
5.1.3. Magnetómetro	48
5.2. Determinación del sistema inercial	49
5.2.1. Ángulo de cabeceo	50
5.2.2. Ángulo de giro	51
5.2.3. Ángulo de guiñada	51
6. Funcionamiento del sistema	52
6.1. Programa Matlab	52
6.1.1. Método de control	52
6.1.2. Transmisión de datos Matlab – Placa	53

6.1.3.	Transmisión de datos Placa – Matlab	54
6.1.4.	Algoritmo del programa Matlab	55
6.2.	Programa en C de la maqueta	56
7.	Presupuesto	59
7.1.	Coste asociado a los recursos humanos	59
7.2.	Costes asociados al material	59
7.3.	Coste total del prototipo	60
7.4.	Coste total de una réplica	60
7.5.	Resumen	61
8.	Conclusiones y trabajo futuros	62
8.1.	Conclusiones	62
8.2.	Conclusiones personales	63
8.3.	Trabajos futuros	63
A.	Apéndices	66
A.1.	Fase de diseño y elaboración	66
A.2.	Componentes	74

Índice de figuras

2.1.	Imagen de la patente 5105898 A de Charles G. Bixel	3
2.2.	Representación del diseño en Siemens NX	5
2.3.	Dimensiones del poliestireno en milímetros	5
2.4.	Dimensiones de la madera de contrachapado en milímetros	6
2.5.	Primer montaje de la maqueta	7
2.6.	Uniones mecánicas –escuadra–	8
2.7.	Imagen de ambas baterías colocadas en la maqueta	9
2.8.	Maqueta ensamblada	9
2.9.	Maqueta con perfil alar	10
2.10.	Perfil NACA 4108	11
3.1.	Esquemático de NUCLEO–F302R8: JP1	13
3.2.	Esquemático de NUCLEO–F302R8: JP5 y JP6	13
3.3.	Resultado final de la configuración de los pines en STM32CubeMX	14
3.4.	Configuración de los pines de la placa NUCLEO–F302R8	14
3.5.	Gráfica obtenida del datasheet del Micro-Servo SG90	16
3.6.	Esquemático de X-NUCLEO-IKS01A1	18
3.7.	Esquemático del cableado externo con su patrón de colores	25
3.8.	Cables soldados a la placa núcleo mediante una placa PCB	25
4.1.	Posición del origen de coordenadas	26
4.2.	Superficie alar de referencia	27
4.3.	Cuerda media aerodinámica	28
4.4.	Cálculo de constante K_C para un flap plano	30
4.5.	Cálculo de constante K_B para un flap plano	30
4.6.	Obtención de la masa de referencia con una báscula de cocina	31
4.7.	Obtención del cdg en el eje X	32
4.8.	Posición real del cdg en la maqueta	32
4.9.	Representación del peso frente al incremento de longitud del elástico	37

4.10. Balanza elaborada para modelar el empuje del motor	38
4.11. Representación del ángulo δE frente al pulso enviado	39
5.1. Sistema de coordenadas del acelerómetro respecto el de la aeronave .	43
5.2. Lecturas del acelerómetro para el eje X cuando la aceleración de la gravedad es positiva en el eje Z	45
5.3. Ejes de rotación del giróscopo con respecto los de la aeronave	46
5.4. Lecturas del giróscopo para el eje X cuando la aceleración de la gra- vedad es positiva en el eje Z	47
5.5. Sistema de coordenadas del magnetómetro respecto el de la aeronave	48
6.1. Estructura de un paquete de datos enviado desde el programa Matlab a la aeronave	53
6.2. Estructura del mensaje enviado desde la aeronave al programa Matlab	55
6.3. Diagrama que resume el funcionamiento del programa de Matlab . . .	56
6.4. Interfaz gráfica desarrollada para la interpretación del programa de control de la aeronave	56
6.5. Diagrama que resume el funcionamiento del programa C de la maqueta	58
A.1. Primer diseño en Siemens NX	66
A.2. Segundo diseño en Siemens NX (sin elementos curvos)	66
A.3. Diseño final en Siemens NX con perfil alar	67
A.4. Madera con papel de baja adherencia para evitar quemaduras por láser	67
A.5. Madera de contrachapado cortada por láser	68
A.6. Elementos de madera de contrachapado	68
A.7. Montaje previo de estructura de contrachapado	69
A.8. Tren de aterrizaje de la maqueta	69
A.9. Procedimiento de montaje de uniones mecánicas	70
A.10. Interruptor electrónico	70
A.11. Alerón vertical con sus elementos de unión	71
A.12. Unión alerón–estructura con su servomotor	71
A.13. Unión servomotor–ala	72
A.14. Ensamblaje del esqueleto con los elementos electrónicos	72

A.15.Unión del motor con su hélice a la estructura	73
A.16.Maqueta ensamblada a falta de la batería extra y la antena tx/rx . . .	73
A.17.Adaptador XT60 macho	74
A.18.Placa PCB para la soldadura de los cables con la placa núcleo	74
A.19.Batería LIPO de 2200 mAh para la alimentación del motor	74
A.20.Batería Power Bank para la alimentación de las placas	75
A.21.Placa NUCLEO–F302R8	75
A.22.Placa X–NUCLEO–IHM07M1	76
A.23.Motor brushless 3–fases	76
A.24.Hélice de 6×5.5” con anillas para ajustar a diferentes ejes	77
A.25.Placa X–NUCLEO–IKS01A1	77
A.26.Regulador ESC para el control del motor	77
A.27.Micro – Servomotor SG90 Digital	78
A.28.Módulo de telemetría HM-TRP 433 MHz para la comunicación entre la aeronave y el ordenador	78
A.29.Mando de videoconsola utilizado para controlar la aeronave	79
A.30.Elástico utilizado para modelar el empuje del motor mediante la ley de Hooke	79

Índice de tablas

1.	Parámetros del Timer 2 para el control de los servomotores	17
2.	Parámetros del Timer 1 para el control del regulador ESC del motor .	17
3.	Experimentos realizados para la determinación de la constante elástica	37
4.	Características del ala principal	40
5.	Características del ala secundaria	40
6.	Coefficientes globales de la aeronave	40
7.	Valores medios de las lecturas del acelerómetro apoyado en cada eje .	45
8.	Valores medios de las lecturas del giróscopo apoyado en cada eje . . .	47
9.	Valores medios de las lecturas máximas y mínimas del magnetómetro con los diferentes ejes apuntando al norte magnético	49
10.	Escala de las medidas de magnetómetro en cada eje tras corregir el error bias	49
11.	Correspondencia entre el mensaje enviado en cada byte y su valor ligado	54
12.	Costes asociados a los recursos humanos	59
13.	Coste de los materiales empleados	60
14.	Costes totales de la elaboración de la maqueta	60
15.	Costes totales de la elaboración de una réplica	61

1. Introducción

1.1. Referencia histórica

El vuelo de un cuerpo aerodinámico próximo a una superficie provoca una zona de alta presión que mejora su eficiencia aerodinámica [15]. Este fenómeno es conocido como efecto suelo, y aunque es utilizado en diversas fases del vuelo, su uso continuado no ha llegado a popularizarse.

En la década de 1950, el ingeniero soviético Rostislav Alexeiev [16] imagina un nuevo tipo de aparato que solventaría las limitaciones de las hidroalas. Así realizó cientos de modelos a escala de vehículos que emplearían este principio para poder sustentarse. Otros ejemplos de aparatos basados en el efecto suelo fueron los desarrollados por el ingeniero alemán Alexander Lippisch.

El nombre de esta nueva aeronave era ekranoplano, derivación de la denominación que recibe en ruso el efecto suelo –*ecranny effect*–. Para volar, a diferencia de los aviones convencionales que se benefician de una aspiración hacia arriba por el efecto de la sustentación, los ekranoplanos utilizan la sobrepresión que se produce delante y debajo de sus alas, que forma un colchón de aire que asegura una cierta sustentación del aparato.

Si bien su principal limitación sea la necesidad de volar a bajas altitudes, restringiendo su uso a vuelos sobre la superficie del mar, este tipo de vehículo permite mayor capacidad de transporte con menor potencia y gasto de combustible, siendo un firme candidato para revolucionar el mercado de transporte intercontinental.

Ante estas prometedoras prestaciones, parece interesante el desarrollo de una maqueta del diseño propuesto por el aviador e inventor Charles G. Bixel [1], el cual se asemeja a la forma de un aerodeslizador u hovercraft, pero siendo fiel al concepto de aeronave –en lugar de lanzar un chorro de aire contra una superficie para sustentarse, esa fuerza se consigue gracias a la diferencia de presiones creada entre la parte superior e inferior del vehículo, debido a su movimiento y a la variación de las líneas de corriente–.

Así, un diseño conceptual del modelo puede ser implementado a posteriori, con una estructura lo suficientemente rígida y ligera según lo requieran sus prestaciones, para ser equipado electrónicamente tanto con motores que le doten de la habilidad de control y actuación, como de sensores inerciales que permitan conocer su telemetría y datos en vuelo.

1.2. Objetivos del trabajo

La principal tarea a realizar en el presente trabajo fin de grado consiste en, como bien dice el título, elaborar una maqueta de una aeronave del tipo ekranoplano para su sensorización y control.

Para una satisfactoria elaboración del proyecto, a continuación se dictan una serie de hitos principales que servirán como una guía para una correcta realización de los objetivos planteados:

- Diseño estructural de la maqueta para su posterior implementación física.
- Realización de un informe de viabilidad que vincule los elementos electrónicos con las dimensiones de la maqueta.
- Construcción física del modelo.
- Estudio aerodinámico de la maqueta.
- Desarrollo de un programa capaz de controlar la aeronave con todos sus componentes inalámbicamente.
- Ajuste y calibración de los sensores inerciales para una depuración de los valores de las lecturas.
- Desarrollo de un algoritmo capaz de obtener los valores de la actitud de la aeronave a partir de las medidas obtenidas por los sensores.
- Combinación de los datos obtenidos por el estudio aerodinámico –ecuación de estabilidad– y los valores de actitud de los sensores inerciales para estabilizar la aeronave en vuelo.
- Prueba en vuelo.

2. Construcción del modelo

El estudio a realizar se centrará en la sensorización y control de un vehículo de efecto suelo conocido como Ekranoplano, con un posible estudio económico de la maqueta para su comercialización.

El primer paso a seguir es la elección del modelo o tipo de Ekranoplano. Una de las posibles configuraciones aerodinámicas a realizar es la propuesta por el ingeniero alemán Alexander Lippisch, siendo sus diseños un factor precedente en la aparición de este nuevo concepto.

El problema de la elección de este diseño radica en la necesidad de un estudio aerodinámico completo previo a su diseño, ya que el equilibrado y la estabilización de la nave en vuelo sería más complejo debido a su forma [10].

Dado que ese no es el objeto de este estudio, sino una posterior sensorización que permita diseñar un sistema inercial acorde a nuestra aeronave, se ha optado realizar un diseño basado en el propuesto por el aviador e inventor Charles G. Bixel en su patente 5105898 A [1], el cual se asemeja a la forma de un aerodeslizador -hovercraft-, pero siendo fiel al concepto de aeronave.

En la figura 2.1 se puede observar su propuesta.

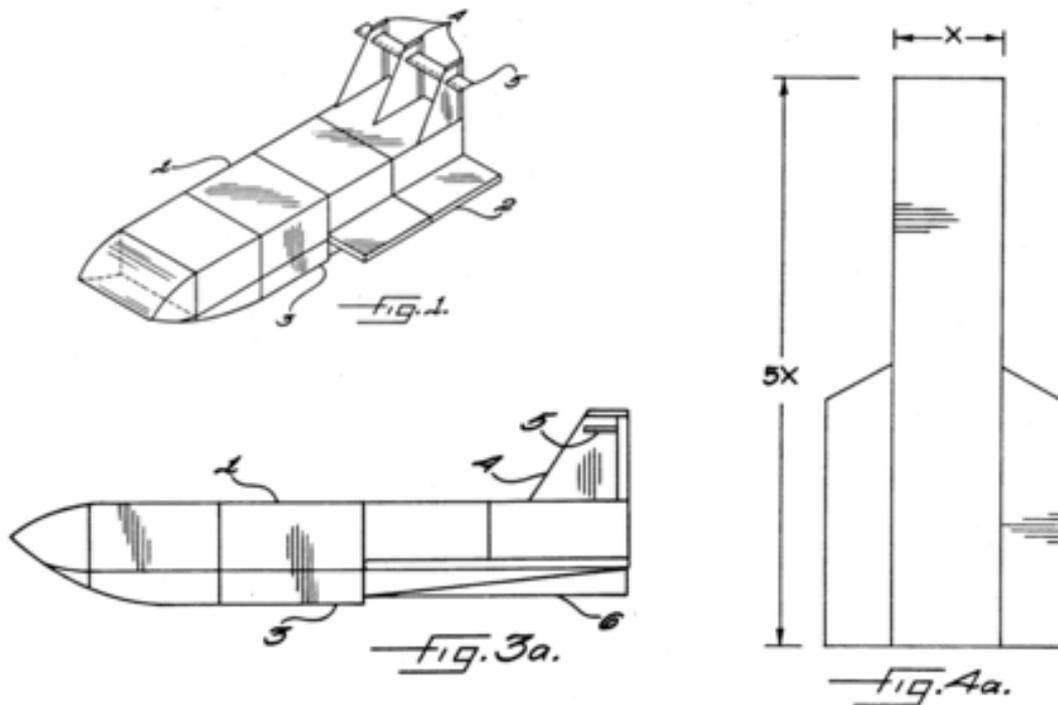


Figura 2.1: Imagen de la patente 5105898 A de Charles G. Bixel

La elección de este modelo radica, como hemos comentado anteriormente, en su simplicidad. Un formato similar al propuesto por Alexander Lippisch podría voltearse sobre sí mismo tanto en despegue como en crucero con la menor perturbación, hecho que, debido a su forma, es más improbable que suceda en el planteado por Charles Bixel.

2.1. Estudio preliminar

Como en cualquier construcción aeronáutica, uno de los principales objetivos es utilizar materiales lo suficientemente rígidos para soportar todas las cargas estructurales, a la par que ligeros, asegurando un menor gasto de combustible y la necesidad de un motor menos potente.

De esta manera, todas las partes sustentadoras –alas, alerones y estabilizador– serán de cartón pluma –poliestireno expandido recubierto por las dos caras con un cartón blanco–, siendo su principal característica la ligereza, al mismo tiempo que es lo suficientemente rígido como para soportar la resistencia del aire sin deformarse.

El esqueleto de la aeronave, sin embargo, será de madera de contrachapado, un material más resistente que será capaz de aguantar los esfuerzos aerodinámicos y asegurar los componentes electrónicos.

Las dimensiones de la estructura en general deben ser cuidadosamente elegidas, siendo así lo suficientemente grande como para albergar todos los componentes aunque sin excederse, pues tanto el aumento de su peso como de su resistencia con el aire debido a un mayor área frontal puede conllevar a que no se disponga de la potencia necesaria como para volar.

Por esto, ha sido necesario considerar tanto sus dimensiones como las prestaciones de los dispositivos que poseerá, estableciendo un óptimo entre sus parámetros para tomar la decisión correcta.

Un motor que ofrezca una mayor fuerza de empuje, por ejemplo, necesitará también más poder de alimentación, de manera que el tamaño de la batería será mayor, al mismo tiempo que las dimensiones de la aeronave. Así, este hecho puede conllevar a que el incremento de empuje ganado sea menor a la resistencia aerodinámica generada tanto por el peso de la batería y el redimensionamiento estructural. He aquí el objeto del estudio simultáneo para asegurar su viabilidad e intentar garantizar el óptimo entre ambos.

2.2. Diseño estructural

Al comienzo de su elaboración la idea era, para elaborar unos cortes lo más simétricos posibles, cortar las piezas con utillaje sofisticado. Máquina de corte por hilos para el poliestireno y máquina de corte por láser para la madera de contrachapado, recursos de los que dispone la universidad.

A lo largo de la fase de diseño, diferentes bocetos, Fig. A.1, A.2 y A.3, han ido evolucionando según las necesidades y los imprevistos surgidos, que serán comentados en en la sección 2.3. *Inconvenientes surgidos durante la fase de diseño.*

Dichos diseños han sido realizados utilizando el programa Siemens NX, pues ya había sido utilizado previamente en la asignatura “Fabricación Aeroespacial” [3] de manera que existía una familiarización previa.

Las dimensiones finales elegidas para el modelo quedan ilustradas en las imágenes

Fig. 2.3 y Fig. 2.4.

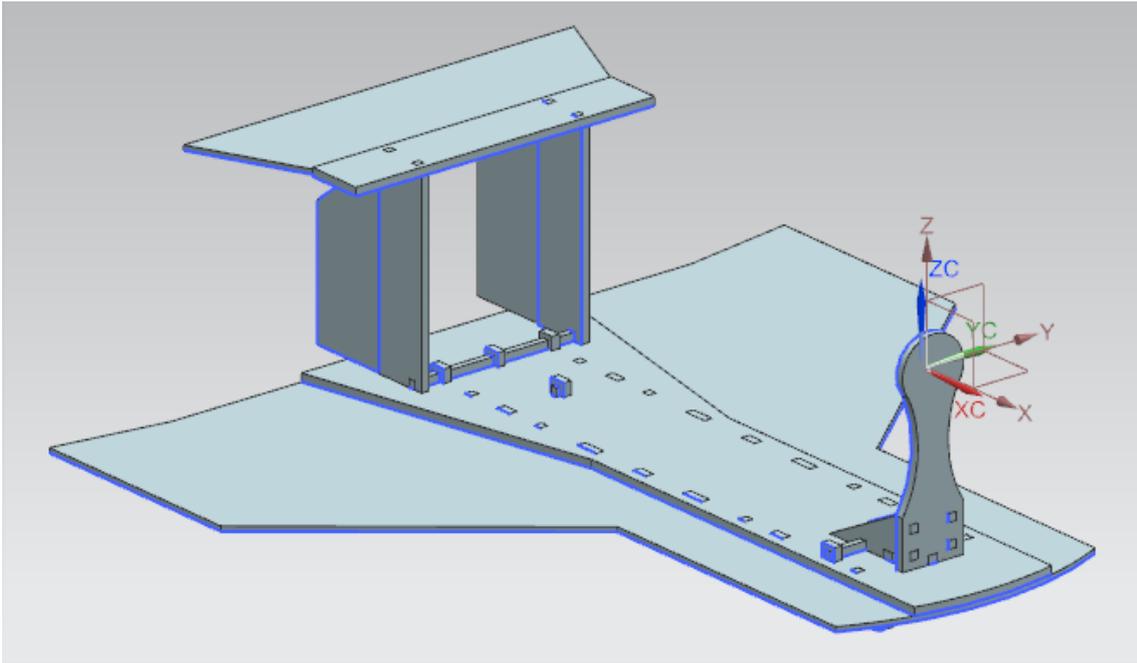


Figura 2.2: Representación del diseño en Siemens NX

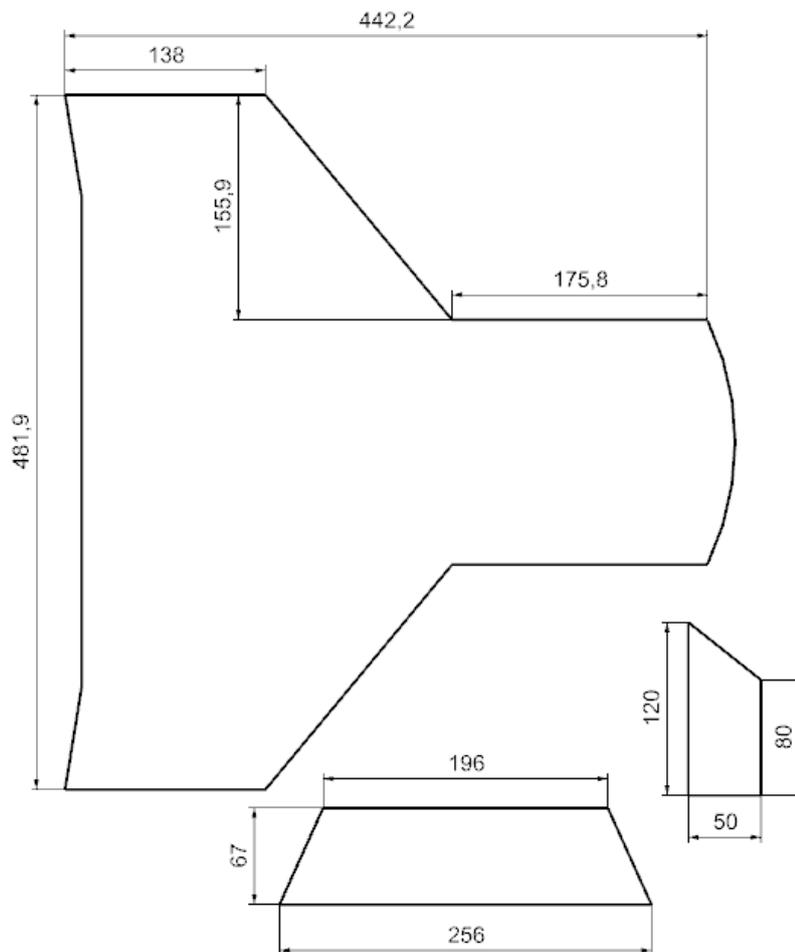


Figura 2.3: Dimensiones del poliestireno en milímetros

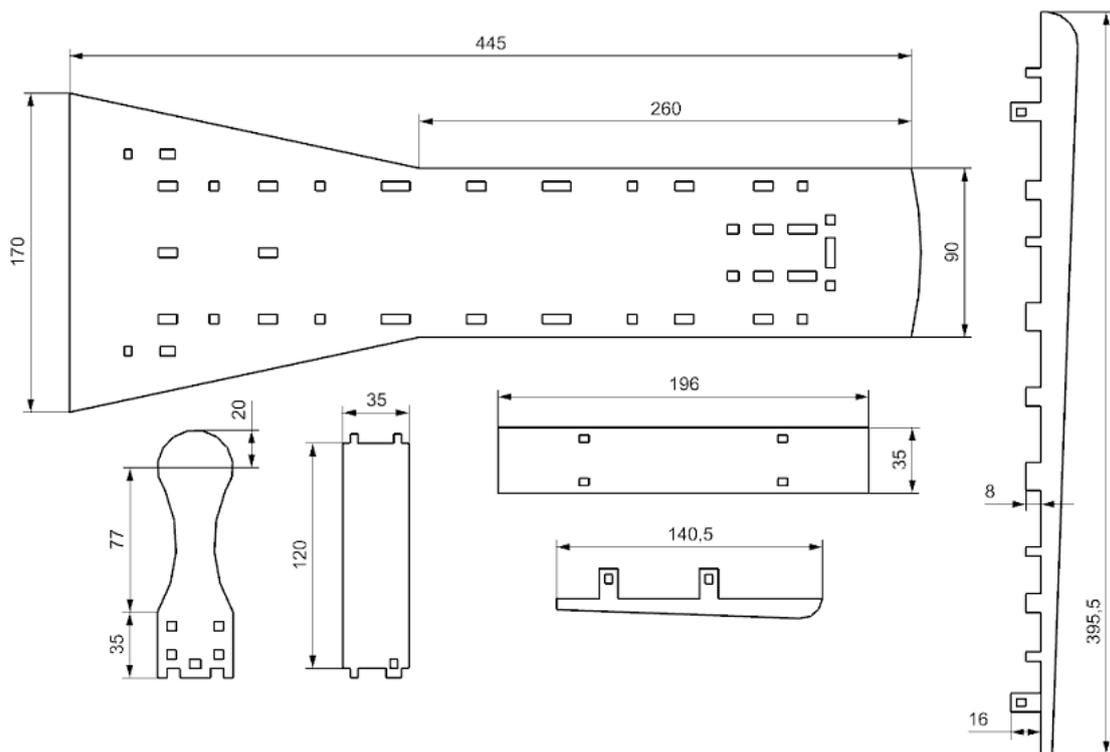


Figura 2.4: Dimensiones de la madera de contrachapado en milímetros

2.3. Inconvenientes surgidos durante la fase de diseño

A lo largo de la fase de diseño han ido surgiendo diferentes imprevistos que implicaron la modificación de éste.

En primer lugar se elaboró un diseño más básico, Fig. A.1, donde el grosor de ambos materiales era de 3 mm. Además, entre otros, no se había planteado en su configuración un soporte para aterrizar, Fig. A.8. Al mismo tiempo se nos comunicó que no disponíamos del utillaje de la universidad para realizar los cortes.

Afortunadamente el departamento de informática disponía también de una máquina de corte por láser propia, aunque la primera información obtenida cuando se le envió el diseño fue que no era capaz de realizar cortes circulares. De esta manera se decidió modificar el diseño de madera, Fig. A.2, cambiando todas las curvas por elementos rectos y cortar el poliestireno con cúter.

El siguiente inconveniente que surgió fue que dicha máquina no era lo suficientemente grande como para cortar la madera con las dimensiones deseadas (el tamaño máximo admitido era el equivalente a las dimensiones de un DIN A4). Así, como último recurso se decidió acudir a una empresa externa –Archicerle–.

Antes de realizar el corte, la empresa nos facilitó diversa información útil así como sus tarifas, descuentos por ser universitario, y los tipos de madera disponibles. La madera elegida había sido de 3 mm para reducir su peso lo máximo posible. El problema era que al tenerla en mano no aportó la confianza necesaria como para cumplir los requisitos de rigidez exigidos, sino que tenía cierta tendencia a pandeo, de manera que, dado que había que volver a modificar el diseño (aquí volvíamos a tener disponibilidad para realizar cortes circulares), se rediseñó teniendo en cuenta

también el nuevo grosor (5 mm). En este nuevo rediseño sí que se tuvo en cuenta parámetros de configuración finales tales como la existencia de un soporte/tren de aterrizaje, previamente comentado.

