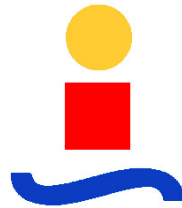


UNIVERSIDAD DE SEVILLA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AEROESPACIAL Y MECÁNICA DE FLUIDOS
Titulación de Ingeniería Aeronáutica



**PROYECTO FIN DE CARRERA:
DISEÑO Y PUESTA EN MARCHA
DE PLATAFORMA PARA ENSAYO
DE ACTUACIONES DE HELICÓPTERO
DE RADIOCONTROL**

**Alumno: José Ángel Lozano Fernández
Tutor: Alfonso Valenzuela Romero**

Sevilla, Abril de 2009.

Agradecimientos

A D. Alfonso Valenzuela Romero, por toda su ayuda durante la realización del proyecto, sin la cual este proyecto hubiese sido mucho más difícil.

A D. Javier García-Lomas Jung por sus sugerencias sobre fabricación.

A D. Manuel González Jiménez por mantener mi integridad física a la hora de cortar metales, soldar y demás labores de taller.

A D. Sergio Esteban Roncero por sus ideas originales.

A Carlos, Pedro y Dani por la compañía en el laboratorio, las ideas y la ayuda en las medidas.

Por último me gustaría agradecer a mi familia, amigos y especialmente a mis padres, por su apoyo y paciencia durante todo el tiempo que he estado en la Escuela

Índice general

Índice de figuras	5
Índice de tablas	8
1. Introducción	12
1.1. Objetivo	12
1.2. Antecedentes	12
2. Requisitos de la plataforma	14
3. Solución adoptada	16
3.1. Planta	17
3.2. Estructura	24
3.3. Sensores	29
3.3.1. Tracción	29
3.3.2. Corriente	30
3.3.3. Voltaje	32
3.3.4. Velocidad de giro de las palas	32
3.3.5. Condiciones climáticas	33
3.4. Protección	34
3.4.1. Protección mecánica	34
3.4.2. Protección eléctrica	42
4. Configuración del equipo	44
4.1. Emisora	44
4.2. Receptor	48
4.3. Servos	49
4.4. Giróscopo	51
4.5. Batería	53
4.6. Motor	56
4.7. Variador	58

5. Validación	61
5.1. Medidas realizadas	61
5.2. Modelo teórico utilizado	63
5.3. Resultados	65
6. Efecto suelo	67
6.1. Montaje para efecto suelo	67
6.2. Resultados experimentales	76
6.2.1. Resultados obtenidos	76
6.2.2. Conclusiones	77
7. Conclusiones	79
7.1. Resumen	79
7.2. Posibilidades de mejora	79
Bibliografía	81
A. Características del Mini-Titan	82
B. Cálculo de la densidad	83
C. Modelos teóricos	85
C.1. Introducción	85
C.2. TCM	86
C.3. TEP	88
C.4. TCMEP	89
C.5. Pérdidas antipar	90
C.6. Pérdidas punta	90
C.6.1. Modelo global de Prandtl	90
C.6.2. Modelo local de Prandtl	90
C.7. VPF	91
D. Soluciones Alternativas	95
D.1. Solución 1	95
D.2. Solución 2	96
E. Código MATLAB	99
E.1. Introducción	99
E.2. Código	99

F. Práctica	102
F.1. Introducción	102
F.2. Modelo teórico utilizado	102
F.3. Encendido del montaje	105

Índice de figuras

1.1. Vista del Mini-Titan	13
3.1. Vista del montaje	16
3.2. Formato ARF	18
3.3. Cuerpo del Mini-Titan	18
3.4. Rotor de cola y mástil	19
3.5. Motor montado y servos	19
3.6. Lijado de los servos	20
3.7. Servo del rotor de cola	21
3.8. Detalle del giróscopo	21
3.9. Detalle del receptor	22
3.10. Detalle de la cabina del helicóptero	22
3.11. Detalle de la pala	23
3.12. Montaje del helicóptero finalizado	24
3.13. Estructura en CATIA	25
3.14. Idea inicial del montaje	26
3.15. Estructura real	27
3.16. Detalle de la rótula	28
3.17. Detalle de la unión	28
3.18. Balanza Z1K	29
3.19. Piezas de fieltro	30
3.20. Pinza amperimétrica ICM30R	31
3.21. Multímetro	32
3.22. Tacómetro	33
3.23. Estación meteorológica	34
3.24. Estructura de aluminio diseñada en CATIA	35
3.25. Detalle de las láminas de policarbonato en CATIA	36

3.26. Sección del perfil	36
3.27. Tornillos utilizados	37
3.28. Macho para roscar	38
3.29. Cubo de unión	38
3.30. Escuadra y carrilera	39
3.31. Detalle de los junquillos	39
3.32. Montaje de los junquillos	40
3.33. Pie nivelador	40
3.34. Estructura de aluminio completamente montada	41
3.35. Detalle del policarbonato en el montaje final.	42
3.36. Cables usados en el montaje	43
4.1. Controles de la emisora	45
4.2. Mezclas disponibles para la emisora Futaba Super 9C	46
4.3. Posición de los servos	47
4.4. Receptor Futaba R319 DPS	48
4.5. Servo HS-65HB de Hitec	49
4.6. Detalle del montaje del reenvío a 90°	50
4.7. Nuevo servo de cola	51
4.8. Giróscopo GY401 de Futaba	52
4.9. Flight Power EVO 25	54
4.10. Dualsky XP33003GT mAh	54
4.11. Carga de la batería	55
4.12. Motor Brushless usado en el modelo	57
4.13. Variador Dualsky	58
4.14. Instrucciones del variador Dualsky	59
5.1. Potencia frente a tracción de las medidas	63
5.2. Comportamiento de un motor brushless genérico	64
5.3. Evolución del rendimiento	65
5.4. Estimación del rendimiento en función de la carga	66
6.1. Estructura para el efecto suelo	68
6.2. Escuadras rigidizadoras	68
6.3. Rigidización mediante tornillos	69
6.4. Banco accesorio	70

6.5. Tablero diseñado en CATIA	71
6.6. Panel efecto suelo	71
6.7. Detalle de una rueda	72
6.8. Puntos de acceso	73
6.9. Tapa de la ranura	73
6.10. Carrilera	74
6.11. Panel completo	74
6.12. Tornillos de retención	75
6.13. Montaje de efecto suelo completo	76
6.14. Comparación de medidas de efecto suelo	77
6.15. Variación de la tracción frente a la altura	78
 C.1. Tubo de corriente a través del rotor y campo de velocidades	86
C.2. Líneas de torbellinos	91
C.3. Comportamiento de la estela de un rotor en vuelo a punto fijo cerca del suelo . .	92
C.4. Variación de la tracción frente a la altura	93
 D.1. Estructura de tubos	96
D.2. Montaje de efecto suelo en CATIA	97
D.3. Detalle del eje solidario en CATIA	97
D.4. Montaje alternativo completo	98
 F.1. Comportamiento de la estela de un rotor en vuelo a punto fijo cerca del suelo . .	103
F.2. Variación de la tracción frente a la altura	103

Índice de tablas

1.1. Características principales del Mini Titan	13
3.1. Características principales de la balanza Z1K-X15	29
3.2. Características de la pinza amperimétrica ICM30R	31
3.3. Características del multímetro UT33D	32
4.1. Características técnicas HS-65HB	49
4.2. Características técnicas MPX	51
4.3. Características de las baterías utilizadas	55
4.4. Características del motor	57
5.1. Condiciones atmosféricas del día	61
5.2. Serie de medidas 1	62
5.3. Serie de medidas 2	62
5.4. Serie de medidas 3	62
6.1. Medidas de efecto suelo sin protección	76
6.2. Medidas de efecto suelo con protección	77
A.1. Características geométricas y aerodinámicas del Mini-Titan.	82
F.1. Medidas de tracción obtenidas	105

Lista de acrónimos

A continuación se muestra una selección de los acrónimos usados para facilitar el entendimiento del proyecto.