2.4. Montaje

El formato del archivo para poder realizar el corte era autocad “.dxf”, y el procedimiento a seguir para estructurarlas en el fichero, fue reposicionar todas las piezas en perspectiva 2D, intentando aprovechar todo el espacio posible, dejando la menor cantidad de huecos entre cada pieza, para poder cortar, así, una pieza de madera de menor tamaño, desperdiciando la menor cantidad de madera posible, Fig. A.5.

El tiempo de corte fue, según nos informó la empresa, menor a una hora, y la madera fue recubierta por ambas caras con un papel de baja adherencia de manera que al cortarla por láser no sufriese ninguna mancha –quemadura– en su superficie, Fig. A.4.

La forma de cortar el poliestireno fue, como hemos dicho previamente, utilizando como herramienta un cúter.

Así, con la madera cortada, Fig. A.5, y el poliestireno cortado, se hizo un montaje preliminar de la maqueta, Fig. 2.5.

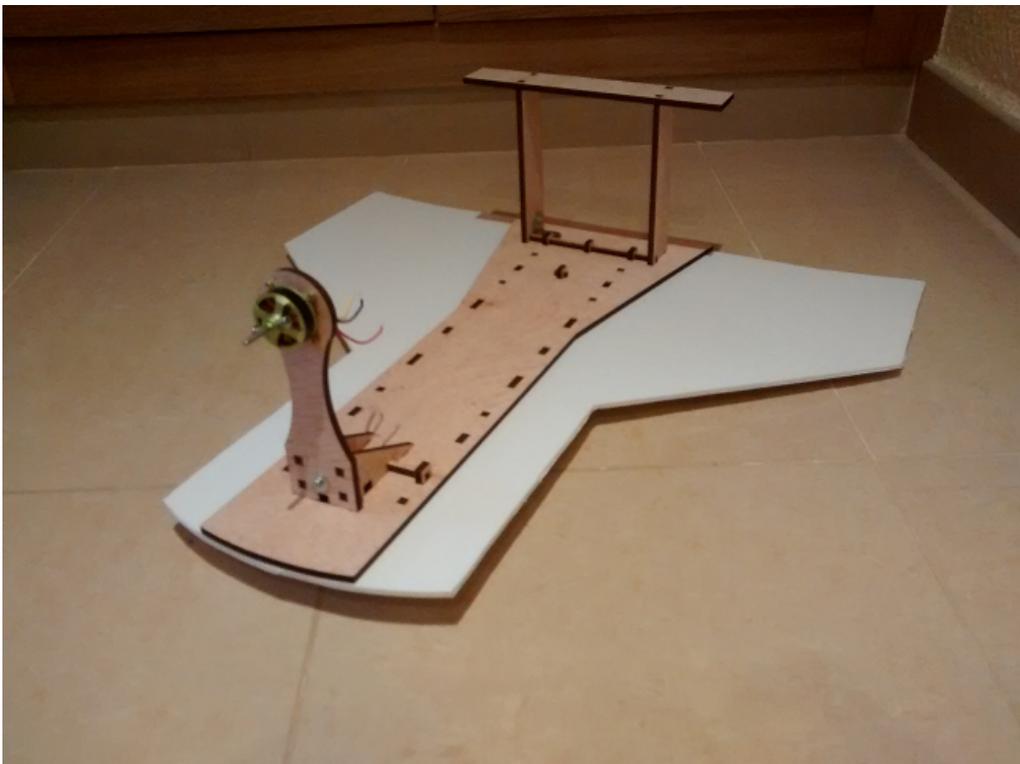


Figura 2.5: Primer montaje de la maqueta

Dado que la alta temperatura del haz del láser cortador tiene un radio de acción dentro del cual deshace un poco la madera, sus dimensiones finales no coincidieron exactamente con las planteadas en su diseño, de modo que los enganches no

quedaron tan ajustados como se deseaba. Como medida correctiva, y en lugar de usar pegamento, se decidió utilizar uniones mecánicas, es decir, escuadras, tornillos, tuercas y arandelas, Fig. 2.6.

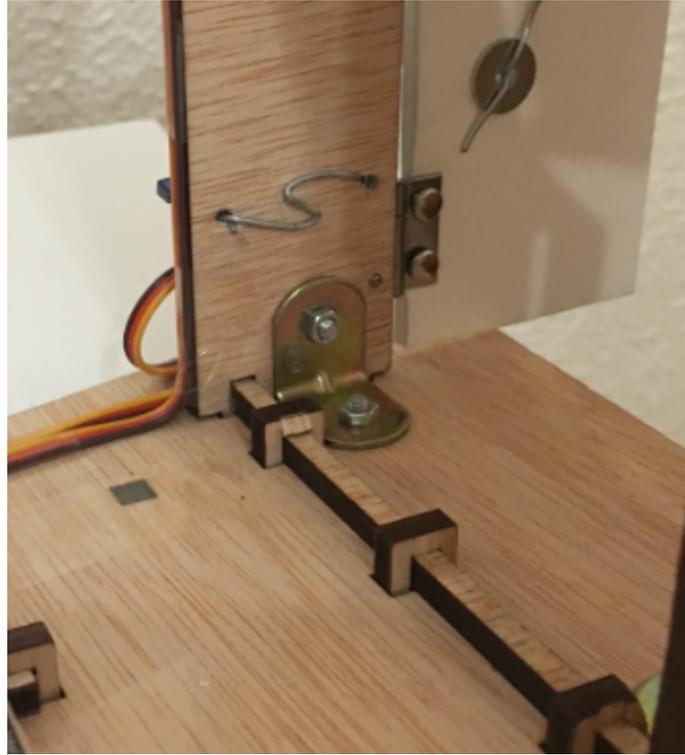


Figura 2.6: Uniones mecánicas –escuadra–

Para la conexión de la placa núcleo con los diferentes componentes se ha utilizado una placa prototipo (PCB), Fig. A.18, donde los pines de la placa son unidos al resto de componentes mediante cableado previamente diseñado (véase sección: 3.8. *Cableado externo*).

Los servomotores se han unido a la estructura mediante alambre fuertemente prensando, imposibilitando cualquier oscilación. Éste mismo material (alambre) une los servomotores con las alas (o alerones), compartiendo solidariamente el movimiento de su eje para modificar la sustentación en estas zonas, Fig. A.13.

Las baterías se han colocado en la parte trasera para retrasar el centro de gravedad (cdg), mejorando así sus propiedades aerodinámicas, pues el resto de componentes pesados se encontraban en la parte delantera. En primer lugar se decidió utilizar solamente una sola batería, Fig. A.19, pero tras probar el funcionamiento completo de la aeronave, se comprobó que se creaba una cierta interferencia al mezclar la alimentación del motor con la del resto de componentes, de manera que se decidió utilizar un power bank para alimentar todo excepto el motor, Fig. A.20.

Su enlace con la placa y el motor se ve interrumpido por un interruptor que hemos colocado para poder cortar la alimentación más fácilmente, Fig. A.10. Además, la salida del cable de la batería era del tipo “XT60 hembra”, por lo que se ha tenido que utilizar un adaptador “XT60 macho”, Fig. A.17, la cual se ha soldado a los cables de 2.54 mm.

El motor se ha unido a la estructura mediante tornillos, y a éste, la hélice me-

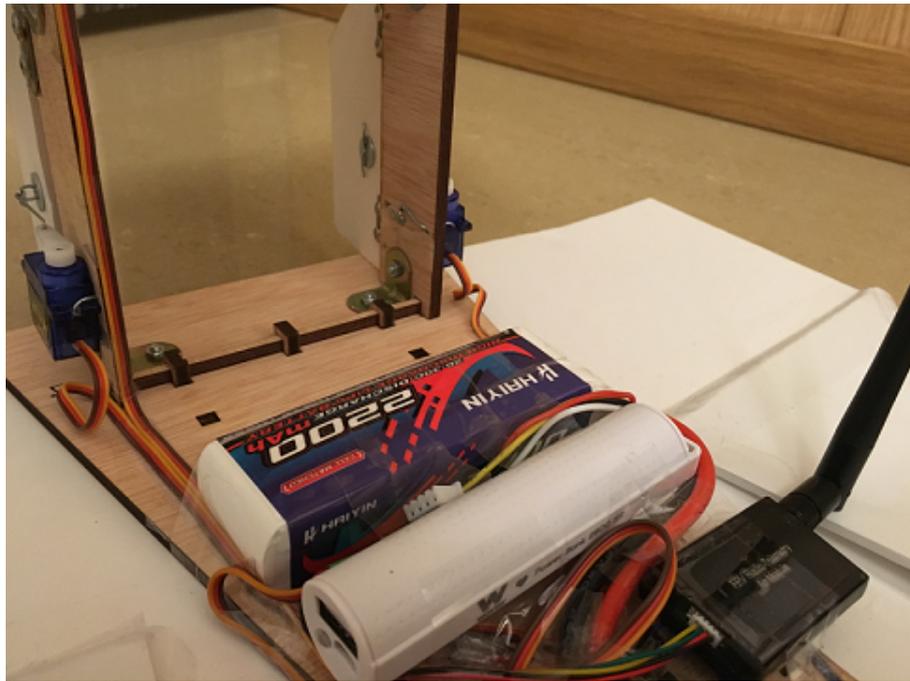


Figura 2.7: Imagen de ambas baterías colocadas en la maqueta

diante una goma elástica, Fig. A.15.

El cableado ha sido fijado mediante cinta adhesiva para guiarla sobre la estructura y que quedase fija. Además, la antena transmisora/receptora (tx/rx) también se fijado con cinta aislante. El resultado final queda mostrado en la Fig. 2.8.

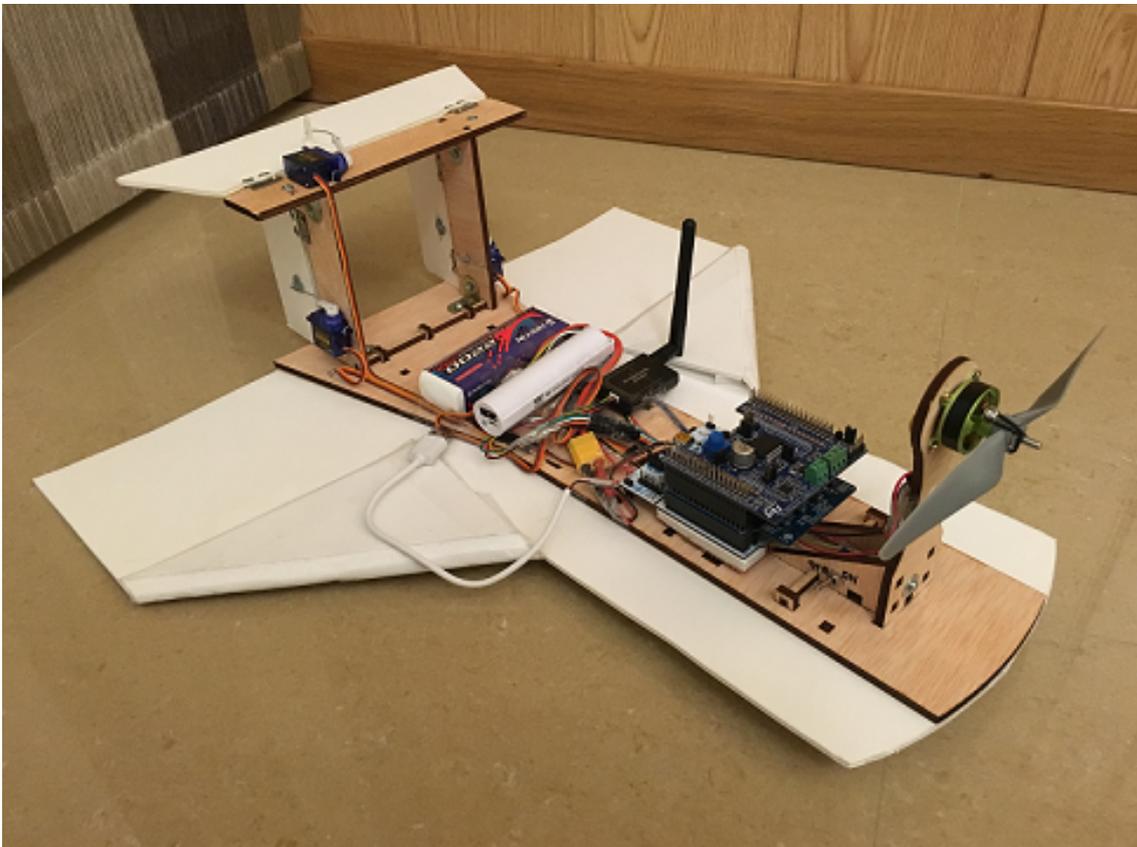


Figura 2.8: Maqueta ensamblada

2.4.1. Adición de un perfil alar

Para mejorar sus condiciones de sustentación y garantizar una mejor eficiencia aerodinámica, se decidió simular un perfil alar [7] con parte del poliestireno sobrante, Fig. A.3.

Su forma de elaboración ha consistido en doblar una tira de este material, dándole una curvatura inicial (borde de ataque), y lijando la parte final (borde de salida), para una transición suave entre esta nueva parte del extradós y el resto del ala.

Su unión ha sido mediante cinta adhesiva fuertemente tensada, asegurando que quedaba bien fijo, y rellenando el interior de la parte hueca de la curvatura con láminas finas de poliestireno para asegurar su consistencia, Fig. 2.9.

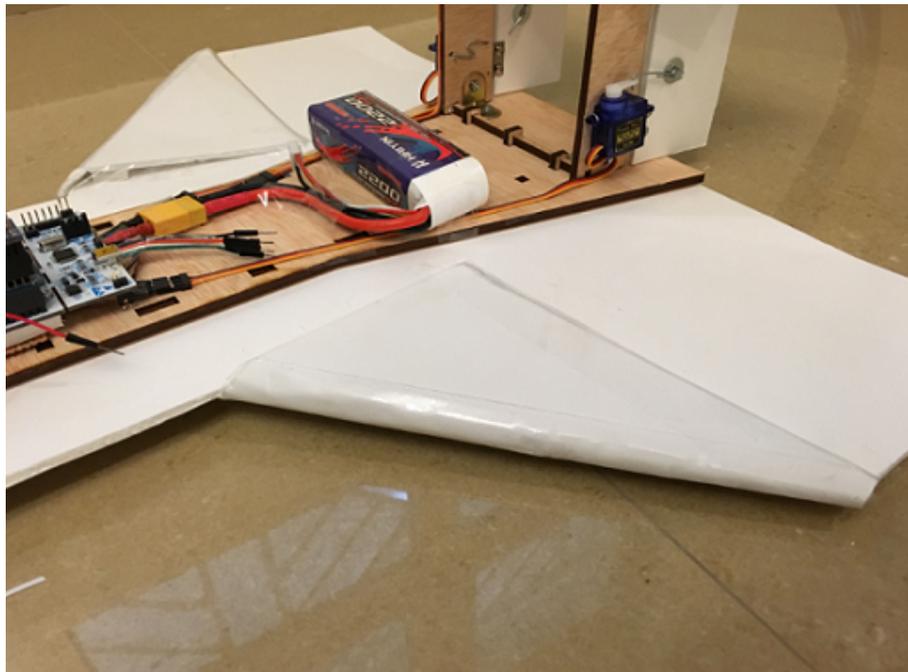


Figura 2.9: Maqueta con perfil alar

Este nuevo perfil se puede aproximar a un perfil NACA a partir de los siguientes parámetros:

- Cuerda (c): 97 mm
- Curvatura máxima (f/c): 4
- Situación de la curvatura máxima ($x_{f/c}$): 10
- Espesor máximo (t/c): 08

El resultado es un perfil NACA 4108, que gracias a la herramienta web “Airfoil Tools” hemos podido reproducirlo, para superponerlo sobre una foto de nuestra maqueta y asegurarnos que la aproximación es válida, Fig. 2.10.

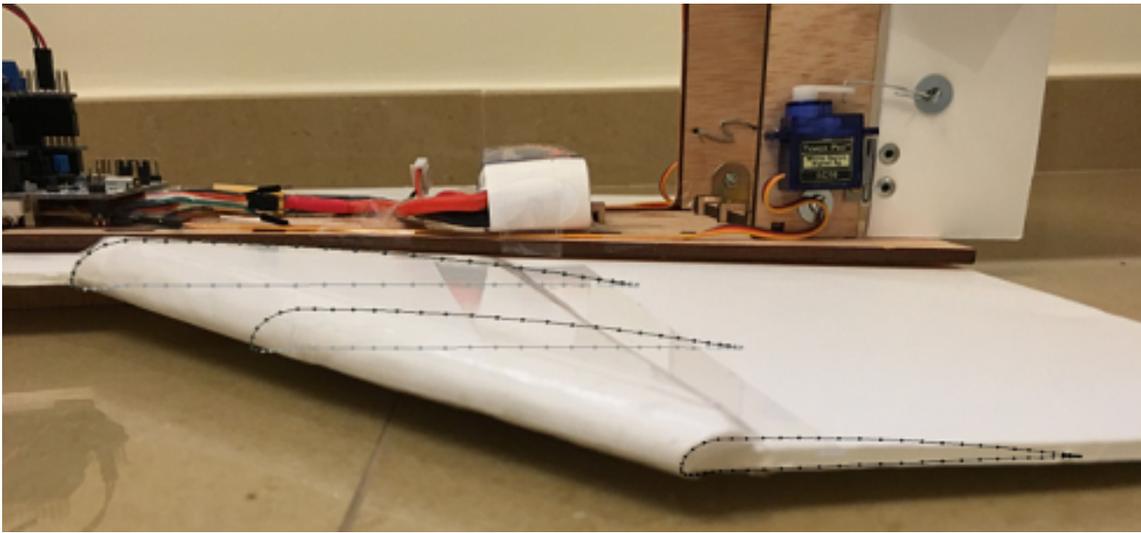


Figura 2.10: Perfil NACA 4108

3. Sistema electrónico

3.1. Componentes

En un principio, el grueso de control de la aeronave estaba basado en el pack “P-NUCLEO-IHM001” del proveedor de microcontroladores “STMicroelectronics” que consta de:

- Bloque de control: NUCLEO-F302R8, Fig. A.21.
- Bloque de alimentación: X-NUCLEO-IHM07M1, Fig. A.22.
- Motor PMSM: Motor brushless 3-fases de bajo voltaje, Fig. A.23.

Adicionalmente, y para la recepción de las diferentes fuerzas inerciales que soportará la aeronave, tenemos la placa:

- Bloque de sensorización: X-NUCLEO-IKS01A1, Fig. A.25.

Ambas placas, al ser del mismo proveedor, son perfectamente compatibles.

3.1.1. Regulador ESC para el control del motor

Debido a que la placa X-NUCLEO-IHM07M1 no funcionaba como se esperaba (el método que utilizaba no era muy preciso, y el algoritmo que poseía era demasiado complejo) y por falta de tiempo, se decidió utilizar un regulador ESC para el control del motor, pues había sido empleado uno similar en la asignatura “Tecnología Electrónica” [8], y contaba, por tanto, con cierta familiarización.

- Regulador Turnigy multiStar 20A brushless, Fig. A.26.

3.2. NUCLEO-F302R8

3.2.1. Configuración externa

Para su configuración, hay que hacer una lectura muy detallada del documento esquemático de la placa, donde aparecen todas las conexiones disponibles con sus valores de voltaje.

El jumper JP1 deberá ir abierto, pues no se aportará ninguna alimentación extra (externa) para la conexión del ST_LINK, Fig. 3.1 [13].

El jumper JP5 estará en el lado E5V, ya que cuando la placa esté en funcionamiento, no será alimentada por el ST_LINK, sino por la batería.

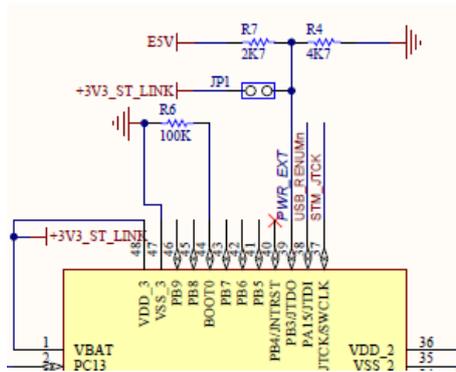


Figura 3.1: Esquemático de NUCLEO-F302R8: JP1

Esta alimentación será de 5 voltios, pero hay ciertos componentes que sólo pueden funcionar a 3 voltios, de manera que cerrando el jumper JP6 permitimos que estos componentes se conecten al colector del transistor NPN y les llegue una alimentación de +3V por el pin VDD, Fig. 3.2 [13].

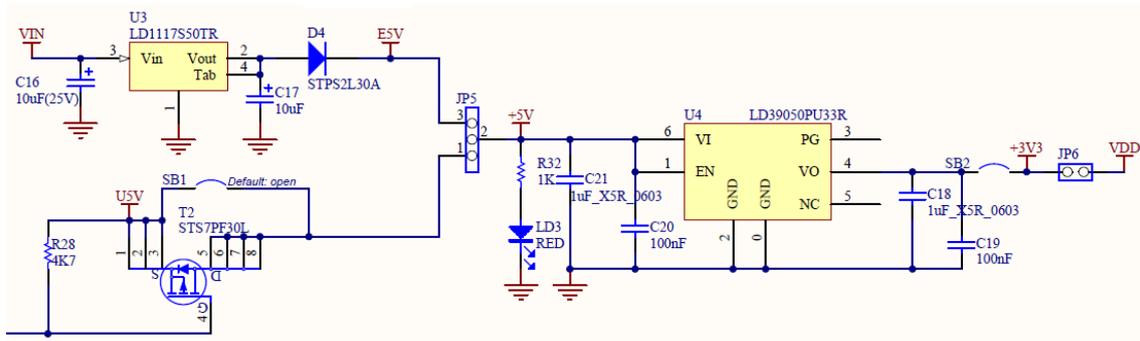


Figura 3.2: Esquemático de NUCLEO-F302R8: JP5 y JP6

3.2.2. Configuración interna

La configuración interna viene ligada a la configuración externa, pues esta delimitará la función de cada uno de los pines de la placa núcleo que conecta con el resto de placas y las hace funcionar.

Esta configuración se realiza teniendo también en cuenta el documento esquemático de la placa y con el programa STM32CubeMX [5], que presenta una interfaz donde se configuran todos los drivers de una forma más intuitiva, y que da como resultado un fichero base donde seguir programando, Fig. 3.3.

Así, a partir del documento esquemático como fuente de información y su correspondiente implementación en STM32CubeMX, obtenemos la siguiente distribución de los pines de los conectores de la placa, Fig. 3.4.

Pines GPIO

En primer lugar, se había planteado para comunicar con la placa X-NUCLEO-IHM07M1, en lugar de usar el bus SPI, al igual que el archivo de plantilla de la página STM. Al final no se han utilizado, de manera que en el esquema anterior, Fig. 3.4 no aparecen reflejados.

En nuestro caso se han utilizado la unión de dos de ellos (PC10 y PC11) para la alimentación de la antena tx/rx, ya que su funcionamiento no es muy bueno, quedando bloqueada muy fácilmente y la única forma de que volviese a funcionar correctamente era cortando la alimentación.

Hubiese sido muy interesante utilizar un transistor MOSFET para crear un interruptor digital, y reiniciar la alimentación cuando fuese necesario.

Al no contar con ninguno, se decidió utilizar este método, pues este reinicio en la alimentación se ha logrado poniendo las salidas de los pines GPIO a 0, y de nuevo a 1.

Botón azul (Blue PushButton)

Establece cual es la salida del pin correspondiente al botón azul. También está configurado como un pin GPIO.

Bus I2C

Establece los pines para la comunicación mediante el bus I²C con la placa X-NUCLEO-IKS01A1.

Bus UART

Establece los pines para la comunicación mediante el bus UART (asíncrono) con la antena tx/rx.

Temporizadores o "Timers"

Establece los pines correspondientes a los diferentes timers que utilizará la placa núcleo para controlar el motor y los servomotores mediante señales pwm.

El timer 1 (canal 3) ha sido utilizado para el control del motor.

El timer 2 (con sus canales 1, 2 y 4) será el encargado del control de los tres servomotores.

Channel 1: Servomotor izquierdo
Channel 2: Servomotor horizontal
Channel 4: Servomotor derecho

3.2.3. Configuración de los timers

Es muy importante que el pulso de la señal pwm que llega tanto al motor como a los servomotores sea el correcto para un funcionamiento adecuado.

Timer 2

Según el datasheet de los servomotores, Fig. 3.5, el pulso deberá estar comprendido entre 1 y 2 milisegundos, con un periodo de 20 milisegundos (50 Hz).

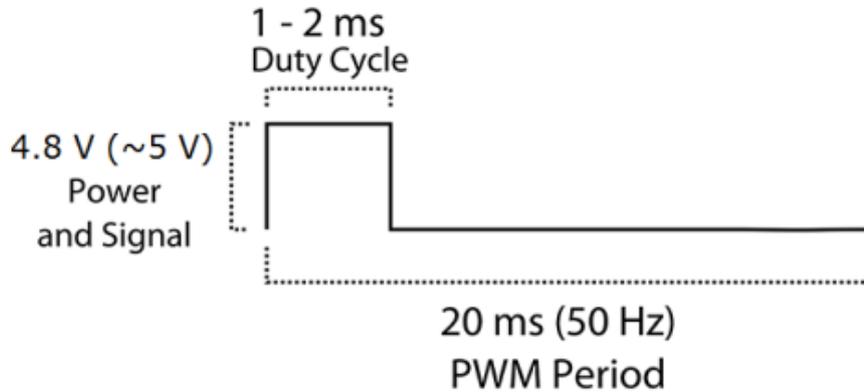


Figura 3.5: Gráfica obtenida del datasheet del Micro-Servo SG90

La ecuación 3.1 [12] muestra la relación entre el valor de la variable “Period” en lenguaje C y el periodo real equivalente en función de la señal de reloj del oscilador principal de la placa y el preescalar seleccionado.

$$Periodo = \frac{Tim_Period}{\frac{Tim_CLK}{PSC+1}} \quad (3.1)$$

El valor de la señal de reloj (Tim_CLK) es fijo, 72 MHz, y el del preescalar (PSC) se obtiene probando, hasta dar con uno cuyo valor de la variable periodo (Tim_Period) sea válido.

Entonces, sustituimos por los siguientes valores y despejamos la variable Tim_Period .

- Periodo = 0,02 s
- $Tim_CLK = 72.000.000$ Hz
- PSC = 719

El resultado obtenido es $Tim_Period = 2000$.

A partir de la ecuación anterior, Ec. 3.1, podemos obtener el valor de la variable pulso (Tim_Pulso) introduciendo en la fórmula el valor del pulso deseado en segundos.

En la tabla 1 quedan recogidos estos valores, como resumen.

Timer 1

En el caso del motor, el periodo entre pulsos es de 480 Hz, y el ancho de pulsos lo hemos calibrado para que esté comprendido entre 1.15 ms (0 % de la potencia del motor) y 1.85 ms (100 %).

PSC	719
Tim_Period	2000
Pulso 1 ms	100
Pulso 2 ms	200

Tabla 1: Parámetros del Timer 2 para el control de los servomotores

A partir del procedimiento anterior podemos obtener los parámetros para configurar el timer 1, tabla 2.

PSC	74
Tim_Period	2000
Pulso 1.15 ms	1104
Pulso 1.85 ms	1776

Tabla 2: Parámetros del Timer 1 para el control del regulador ESC del motor

3.3. X-NUCLEO-IHM07M1

El algoritmo utilizado en primera instancia para controlar el motor estaba basado en una plantilla descargada de la misma página de STMicroelectronics diseñada especialmente para nuestro pack, y que se basa en el control paso a paso, a partir del cual convierte una serie de impulsos eléctricos en desplazamientos angulares discretos, es decir, un impulso eléctrico específico lo hará girar una cantidad de grados concreta (paso o medio paso).

Para que pudiese utilizarse como base su algoritmo, la configuración externa de la placa X-NUCLEO-IHM07M1 debía ser la siguiente por definición:

- JP1: Abierto.
- JP2: Abierto.
- JP3: Cerrado.
- J5: En lado 1Sh.
- J6: En lado 1Sh.
- J9: Cerrado.

Como hemos comentado en la sección 3.1.1. *Regulador ESC para el control del motor*, la utilización de esta placa fue finalmente descartado.

3.4. X-NUCLEO-IKS01A1

X-NUCLEO-IKS01A1 es un sistema microelectrónico que consta de diferentes sensores de movimiento y de evaluación medioambiental. Es compatible con las placas STM32 Nucleo y está equipado con el conector de Arduino UNO R3.

Su interfaz con el microcontrolador STM32 se realiza mediante el bus I²C.

Entre los diferentes pines se han utilizado¹ los correspondientes a la alimentación, masa y bus I²C, donde la localización de estos se puede encontrar en su esquemático, Fig. 3.6 [14].

- Conector CN7
 - Pin 12: 3V3
 - Pin 16: 3V3
 - Pin 20: GND
 - Pin 22: GND
- Conector CN10
 - Pin 3: I2C_SCL
 - Pin 5: I2C_SDA

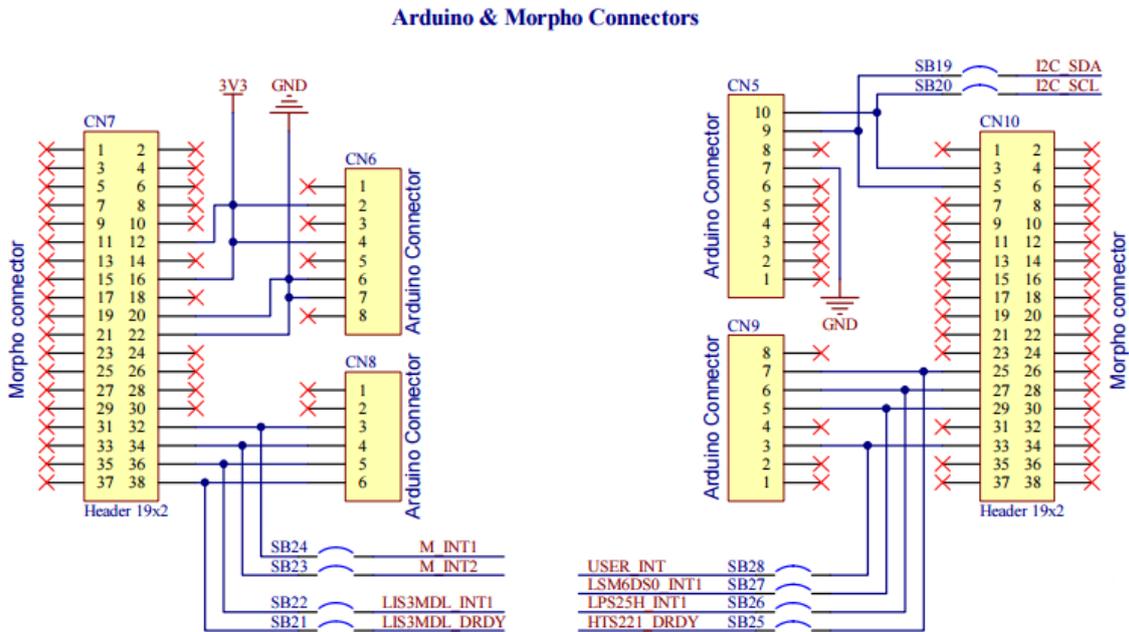


Figura 3.6: Esquemático de X-NUCLEO-IKS01A1

3.4.1. Módulo LSM6DS0

El módulo LSM6DS0 es un módulo inercial que incluye un acelerómetro y un giroscopio digital de 3 ejes y cuenta con un rango de aceleración a gran escala seleccionable por el usuario de $\pm 2/\pm 4/\pm 8$ g y un rango de velocidad angular de $\pm 245/\pm 500/\pm 2000$ dps.

Su configuración se establece a partir de la definición de los diferentes registros que posee, como a continuación se detallan².

¹El resto de pines desempeñan otra función diferente a la asignada por la placa X-NUCLEO-IKS01A1.

²Los registros no citados no son de relevancia y no han sido utilizados.

- INT_CTRL (*Registro de configuración de interrupción*)

INT_IG_G	Habilitación de interrupción del giroscopio	0
INT_IG_XL	Habilitación de interrupción del acelerómetro	0
INT_FSS5	Interrupción por 5 muestras no leídas	0
INT_OVR	Interrupción por desbordamiento	0
INT_FTH	Interrupción por umbral FIFO	0
INT_Boot	Habilitación de estado Boot	0
INT_DRDY_G	Habilitación de giroscopio DRDY	0
INT_DRDY_Y	Habilitación de acelerómetro DRDY	0

- CTRL_REG1_G (*Registro de configuración 1 para velocidad angular*)

ODR_G2	Velocidad datos salida 2 (Giroscopio)	0
ODR_G1	Velocidad datos salida 1 (Giroscopio)	1
ODR_G0	Velocidad datos salida 0 (Giroscopio)	0
FS_G1	Rango de escala 1 (Giroscopio)	0
FS_G0	Rango de escala 0 (Giroscopio)	0
-	-	0
BW_G1	Selección de bando de ancha 1	0
BW_G0	Selección de bando de ancha 0	0

ODR seleccionado: 59.5 Hz
FS seleccionada: 245 dps

- CTRL_REG4 (*Registro de configuración 4*)

-	-	0
-	-	0
Zen_G	Habilitación giroscopio eje z	1
Yen_G	Habilitación giroscopio eje y	1
Xen_G	Habilitación giroscopio eje x	1
-	-	0
LIR_XL1	Interrupción por latch	0
4D_XL1	Reconocimiento de posición 4D (en lugar de 6D)	0

- CTRL_REG5_XL (*Registro de configuración 5 para aceleración lineal*)

DEC_1	Ejecución de datos de aceleración 1 en FIFO	0
DEC_0	Ejecución de datos de aceleración 0 en FIFO	0
Zen_XL	Habilitación acelerómetro eje z	1
Yen_XL	Habilitación acelerómetro eje y	1
Xen_XL	Habilitación acelerómetro eje x	1
-	-	0
-	-	0
-	-	0

- CTRL_REG6_XL (*Registro de configuración 6 para aceleración lineal*)

ODR_XL2	Velocidad datos salida 2 (Acelerómetro)	0
ODR_XL1	Velocidad datos salida 1 (Acelerómetro)	1
ODR_XL0	Velocidad datos salida 0 (Acelerómetro)	0
FS1_XL	Rango de escala 1 (Acelerómetro)	0
FS0_XL	Rango de escala 0 (Acelerómetro)	0
BW_SCAL_ODR	Selección de BW por BW_XL en lugar de ODR	0
BW_XL1	Selección de bando de ancha 1	0
BW_XL0	Selección de bando de ancha 0	0

ODR seleccionado: 50 Hz

FS seleccionada: ± 2 g

■ CTRL_REG10 (*Registro de configuración 10*)

-	-	0
-	-	0
-	-	0
-	-	0
-	-	0
ST_G	Autocomprobación de velocidad angular	0
-	-	0
ST_XL	Autocomprobación de aceleración lineal	0

3.4.2. Módulo LIS3MDL

El módulo LIS3MDL consta de un magnetómetro de 3 ejes con un rango de escala de $\pm 4/\pm 8/\pm 12/\pm 16$ gauss.

■ CTRL_REG1 (*Registro de configuración 1*)

TEMP_EN	Habilitación sensor temperatura	0
OM1	Selección de modo de operación 1	1
OM0	Selección de modo de operación 2	1
DO2	Velocidad de datos de salida 2	1
DO1	Velocidad de datos de salida 1	1
DO0	Velocidad de datos de salida 0	1
FAST_ODR	Habilitación ODR mayor a 80 Hz	0
ST	Habilitación de autocomprobación	0

ODR seleccionado: 80 Hz

■ CTRL_REG2 (*Registro de configuración 2*)

-	-	0
FS1	Rango de escala 1	0
FS0	Rango de escala 2	0
-	Velocidad de datos de salida 2	0
REBOOT	Modo reboot	0
SOFT_RST	Registro de función reset	0
-	-	0
-	-	0

FS seleccionada: ± 4 gauss

■ CTRL_REG3 (<i>Registro de configuración 3</i>)		
-	-	0
-	-	0
LP	Modo de baja potencia	0
-	-	0
-	-	0
SIM	Selección modo de interfaz	0
MD1	Modo de operación 1	1
MD0	Modo de operación 0	1
■ INT_CFG (<i>Registro de configuración de interrupción</i>)		
XIEN	Habilitación de interrupción del eje x	0
YIEN	Habilitación de interrupción del eje y	0
ZIEN	Habilitación de interrupción del eje z	0
-	-	0
-	-	0
IEA	Configuración de la interrupción	0
LIR	Interrupción por latch	0
IEN	Habilitación pin de interrupción	0

3.4.3. Módulo LPS25HB

El módulo LPS25HB consta de un sensor de presión con un rango de salida de entre 260 y 1260 hPa absolutos.

■ RES_CONF (<i>Registro de resolución</i>)		
-	-	0
-	-	0
-	-	0
-	-	0
AVGT1	Numero de muestras de temperatura promediadas 1	1
AVGT0	Numero de muestras de temperatura promediadas 0	1
AVGP1	Numero de muestras de presión promediadas 1	1
AVGP0	Numero de muestras de presión promediadas 0	1
■ CTRL_REG1 (<i>Registro de configuración 1</i>)		
PD	Control de corriente	1
ODR2	Velocidad de datos de salida 2	0
ODR1	Velocidad de datos de salida 1	1
ODR0	Velocidad de datos de salida 0	1
DIFF_EN	Habilitación de generación de interrupción	0
BDU	Modo de actualización de los datos	0
RESET_AZ	Registro de función reset	0
SIM	Selección modo de interfaz	1

ODR seleccionado: 12.5 Hz

3.4.4. Módulo HTS221

El módulo HTS221 incluye un sensor de humedad relativa con un rango de 0 a 100 % y un sensor de temperatura de 15 a 40 °C.

■ AV_CONF (<i>Registro de resolución</i>)		
-	-	0
-	-	0
AVGT2	Numero de muestras de temperatura promediadas 2	0
AVGT1	Numero de muestras de temperatura promediadas 1	0
AVGT0	Numero de muestras de temperatura promediadas 0	1
AVGH2	Numero de muestras de humedad promediadas 2	1
AVGH1	Numero de muestras de humedad promediadas 1	1
AVGH0	Numero de muestras de humedad promediadas 0	1
■ CTRL_REG1 (<i>Registro de configuración 1</i>)		
PD	Control de corriente	1
-	-	0
-	-	0
-	-	0
-	-	0
BDU	Modo de actualización de los datos 2	0
ODR1	Velocidad de datos de salida 1	1
ODR0	Velocidad de datos de salida 0	1

ODR seleccionado: 12.5 Hz

3.5. ESC Turnigy multiStar 20A brushless

Por seguridad y para evitar posibles accidentes, el regulador no encenderá el motor de golpe, sino que requiere de un código de inicialización.

La forma de iniciarse consiste en enviar el valor del pulso mínimo (1.15 ms en nuestro caso), y esperar a que dejen de sonar los “beeps” que hará el motor (3 segundos aproximadamente).

Tras este instante, le mandaremos un pulso comprendido entre los valores mínimo y máximo (calibrados), y empezará a funcionar.

El pulso seleccionado es de 1.2 ms (7%) para que empiece a funcionar con una velocidad baja.

3.5.1. Calibración del regulador ESC

El regulador se puede calibrar para establecer los valores de pulso mínimo y máximo.

El procedimiento consiste en mandar inicialmente el valor del pulso máximo antes de alimentar el regulador ESC. A continuación encender el regulador y esperar a que se paren los beeps que hará el motor (indicando que está en modo de calibración). El siguiente paso será enviar el valor del pulso mínimo y volver a esperar a que paren de sonar los beeps.

Tras esto, hay que repetir el mismo proceso, mandando en esta ocasión los valores de pulso máximo y pulso mínimo nuevos (siempre y cuando sean válidos, es decir, mayor que el mínimo capaz de reconocer el regulador, y menor que el periodo de lectura).

En nuestro caso se ha fijado que el valor de los pulsos esté comprendido entre 1.15 ms y 1.85 ms.

3.6. Motor brushless 3-fases

3.7. Selección de la hélice

Según las especificaciones del motor, su hélice recomendada es la 7035, es decir, 7×3,5 pulgadas.

El primer dígito se corresponde al diámetro, mientras que el segundo al paso.

Dado que un diámetro de 7 pulgadas se corresponde a un radio de 9 cm, y es casi la altura del soporte, se decidió utilizar una hélice un poco más pequeña para que no rozase.

Para que la hélice sea equivalente, el factor de carga deberá ser el mismo, de manera que si se reduce el diámetro, el paso deberá aumentar según la ecuación 3.2 [2].

$$F_{Carga} = Diametro^2 \times Paso \times \frac{N^\circ Palas}{2} \quad (3.2)$$

- $F_{Carga_{7035}} = 171,5$

La hélice seleccionada es de 6x5,5" Fig. A.24, ya que es un poco menor, asegurando que no roce con la base, y su factor de carga es muy similar.

- $F_{Carga_{6055}} = 198$

3.8. Cableado externo

El cableado se ha utilizado para unir aquellos elementos externos a la placa, tales como la batería, el motor, los servomotores y la antena tx/rx.

El color de los cables se ha elegido teniendo en cuenta su función, para una mejor localización y mejorar así la trazabilidad con cada componente.

- Cable de alimentación
 - Vcc Rojo
 - GND Negro

Los cables de la alimentación están recubiertos con un cable blanco, que los une a una salida USB

- Cable de los servomotores
 - Vcc 5V Rojo
 - GND Negro
 - Señal pwm Amarillo

- Cable de la antena tx/rx
 - Vcc Naranja
 - GND Negro
 - Transmisión (Tx) Verde
 - Recepción (Rx) Blanco

- Cable del regulador ESC
 - GND Negro
 - Señal pwm Azul marino

El cable rojo del regulador es una salida de +5V para alimentar la placa con la batería del motor. Esta opción se ha descartado porque utilizamos una batería extra para alimentar las placas.

En primer lugar se ha desarrollado un boceto esquemático con la localización de cada cableado respecto a los pines de la placa núcleo y su color correspondiente, Fig. 3.7, para tener una guía que facilitará su soldadura con la placa.

El procedimiento a seguir será mediante una placa PCB, Fig. A.18, estando soldada con la placa y los cables respectivamente, y que actúa como enlace entre ambos, Fig. 3.8.

Este nuevo esquema se ha realizado basándose en la Figura 3.4: *Configuración de los pines de la placa NUCLEO-F302R8.*

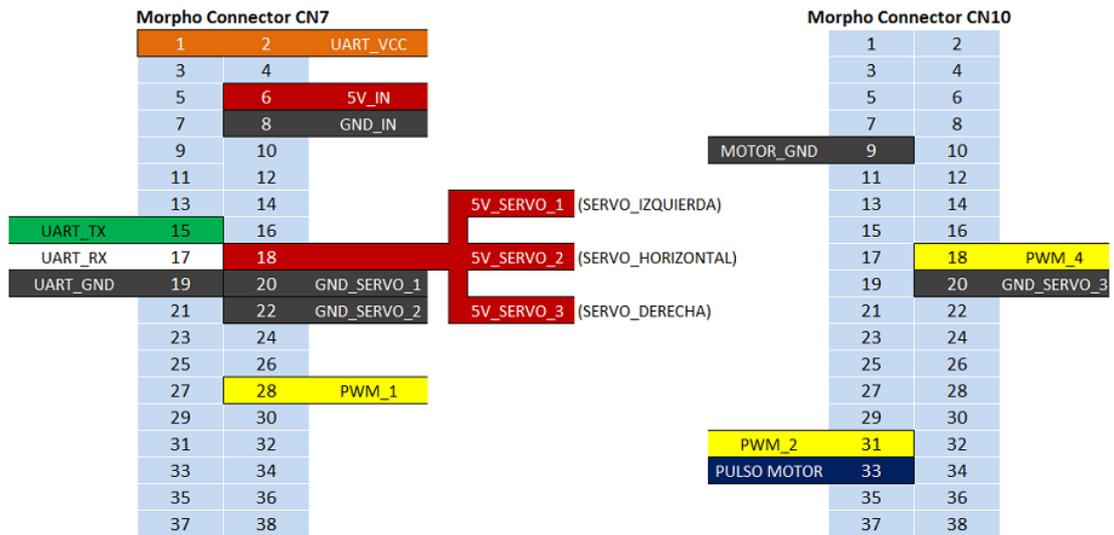


Figura 3.7: Esquemático del cableado externo con su patrón de colores

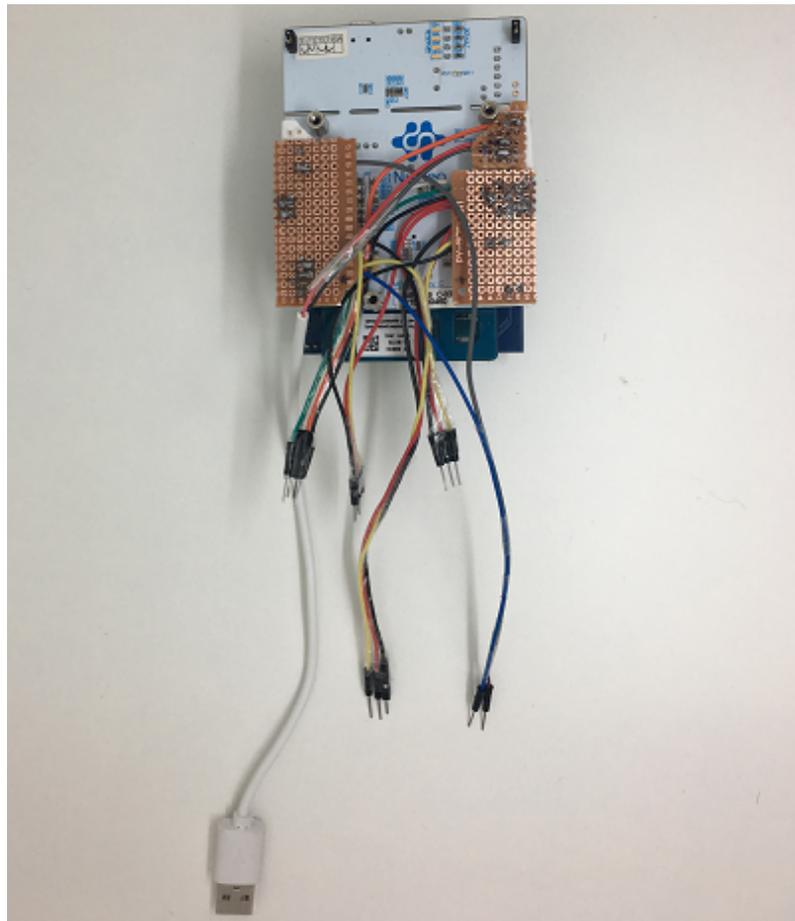


Figura 3.8: Cables soldados a la placa núcleo mediante una placa PCB

4. Caracterización física de la maqueta

Para la elaboración de los siguientes cálculos [6] es necesario conocer las dimensiones de diferentes partes de la aeronave, algunas de ellas muy concretas, y que para su obtención se tendrá que trabajar sobre el plano.

Por ello, siempre es conveniente tener un plano de las 3 vistas principales –planta, alzado y perfil– con el que trabajar.

De esta manera hemos elaborado el plano de nuestra aeronave, a escala 1:5, y que se adjunta como anexo al final de este capítulo.

4.1. Origen de referencia

En primer lugar, definiremos un origen de coordenadas global para toda la aeronave, a partir del cual se establecerán diferentes distancias, tales como el centro de gravedad y los centros aerodinámicos de las alas.

Dicho origen, Fig. 4.1, será el punto inicial de la cuerda –definida en la sección 4.2–.

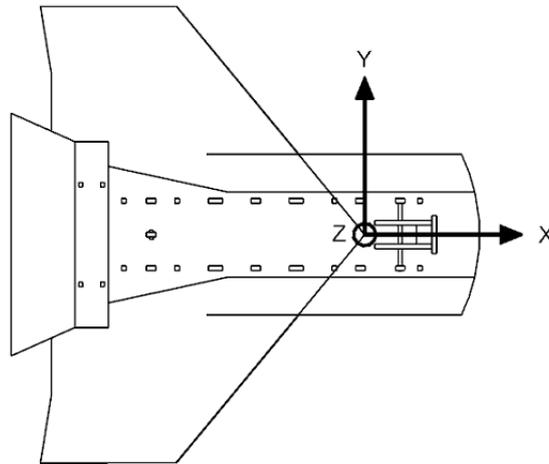


Figura 4.1: Posición del origen de coordenadas

Aunque la imagen sea 2D, también hemos de considerar el eje Z, siendo perpendicular al eje X e Y.

Además, cuando la aeronave se encuentre en movimiento, nuestro origen de referencia albergará unos ejes viento, siendo la dirección X tangente a la velocidad de vuelo –y por tanto, a la trayectoria–, de manera que aparecerá un ángulo de ataque cuando la aeronave no vuele tangencialmente a la velocidad de vuelo y un ángulo de pendiente cuando no vuele paralela al suelo.

4.2. Cálculo de los parámetros del ala principal

En este apartado calcularemos todos los parámetros del ala principal que en cierta medida sean importantes para la caracterización de la aeronave.

Los valores de envergadura, cuerda en la raíz y cuerda en la punta del ala son medidas directas del plano:

- $b_w = 481,9 \text{ mm}$
- $c_{root_w} = 319,5 \text{ mm}$
- $c_{tip_w} = 142,5 \text{ mm}$

La superficie alar de referencia es aquella que se obtiene al aproximar un ala no trapezoidal en su ala trapezoidal equivalente, Fig. 4.2.

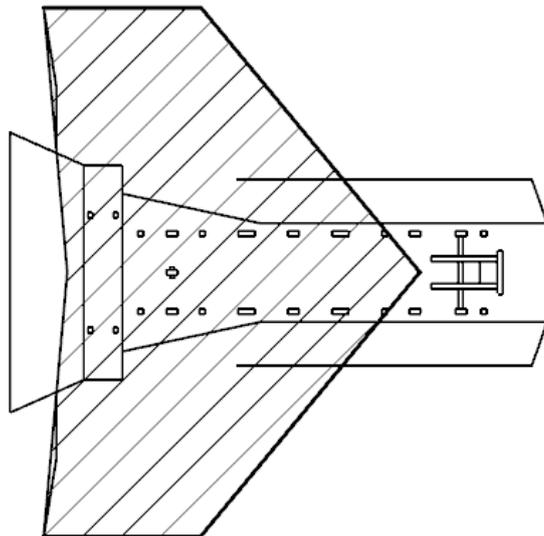


Figura 4.2: Superficie alar de referencia

- $S_w = 111318,9 \text{ mm}^2$

A partir de estos valores, podemos obtener los parámetros adimensionales de estrechamiento y alargamiento alar [6]:

$$\lambda_w = \frac{c_{tw}}{c_{rw}} = 0,446 \quad (4.1)$$

$$AR_w = \frac{b_w^2}{S_w} = 2,086 \quad (4.2)$$

La cuerda media aerodinámica se puede obtener gráficamente gracias a que se hemos calculado previamente el ala trapezoidal equivalente de nuestra aeronave.