ARF	Almost Ready to Fly.
ATV	Adjustable Travel Volume.
AVCS	Angular Vector Control System.
D/R	Dual Rate
IGE	In Ground Effect.
OGE	Out of Ground Effect.
R/C	Radiocontrol.
TCM	Teoría de Cantidad de Movimiento.
TEP	Teoría del Elemento de Pala.
TCMEP	Teoría combinada de Cantidad de Movimiento y del Elemento de Pala.
VPF	Vuelo a Punto Fijo.

Lista de símbolos

A	Área del rotor. [m ²]
B	Coefficiente global de pérdida de punta de pala. [-]
b	Número de palas del rotor. [-]
C_l	Coefficiente adimensional de sustentación de un elemento de pala. [-]
$C_{l\alpha}$	Pendiente de la curva de sustentación de un perfil aerodinámico. [-]
C_d	Coefficiente adimensional de resistencia de un elemento de pala. [-]
C_{d0}	Coefficiente adimensional de resistencia media del rotor. [-]
C_P	Coefficiente adimensional de potencia. [-]
C_{Pi}	Coefficiente adimensional de potencia inducida. [-]
C_{P0}	Coefficiente adimensional de potencia de forma. [-]
C_Q	Coefficiente adimensional de par. [-]
C_T	Coefficiente adimensional de tracción. [-]
D	Diámetro del rotor. [m]
F	Función local de pérdida de punta de pala del modelo de Prandtl. [-]
I_{elec}	Intensidad de corriente consumida por la electrónica del helicóptero. [A]
I_{in}	Intensidad de corriente de alimentación. [A]
k_G	Factor de corrección por presencia de efecto suelo. [-]
L_{tr}	Distancia de separación entre eje de rotación del rotor principal y el rotor antipar. [m]
M	Número de Mach. [-]
P_{elec}	Potencia consumida por la electrónica del helicóptero. [W]
P_i	Potencia inducida. [W]
P_{in}	Potencia eléctrica consumida por el montaje. [W]
P_{joule}	Potencia disipada por efecto Joule. [W]

P_{mec}	Potencia mecánica generada por el motor. [W]
P_0	Potencia de forma del rotor. [W]
P_r	Potencia del rotor. [W]
P_{tr}	Potencia del rotor de cola. [W]
p	Presión. [N/m ²]
Q	Par. [Nm]
R	Radio del rotor. [m]
V_{elec}	Voltaje demandado por la electrónica del helicóptero. [V]
V_{in}	Voltaje de entrada en el montaje. [V]
v_i	Velocidad inducida. [m/s]
v_{i0}	Velocidad inducida en el vuelo a punto fijo. [m/s]
v_{tip}	Velocidad de punta de pala. [m/s]
α	Ángulo de ataque. Ángulo de ataque de un elemento de pala. [rad]
δ_0	Termino independiente de $C_d(\alpha)$. [-]
δ_1	Termino lineal de $C_d(\alpha)$. [-]
δ_2	Termino cuadrático de $C_d(\alpha)$. [-]
η_{eng}	Rendimiento del motor. [-]
η_{mec}	Rendimiento mecánico. [-]
θ	Ángulo de paso. [rad]
λ	Velocidad adimensional normal al plano del rotor. [-]
λ_i	Velocidad inducida adimensional normal al plano del rotor. [-]
μ	Velocidad adimensional tangencial al plano del rotor. Parámetro de avance. [-]
ρ	Densidad del aire. [kg/m ³]
σ	Solidez del rotor. [-]
ϕ	Porcentaje de humedad relativa. [-]
Ω	Velocidad de rotación del rotor. [rad/s]
Ω_{wire}	Resistencia de los cables. [Ω]

Capítulo 1

Introducción

1.1. Objetivo

Debido a la reciente implantación de los estudios de Ingeniería Aeronáutica en la Universidad de Sevilla, hasta la fecha no se disponía en el departamento de Ingeniería Aeroespacial de una plataforma para ensayo de actuaciones de helicópteros de R/C.

El presente proyecto ha pretendido cubrir esta carencia de tal forma que a la finalización del mismo se ha desarrollado dicha plataforma. Ésta permitirá iniciar una nueva línea de investigación mediante el ensayo de helicópteros de R/C así como ser utilizada en nuevas prácticas de la asignatura Astronáutica y Aeronaves Diversas, de 5º curso de Ingeniería Aeronáutica, de forma que los alumnos puedan asimilar mejor los conceptos vistos en las clases teóricas.

El objetivo del proyecto se ha concretado en diseñar, construir y poner en funcionamiento una plataforma para el ensayo de las actuaciones de un helicóptero de R/C en vuelo a punto fijo que sea modular, y por tanto fácilmente ampliable, y que garantice la seguridad de las personas que se encuentren a su alrededor. Como aplicación se ha desarrollado una práctica de laboratorio en la que se aprecie el impacto del efecto suelo.

1.2. Antecedentes

A la hora de realizar el proyecto, el primer hecho que se ha tenido en cuenta es que el modelo de helicóptero que se ha usado ya estaba disponible en el laboratorio, por lo que el resto del montaje ha tenido que adaptarse a éste. El tipo de modelo disponible en el departamento es un helicóptero eléctrico lo que facilitará las medidas de potencia facilitada para conseguir la tracción. Cabe destacar que al encontrarse desmontado el helicóptero, la primera tarea ha consistido en el montaje del mismo.

El helicóptero disponible en el departamento es un Mini-Titan (ver figura 1.1), se trata de un pequeño helicóptero eléctrico manufacturado por la empresa taiwanesa Thunder Tiger y está dentro de la escala de los mini-helicópteros de radio-control. Por prestaciones es equiparable al T-Rex 400 de Align, pero el modelo que se va a usar es más novedoso y goza de más aceptación entre los usuarios de este tipo de aparatos, como se puede comprobar en los foros de aficionados al R/C visitables en internet (como se puede ver en la referencia[1]). Las principales características de este helicóptero se muestran en la tabla 1.1, para una información más detallada se puede consultar el apéndice A.

Finalmente cabe remarcar que, aunque se ha buscado tanto en bibliografía como en internet con el fin de encontrar otros montajes similares al que se va a realizar, no se han encontrado referencias, tan sólo se han hallado experiencias que tienen como meta el control del helicóptero sin reparar en la potencia usada.



Figura 1.1: Vista del Mini-Titan

Características técnicas	
Longitud (Morro-Cola)	654 mm
Diámetro rotor principal	725 mm
Masa	0,882 kg
Sentido de giro rotor principal	Horario
Motor	BL 29/35-10H, 3500 rpm/V de Thunder Tiger
Equipo RC	4 servos, variador brushless, giróscopo, receptor

Tabla 1.1: Características principales del Mini Titan

Capítulo 2

Requisitos de la plataforma

En este capítulo se comentan los diferentes requisitos que han sido impuestos para alcanzar el objetivo del proyecto.

En primer lugar, hay que analizar los requisitos de **funcionamiento y operación** que va a tener el dispositivo montado. Para facilitar al personal de laboratorio el manejo del conjunto, es necesario que éste no sea excesivamente complicado y que el usuario no familiarizado con el montaje pueda aprender rápidamente cómo operarlo. Como consecuencia de lo anterior se ha primado la sencillez frente a la sofisticación, desechándose soluciones más elegantes frente a otras más burdas, pero simples. Por lo tanto, el principal requisito en lo que a funcionamiento y operación se refiere, ha sido la simplicidad que además deberá transmitirse al mantenimiento del conjunto. La solución adoptada se verá más adelante en el capítulo 3.

En lo que a **tamaño** se refiere, las limitaciones están impuestas por el espacio del que se dispone en el laboratorio y la existencia de un helicóptero de R/C disponible con anterioridad. Una vez tenido esto en cuenta, el tamaño del montaje debe ser acorde a estas realidades.

Como el fin del montaje es probar varios modelos teóricos y efectos diferentes, existirán diversas alternativas que requerirán configuraciones distintas. Para facilitar esto se diseñará un montaje **modular** que permita futuras ampliaciones de la experimentación, como por ejemplo el vuelo en avance.

Para la correcta realización del experimento, es de vital importancia la **medida**, con el menor error posible, de los datos necesarios. En este caso, esos datos son la tracción generada por el rotor del helicóptero y la potencia que se le da al mismo para generarla. Es necesaria por tanto la instalación de un montaje eléctrico que permita medir dicha potencia, y por otro lado un montaje que obtenga el valor de la tracción generada por el rotor. La solución adoptada para ambas medidas se comentará posteriormente en el capítulo 3.

Dado que el montaje funcionará de cara a los alumnos, es necesaria la instalación de barreras que los proteja de sufrir daños ante eventuales fallos. El primer punto que debe estudiarse es qué puede fallar, una vez identificados estos posibles fallos, se procederá a introducir las consecuentes medidas de **seguridad**.

Los principales problemas de seguridad que pueden surgir son que alguna pieza del helicóptero salga despedida o que existan choques eléctricos con la instalación para generar la potencia necesaria para mover el rotor. Como se ha dicho antes las soluciones escogidas para evitar lesiones serán comentadas más adelante en el documento.

Tal y como se ha precisado anteriormente respecto al funcionamiento y operación, el principal aspecto que se ha incentivado es la sencillez. En lo relativo al **mantenimiento** ocurre lo mismo,

debido a que se pretende que el uso del montaje sea prolongado en el tiempo, es necesario que su conservación sea sencilla y barata.

Capítulo 3

Solución adoptada

En este capítulo se explica la solución adoptada de acuerdo con los requisitos mencionados en el capítulo anterior. Una visión general de la solución adoptada se muestra en la figura 3.1. El montaje realizado tiene como objetivo medir la tracción que produce el helicóptero y la potencia que consume. La tracción se mide a través de una balanza sobre la que se sitúa una estructura que sostiene al helicóptero. El proceso de medida consiste en tarar la balanza después de que la estructura haya sido colocada sobre ella. Una vez hecho esto, se pone el helicóptero en funcionamiento y para saber el valor de la tracción generada por el helicóptero basta con cambiarle el signo a la medida que da la balanza. Por otro lado, la potencia se mide a través de la intensidad de corriente que cede la batería y el voltaje entre sus terminales. Por último, para medir la velocidad de giro del rotor se usa un tacómetro óptico del que se dispone en el laboratorio.



Figura 3.1: Vista del montaje

A continuación se describe cada uno de los elementos que componen la solución adoptada: planta, estructura, sensores y elementos de protección, así como sus respectivos montajes

3.1. Planta

El principal elemento de todo el montaje es el helicóptero en sí mismo, por ello en esta sección se describe el helicóptero de radiocontrol utilizado, concretamente el Mini-Titan E325 (figura 1.1). Se trata de un modelo de la marca taiwanesa Thunder Tiger. Hay que destacar que a pesar de ser completamente funcionales, la gran mayoría de modelos de radiocontrol de esta marca no tienen un estudio teórico que los respalde por lo que su diseño se basa en pruebas de ensayo-error y en la imitación a escala menor de modelos a tamaño real. Como consecuencia de lo anterior, a pesar de haber estado en contacto con Thunder Tiger con el fin de conocer las características del modelo, la gran mayoría de los datos utilizados han sido obtenidos durante la realización del proyecto, ya que la única información proporcionada ha sido la forma aerodinámica de los perfiles de la pala que se corresponde a la de un NACA 0012. La anteriormente comentada falta de datos ha supuesto un gran problema a la hora de evaluar los modelos teóricos ya que el diseño de los elementos del helicóptero, especialmente aquellos relacionados con la aerodinámica, no ha sido concienzudo.

1. A la hora de analizar el proceso de montaje, lo primero es saber el tipo de montaje que es necesario hacer, ya que el modelo puede ser adquirido en dos formatos: ARF (Almost Ready to Fly) y KIT. En el formato KIT todas las piezas vienen separadas y el montaje se realiza desde cero mientras que en el ARF, en torno al 90 % del modelo viene ya premontado. El formato disponible en el departamento y por tanto el utilizado es el ARF. A continuación se muestra el proceso de montaje del helicóptero.

El aspecto inicial del formato ARF recién desembalado es el que muestra en la figura 3.2, obtenida de Skytechnologies [5]. Se utiliza esta imagen debido a que al comenzar el presente proyecto se había realizado el primer paso del montaje.



Figura 3.2: Formato ARF

El primer paso es ensamblar el cuerpo premontado con el mástil en el que está el rotor de cola (figuras 3.3 y 3.4). Durante esta parte del montaje hay que ser especialmente cuidadoso para que el piñón del mástil de cola engrane perfectamente con el plato del rotor principal, ya que de lo contrario puede patinar y perder potencia en la cola con la consecuente desestabilización del helicóptero.

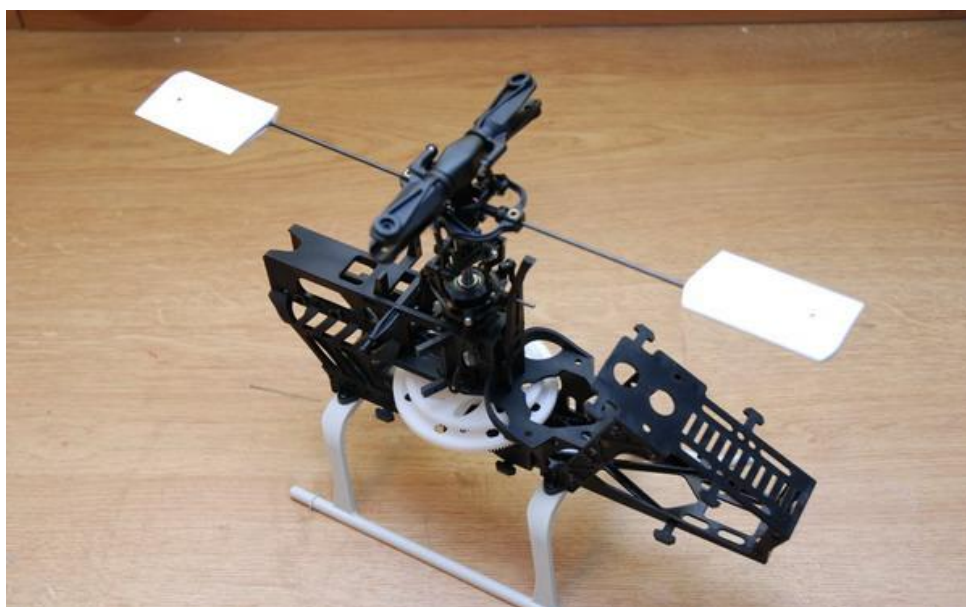


Figura 3.3: Cuerpo del Mini-Titan



Figura 3.4: Rotor de cola y mástil

El siguiente paso es el montaje del motor y de los servos (figura 3.5). Las especificaciones de cada uno de ellos serán dadas más adelante, en el capítulo 4, en esta sección únicamente se verá el montaje de los mismos.