Este método consiste en unir por un lado el punto medio de la cuerda en la raíz con el de la punta de ala, y por otro en desplazar en una dirección la cuerda en la raíz una distancia igual a la cuerda en la punta y desplazar en la dirección opuesta la cuerda en la punta de ala una distancia igual a la de la cuerda en la raíz y unirlos.

La intersección entre ambas rectas corresponderá a la posición geométrica de la cuerda media aerodinámica en el ala. Entonces el siguiente paso será dibujarla y medirla, Fig. 4.3.

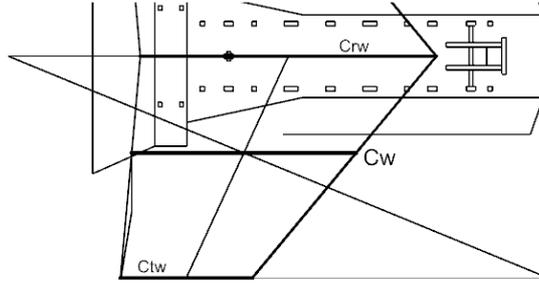


Figura 4.3: Cuerda media aerodinámica

- $c_w = 242,5 \text{ mm}$

El ángulo de flecha del ala en el borde de ataque es un parámetro que será necesario considerarlo para futuros cálculos. Al ser el del borde de ataque, se puede obtener geoméricamente desde el plano.

- $\Lambda_{LE} = 40^\circ = 0,698 \text{ rad}$

El centro aerodinámico del ala se encuentra en la posición un cuarto de la cuerda media desde el borde de ataque, de manera que para obtener su situación respecto nuestro origen de referencia se puede utilizar la relación geométrica expresada en la ecuación 4.3, considerando \bar{Y} como la distancia entre la cuerda de la raíz y la cuerda media aerodinámica.

$$xCA_w = \bar{Y} \times \text{Tan}[\Lambda_{LE}] + c_w/4 = 149,15 \text{ mm} \quad (4.3)$$

El cálculo del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque se obtiene a partir de la ecuación 4.4 [6], que para nuestro estudio hemos considerado el valor del mach igual a 0, y el ángulo de flecha en la cuerda media se ha obtenido a partir de la ecuación 4.5 [6].

$$(CL_\alpha)_w = \frac{2\pi AR_w}{2 + \sqrt{4 + AR_w^2(1 - M^2 + \text{Tan}^2[\Lambda_{c/2}]})} \quad (4.4)$$

$$\text{Tan}[\Lambda_{c/2}] = \text{Tan}[\Lambda_{LE}] - \frac{4m_{c/2}}{AR_w} \left(\frac{1 - \lambda_w}{1 + \lambda_w} \right) \quad (4.5)$$

*Nota: En la fórmula 4.5, $-m-$ es un parámetro que representa el porcentaje de la cuerda al que se hace referencia, así:

$$m_{LE} = 0 \quad m_{c/4} = 0.25 \quad m_{c/2} = 0.5 \quad m_{TE} = 1$$

De esta manera, obtenemos:

- $Tan[\Lambda_{c/2}] = 0,4718$
- $(CL_\alpha)_w |_{M=0} = 2,594$

El factor de eficiencia de Oswald, eficiencia de la envergadura en comparación con un ala ideal que tiene la misma relación de aspecto, se puede calcular de dos formas distintas, ecuaciones 4.6 y 4.7 [6]. El valor definitivo será el más restrictivo de ambos, es decir, el menor.

$$e_w \approx (1 - 0,045 AR_w^{0,68}) \left(1 - 0,227 \Lambda_{c/4w}^{1,615}\right) \quad (4.6)$$

$$e_w \approx \frac{1,1 CL_\alpha}{\hat{R} CL_\alpha + \pi(1 - \hat{R})AR_w} \quad (4.7)$$

$$\hat{R} \approx 0,0004\hat{\lambda}^3 - 0,008\hat{\lambda}^2 + 0,0501\hat{\lambda} + 0,8642 \quad (4.8)$$

$$\hat{\lambda} = \frac{AR_w}{Cos[\Lambda_{LE}]} \cdot \lambda_w \quad (4.9)$$

- $e_{w_{metodo1}} = 0,8386$
- $e_{w_{metodo2}} = 0,9723$

Por lo tanto, el más restrictivo es $e_w = 0,8386$.

La desviación de corriente expresa la variación del ángulo en el flujo deflectado por el ala principal que llega al ala secundaria. Debido a que en nuestro caso el empenaje trasero se encuentra muy por encima del ala principal, no verá el flujo deflectado por ésta, de manera que se asumirá el valor de 0 como desviación de corriente.

- $d\epsilon/d\alpha \approx 0$

4.3. Cálculo de los parámetros del ala secundaria

Todos los parámetros a calcular –excepto $CL_{\delta E}$, que no se ha calculado para el ala principal–, se calcularán siguiendo el procedimiento anterior. El resultado de dichos cálculos queda expresado en la sección 4.7. *Resumen de los parámetros obtenidos.*

El coeficiente de sustentación generado por la variación del ángulo de deflexión del flap del estabilizador trasero se calcula según la ecuación 4.10 [6], teniendo en cuenta que las constantes K_C y K_B son constantes obtenidas a partir de las gráficas representadas en las Fig. 4.4 y 4.5 [6] respectivamente.

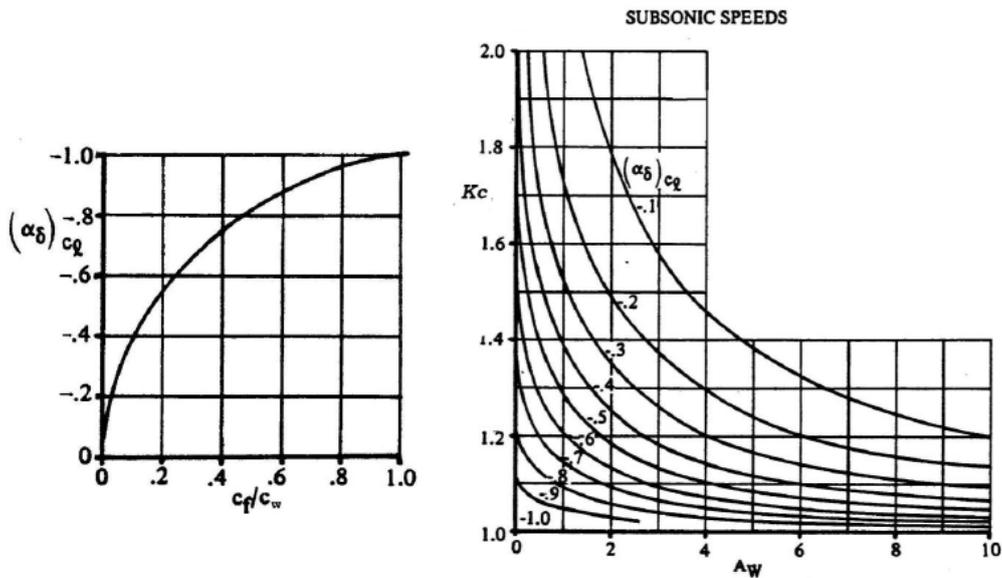


Figura 4.4: Cálculo de constante K_C para un flap plano

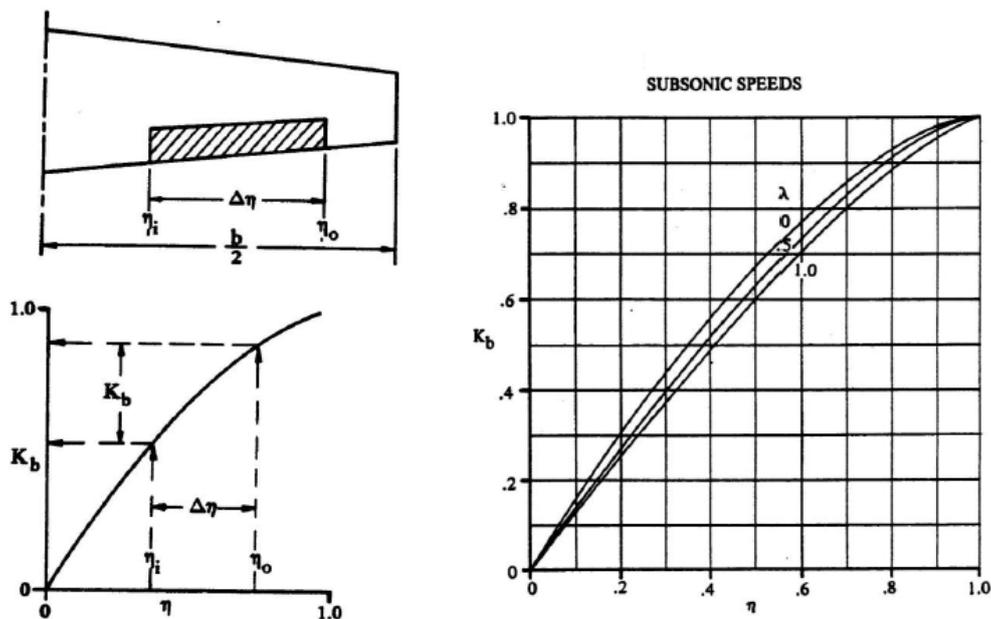


Figura 4.5: Cálculo de constante K_B para un flap plano

$$CL_{\delta E} = \left(\frac{2 K_C K_B (\pi - (\theta_F - \text{Sin}[\theta_F])) AR_w}{2 + \sqrt{4 + AR_w^2 (1 - M^2 + \text{Tan}^2[\Lambda_{c/2}]})} \right) \quad (4.10)$$

$$\theta_F = \text{ArcCos} \left[1 - 2 \left(1 - \frac{c_{flap}}{c_t} \right) \right] \quad (4.11)$$

- $CL_{\delta E} = 3,198$

4.4. Coeficientes globales de la aeronave

4.4.1. Masa de referencia

La masa de referencia se ha obtenido pesando la aeronave con una báscula de cocina, Fig. 4.6.

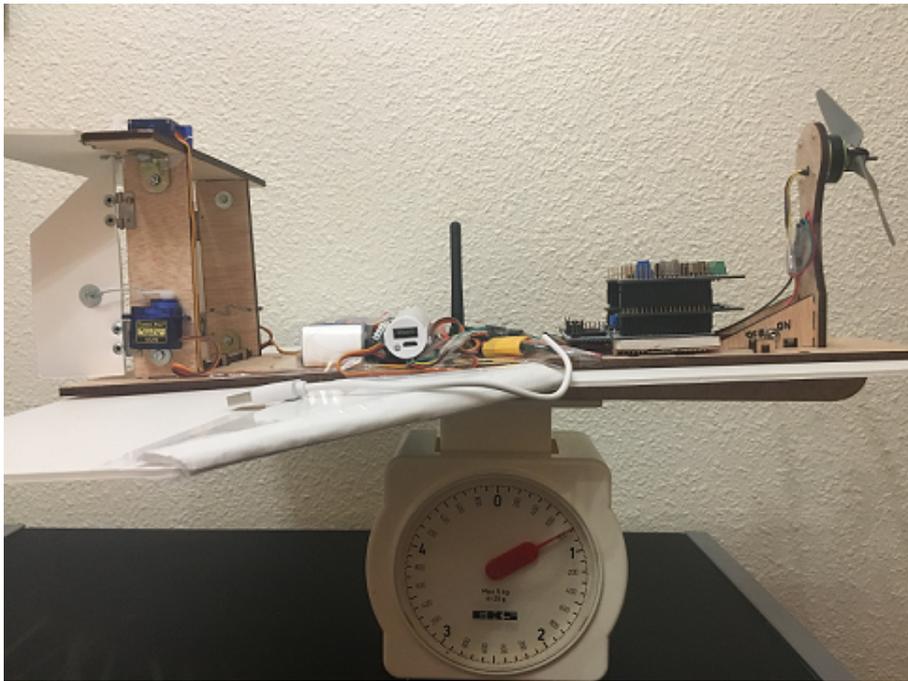


Figura 4.6: Obtención de la masa de referencia con una báscula de cocina

- $m_{ref} = 0,8 \text{ Kg}$

4.4.2. Centro de gravedad

El cdg se ha aproximado rudimentariamente a partir de colocar la aeronave sobre un eje improvisado, lo más delgado posible, y moviendo su posición hasta que se mantuviese en equilibrio de fuerzas, de manera que se sostuviese sólo sobre ese eje sin caerse.



Figura 4.7: Obtención del cdg en el eje X

Este procedimiento se ha realizado tanto para el eje X, Fig. 4.7, y el eje Y.

El cdg respecto el eje X está a 27,3 cm respecto el borde de ataque principal de la maqueta. Dado que nuestro origen de referencia se encuentra a 12,05 cm respecto de dicho punto, podemos decir que el cdg se encuentra a 15,25 cm respecto nuestro origen de referencia.

Respecto al eje Y, se encontraba, como era de esperar, aproximadamente en la mitad, es decir, en el punto 0 cm respecto el origen de referencia.

Este punto ha sido dibujado en la parte inferior de la maqueta, Fig. 4.8.



Figura 4.8: Posición real del cdg en la maqueta

Así, los valores del cdg respecto el origen de coordenadas es el siguiente:

- $CDG_X = 152,5 \text{ mm}$
- $CDG_Y = 0 \text{ mm}$

4.4.3. Coeficiente de sustentación total

El coeficiente de sustentación total de la aeronave se puede expresar a partir de la ecuación 4.12 [6].

$$CL_{Total} = (CL_{\alpha})_{Total} \alpha + (CL_{\delta E})_{Total} \delta E \quad (4.12)$$

Para determinar el valor de sus parámetros, primero debemos acudir a la definición de coeficiente de sustentación, ecuación 4.13.

$$CL = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (4.13)$$

Las fuentes generadoras de sustentación son el ala principal y el empenaje trasero, de manera que, individualmente tenemos:

$$L_w = \frac{1}{2}\rho V^2 S_w CL_{\alpha_w} \alpha \quad (4.14)$$

$$L_t = \frac{1}{2}\rho V^2 S_t CL_{\alpha_t} \alpha_t \quad (4.15)$$

En la mayoría de los casos, el flujo de aire que llega al empenaje trasero se ve deflectado por el ala principal, de manera que hay que añadir un término de variación de corriente. En nuestro caso, debido a que se encuentra muy por encima de ésta, no ocurrirá dicho proceso, teniendo el mismo ángulo de ataque que el ala delantera.

$$\alpha_t = \alpha + \left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \alpha = \alpha \quad (4.16)$$

Aún así, en la ecuación 4.15 no hemos considerado que el empenaje trasero se mueve parcialmente, creando una sustentación debida al ángulo de deflexión δE . De esta manera, la sustentación debida al empenaje trasero queda según la ecuación 4.17.

$$L_t = \frac{1}{2}\rho V^2 S_t (CL_{\alpha_t} \alpha + CL_{\delta E} \delta E) \quad (4.17)$$

Si juntamos ambos valores de sustentación, ecuaciones 4.14 y 4.17, y adimensionalizamos respecto a la superficie del ala principal obtenemos:

$$L_{TOTAL} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_w \left[\left(CL_{\alpha_w} + CL_{\alpha_t} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \right) \alpha + CL_{\delta E} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \delta E \right] \quad (4.18)$$

A partir de la ecuación 4.18 obtenemos el valor del coeficiente de sustentación total de la aeronave.

$$CL_{TOTAL} = \left(CL_{\alpha_w} + CL_{\alpha_t} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \right) \alpha + CL_{\delta E} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \delta E \quad (4.19)$$

$$(CL_{\alpha})_{Total} = CL_{\alpha_w} + CL_{\alpha_t} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \quad (4.20)$$

$$(CL_{\delta E})_{Total} = CL_{\delta E} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \quad (4.21)$$

- $(CL_{\alpha})_{Total} = 3,178$
- $(CL_{\delta E})_{Total} = 0,581$
- $CL_{TOTAL} = 3,178 \alpha + 0,581 \delta E$

4.4.4. Coeficiente de momento

El momento de cabeceo respecto del CDG es [6]:

$$M_{CDG} = M_{CAw} + M_{CA_t} + L_w(x_{CDG} - x_{CAw}) + L_t(x_{CDG} - x_{CA_t}) \quad (4.22)$$

Desarrollando la expresión partiendo de las ecuaciones 4.14 y 4.17, y adimensionalizando con la presión dinámica, la superficie de referencia (la del ala principal) y la cuerda media aerodinámica del ala principal, obtenemos la ecuación 4.23.

$$CM = CM_0 + \left[CL_{\alpha_w} \left(\frac{x_{CDG} - x_{CAw}}{c_w} \right) + CL_{\alpha_t} \left(\frac{x_{CDG} - x_{CA_t}}{c_w} \right) \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \right] \alpha + CL_{\delta E} \left(\frac{x_{CDG} - x_{CA_t}}{c_w} \right) \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \delta E \quad (4.23)$$

Desarrollando la expresión, y utilizando el valor del punto neutro obtenido en la ecuación 4.34 –en la sección 4.4.5. *Punto neutro*–, obtenemos el valor del coeficiente de momento en función del punto neutro.

$$CM = CM_0 + \left(\frac{x_{CDG}}{c_w} - \frac{x_{PN}}{c_w} \right) \left(CL_{\alpha_w} + CL_{\alpha_t} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \right) \alpha + CL_{\delta E} \left(\frac{x_{CDG} - x_{CA_t}}{c_w} \right) \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \delta E \quad (4.24)$$

Utilizando las ecuaciones 4.20 y 4.21 y suponiendo el valor de CM_0 nulo, obtenemos una forma mas sencilla de expresar el coeficiente de momento en función del punto neutro.

$$CM = \left(\frac{x_{CDG} - x_{PN}}{c_w} \right) (CL_\alpha)_{Total} \alpha + \left(\frac{x_{CDG} - x_{CAI}}{c_w} \right) (CL_{\delta E})_{Total} \delta E \quad (4.25)$$

Al igual que con el coeficiente de sustentación, este coeficiente depende por un lado del ángulo de ataque $-\alpha$ y por otro del ángulo de deflexión del empenaje trasero $-\delta E$.

$$CM = CM_\alpha \alpha + CM_{\delta E} \delta E \quad (4.26)$$

$$CM_\alpha = \left(\frac{x_{CDG} - x_{PN}}{c_w} \right) (CL_\alpha)_{Total} \quad (4.27)$$

$$CM_{\delta E} = \left(\frac{x_{CDG} - x_{CAI}}{c_w} \right) (CL_{\delta E})_{Total} \quad (4.28)$$

- $CM_\alpha = -0,356$
- $CM_{\delta E} = -0,389$
- $CM = -0,356 \alpha - 0,389 \delta E$

Como era de esperar, el coeficiente de momento es negativo, ya que de otra manera no podría equilibrar la aeronave.

También es interesante recordar en este punto que un ángulo positivo de δE es aquel que baje el flap por debajo del empenaje trasero, mientras que un ángulo negativo será aquel que elevará el borde de salida del flap por encima del estabilizador horizontal.

4.4.5. Punto neutro

El punto neutro es el centro aerodinámico del avión completo.

Recordamos que en el centro aerodinámico de un ala, todas las fuerzas resultantes se pueden resumir como una sola sustentación –dependiente del ángulo de ataque– y un coeficiente de momento que no dependerá de α .

De esta manera, el momento respecto al punto neutro no dependerá del ángulo de ataque, ecuación 4.29.

$$\frac{dM_{PN}}{d\alpha} = 0 \quad (4.29)$$

Así, para obtener la posición del punto neutro partiremos de la ecuación 4.22 (teniendo en cuenta que en lugar de ser respecto al CDG será respecto al PN), la derivaremos con respecto de α y la igualaremos a cero.

$$\frac{dM_{PN}}{d\alpha} = \frac{dL_w}{d\alpha}(x_{PN} - x_{CAw}) + \frac{dL_t}{d\alpha}(x_{PN} - x_{CAt}) = 0 \quad (4.30)$$

$$x_{PN} = \frac{\frac{dL_w}{d\alpha} x_{CAw} + \frac{dL_t}{d\alpha} x_{CAt}}{\frac{dL_w}{d\alpha} + \frac{dL_t}{d\alpha}} \quad (4.31)$$

Los términos que no dependen de α , al ser el valor de su derivada nulo, han sido eliminados en la ecuación 4.30. Los valores de la variación de la sustentación con respecto de α los obtendremos a partir de las ecuaciones 4.14 y 4.17.

$$\frac{dL_w}{d\alpha} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_w CL_{\alpha_w} \quad (4.32)$$

$$\frac{dL_t}{d\alpha} = \frac{1}{2}\rho V^2 S_t CL_{\alpha_t} \quad (4.33)$$

De esta manera, y sustituyendo en la ecuación 4.31, obtenemos la expresión del punto neutro desarrollada en la ecuación 4.34.

$$x_{PN} = \frac{CL_{\alpha_w} x_{CAw} + CL_{\alpha_t} \left(\frac{S_t}{S_w}\right) x_{CAt}}{CL_{\alpha_w} + CL_{\alpha_t} \left(\frac{S_t}{S_w}\right)} \quad (4.34)$$

- $x_{PN} = 179,69 \text{ mm}$

Un dato a destacar es que, como podemos comprobar, el CDG se encuentra por delante del punto neutro, ya que en caso contrario sería imposible estabilizar la aeronave.

4.5. Estimación del empuje del motor a partir de la ley de Hooke

Es importante modelar el empuje del motor en función del pulso que se le mande, para tener así, un mayor control sobre la aeronave.

De esta manera se ha utilizado un elástico, Fig. A.30, para modelar el empuje del motor a partir de la ley de Hooke.

El primer paso ha sido determinar su constante elástica.

Este procedimiento ha consistido en medir la longitud inicial del elástico, y a partir de colgarle diferentes masas, calcular el incremento de longitud que lleva asociado, para determinar así dicha constante.

En la tabla 3 se puede apreciar los diferentes valores obtenidos.

- $\delta_0 = 13,8 \text{ cm}$
- $g = 9,81 \text{ m/s}^2$

# Experimento	Masa [Kg]	Peso [N]	δ_F [cm]	$\Delta\delta$ [cm]
1	0,230	2,25	14,9	1,1
2	0,335	3,28	15,4	1,6
3	0,470	4,61	16,6	2,8
4	0,575	5,64	16,9	3,1

Tabla 3: Experimentos realizados para la determinación de la constante elástica

La ley de Hooke dice que el incremento de la fuerza deberá ser directamente proporcional al incremento de la longitud [11], ecuación 4.35, de manera que si representamos en una gráfica el peso respecto al incremento de longitud deberá tener una tendencia lineal, Fig. 4.9.

$$F = K \times \Delta\delta \quad (4.35)$$

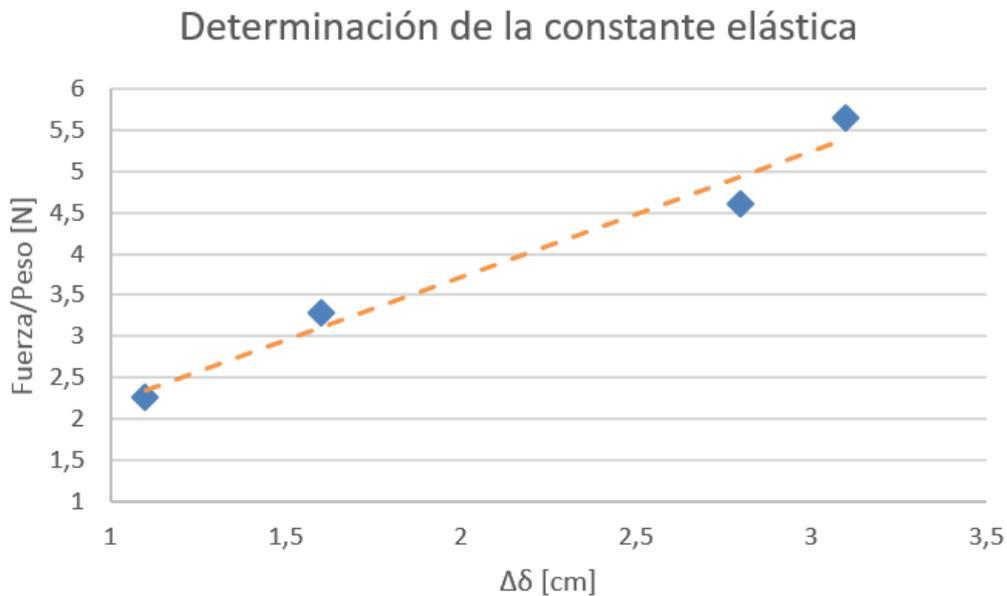


Figura 4.9: Representación del peso frente al incremento de longitud del elástico

Se puede aproximar una tendencia lineal, teniendo en cuenta que los objetos de medida no eran muy precisos, y el valor de la pendiente será el de la constante elástica.

- $K = 1,893 \text{ N/cm}$

El siguiente paso fue elaborar una especie de balanza, Fig. 4.10, a partir de la cual, vayamos aumentando el empuje del motor y podamos medir el incremento de longitud en el elástico.