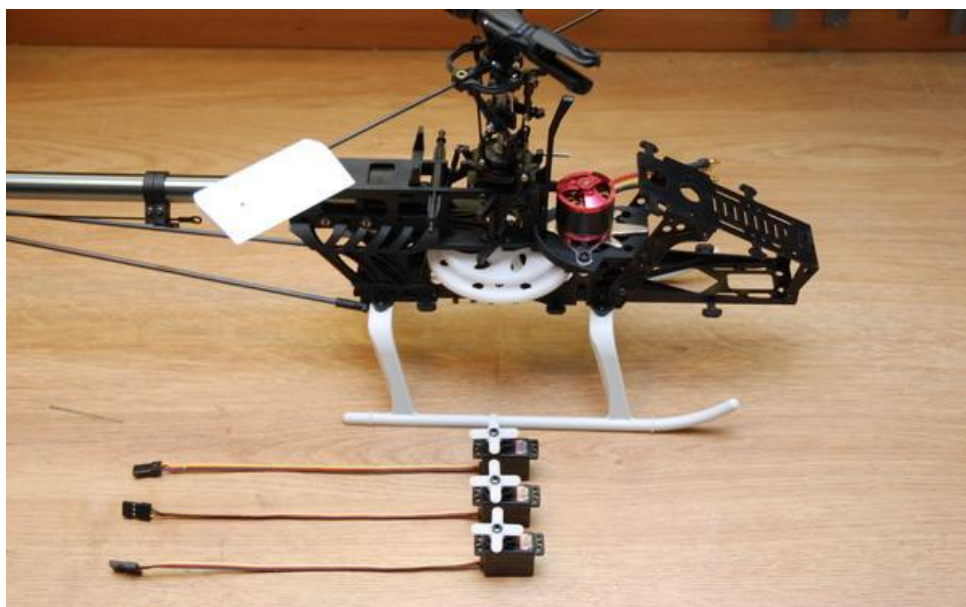


Figura 3.5: Motor montado y servos

A la hora de montar los servos surge la dificultad de que, al ser diferentes de los especificados por el fabricante (por no estar estos disponibles), no caben en el espacio destinado a alojarlos. Debido

a lo anterior, hay que lijar los alojamientos para que quepan los nuevos servos. Adicionalmente, para que el funcionamiento de los mismos sea correcto hay que manipular sus brazos para que estos estén perfectamente a 90° con respecto a los actuadores. Es importante comentar que estos tres servos, vistos desde una posición cenital, están montados a 120° , en los vértices de un triángulo equilátero. Esto es importante porque posteriormente influirá en el modelo de control del helicóptero elegido



Figura 3.6: Lijado de los servos

El servo de la cola es más fácil de montar debido a que sus apoyos son regulables. El servo que se ve en la figura 3.7, es el segundo que se colocó pues el primero debió ser sustituido ya que se quemó por un manejo incorrecto del giróscopo. Más detalles sobre las precauciones que se deben tomar al instalar el giróscopo se pueden ver en la sección de configuración, capítulo 4.

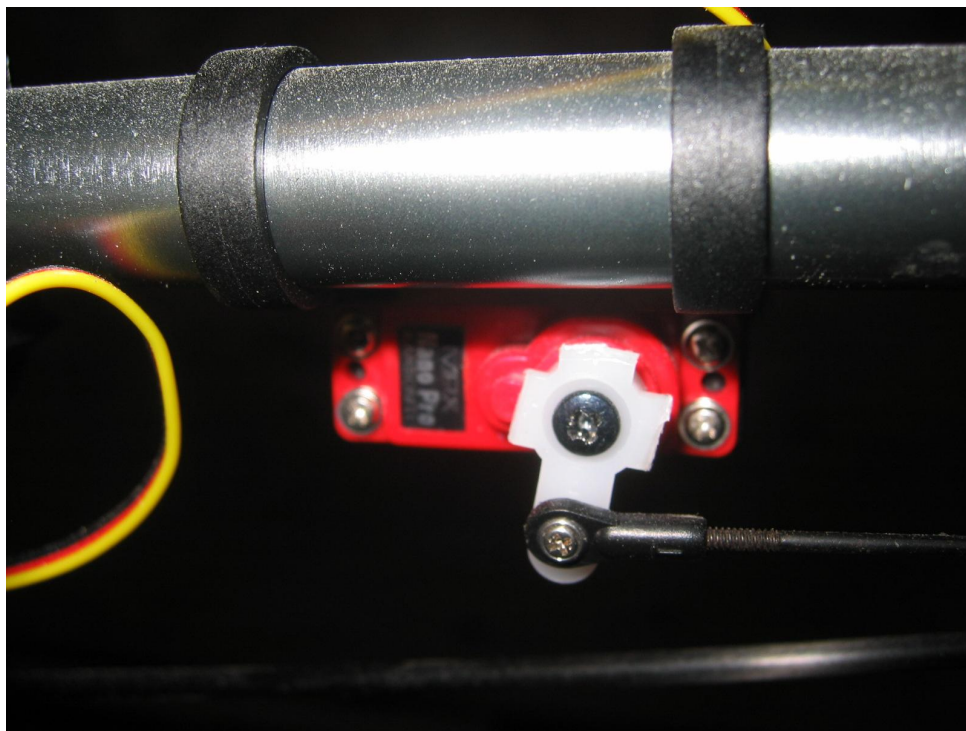


Figura 3.7: Servo del rotor de cola

Posteriormente hay que ensamblar el giróscopo (figura 3.8) y el receptor de radio (figura 3.9), para ello se usa cinta adhesiva acolchada de doble cara y bridas para asegurar que los componentes electrónicos no se suelten.

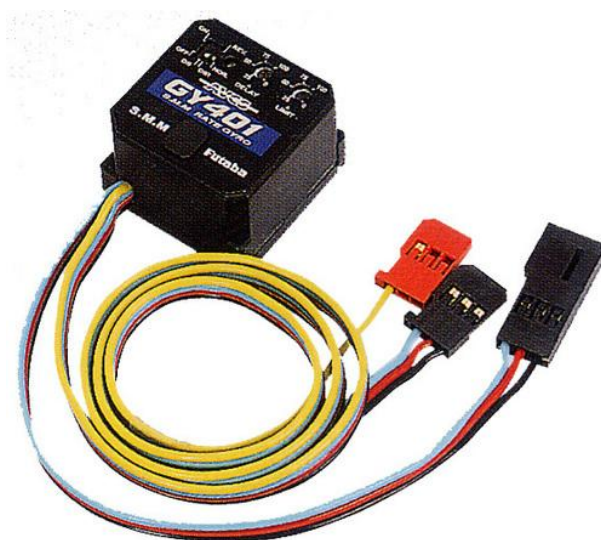


Figura 3.8: Detalle del giróscopo



Figura 3.9: Detalle del receptor

El penúltimo paso es montar la cabina del helicóptero, formada por dos piezas, una de plástico blanco y otra que imita a la fibra de carbono, que se ensamblan mediante tres tornillos. Estas piezas son continuas por lo que hay que realizar todos los agujeros necesarios para la ventilación de los componentes electrónicos que se sitúan dentro de la misma. Estas perforaciones se han realizado utilizando la herramienta multiuso de alta velocidad *Dremel*, ya que otras herramientas como cutters o tijeras no dan el acabado esperado. El aspecto final de la cabina completamente montada se ve en la figura 3.10



Figura 3.10: Detalle de la cabina del helicóptero

Por último hay que montar las palas (figura 3.11), que por estar realizadas en madera, son muy delicadas. Debido a la configuración de la pala, y por los taladros que tiene para aligerar el

peso, se le coloca una lámina de plástico para que exista una superficie continua que mejore la aerodinámica de la pala. Otra función de dicha lámina es evitar golpes y arañazos. Esta lámina debe ser eliminada en la zona de unión con la cabeza del rotor pues las piezas de plástico que hacen la función de cogida deben pegarse directamente sobre la madera y no sobre el plástico. El adhesivo utilizado es cianoacrilato. Para que la lámina no se pele se debe dejar un sobrante que pueda ser aprisionado con las piezas de plástico anteriormente mencionadas, por lo tanto primero se señala la zona en la que está dicha pieza y se recorta un par de milímetros por dentro. La unión de las palas a la cabeza del rotor debe ser firme pero a la vez debe permitir el movimiento de arrastre. Con tal fin se adjuntan unas tuercas autoblocantes que ayudan a conseguir lo anterior.

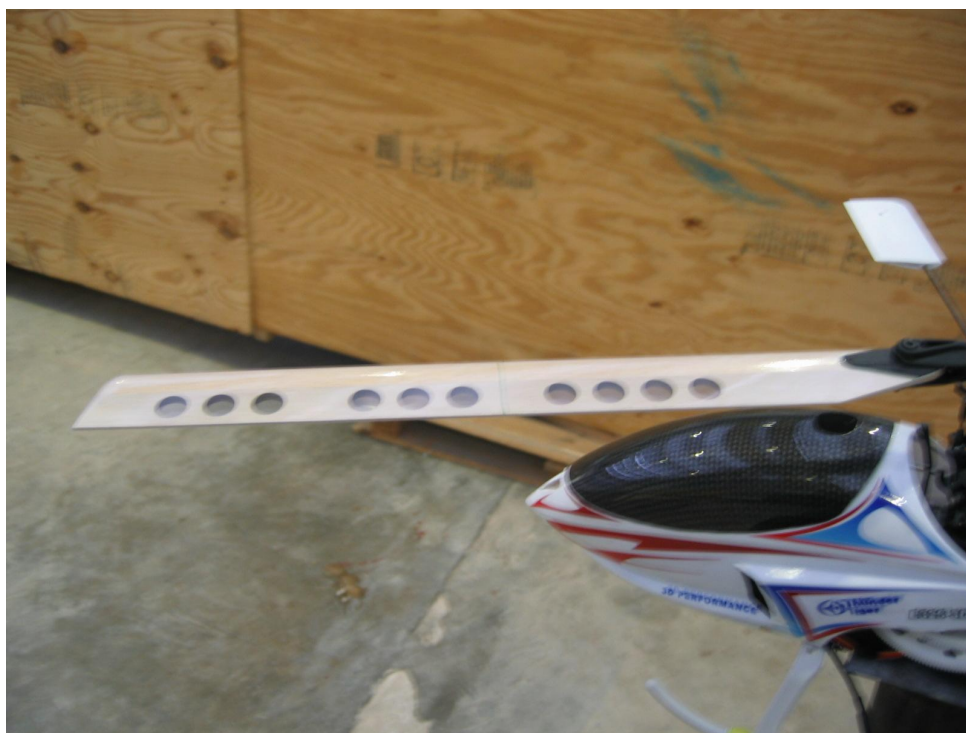


Figura 3.11: Detalle de la pala

El aspecto final del helicóptero montado es el que se muestra en la figura 3.12:



Figura 3.12: Montaje del helicóptero finalizado

3.2. Estructura

Con el fin de situar al helicóptero en una posición que permita su operación, se ha construido una estructura que lo soporte (una representación de dicha estructura se puede observar en la figura 3.13). Los materiales en los que se ha construido se eligieron porque eran los que estaban disponibles en el laboratorio y porque cumplen sin problema la misión a la que están destinados. Por lo tanto su elección se debe a motivos económicos. Básicamente se trata de sobrantes de perfilaría de acero dulce sobrantes, provenientes de la adecuación del laboratorio, concretamente de pletinas y un perfil en U. Para completar la estructura se adquirió una barra de hierro que actúa como mástil.



Figura 3.13: Estructura en CATIA

El diseño de la estructura se ha realizado buscando cumplir dos objetivos: evitar en lo posible la presencia de efecto suelo en el helicóptero e impedir el vuelco del mismo. Para lo primero se sitúa al helicóptero en una posición elevada, gracias a un mástil de longitud suficiente (como se puede ver en el apéndice C, el efecto suelo se puede considerar despreciable cuando la distancia entre el rotor y el suelo es mayor a un diámetro del rotor). Para asegurar esto, el tamaño elegido para el mástil es de 80 cm, resultando una distancia de 1 m entre el plano del rotor y la base de la estructura (es decir, 1.38 veces el diámetro).

En cuanto al vuelco, el tamaño de la base se ha escogido como el mayor posible pero dentro de las dimensiones de la balanza, es decir, justamente el tamaño de ésta: 30x35 cm. En la figura 3.14, se aprecia un esquema de la estructura y de las fuerzas que actúan sobre ésta. Definiendo T_h , W_m y W_b como la tracción del helicóptero, el peso del mástil y el peso de la base respectivamente, si se hace balance de momentos con respecto al punto A, se debe cumplir que los momentos debidos a los pesos deben ser mayores al momento producido por la tracción. Considerando que se ha supuesto que la tracción puede inclinarse un máximo de 45 grados, esta condición se traduce en:

$$0.15 \cdot W_b + 0.15 \cdot W_m > \sqrt{1^2 + 0.15^2} \cdot T_h \cdot \cos(45^\circ - 8.5^\circ)$$

Además se debe cumplir que $W_b + W_m < 15$ kgf pues el peso máximo que soporta la balanza es de 15 kgf.

Inicialmente se estimó el peso del mástil en 3.59 kgf, el de la base en 7.47 kgf y se sobrestimó la tracción helicóptero en 1.50 kgf, con lo que se cumplían las dos condiciones. Una vez construida, el peso de la estructura (mástil más base) ha resultado ser de 9.68 kgf y la tracción del orden de 1 kgf por lo que el vuelco sólo podría producirse por condiciones fuera de diseño.

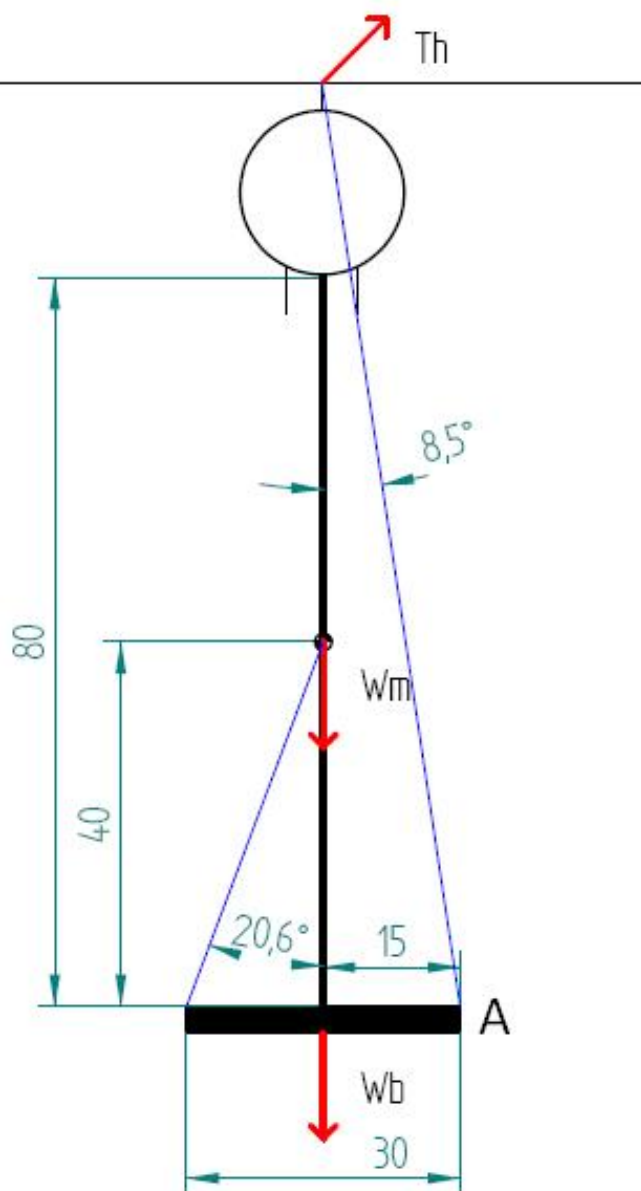


Figura 3.14: Idea inicial del montaje

Con el fin de tener una estructura desmontable, se ha hecho que la unión del mástil a la base se haga mediante una unión roscada. Para una mejor comprensión de esta estructura se adjuntan el modelo en CATIA (figura 3.13) y la estructura una vez montada y pintada (figura 3.15).



Figura 3.15: Estructura real

Para aumentar la durabilidad de la estructura, se ha tratado su superficie con dos capas de minio y dos de pintura. Este tratamiento es de vital importancia pues al estar constituida de acero dulce es muy propensa a la oxidación en un ambiente de cierta humedad como es el de Sevilla.