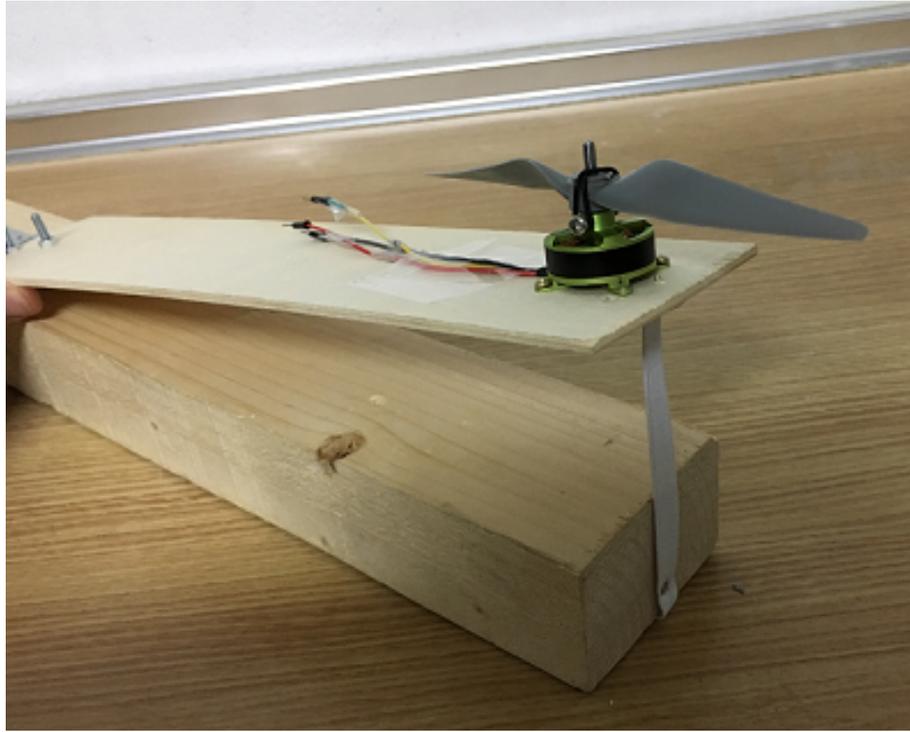


Figura 4.10: Balanza elaborada para modelar el empuje del motor

También fue necesario pesar previamente la masa que debería desplazar el motor antes de comenzar a estirar el elástico.

- $masa_{inicial} = 55 \text{ gr.}$

Ese hito se consiguió con un pulso de 1.6 ms, es decir, 64% de la potencia del motor.

Lo ideal hubiese sido tomar varias medidas desde ese porcentaje de la potencia, hasta el máximo, anotando el incremento de longitud de cada una, para obtener una modelización del empuje lo más precisa posible.

Por el contrario, el elástico a penas se estiraba, (en el máximo de la potencia estiró aproximadamente 7 mm), y el hecho de no poder tomar una medida muy precisa con una regla convencional fue determinante para descartar este experimento, pues los resultados obtenidos no hubieran sido reales.

Esto es debido a que la constante elástica es demasiado alta, habiendo obtenido mejores resultados si se hubiese utilizado un material con una constante elástica menor, donde los incrementos de longitud para la misma fuerza aplicada fuesen mayores, facilitando su medición. El problema fue que no se disponía de ninguno con dichas propiedades.

Aún así, se ha querido estimar el valor de potencia máxima a partir de los resultados obtenidos, siendo de unos 1,9 N aproximadamente.

4.6. Estimación del ángulo del flap horizontal en función del pulso enviado

Con la señal pwm que enviamos al servomotor manejamos su flap correspondiente.

Este movimiento se basa en la variación del pulso enviado para modificar el ángulo δE , por lo que es necesario modelar esta relación para su control.

Se han ido haciendo diferentes medidas, incrementando el pulso en 0.1 ms en cada ocasión, Fig. 4.11, para establecer su relación con el ángulo resultante.

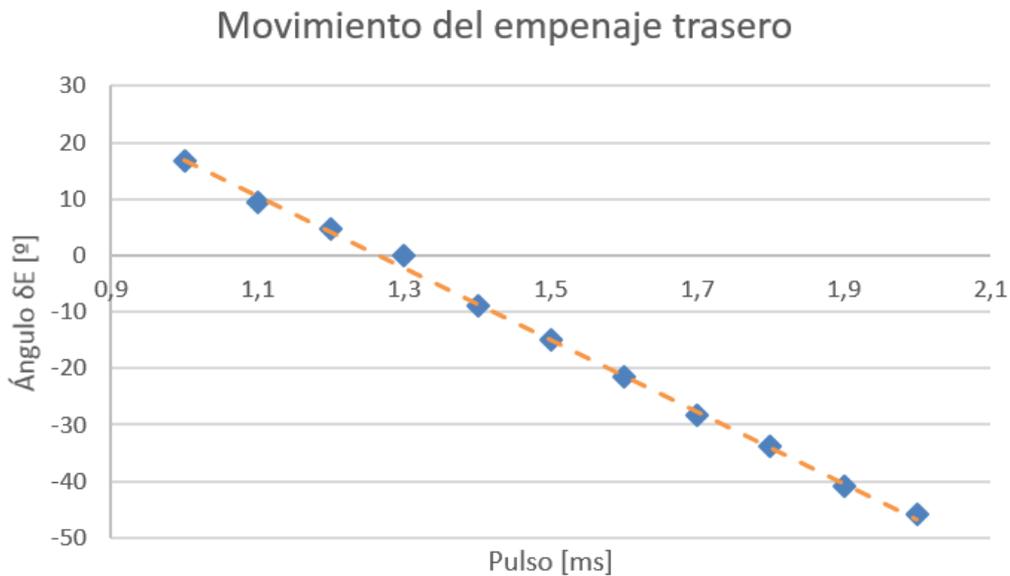


Figura 4.11: Representación del ángulo δE frente al pulso enviado

Dicha relación, como era de esperar, es lineal, y queda reflejada en la ecuación 4.36.

$$\delta E[^{\circ}] = -65,57 \times Pulso[ms] + 85,24 \quad (4.36)$$

4.7. Resumen de los parámetros obtenidos

Parámetro	Valor
Envergadura [mm]	481,9
Cuerda en la raíz [mm]	319,5
Cuerda en la punta [mm]	142,5
Cuerda media aerodinámica [mm]	242,5
Superficie alar [mm ²]	111318,9
Estrechamiento [-]	0,446
Alargamiento [-]	2,086
Angulo de flecha (LE) [°]	40
Centro aerodinámico [mm]	149,15
$CL_{\alpha}(\text{Mach}=0)$ [-]	2,594
Factor de oswald [-]	0,8386
Desviación de corriente [-]	0

Tabla 4: Características del ala principal

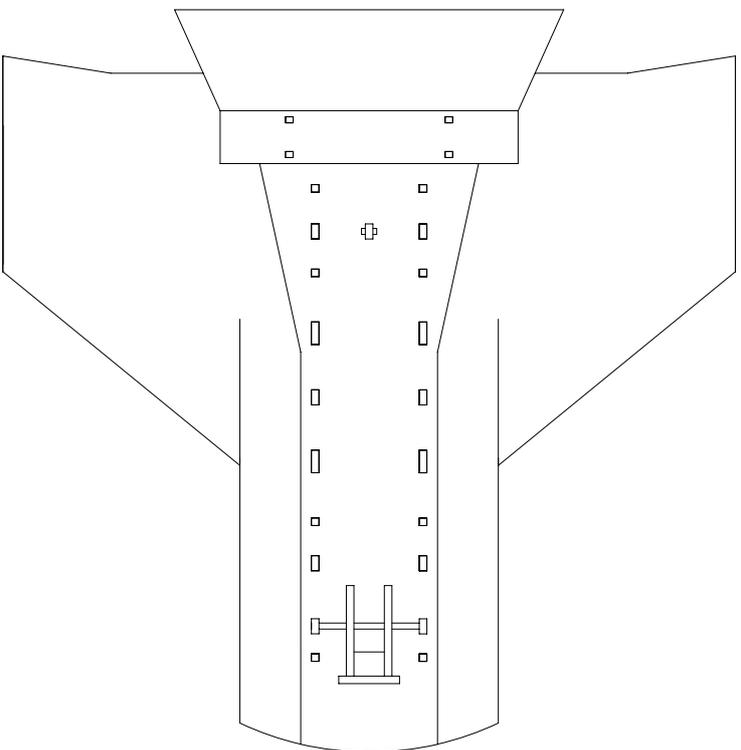
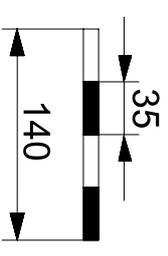
Parámetro	Valor
Envergadura [mm]	256
Cuerda en la raíz [mm]	158
Cuerda en la punta [mm]	0
Cuerda media aerodinámica [mm]	79
Superficie alar [mm ²]	20224
Estrechamiento [-]	0
Alargamiento [-]	3,24
Angulo de las alas (LE) [°]	51,4
Centro aerodinámico [mm]	315,25
$CL_{\alpha}(\text{Mach}=0)$ [-]	3,217
$CL_{\delta E}(\text{Mach}=0)$ [-]	3,198

Tabla 5: Características del ala secundaria

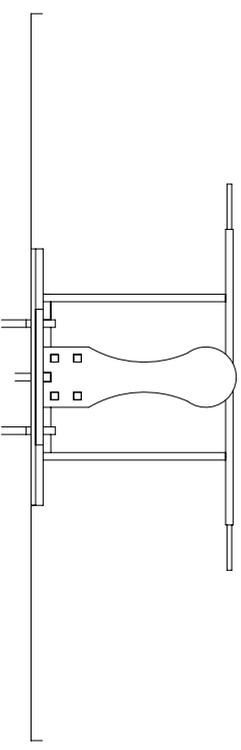
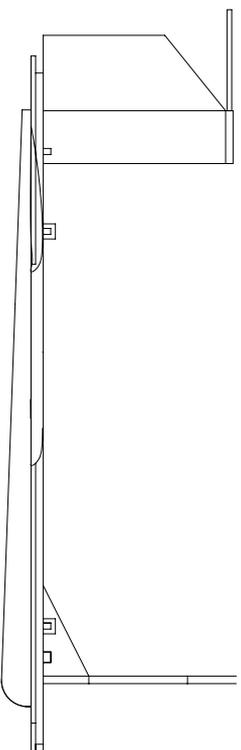
Parámetro	Valor
Masa de referencia [gr]	800
CDG eje X [mm]	152,5
CDG eje y [mm]	0
CL_{TOTAL} [-]	$3.178 \alpha + 0.581 \delta E$
CM_{TOTAL} [-]	$-0,356 \alpha - 0.389 \delta E$
Punto neutro [mm]	179,66 mm

Tabla 6: Coeficientes globales de la aeronave

ESCALA 1:5



PLANO 3 VISTAS



5. Sistema Inercial

La orientación de la aeronave respecto al horizonte, o actitud, es calculada a partir de los datos recibidos de los diferentes sensores inerciales.

5.1. Calibración de los sensores inerciales

Para una mejora de los resultados es conveniente calibrar los diferentes sensores para evitar posibles errores de deriva (bias) y factor de escala.

5.1.1. Acelerómetro

Al ser un acelerómetro de 3 ejes, el valor que recibiremos por parte de este sensor será un vector con tres valores distintos, correspondientes a cada eje del acelerómetro, con el valor de la aceleración experimentada en cada eje.

En primer lugar hemos determinar cuales son los ejes del sensor, para poder obtener una correlación con el sistema de coordenadas que hemos fijado en la aeronave, y poder interpretar los datos correctamente.

Para su obtención, el proceso a seguir ha sido mantener la aeronave en reposo apoyada sobre sus distintos ejes, y aprovechar el valor de la aceleración de la gravedad (+1g hacia el suelo) para comprobar cuando es positivo y negativo dicho valor.

En la Figura 5.1 se puede apreciar el sistema de referencia del acelerómetro respecto al de nuestra aeronave, viendo que está girado -90° respecto al sistema de referencia principal.

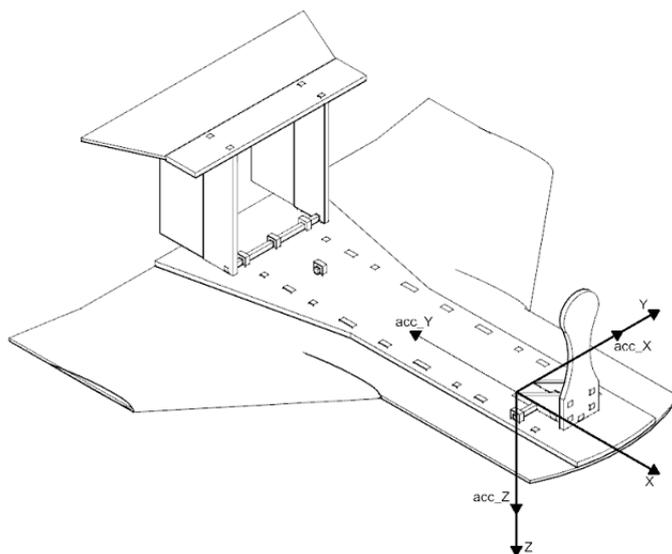


Figura 5.1: Sistema de coordenadas del acelerómetro respecto el de la aeronave

Para poder determinar la relación, primero tenemos que definir las matrices de rotación para nuestros ejes, ecuaciones 5.1, 5.2 y 5.3 [9].

$$R_X(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

$$R_Y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

$$R_Z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

Multiplicando las medidas del acelerómetro por la matriz de rotación respecto al eje Z obtenemos dicha relación.

$$ACC^1 = R_Z(-90^\circ) \cdot ACC^2 = \begin{bmatrix} \cos(-90^\circ) & \text{sen}(-90^\circ) & 0 \\ -\text{sen}(-90^\circ) & \cos(-90^\circ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} acc_X \\ acc_Y \\ acc_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -acc_Y \\ acc_X \\ acc_Z \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

Con la relación expresada en la ecuación 5.4 somos capaces de interpretar las medidas del acelerómetro y aplicarlas a nuestra aeronave. El siguiente paso para su calibración, es calcular el bias y el rango de escala en cada eje.

Teóricamente, si la aeronave está apoyada sobre el suelo con un ángulo de ataque de 0° , y sin ninguna fuerza externa actuando sobre ella, el valor de la lectura debería ser $[0 \ 0 \ 1]$, sin embargo, es más bien del tipo $[-0,004 \ 0,005 \ 0,895]$. Esto se debe a dos factores [5]:

- Error bias: Este es un error característico de los sensores, equivalente a un offset continuo que se le añade al valor de la lectura. Para eliminarlo, hay que obtener su valor y restárselo a la lectura.
- Error debido al factor de escala: Esto es debido a que la escala del sensor no está bien calibrada, de manera que, en lugar de ir de 0 a 1, por ejemplo, vaya hasta 0,89. Este error se corrige multiplicando por el factor de escala adecuado.

Para determinar dichos errores, y calibrar correctamente el sensor, se ha ido colocando la aeronave de forma perpendicular a cada eje (y en ambos sentidos), sin la actuación de ninguna fuerza externa sobre ella, almacenando 200 lecturas en cada posición, con intervalos de 25 ms entre cada una.

Debido a la única actuación de la aceleración de la gravedad, el valor de las medidas debería ser 1 o -1 (según el sentido) en el eje perpendicular al suelo, y en el resto 0. Como era de esperar, esta condición no se ha cumplido, y el hecho de tomar 200 lecturas en cada posición, es para obtener unos valores medios de bias y factor de escala fiables.

F. gravedad	Sentido	acc_X [g]	acc_Y [g]	acc_Z [g]
Eje Z	+	-0,018	-0,019	0,994
	-	0,016	0,013	-1,013
Eje Y	+	-0,024	0,989	-0,019
	-	0,015	-1,005	0,009
Eje X	+	1,011	-0,010	-0,015
	-	-0,999	0,023	-0,005

Tabla 7: Valores medios de las lecturas del acelerómetro apoyado en cada eje

Dado que según la posición, ese bias puede ser negativo o positivo, trabajaremos con valores absolutos, ya que esos valores si son muy parecidos. Para ajustar más, y que sea lo más valido posible independientemente de la orientación en la que se encuentre, calcularemos el offset a partir del promedio de los valores de la tabla 7. De esta manera obtenemos:

- $|bias_{ACC_X}| = 0,018$
- $|bias_{ACC_Y}| = 0,016$
- $|bias_{ACC_Z}| = 0,012$

En la Figura 5.2 aparece una gráfica de las lecturas tomadas para para la medida del acelerómetro en el eje X cuando la aeronave se encuentra apoyada sobre el suelo (el eje Z apunta en la dirección de la aceleración de la gravedad).

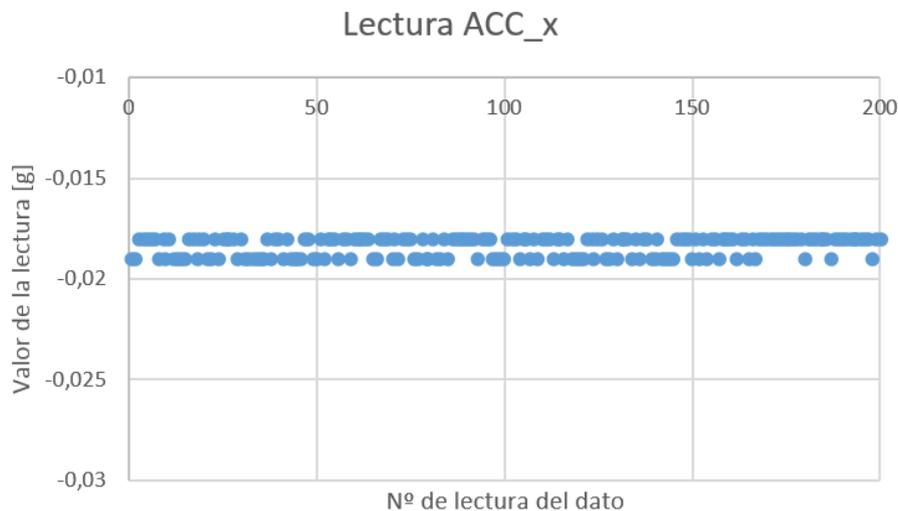


Figura 5.2: Lecturas del acelerómetro para el eje X cuando la aceleración de la gravedad es positiva en el eje Z

En esa imagen se puede apreciar perfectamente el significado del offset, pues en lugar de valer 0, la gráfica de las medidas está desplazada por un valor continuo (bias), de manera que se puede corregir.

En lo referente al factor de escala, todos los valores son muy próximos a 1, de manera que no es necesaria ninguna corrección por este motivo.

5.1.2. Gir6scopo

Las lecturas que recibimos de este sensor son velocidades angulares en miligrados por segundo, aunque nosotros las convertiremos posteriormente a radianes por segundo.

Este tipo de sensor tiene un bias característico, pues cuando la aeronave se encuentra en reposo, todas las lecturas deberían ser cero (ningún movimiento angular respecto a ningún eje), y por el contrario, no lo son.

Al igual que como con el aceler6metro, hay que determinar la correlaci6n entre los ejes de rotaci6n del gir6scopo y los de la aeronave, y hacia que sentido es positivo el giro para poder interpretar los datos.

Considerando que el sentido de giro ser6 positivo si se realiza en sentido antihorario alrededor del eje, y considerando un sistema de coordenadas con la regla de la mano derecha, los ejes de rotaci6n del gir6scopo quedan mostrados en la Figura 5.3.

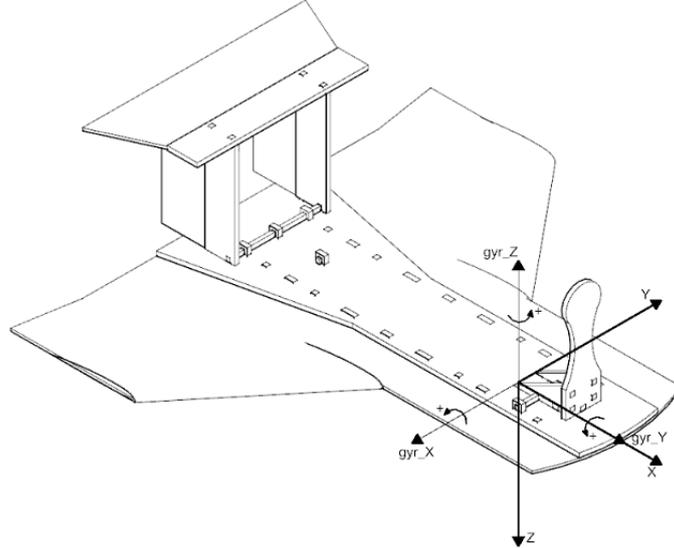


Figura 5.3: Ejes de rotaci6n del gir6scopo con respecto los de la aeronave

En este caso, el sistema de referencia del gir6scopo est6 girado $+90^\circ$ respecto al eje Z, adem6s de tener este mismo eje en el sentido contrario, de manera que la rotaci6n total aplicada es la que est6 expresada en la ecuaci6n 5.5.

$$R_F = R_{-Z} \cdot R_Z(90^\circ) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(90^\circ) & \text{sen}(90^\circ) & 0 \\ -\text{sen}(90^\circ) & \cos(90^\circ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

$$GYR^1 = R_F \cdot GYR^2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} gyr_X \\ gyr_Y \\ gyr_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} gyr_Y \\ -gyr_X \\ -gyr_Z \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

Dado que las medidas tomadas para calibrar el acelerómetro se tomaron en reposo, se aprovechó para almacenar a la vez las lecturas del giróscopo, debiendo ser cero en todas las ocasiones para todos los ejes. La media de esas lecturas que registradas en la tabla 8.

F. gravedad	Sentido	gyro _X [rad/s]	gyro _Y [rad/s]	gyro _Z [rad/s]
Eje Z	+	0,0012	0,0015	0,0017
	-	0,0017	0,0016	0,0016
Eje Y	+	0,0012	0,0018	0,0016
	-	0,0011	0,0016	0,0017
Eje X	+	0,0010	0,0014	0,0019
	-	0,0012	0,0013	0,0020

Tabla 8: Valores medios de las lecturas del giróscopo apoyado en cada eje

Vemos como en este caso para cada eje todas las medidas tienen el mismo signo y su valor absoluto es muy parecido, independientemente del eje sobre el que se apoye, pues lo que mide es la velocidad de giro. De esta manera haciendo el promedio de todas las medias, obtenemos el valor del bias para cada eje con mayor precisión.

- $bias_{GYR_X} = 0,0012$
- $bias_{GYR_Y} = 0,0015$
- $bias_{GYR_Z} = 0,0018$

En la Figura 5.2 se puede ver la representación de las lecturas del giróscopo en el eje X cuando la aeronave se encuentra en reposo, apreciándose que hay un offset que las desplaza respecto al valor 0.

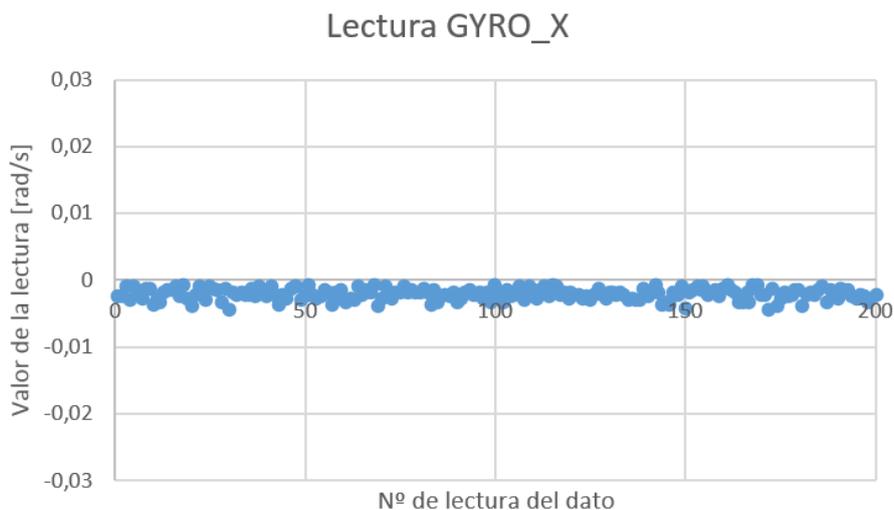


Figura 5.4: Lecturas del giróscopo para el eje X cuando la aceleración de la gravedad es positiva en el eje Z

5.1.3. Magnetómetro

El valor del campo magnético sobre la superficie terrestre oscila entre 0,25 y 0,65 gauss.

El magnetómetro nos da la intensidad del campo magnético en esa misma unidad, pero hay que recordar que los dispositivos electrónicos pueden crear una cierta interferencia, aumentando el error de la medida. Dicho factor no somos capaces de evitarlo, pero sí podemos determinar si hay un error debido al bias.

En primer lugar, y como en los casos anteriores, hay que determinar cual es el sistema de referencia del magnetómetro para poder interpretar sus lecturas y pasarlos al sistema de referencia de la aeronave.

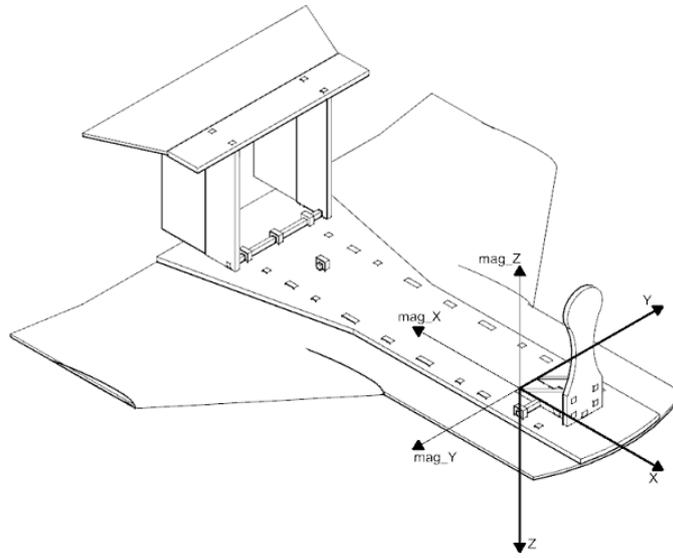


Figura 5.5: Sistema de coordenadas del magnetómetro respecto el de la aeronave

Según la Figura 5.5, el sistema de referencia del magnetómetro está girado con un ángulo de 180° respecto al eje Z, además de tener este mismo eje el signo cambiado, ec. 5.7.

$$R_F = R_{-Z} \cdot R_Z(180^\circ) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(180^\circ) & \sin(180^\circ) & 0 \\ -\sin(180^\circ) & \cos(180^\circ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

$$MAG^1 = R_F \cdot MAG^2 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} mag_X \\ mag_Y \\ mag_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mag_X \\ -mag_Y \\ -mag_Z \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

En la ecuación 5.8 obtenemos la relación entre ambos sistemas de referencia.