Con el objetivo de permitir que el rotor antipar cumpla su cometido y para que no se produzcan roturas en el cuerpo del helicóptero debidas a las vibraciones provocadas por el mismo, la unión con el mástil no es rígida sino que se ha realizado a través de una rótula (figura 3.16) que permite un giro de 360° en el plano horizontal y una inclinación de aproximadamente 30° en el vertical. Esta unión se ha resuelto embutiendo la barra dentro de la rótula esférica y ésta a su vez dentro de un tubo que irá sujeto al helicóptero. Para asegurar que no se suelte, se han colocado unos tornillos prisioneros que unen el tubo exterior y la rótula (figura 3.17).

Finalmente la unión del tubo al helicóptero se hace asegurándolo mediante alambres a una placa de acero soldada al tubo. Esta unión también puede ser observada en la figura 3.17.



Figura 3.16: Detalle de la rótula

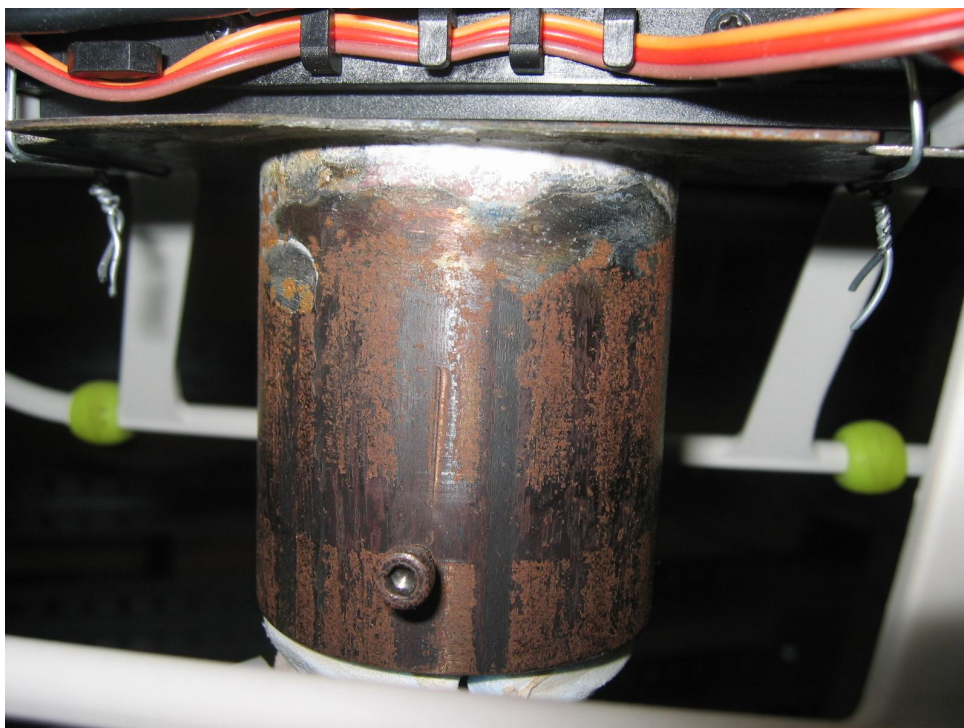


Figura 3.17: Detalle de la unión

3.3. Sensores

3.3.1. Tracción

El primer dato sobre el comportamiento del helicóptero que se debe obtener es la tracción que ejercen las palas del mismo. Para ello se usará una balanza de la marca Gram Precision, de la serie Z1K. Tal como se ha explicado anteriormente, al tener la balanza una función de tarado, la medida de la tracción es directa teniendo tan sólo que cambiar de signo el valor mostrado en el visor.

El modelo usado es el Z1K-X15, del que se muestra una imagen (figura 3.18) y sus características (tabla 3.1).



Figura 3.18: Balanza Z1K

Modelo	Z1K
Capacidad (kg)	15
Resolución (g)	2
Rango de tara (kg)	15
Dimensiones de la plataforma	350mm X 300mm
Estructura	Acero Inoxidable
Plato superior	Acero Inoxidable
Célula de carga	Xcell X6G Aluminio IP-65
Peso (kgf)	9.9

Tabla 3.1: Características principales de la balanza Z1K-X15

A la hora de realizar las medidas, hay que tener en cuenta que si se enciende la balanza con una carga sobre ella, ésta no responderá correctamente por lo que la búsqueda de una medida satisfactoria exige liberar a la báscula de peso, encenderla, colocar la plataforma a la que está fijado el helicóptero sobre ella y realizar las medidas. Para evitar vibraciones se han colocado piezas de fieltro (figura 3.19) en la parte inferior de la plataforma ya que durante su fabricación y debido a las tensiones residuales originadas por la soldadura ésta se ha deformado de manera que el apoyo de la estructura sobre la balanza no es perfecto.



Figura 3.19: Piezas de fieltro

3.3.2. Corriente

Para la medida de la intensidad de corriente que circula por el montaje se utiliza una pinza amperimétrica, esto se debe a que un polímetro de gama media no resiste la corriente que demanda el helicóptero (del orden de 20A). Otro punto importante que ha de tenerse en cuenta es que la corriente que debe ser medida es continua, hecho que limita aun más el tipo de pinza utilizado. El modelo elegido es el ICM30R (figura 3.20) de Iso-Tech, que mide gracias al efecto Hall corrientes continuas y alternas de hasta 300 A y cuyas características principales están mostradas en la tabla 3.2.



Figura 3.20: Pinza amperimétrica ICM30R

Medida	Escala / Resolución	Precisión
Corriente Alterna	0-40 A / 10mA	1 % de la lectura
	40-200 A / 10mA	1 % de la lectura
	200-300 A / 10mA	3 % de la lectura
Corriente Continua	0-200 A / 10 mA	1 % de la lectura
	200-300 A / 10 mA	2 % de la lectura
Tensión AC	400mV-600 V / 1mV	1,5 % de la lectura
Tensión DC	400mV-600 V / 10mV	0,5 % de la lectura
Resistencia	0-400Ω / 1 dΩ	1,2 % de la lectura
	400/4000 Ω / 1Ω	0,9 de la lectura
	4000/40000 Ω / 1Ω	1,2 de la lectura
	40000/4000000 Ω / 1Ω	1,5 de la lectura

Tabla 3.2: Características de la pinza amperimétrica ICM30R

El uso de la pinza es muy sencillo ya que basta con abrirla y colocar el cable por el que circula la intensidad de corriente de manera que el hilo conductor se encuentre lo más centrado posible dentro del hueco.

3.3.3. Voltaje

La medida del voltaje es más sencilla por ser éste más moderado (su orden de magnitud es de una decena de voltios) que la corriente. Para desempeñar esta labor se emplea un polímetro de Silver Electronics, concretamente el UT33D (figura 3.21). Sus características están disponibles en la tabla 3.3.



Figura 3.21: Multímetro

Medida	Rango	Precisión
Voltaje DC	200mV/2000mV/20V/200V/500V	0,5 %
Voltaje AC	200V/500V	1,2 %
Corriente continua	2000mA/20mA/200mA/10A	1 %
Resistencia	200Ω/2000Ω/20kΩ/200kΩ/20MΩ	0,8 %

Tabla 3.3: Características del multímetro UT33D

3.3.4. Velocidad de giro de las palas

Para la medida de la velocidad angular de las palas se usa el tacómetro de C&Y Model (figura 3.22) disponible en el laboratorio. La información del fabricante del mismo no está disponible.



Figura 3.22: Tacómetro

Del tacómetro hay que destacar su baja resolución, ya que mide de 100 en 100 rpm siendo la velocidad de giro típica de las palas del orden de 1000 rpm. Esto hace que la resolución sea muy baja y que los errores generados a causa de ella sean muy importantes.

3.3.5. Condiciones climáticas

Las condiciones climáticas deben ser medidas pues influyen en las características del aire y éste a su vez en la tracción. Se ha tenido especial cuidado en la influencia de la humedad ambiental. Para realizar las medidas comentadas anteriormente, se ha usado una estación meteorológica de Firstline (figura 3.23) que permite la adquisición simultánea de temperatura, presión y humedad relativa mediante la cual se puede calcular la densidad del aire (apéndice B).