Para determinar el bias del magnetómetro, se ha ido rotando la aeronave lentamente alrededor de todos sus ejes, procurando que apuntasen al norte magnético

tanto en sentido positivo como negativo, y guardando las lecturas en cada momento. El siguiente paso ha sido hacer la media de todos los valores extremos de cada eje (los máximos y los mínimos), para saber cual es su rango, tabla 9.

	Eje X	Eje Y	Eje Z
Valor máximo [gauss]	0,40	0,62	-0,48
Valor mínimo [gauss]	-0,40	-0,16	-1,27

Tabla 9: Valores medios de las lecturas máximas y mínimas del magnetómetro con los diferentes ejes apuntando al norte magnético

Los datos, a priori, son muy diferentes en cada eje, y parece que no tienen ninguna relación. Sin embargo, si se resta el valor máximo menos el mínimo, podemos comprobar que en todos hay un rango de 0,8 gauss aproximadamente, de manera que si que están todas las medidas dentro del mismo rango de escala, sólo que están desplazadas respecto al origen por la intervención de un error bias. En el caso del eje Z, por ejemplo, el valor del bias es tan grande, que no independientemente del sentido del eje, nunca obtendremos una medida negativa.

Para determinarlo, en este caso hemos obtenido el valor medio de los extremos de las medidas en cada eje, siendo ese el valor que debemos restar a las mediciones.

- $bias_{MAG_X} = 0,00$
- $bias_{MAG_Y} = 0,23$
- $bias_{MAG_Z} = -0,88$

Si aplicamos estas correcciones sobre la tabla 9, vemos como ahora la escala es mucho más coherente, tabla 10.

	Eje X	Eje Y	Eje Z
Valor máximo [gauss]	0,40	0,39	0,40
Valor mínimo [gauss]	-0,40	-0,39	-0,39

Tabla 10: Escala de las medidas de magnetómetro en cada eje tras corregir el error bias

5.2. Determinación del sistema inercial

Los ángulo de Euler constituyen un conjunto de tres coordenadas angulares que sirven para especificar la orientación de un sistema de referencia de ejes ortogonales.

En nuestro caso, dado a que no vamos a calcular la posición en el espacio de la aeronave (necesitaríamos un sensor que midiese la velocidad), en el origen de coordenadas que hemos fijado en la aeronave vamos a tener dos sistemas de coordenadas.

La actitud de la aeronave se corresponderá con el giro de cada uno de estos ángulos respecto a su correspondiente eje [9].

- **Cabeceo:** Es el giro producido sobre el eje Y. Su ángulo Euler será θ .
- **Giro:** Es el giro producido sobre el eje X. Su ángulo Euler será ϕ .
- **Guiñada:** Es el giro producido sobre el eje Z. Su ángulo Euler será ψ .

Para mantener la convención, consideraremos un ángulo positivo de cabeceo cuando la parte delantera de la aeronave se encuentre por encima de la trasera, de manera que el giro no será respecto al eje Y, sino al $-Y$.

Por otra parte, consideraremos que los ángulos de cabeceo y giro son cero cuando se encuentre paralela al suelo, mientras que el de guiñada será cero cuando esté mirando hacia el Norte.

5.2.1. Ángulo de cabeceo

Como hemos comentado anteriormente, este ángulo se corresponde con el giro producido sobre el eje $-Y$.

Teniendo en cuenta que el vector gravedad siempre apuntará al suelo, y que lo tenemos expresado respecto a los ejes de la aeronave, geoméricamente podemos obtener el valor de dicho ángulo, ec. 5.9.

$$\theta = \text{Tan}^{-1} \left[\frac{-acc_X^1}{acc_Z^1} \right] \quad (5.9)$$

Sin embargo, en la ecuación 5.9 estamos contemplando que la aeronave se encuentra girada puramente sobre el eje $-Y$, sin embargo, puede ser que la aeronave tenga también un cierto ángulo respecto los otros dos ejes.

Con respecto el eje Z no importa, pues es el ángulo de guiñada y no afectará en la ecuación anterior, sin embargo, un ángulo de giro sobre el eje X sí que afectará, pues en lugar de utilizar el término acc_Z^1 , hemos de utilizar el valor de su proyección sobre el plano ZX^0 , siendo equivalente al formado por los ejes X y Z previo a ningún giro, es decir, perpendicular al suelo.

Esta proyección se obtiene fácilmente utilizando el teorema de Pitágoras, ec. 5.10, siendo ξ_Z un número entero de valor unidad, cuyo signo se corresponde al de acc_Z^1 para obtener correctamente el valor del ángulo a partir del arcotangente.

$$\theta = \text{Tan}^{-1} \left[\frac{-acc_X^1}{\xi_Z \cdot \sqrt{(acc_Y^1)^2 + (acc_Z^1)^2}} \right] \quad (5.10)$$

$$\xi_Z = \frac{acc_Z^1}{|acc_Z^1|} \quad (5.11)$$

5.2.2. Ángulo de giro

Este el ángulo realizado sobre el eje X. Siguiendo el procedimiento anterior podemos obtener el valor de su expresión, ec. 5.12.

$$\phi = \text{Tan}^{-1} \left[\frac{-acc_Y^1}{\xi_Z \cdot \sqrt{(acc_X^1)^2 + (acc_Z^1)^2}} \right] \quad (5.12)$$

5.2.3. Ángulo de guiñada

Este es el ángulo formado entre la orientación Norte y la línea longitudinal que divide la aeronave en dos, correspondiente a un giro sobre el eje Z.

Las lecturas del magnetómetro indican la posición del norte magnético que posee un cierto ángulo con el plano XY, de manera que para obtener el ángulo de guiñada, utilizaremos su proyección sobre dicho plano.

$$\psi = \text{Tan}^{-1} \left[\frac{mag_Y^1}{mag_X^1} \right] \quad (5.13)$$

En la ecuación 5.13 consideramos que la aeronave se encuentra paralela al suelo, pero puede ser que posea un ángulo de ataque y otro de giro, de manera que en primer lugar hemos de deshacer esos giros para obtener el ángulo ψ .

$$MAG^1 = R_X(\phi)R_Y(-\theta) MAG = \begin{bmatrix} mag_X \text{Cos}[\theta] + mag_Z \text{Sen}[\theta] \\ -mag_X \text{Sen}[\phi] \text{Sen}[\theta] + mag_Y \text{Cos}[\phi] + mag_Z \text{Sen}[\phi] \text{Cos}[\theta] \\ -mag_X \text{Cos}[\phi] \text{Sen}[\theta] - mag_Y \text{Sen}[\phi] + mag_Z \text{Cos}[\phi] \text{Cos}[\theta] \end{bmatrix} \quad (5.14)$$

Así pues, utilizando la ecuación 5.14 sobre la ecuación 5.13 obtenemos el valor del ángulo ψ .

$$\psi = \text{Tan}^{-1} \left[\frac{-mag_X \text{Sen}[\phi] \text{Sen}[\theta] + mag_Y \text{Cos}[\phi] + mag_Z \text{Sen}[\phi] \text{Cos}[\theta]}{mag_X \text{Cos}[\theta] + mag_Z \text{Sen}[\theta]} \right] \quad (5.15)$$

Según la ecuación 5.15, para obtener el ángulo de guiñada, en primer lugar tenemos que obtener los ángulos de ataque y de giro obtenidos con el acelerómetro, para que después y a partir de estos ángulos y las medidas del magnetómetro obtengamos el valor de ψ .

6. Funcionamiento del sistema

El sistema de control consta de dos partes siguiendo el esquema maestro – esclavo, la primera de ella, programada en lenguaje Matlab [4], equivalente a maestro, y la segunda, programada en C [5], equivalente a esclavo.

El programa Matlab será el que se ejecutará desde el ordenador, y su misión será transmitir las órdenes recibidas por parte de un usuario físico a la aeronave, además de recibir e interpretar los datos de las lecturas de los diferentes sensores inerciales.

Por otra parte, el programa en lenguaje C será el que lleven las placas electrónicas incorporado, y su función consistirá en recibir la información recibida a través de la antena receptora, para la ejecución de los diferentes servomotores y el motor, además de enviar las lecturas captadas por los sensores.

6.1. Programa Matlab

6.1.1. Método de control

Para la recepción de las órdenes ejecutadas por el usuario se ha utilizado un mando de videoconsola para PC, Fig. A.29, en el que se le ha asignado a cada botón una orden distinta.

- Botón START: –
- Botón SELECT: Encendido/Apagado del motor.
Además, cuando este botón sea pulsado se guardarán todas las lecturas de la IMU registradas desde el encendido de la aeronave dentro de la carpeta “Datos”. Para la distinción entre los diferentes archivos, cada traza será almacenada con el nombre de la fecha en el que haya sido guardada.
- Botón 1: –
- Botón 2: –
- Botón 3: Permite transmitir la velocidad seleccionada al motor cuando este se encuentre encendido.
Si el motor está encendido y este botón no está pulsado, la velocidad del motor será la mínima por seguridad.
- Botón 4: Movimiento de los servomotores derecho/izquierdo en direcciones opuestas (sin producir ningún giro), para aumentar la resistencia y frenar más rápidamente la aeronave.
- Botón 1a: Movimiento del servomotor horizontal hacia arriba.
- Botón 2a: Movimiento del servomotor horizontal hacia abajo.
- Botón 3a: Movimiento del servomotor derecho hacia la derecha.

- Botón 4a: Movimiento del servomotor izquierdo hacia la izquierda.
- Botón R1: Aumento de la potencia del motor.
- Botón R2: Disminución de la potencia del motor.
- Botón L1: –
- Botón L2: –

En la interfaz gráfica desarrollada se han implementado los diferentes controles del mando, siendo más intuitivo de usar, y la nomenclatura usada para cada botón se corresponde con los del mando real, Fig. 6.4.

6.1.2. Transmisión de datos Matlab – Placa

Es muy importante que la comunicación entre ambos entornos sea la correcta, sin ninguna pérdida o alteración de la información.

Dado que el medio a partir del cual se transmiten los datos es, en lugar de vía cable, vía inalámbrica, es muy sensible a la pérdida de información.

De esta manera, el byte inicial enviado a las placas que indicará que es el inicio de la transmisión será un byte STX, seguido de cinco bytes que llevarán el mensaje a transmitir, para finalizar con dos bytes correspondientes a un checksum, cuya función será comprobar que la información no ha sido alterada por alguna interferencia, Fig. 6.1 [8].



Figura 6.1: Estructura de un paquete de datos enviado desde el programa Matlab a la aeronave

Con este procedimiento, el programa de la placa irá comprobando los datos recibidos hasta que alguno corresponda con el byte correspondiente al STX. Seguidamente almacenará los 7 bytes siguientes y sólo considerará válida la información si la suma de los 5 primeros bytes más el del STX se corresponde al número recibido por los bytes del checksum, sino descartará la información.

Dentro de los 5 bytes de información, cada uno tiene una diferente aplicación.

- Byte A: Control del encendido/apagado del motor.
- Byte B: Velocidad del motor.
- Byte C: Movimiento del servomotor derecho.
- Byte D: Movimiento del servomotor izquierdo.
- Byte E: Movimiento del servomotor horizontal.

La selección de un único byte para el control de cada elemento se ha realizado para reducir el tamaño del mensaje lo máximo posible, reduciendo de esta manera las posibilidades de alguna pérdida de información en el mensaje.

Al ser un único byte el que contiene la información, su trazabilidad se ha llevado a cabo mediante una correspondencia entre una letra y un valor. Así, si el pulso a enviar al servomotor varía en un rango de entre 100 y 200 ms, con un paso de 10 ms, el byte encargado de seleccionar el movimiento de este servomotor tendrá 11 posibilidades diferentes, siendo posible de enviar el pulso deseado con un solo byte si en lugar de enviar el pulso se envía una letra.

La ventaja de este método radica en que en lugar de usar 3 bytes para enviar un número, sólo utilizamos un byte que se corresponderá a dicho valor, reduciendo el tamaño de la información útil del mensaje de 15 bytes a 5.

En la tabla 11 se muestra la correspondencia entre cada letra y su valor.

Letra	Valor	Letra	Valor
P	100	m	1152
Q	110	n	1200
R	120	o	1248
S	130	p	1296
T	140	q	1344
U	150	r	1392
V	160	s	1440
W	170	t	1488
X	180	u	1536
Y	190	v	1584
Z	200	w	1632
		x	1680
		y	1728
		z	1776

Tabla 11: Correspondencia entre el mensaje enviado en cada byte y su valor ligado

Los valores de la izquierda se corresponden con los del pulso de los servomotres, mientras que los de la derecha con los del motor. Se puede apreciar como se ha utilizado en un caso letras mayúsculas y en otro minúsculas, ya que su valor ASCII es muy distinto, evitando cualquier posible confusión.

6.1.3. Transmisión de datos Placa – Matlab

En este caso el tamaño del mensaje es mucho más largo, y su estructura muy diferente. La información que envía la placa se corresponde a:

- Lecturas del acelerómetro.
- Lecturas del giróscopo.

- Lecturas del magnetómetro.
- Instante de la toma de la lectura.
- Número secuencial de lectura.

El mensaje, en lugar de llevar un byte de STX al inicio y un checksum al final, llevará la información de dichas lecturas acompañadas de unas cadenas de caracteres fijas de texto. Estas cadenas serán siempre las mismas y servirán tanto para una mejor interpretación del del mensaje como para comprobar que no hay ninguna variación en ninguno de estos elementos.

La estructura del mensaje queda detallada en la Figura 6.2. En negro se pueden apreciar las partes inalterables del mensaje, que será comprobadas en cada ocasión para saber que la información almacenada es la correcta, mientras que los dígitos en rojo son caracteres numéricos con el valor de las medidas, cuyo tamaño puede variar entre 1 y 4 bytes.

ACC: , , , GYR: , , , MAG: , , , T: Num: \n

Figura 6.2: Estructura del mensaje enviado desde la aeronave al programa Matlab

6.1.4. Algoritmo del programa Matlab

El código de programación está basado en todos los procedimientos desarrollados previamente, así como el método de transmisión de datos, el cálculo de la actitud de la aeronave, la obtención del ángulo de deflexión del flap trasero para equilibrar la aeronave verticalmente, etc.

Debido a su grueso y a la complejidad que supone explicar un código línea a línea, en la Figura 6.3 se muestra un diagrama de flujo donde se resume el algoritmo del programa con sus pautas principales.

El resultado de este programa es una aplicación “Guide”, Fig. 6.4, que servirá como interfaz gráfica para un control más intuitivo del programa.

En ésta tendremos dibujados por un lado los diferentes botones que cuenta el mando controlador a partir del cual se mandan las ordenes a la placa.

Además, en la parte izquierda habrán tres gráficas donde se representará en tiempo real la actitud de la aeronave, correspondiéndose al ángulo de ataque, ángulo de giro y de guiñada.

Para que sea aún más intuitivo, se ha procurado que el dibujo de cada gráfica se corresponda al de la vista correspondiente para cada giro, siendo fiel a su planta, alzado y perfil obtenidos en el plano a 3 vistas de la aeronave.

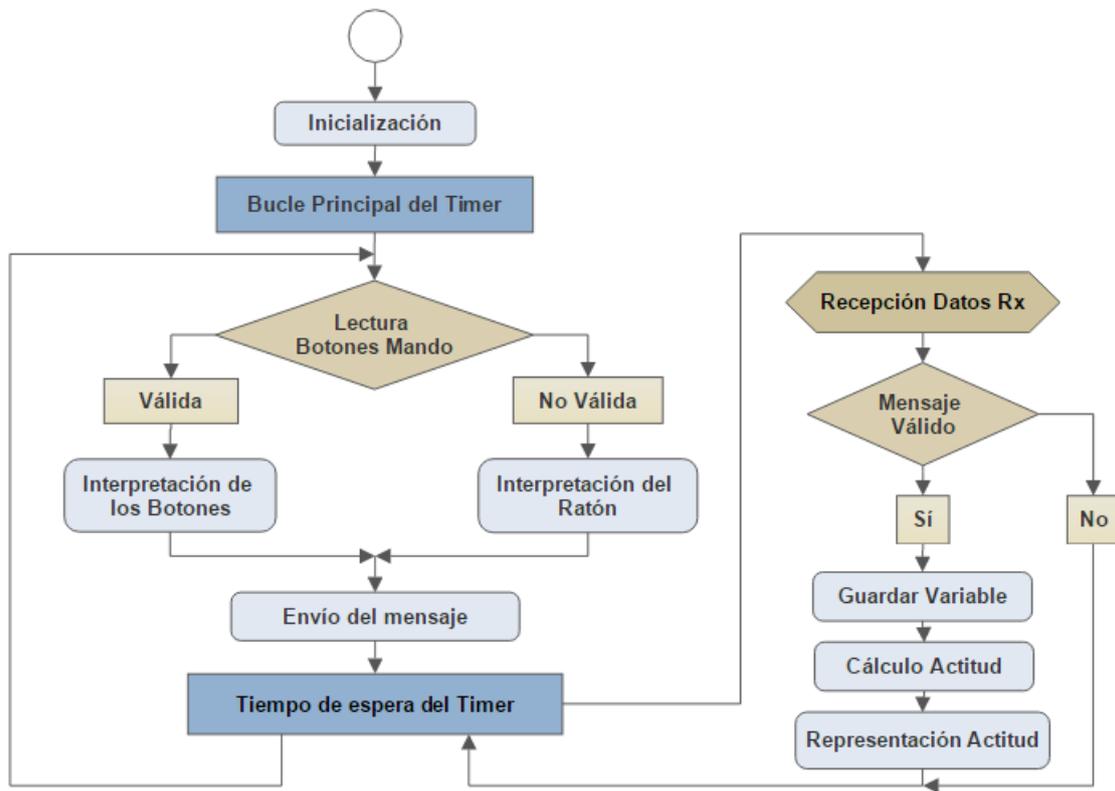


Figura 6.3: Diagrama que resume el funcionamiento del programa de Matlab

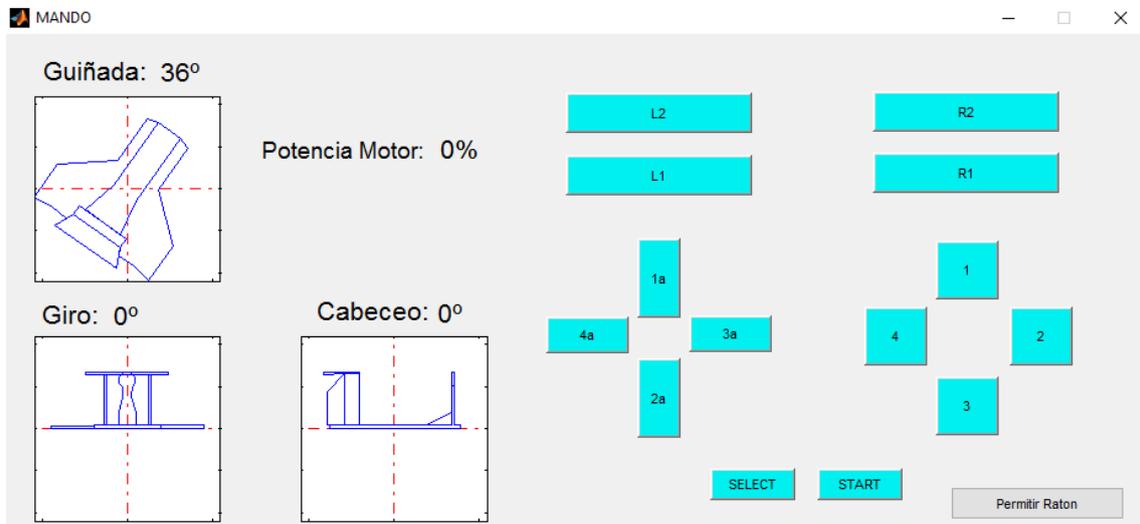


Figura 6.4: Interfaz gráfica desarrollada para la interpretación del programa de control de la aeronave

6.2. Programa en C de la maqueta

Durante el desarrollo del programa que llevarán las placas incorporado surgieron varios inconvenientes.

En primer lugar se pretendía elaborar en el entorno KEIL μ Vision 5, pues ya había sido utilizado en la asignatura “Sistemas Embarcados para la Navegación y Control” [5] y se contaba, por tanto, con una cierta familiarización.

El problema era que la versión de estudiante solo admitía crear un código de hasta 32 Kb.

Dado que su tamaño era mayor, se tuvo que utilizar el entorno de System Workbench for STM32, un programa gratuito que nos permitiría realizar el código deseado.

El problema resultante era que no se contaba con experiencia previa, y aunque la programación era similar, su configuración para adaptarlo a la placa y utilizar los archivos de configuración elaborados por el entorno STM32CubeMX era muy diferente.

Finalmente, y tras la visualización de varios tutoriales y la consulta en distintos foros, este problema fue resuelto.

Para cargar el programa en la placa, fue necesario utilizar la aplicación STM32 ST-LINK Utility para poder transmitir el archivo con extensión “.bin”, creado por el programa System Workbench for STM32, a la placa.

La Figura 6.5 se corresponde a un diagrama de flujo en el que se muestran las pautas principales que sigue este programa.

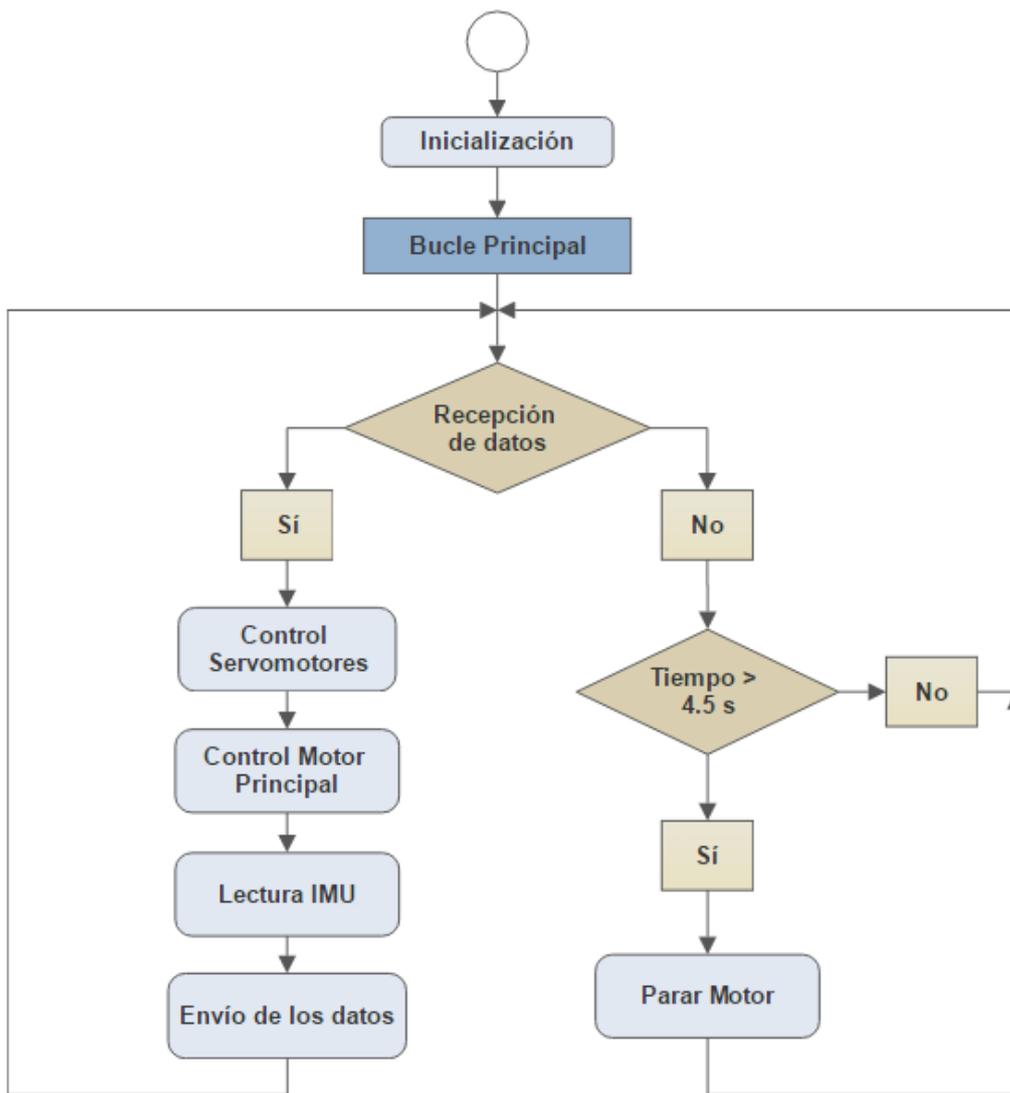


Figura 6.5: Diagrama que resume el funcionamiento del programa C de la maqueta

7. Presupuesto

A continuación se pretende realizar un breve estudio asociado a los costes del proyecto. Para ello se tendrán en cuenta los costes relativos al material utilizado y los recursos humanos.

7.1. Coste asociado a los recursos humanos

La tabla 12 recoge los gastos totales asociado a la mano de obra para cada fase del proyecto.

Recurso	Función	Unidades [h]	Precio unitario [€/h]	Importe [€]
Ingeniero de grado	Diseño	20	27,50	550
Ingeniero de grado	Programación	25	27,50	687,5
Personal cualificado	Ensamblaje	20	16,50	330
			Total	1567,5

Tabla 12: Costes asociados a los recursos humanos

7.2. Costes asociados al material

Para la elaboración de la maqueta ha sido necesario comprar elementos muy variados entre los cuales destacamos los componentes electrónicos, los referentes a la estructura, y elementos que permitan la unión entre ambos.