Figura 3.23: Estación meteorológica

3.4. Protección

Las dos principales fuentes de peligro para la integridad física de las personas que manejarán el montaje son la alta velocidad a la que girarán las palas del helicóptero y el riesgo de choque eléctrico con los elementos del sistema de potencia y medida de la misma. Para evitar que se produzcan accidentes se considera necesaria la introducción de elementos de protección que minimicen el riesgo de aquellos que interactúan con el montaje.

3.4.1. Protección mecánica

Aunque la masa de las palas del helicóptero no es muy elevada, el hecho de que giren a un alto número de revoluciones por minuto hace que, si se produce un choque con alguna parte del montaje, ya sea por una mala manipulación o fallo de la instalación, o con alguna persona, las consecuencias pueden ser graves por lo que se hace necesaria la instalación de algún elemento que, de producirse un incidente, evite que las palas o partes de ellas salgan despedidas hacia el exterior y las contenga dentro de una zona de seguridad. Con tal fin se han colocado unos paneles de policarbonato que absorberán la energía del impacto y evitarán consecuencias graves en el caso de que se produzca un accidente. Las dimensiones de estos paneles son 1200 mm X 500 mm teniendo un espesor de 3 mm. Para colocar los paneles anteriormente mencionados se utilizan unas juntas para ajunquillar.

Para colocar estas láminas de protección, se usará una estructura realizada con perfiles de aluminio extruido. Se ha elegido este tipo por ser fáciles de obtener y usar, además de por su modularidad. Esto último es importante de cara a futuras ampliaciones del montaje para permitir, por ejemplo, la experimentación sobre el efecto suelo en vuelo de avance.

A continuación se muestran algunas imágenes del concepto inicial modelado en CATIA (figuras 3.24 y 3.25).

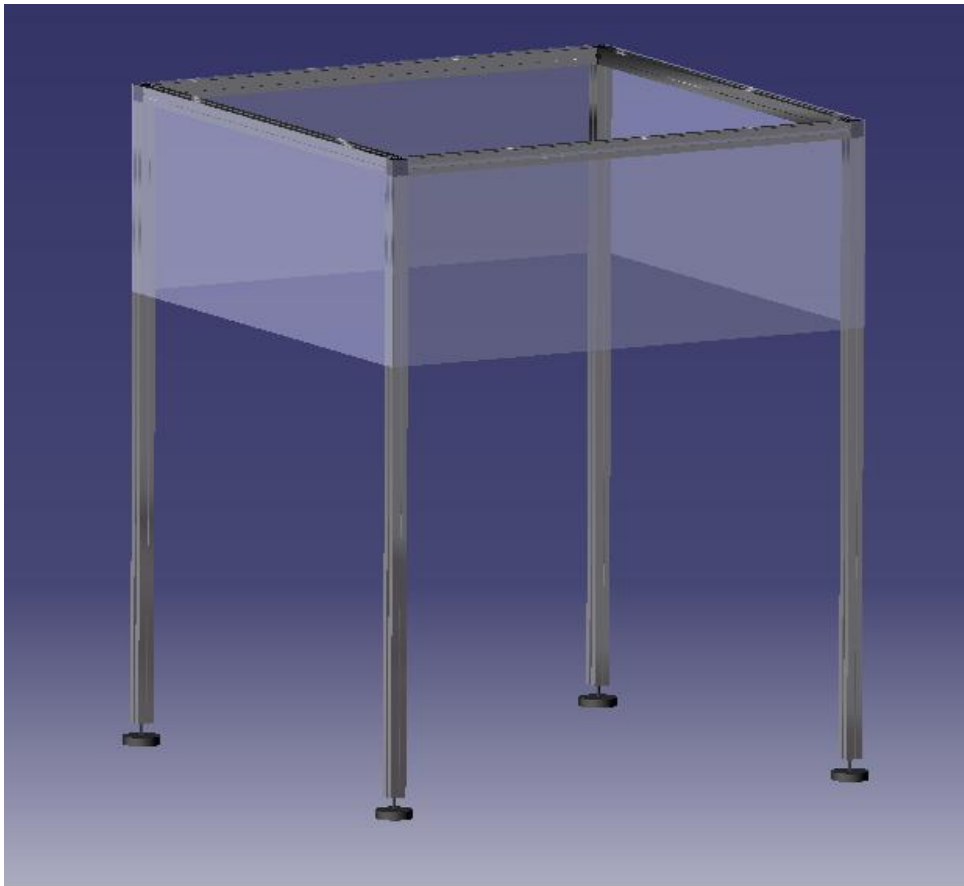


Figura 3.24: Estructura de aluminio diseñada en CATIA

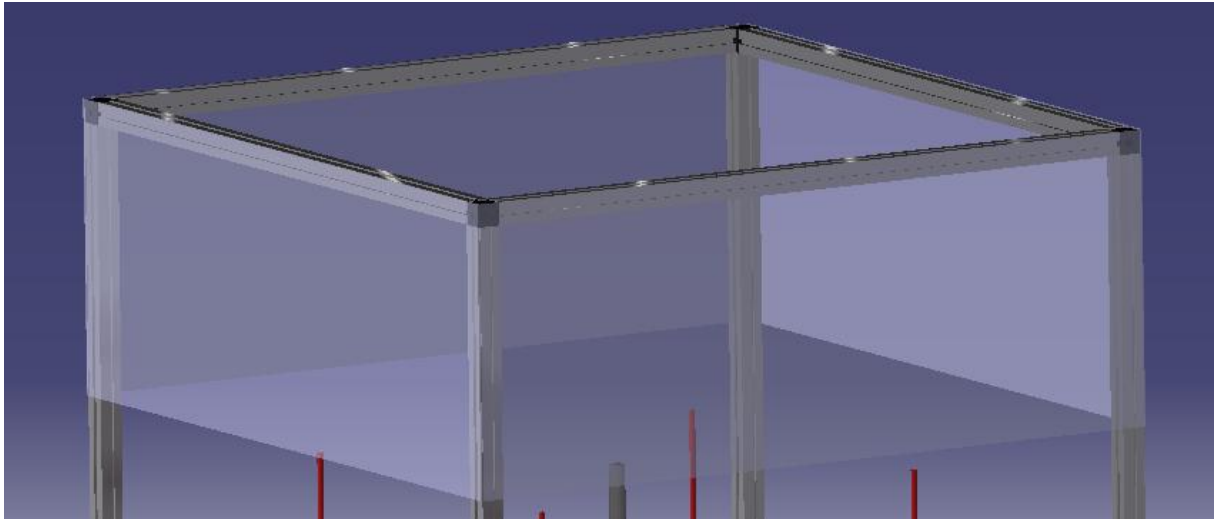


Figura 3.25: Detalle de las láminas de policarbonato en CATIA

Para la realización de la estructura de protección se ha usado, tal como se ha comentado anteriormente, perfilería de aluminio Aluskit de sección cuadrada 40x40mm y pared delgada (figura 3.26) debido a su modularidad y a su facilidad de construcción. La modularidad vendrá bien para futuras ampliaciones del experimento como puede ser la investigación del efecto suelo en vuelo de avance, y la facilidad de construcción ha sido necesaria debido a la poca experiencia en labores de construcción de quien ha llevado a cabo el montaje.