Cada uno de ellos se ha comprado a su correspondiente proveedor, ya sea una tienda física u online, y los precios que se detallan corresponden con el precio final al cliente (incluyendo iva) a excepción de los gastos de envío (pudiendo ser 0 según la oferta de cada tienda).

La tabla 13 recoge un extracto con el precio de cada uno de ellos y una referencia a una imagen suya si ha sido añadida en la sección A. *Apéndices*.

Recurso	Referencia	Importe [€]
Poliestireno expandido	–	6,00
Madera de contrachapado 5 mm (con corte)	Fig. A.5	25,00
P-NUCLEO-IHM001	Fig. A.21, A.22 y A.23	32,11
X-NUCLEO-IKS01A1	Fig. A.25	15,08
Regulador ESC Turnigy MultiStar 20A	Fig. A.26	21,85
Batería Lipo 11.1V 2200 mAh	Fig. A.19	15,95
Cargador baterías Lipo	–	12,95
Servomotor Micro SG90 Digital (x3)	Fig. A.27	14,85
Módulo de telemetría 433 MHz	Fig. A.28	34,95
Conectores hembra arduino 2.54 mm	–	3,97
Cableado externo	–	3,58
Adaptador XT60 macho	Fig. A.17	2,00
Hélice 6x5.5"	Fig. A.24	2,95
Batería power bank	Fig. A.20	10,99
Mando de videoconsola con puerto USB	Fig. A.29	11,95
Elementos mecánicos	–	25,00
- Tornillos		
- Tuercas		
- Arandelas		
- Escuadras		
- Alambre		
- Cinta adhesiva		
Total		238,18

Tabla 13: Coste de los materiales empleados

7.3. Coste total del prototipo

El coste total asociado a la elaboración completa de la maqueta viene expresado en la tabla 14.

Concepto	Importe [€]
Coste asociado a los recursos humanos	1567,5
Coste asociado al material	238,18
Total	1805,68

Tabla 14: Costes totales de la elaboración de la maqueta

7.4. Coste total de una réplica

Para la realización de una réplica, se podrían descontar los costes asociados a los recursos humanos en la fase de diseño y programación, pues los archivos ya estarían creados y no habría que modificarlos.

Así, el coste necesario para realizar una réplica sería la suma del de los materiales necesarios más el de la mano de obra (fase de ensamblaje solamente).

Concepto	Importe [€]
Coste asociado a la mano de obra	330
Coste asociado al material	238,18
Total	568,18

Tabla 15: Costes totales de la elaboración de una réplica

7.5. Resumen

Como era de esperar, el coste elaborado a la realización de un primer prototipo será bastante más elevado que el de la realización de una réplica, pues los recursos utilizados para la fase de investigación y desarrollo son mucho mayores.

En nuestro caso, el coste del prototipo sería 1805,68 €, mientras que el de una réplica 568,18 €, bajando su valor un 68,53% respecto al precio inicial.

Además, ese porcentaje de descuento podría ser aún mayor en el caso de que en lugar de realizar una sola réplica, se reprodujese en masa, ya que al comprar los materiales al por mayor pueden sufrir algún descuento.

8. Conclusiones y trabajo futuros

8.1. Conclusiones

El presente Trabajo Fin de Grado ha estado enfocado, tal y como se ha enunciado en la introducción, en la elaboración de una maqueta de una aeronave del tipo ekranoplano para intentar realizar un algoritmo capaz de controlarla y transmitir las fuerzas inerciales que experimenta la aeronave.

En primer lugar, durante la fase de diseño se ha podido comprobar la complejidad que recae en un estudio de este tipo. Además de tener una visión global del modelo, es muy importante tener una visión específica de cada uno de sus componentes, tanto en dimensiones como en forma, para un correcto ensamblaje posterior.

Aunque la eficiencia aerodinámica es el factor que prima a la hora de su diseño, siempre va a ser necesario sacrificar un cierto porcentaje de esta eficiencia para que el desarrollo final cumpla los requerimientos. Por lo tanto, esta fase va conjunta con la de la selección de los componentes electrónicos y mecánicos que acabará llevando el modelo.

Esta punto es una fase vital del proyecto, siendo muy importante que se realice lo más cuidadosamente posible, cuidando cada detalle, además de hacer un informe de gatos o de viabilidad previo a su puesta en marcha, que recopile todos estos parámetros, y que será donde finalmente se discutirá si el proyecto es viable, o si por el contrario se rechaza.

Una vez superada esta fase el paso a seguir consiste en hacer realidad esa idea, idea que sobre el papel fue demostrada que era viable, pero que sin los conocimientos técnicos y las capacidades necesarias sería imposible de desarrollar.

Afortunadamente, y gracias a las competencias adquiridas a lo largo de la carrera, y que se han querido demostrar durante la realización de la tarea, ese concepto que era una mera idea en primera instancia ha sido desarrollado casi en su totalidad.

De todos los objetivos propuestos al inicio del trabajo, sólo uno no ha podido ser llevado a cabo, la prueba en vuelo.

A priori y dado el tipo de trabajo del que se trata, parece el punto más importante ya que es el más visual, sobretodo cuando sea tratado con una persona no familiarizada en esta área.

No restando desilusión en su no consecución, no hay que olvidar la carga de trabajo que lleva detrás y todos los hitos que han sido conseguidos durante su proceso.

Así, además de elaborar y terminar la maqueta, hemos sido capaces de implementar un algoritmo capaz de controlar la aeronave además de interpretar las fuerzas obtenidas por los sensores inerciales, fundamentales para un estudio posterior.

De esta manera, he de decir que me llena de satisfacción haber realizado este proyecto por todo lo conseguido y aprendido durante su elaboración.

8.2. Conclusiones personales

Desde el punto de vista personal ha sido un trabajo muy enriquecedor, no solo por la capacidad de utilizar muchos de los conocimientos adquiridos previamente a lo largo de la carrera, sino por lo nuevo aprendido.

El atractivo principal radica en la diversidad de los campos y las áreas que han sido necesarias para su elaboración, siendo así cada fase del proceso muy distintas entre ellas.

Se ha realizado un diseño sobre papel, pero también ha sido fabricado en forma física.

Se ha configurado digitalmente la conectividad entre los diferentes componentes, pero también ha sido necesaria la unión física de muchos de ellos mediante soldadura y cableado.

Se ha programado un programa capaz de controlar los elementos actuadores de la aeronave, pero también se ha podido comprobar físicamente su funcionamiento.

Se ha desarrollado teóricamente un algoritmo capaz de interpretar físicamente las fuerzas inerciales de la aeronave, pero también ha sido posible visualizarlo en una gráfica en tiempo real y con acciones sobre la maqueta.

En definitiva, ha sido un trabajo muy dinámico, donde cada una de las fases difiere mucho con respecto a las demás, además de combinar en cada una de ellas un estudio teórico con una comprobación práctica.

Por último, es alentador saber que todos los conocimientos adquiridos a lo largo de la carrera son de utilidad, pues se han utilizado nociones de asignaturas tanto del primer curso para temas más generales (informática, mecánica) como del último para temas más específicos (sistemas embarcados, mecánica del vuelo), pasando por asignaturas de cursos intermedios (aerodinámica, electrónica y fabricación aeroespacial).

8.3. Trabajos futuros

A continuación se proponen una serie de proyectos que pueden servir tanto para resolver los errores obtenidos durante la realización del proyecto, como para mejorar y profundizar en el estudio.

- Cambiar el juego motor-hélice con otros de mejores características para mejorar las prestaciones de la aeronave.
- Si es necesario, sustituir la batería por una con mayor amperaje.
- Hacer un estudio aerodinámico en un túnel de viento para comprobar y mejorar el estudio aerodinámico realizado teóricamente.
- Añadir un tubo de pitot para conocer la velocidad de la aeronave.

- Establecer un sistema inercial completo a partir de la entrada del dato velocidad conociendo así la posición real de la aeronave en el espacio.
- Añadir un filtro de Kalman para mejorar la lectura de las medidas inerciales.

Referencias

- [1] Charles G Bixel Jr. Hovercraft ground-effect vehicle, April 21 1992. US Patent 5,105,898.
- [2] Club Aeromodelismo Colmenar de Oreja. Foro aeromodelismo. "<http://mola.camco.es/viewtopic.php?t=45>", 2015. Cálculo del factor de carga de una hélice.
- [3] JUAN ANTONIO GARCÍA MANRIQUE. Apuntes de fabricación aeroespacial (11893), 2014. Universidad Politécnica de Valencia.
- [4] ENRIQUE HERNÁNDEZ ORALLO. Apuntes de informática (11876), 2012. Universidad Politécnica de Valencia.
- [5] ENRIQUE HERNÁNDEZ ORALLO. Apuntes de sistemas embarcados para navegación y control (11942), 2015. Universidad Politécnica de Valencia.
- [6] JOSÉ PEDRO MAGRANER RULLÁN. Apuntes de mecánica del vuelo (11889), 2015. Universidad Politécnica de Valencia.
- [7] XANDRA MARCELLE MARGOT. Apuntes de aerodinámica (11884), 2015. Universidad Politécnica de Valencia.
- [8] RAFAEL MASOT PERIS. Apuntes de tecnología electrónica (11956), 2014. Universidad Politécnica de Valencia.
- [9] VICENTE MATA AMELA. Apuntes de mecánica (11879), 2013. Universidad Politécnica de Valencia.
- [10] Foro rcgroups. General ekranoplan topic. "<https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1255615-General-Ekranoplan-Topic/page80>", 2014. Discusión acerca de la estabilidad de un Ekranoplano del tipo Bixel respecto al diseñado por Lippisch y el diseño tradicional.
- [11] JAIME RIERA GUASP. Apuntes de física (11874), 2012. Universidad Politécnica de Valencia.
- [12] STMicroelectronics. Configuración del timer. "http://www.st.com/content/ccc/resource/technical/document/application_note/54/0f/67/eb/47/34/45/40/DM00042534.pdf/files/DM00042534.pdf/jcr:content/translations/en.DM00042534.pdf".
- [13] STMicroelectronics. Documentación de nucleo - f302r8. "<http://www.st.com/en/evaluation-tools/nucleo-f302r8.html>".
- [14] STMicroelectronics. Documentación de x - nucleo - iks01a1. "<http://www.st.com/en/ecosystems/x-nucleo-iks01a1.html>".
- [15] WIKIPEDIA. Efecto suelo. "https://es.wikipedia.org/wiki/Efecto_suelo".
- [16] WIKIPEDIA. Ekranoplano. "<https://es.wikipedia.org/wiki/Ekranoplano>".

A. Apéndices

A.1. Fase de diseño y elaboración

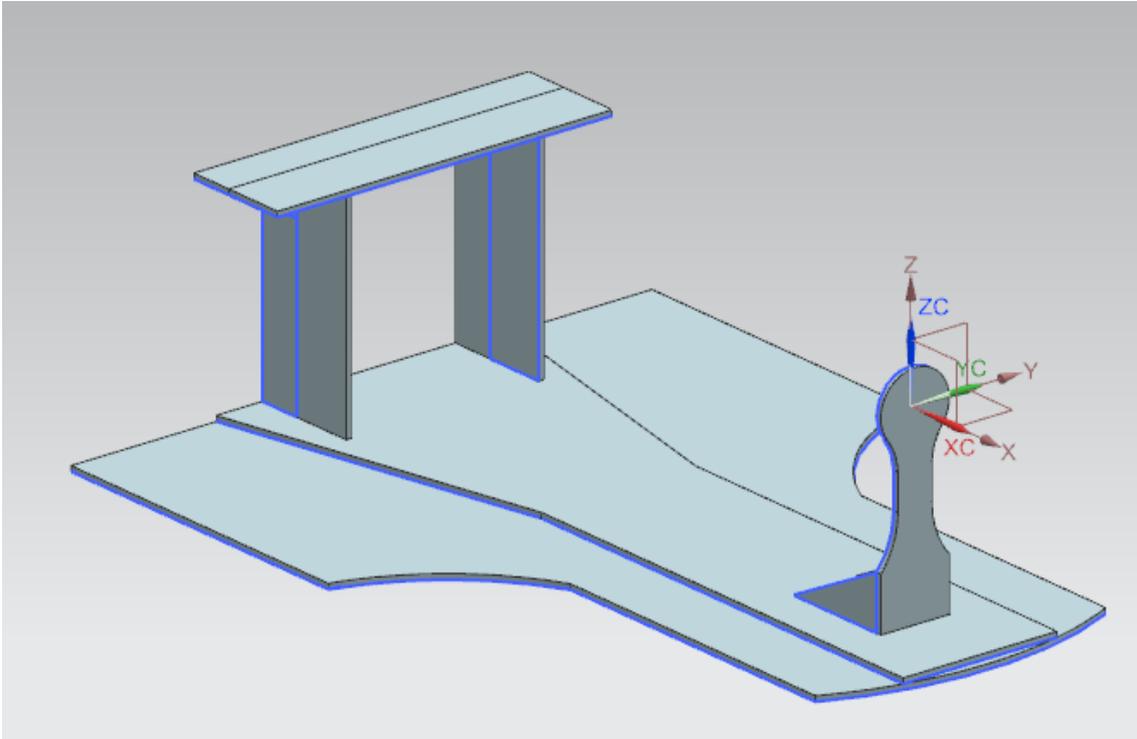


Figura A.1: Primer diseño en Siemens NX

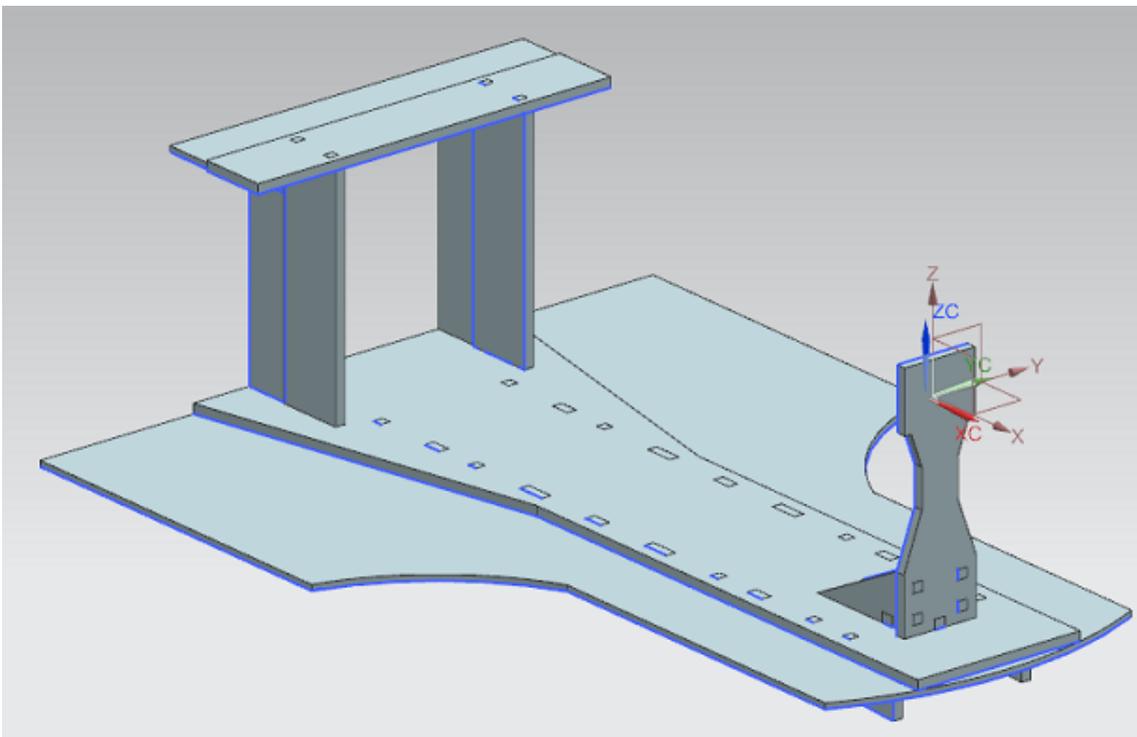


Figura A.2: Segundo diseño en Siemens NX (sin elementos curvos)

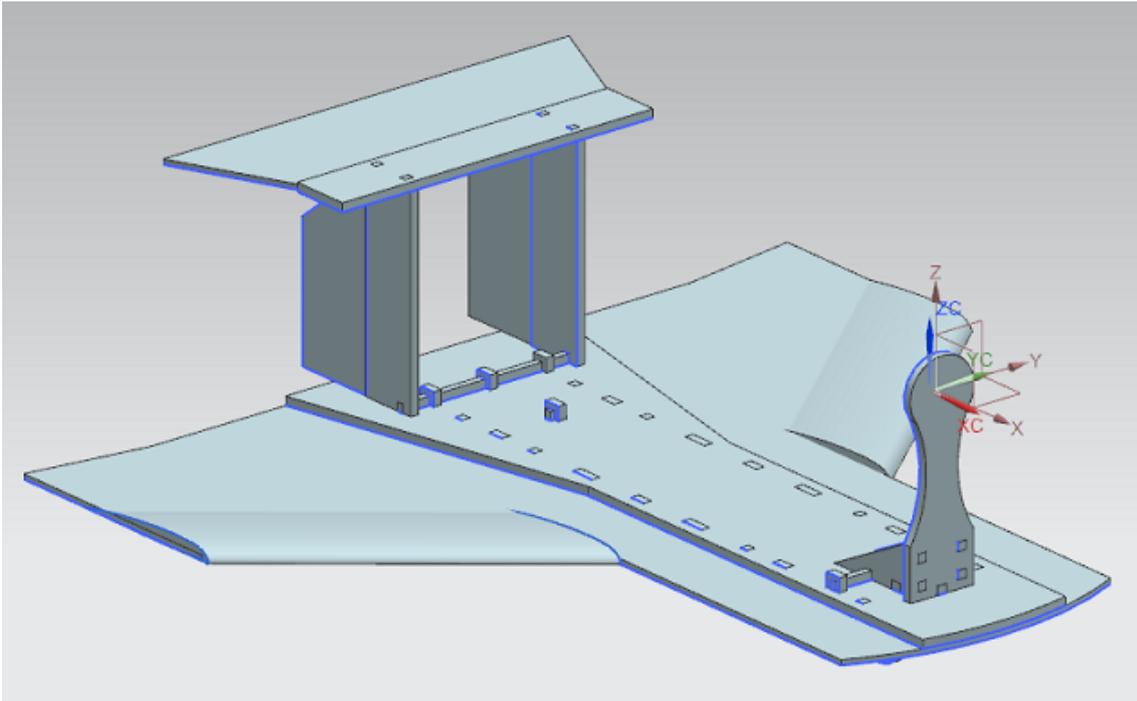


Figura A.3: Diseño final en Siemens NX con perfil alar

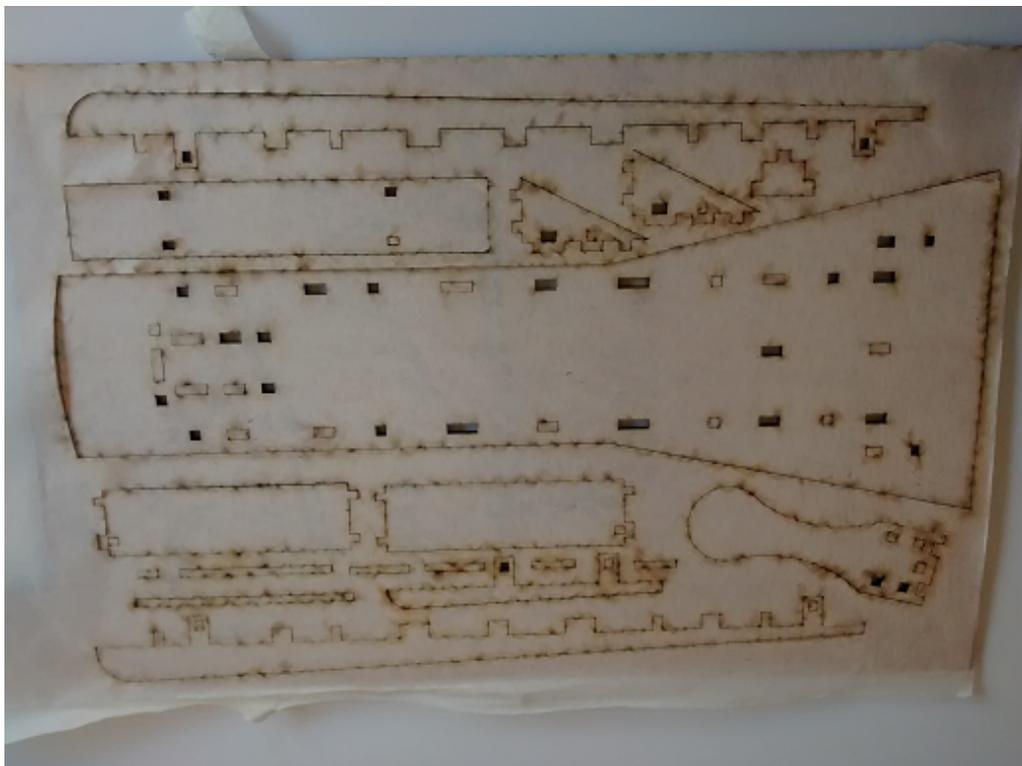


Figura A.4: Madera con papel de baja adherencia para evitar quemaduras por láser

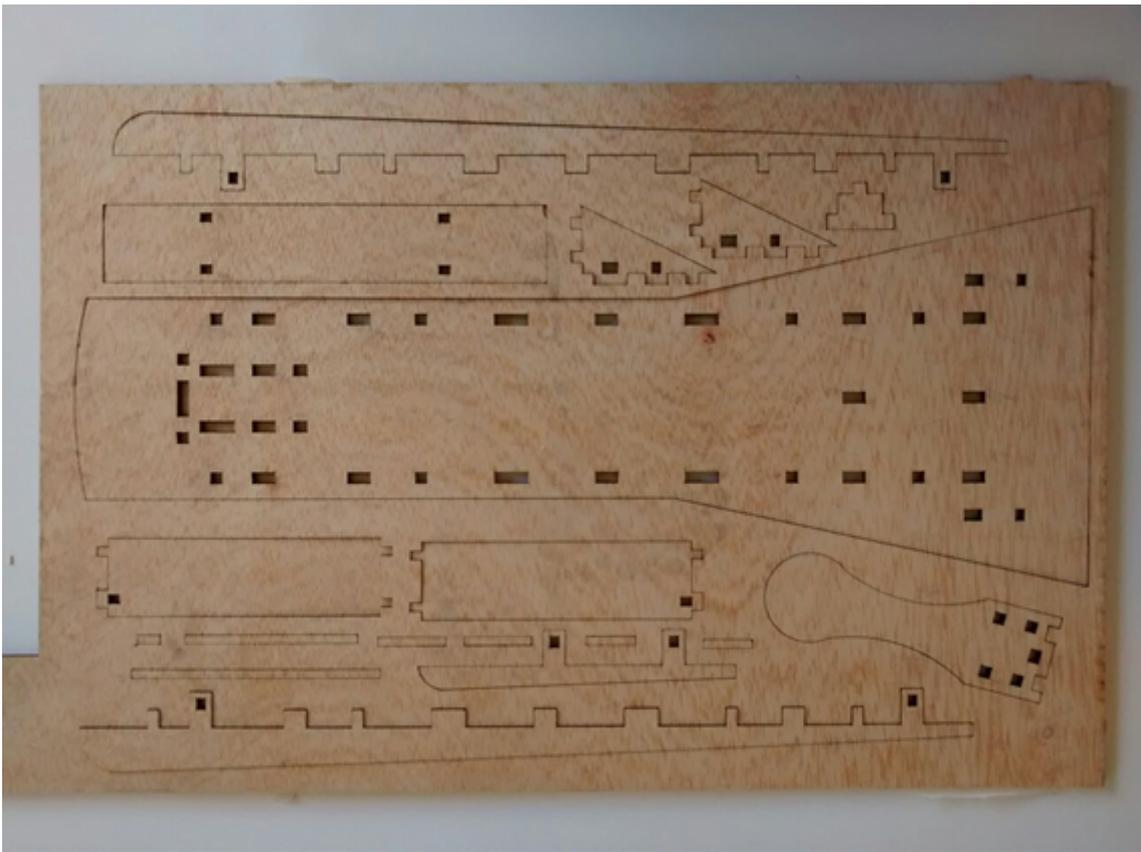


Figura A.5: Madera de contrachapado cortada por láser

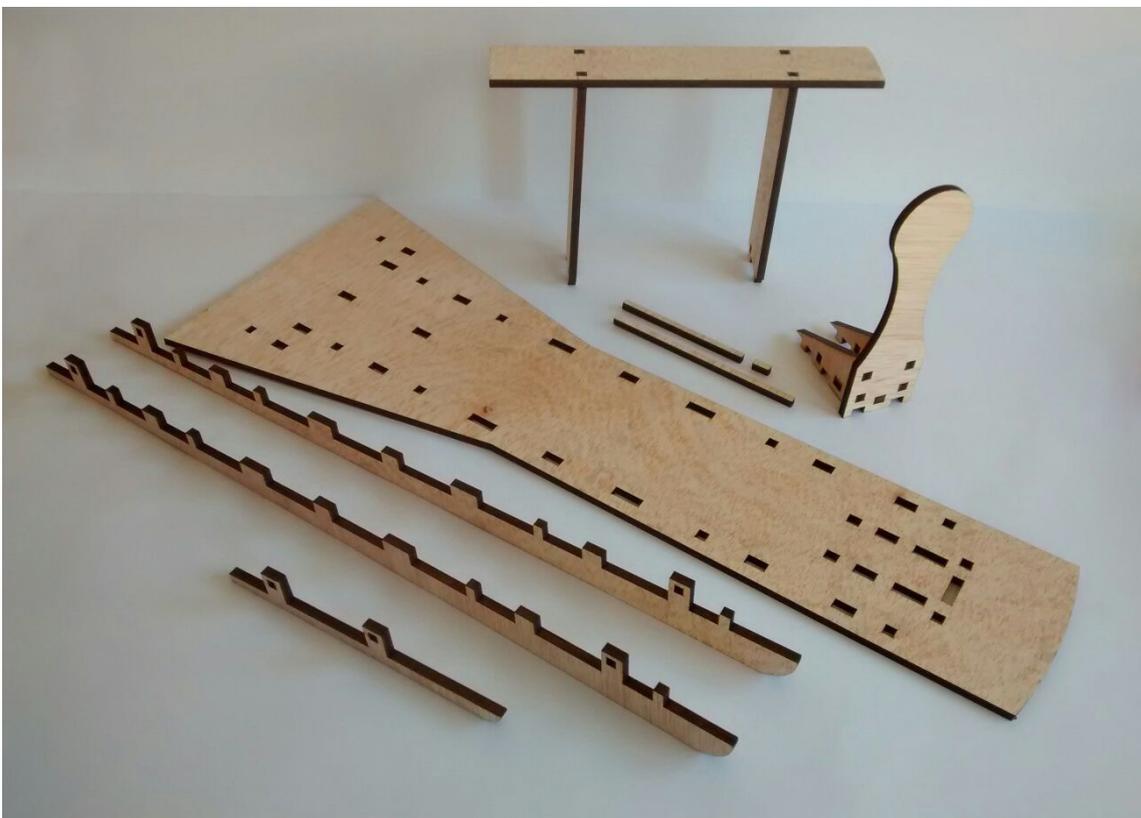


Figura A.6: Elementos de madera de contrachapado



Figura A.7: Montaje previo de estructura de contrachapado

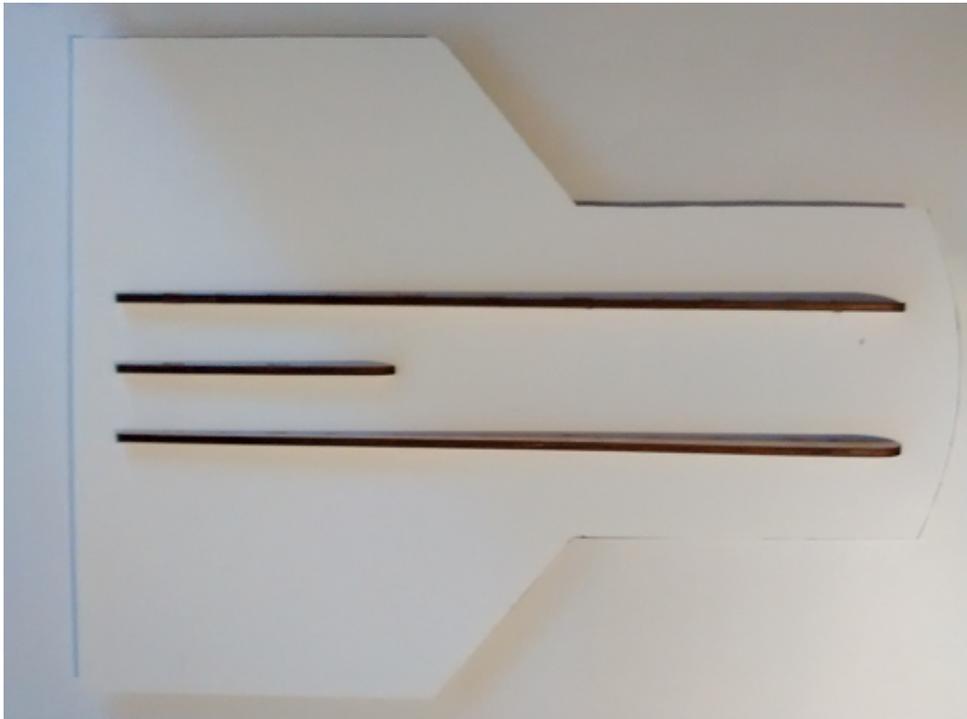


Figura A.8: Tren de aterrizaje de la maqueta



Figura A.9: Procedimiento de montaje de uniones mecánicas

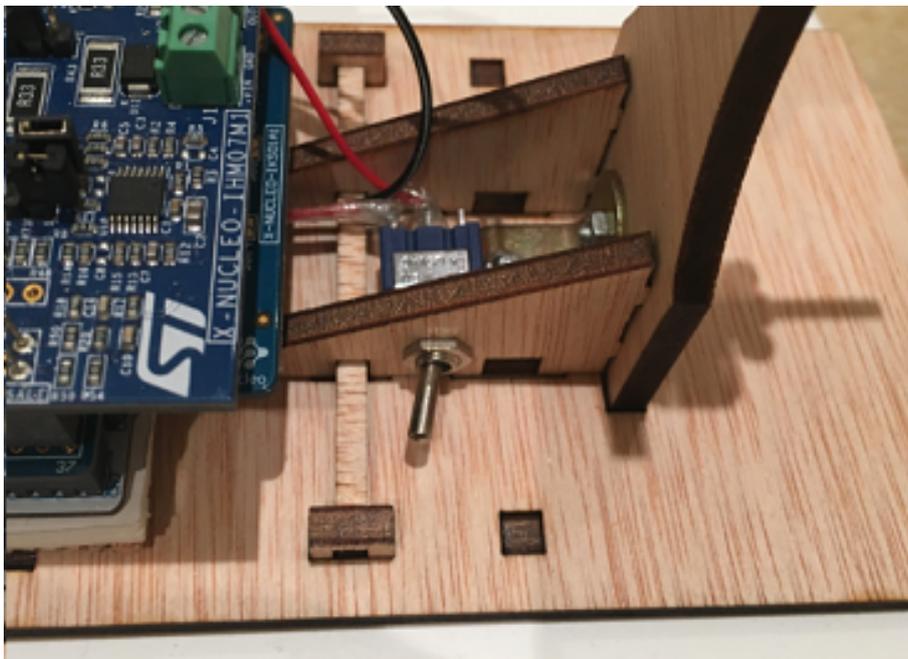


Figura A.10: Interruptor electrónico



Figura A.11: Alerón vertical con sus elementos de unión

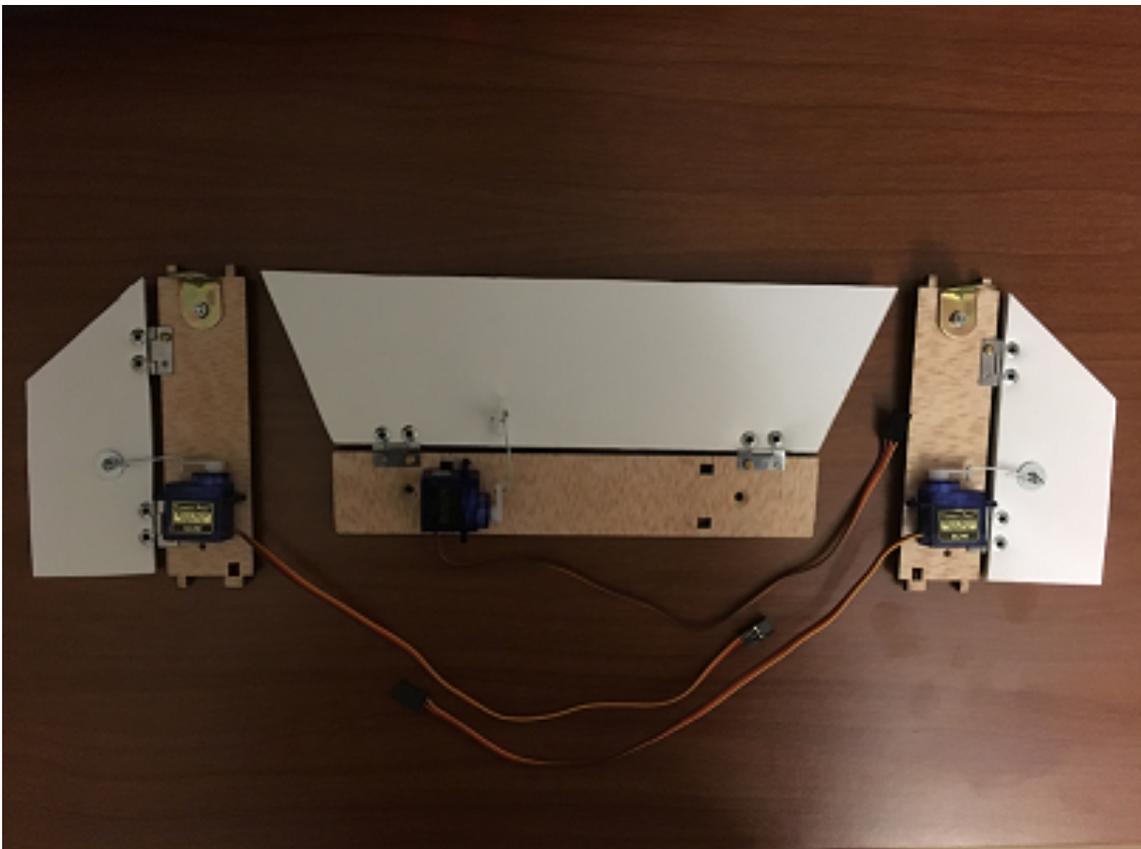


Figura A.12: Unión alerón-estructura con su servomotor

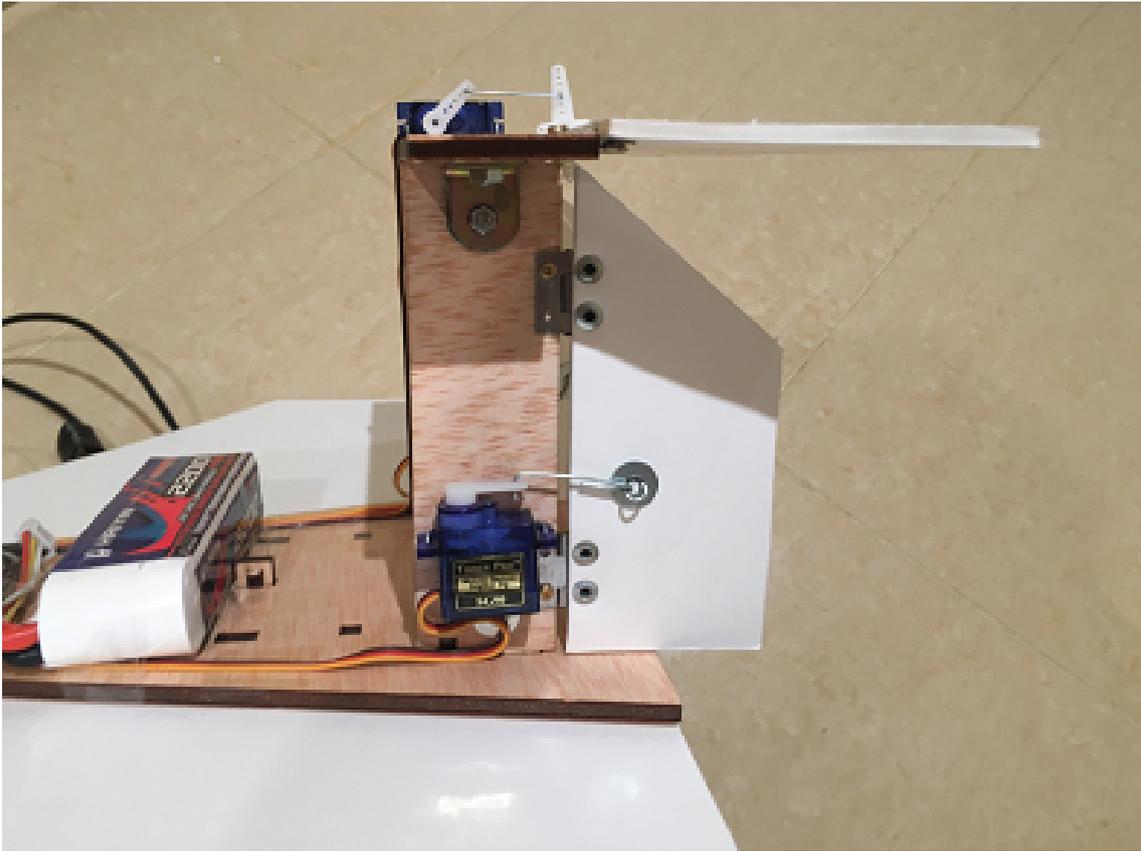


Figura A.13: Unión servomotor–ala

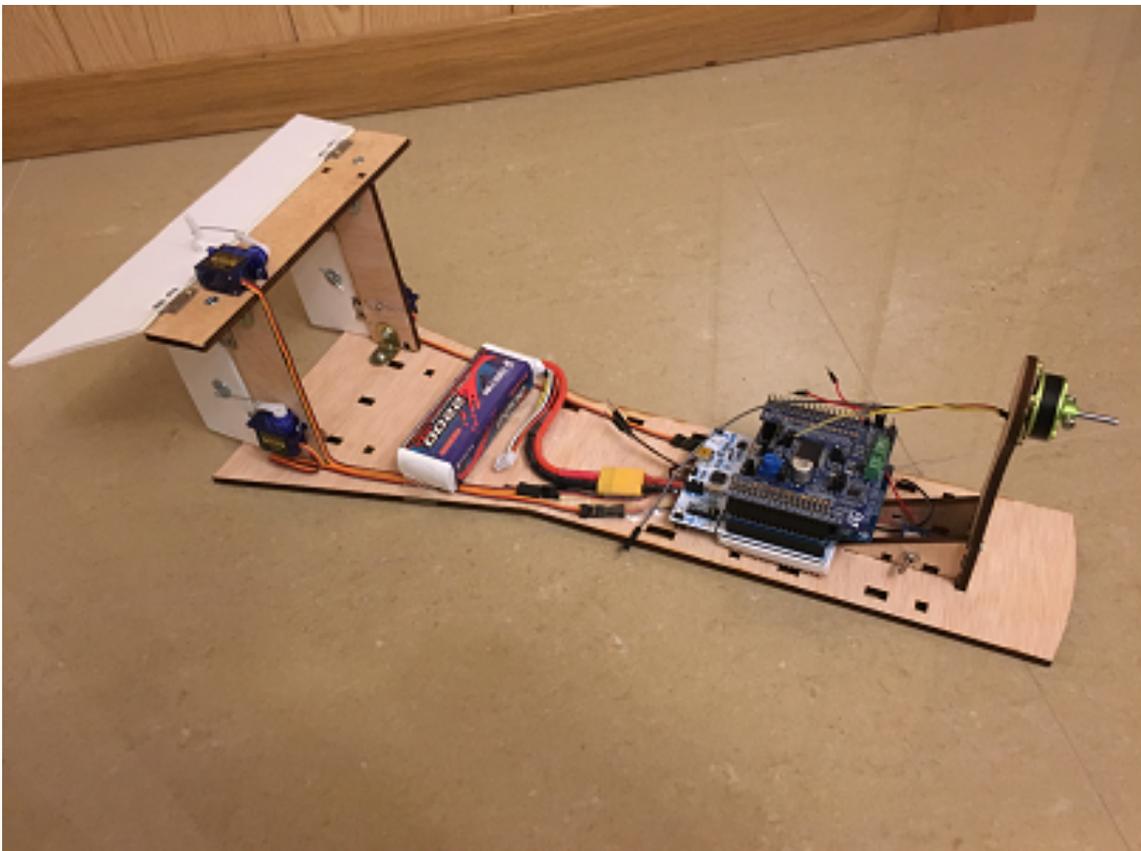


Figura A.14: Ensamblaje del esqueleto con los elementos electrónicos

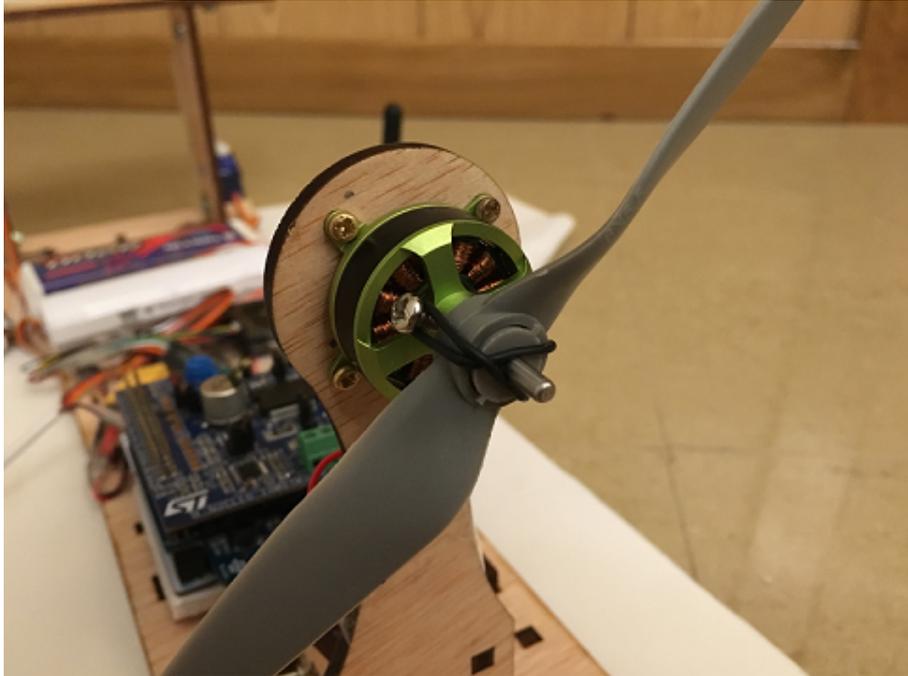


Figura A.15: Unión del motor con su hélice a la estructura

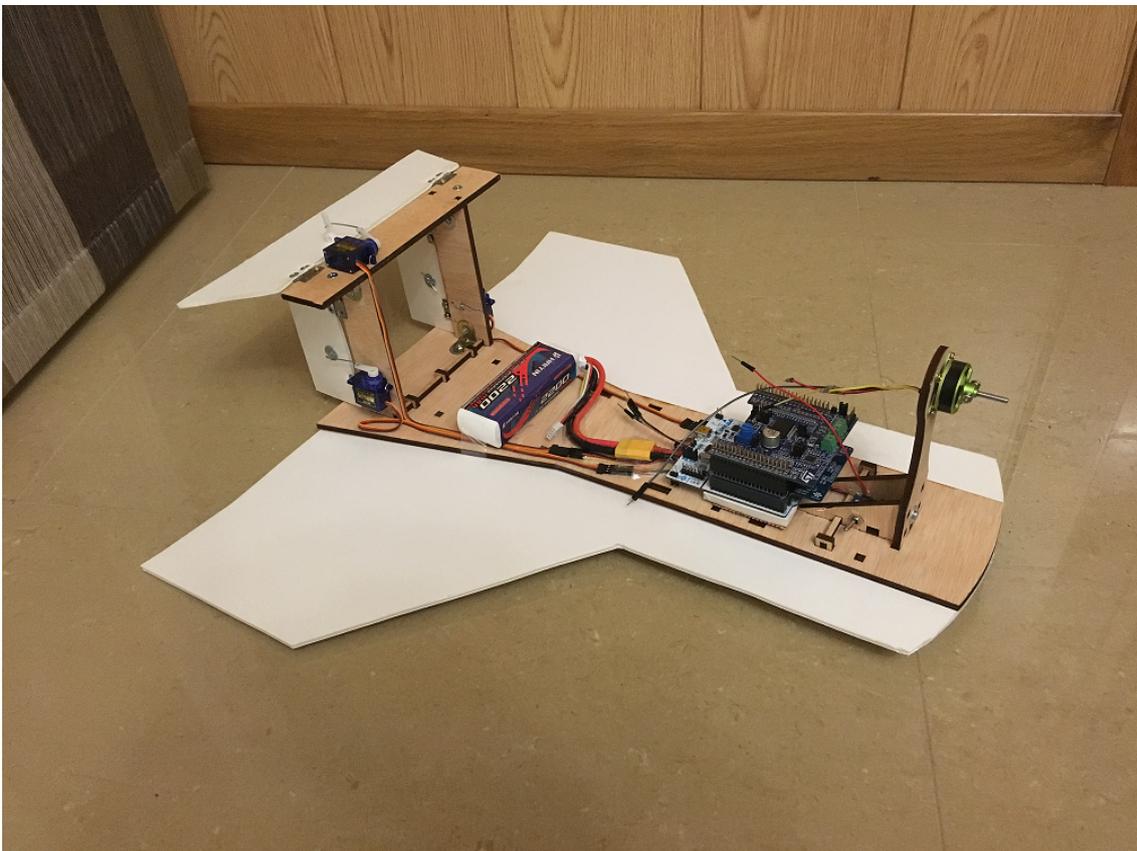


Figura A.16: Maqueta ensamblada a falta de la batería extra y la antena tx/rx

A.2. Componentes



Figura A.17: Adaptador XT60 macho

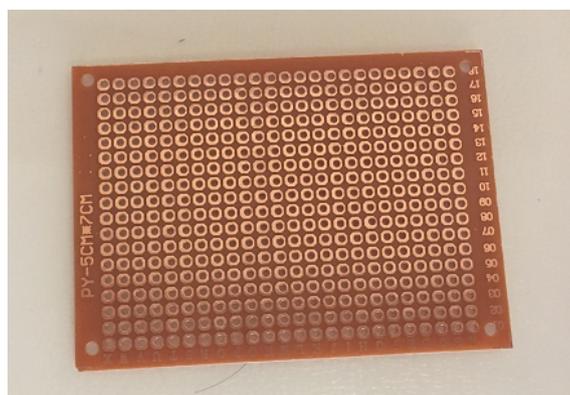


Figura A.18: Placa PCB para la soldadura de los cables con la placa núcleo



Figura A.19: Batería LIPO de 2200 mAh para la alimentación del motor

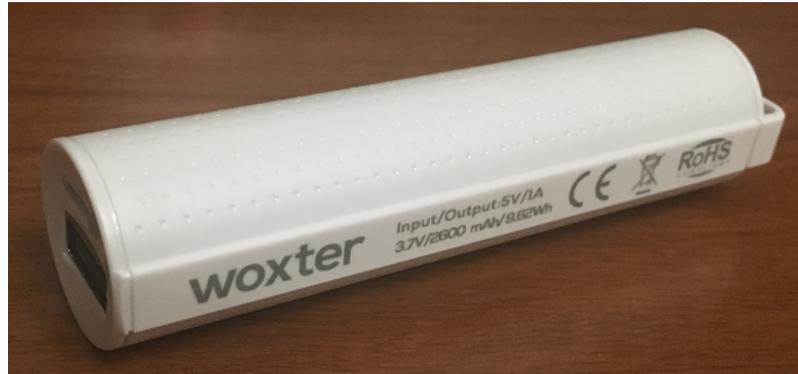


Figura A.20: Batería Power Bank para la alimentación de las placas

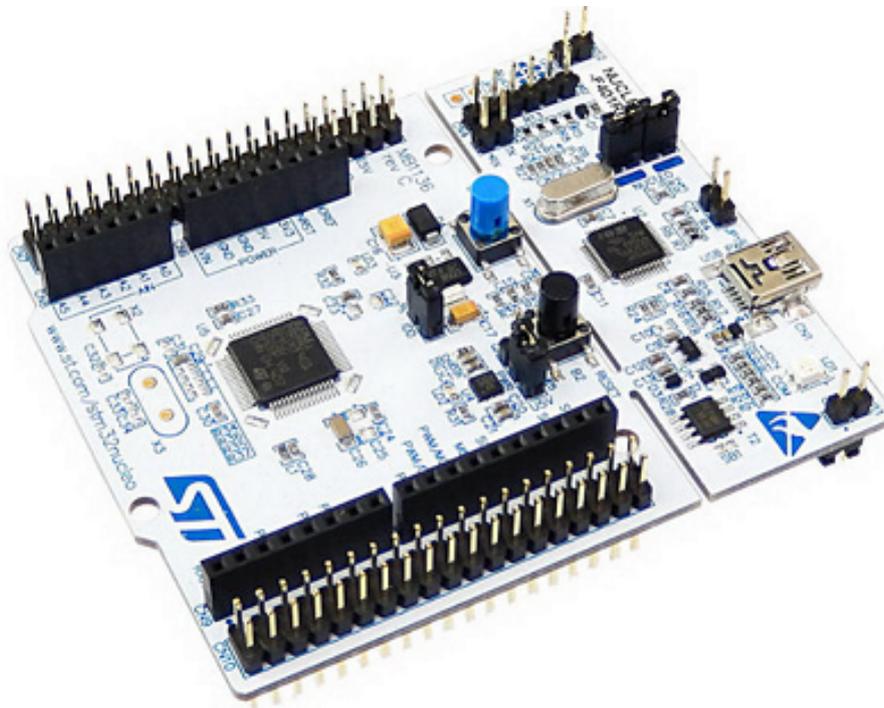


Figura A.21: Placa NUCLEO-F302R8



Figura A.22: Placa X-NUCLEO-IHM07M1



Figura A.23: Motor brushless 3-fases



Figura A.24: Hélice de 6×5.5” con anillas para ajustar a diferentes ejes



Figura A.25: Placa X-NUCLEO-IKS01A1



Figura A.26: Regulador ESC para el control del motor



Figura A.27: Micro – Servomotor SG90 Digital



Figura A.28: Módulo de telemetría HM-TRP 433 MHz para la comunicación entre la aeronave y el ordenador



Figura A.29: Mando de videoconsola utilizado para controlar la aeronave



Figura A.30: Elástico utilizado para modelar el empuje del motor mediante la ley de Hooke