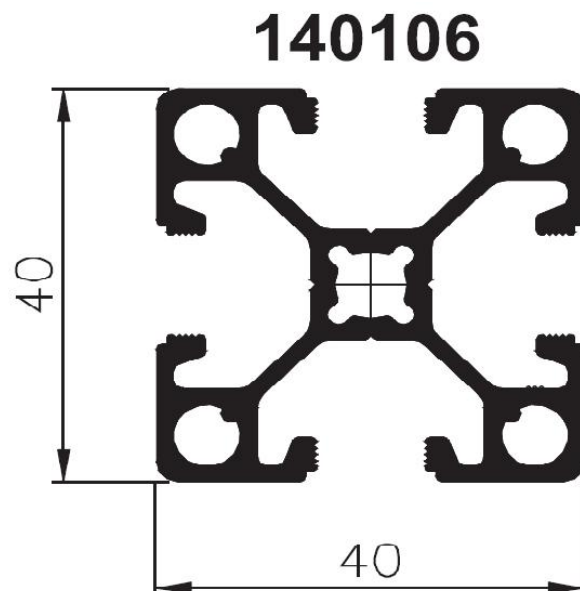


Figura 3.26: Sección del perfil

Para el montaje de esta estructura sólo hay que recurrir a material de bricolaje normal, pues todas sus uniones se hacen mediante tornillos de rosca M8, tanto de cabeza avellanada como de martillo (figura 3.27), para algunos de los cuales hay que roscar mediante machos (figura 3.28) el núcleo central de los perfiles. Las uniones entre perfiles se hacen con unos cubos especiales (figura 3.29) o con escuadras y carrileras (figura 3.30). Quizás el momento más complicado del montaje es la colocación de las láminas de policarbonato usando los junquillos (figuras 3.31 y 3.32).



Figura 3.27: Tornillos utilizados



Figura 3.28: Macho para roscar



Figura 3.29: Cubo de unión



Figura 3.30: Escuadra y carrilera

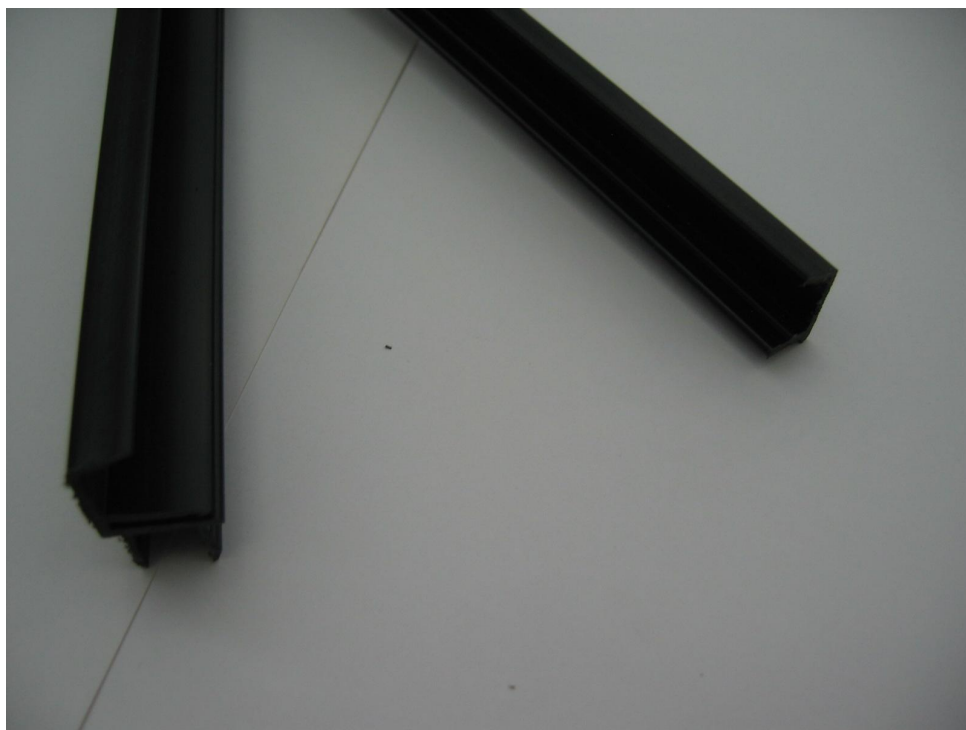


Figura 3.31: Detalle de los junquillos

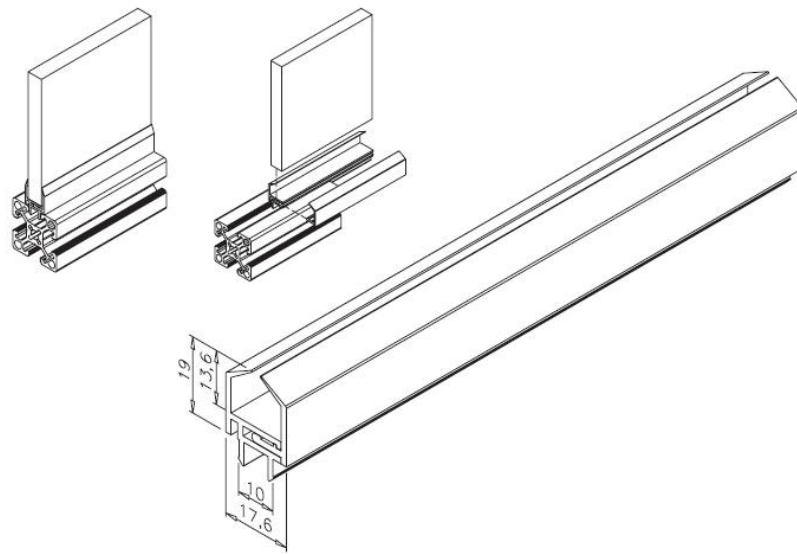


Figura 3.32: Montaje de los junquillos

Debido a las irregularidades del suelo de los laboratorios y con el fin de que la estructura de protección no se mueva, se coloca en cada una de sus patas un pie nivelador (figura 3.33) que se regula enroscándolo dentro del canal del perfil. Para esta aplicación se ha vuelto a usar el macho para roscar, figura 3.28.



Figura 3.33: Pie nivelador

El aspecto final de la estructura de protección montada se muestra en las figuras 3.34 y 3.35.



Figura 3.34: Estructura de aluminio completamente montada



Figura 3.35: Detalle del policarbonato en el montaje final.

3.4.2. Protección eléctrica

Por otro lado es necesario, como se comentó anteriormente, evitar posibles choques eléctricos. Para ello se hace énfasis en el aislamiento de todos los elementos eléctricos del montaje. Este aislamiento es muy importante ya que la estructura portante está fabricada en aluminio, que como es conocido, es un muy buen conductor de la electricidad y de tener lugar una derivación eléctrica se puede producir la electrocución del operador del montaje. Para esta protección es de vital importancia, tras hacer la soldadura de las conexiones colocar aislamientos del tipo termoretráctil, figura 3.36, en los conectores, tal como se ha hecho en todos los cables del montaje.



Figura 3.36: Cables usados en el montaje

Capítulo 4

Configuración del equipo

En esta sección se explicarán los distintos conocimientos y precauciones que se deben tener a la hora de utilizar y configurar los elementos del montaje experimental. A la hora de preparar dicho montaje, se han debido superar numerosas dificultades, siendo la primera de ellas el absoluto desconocimiento del campo del radiocontrol, por lo que la primera labor ha sido la recopilación de toda la información posible sobre los elementos relacionados con el campo mencionado anteriormente.

4.1. Emisora

La emisora que está disponible en el laboratorio de Ingeniería Aeroespacial es la Super 9C de Futaba, también conocida como FF9. Se trata de una emisora digital de 9 canales que permite el manejo de todo tipo de aparatos de radiocontrol. Entre sus características destaca el uso de potenciómetros independientes para el ajuste del gas y del paso en vuelo estacionario, así como el permitir el vuelo en autorrotación. Además es la única de 9 canales que muestra gráficamente las curvas necesarias para un ajuste correcto del helicóptero. Esta sección se centrará, como es lógico, en la configuración de la misma para el uso con helicópteros.

Antes de analizar la configuración de la emisora, es necesario indicar cada uno de los interruptores y palancas de control, para ello se utilizará una imagen proveniente del manual original, referencia [6] (figura 4.1). Para la configuración de la emisora se usarán los botones asociados a la pantalla de cristal líquido que está situada en la parte inferior de la emisora.

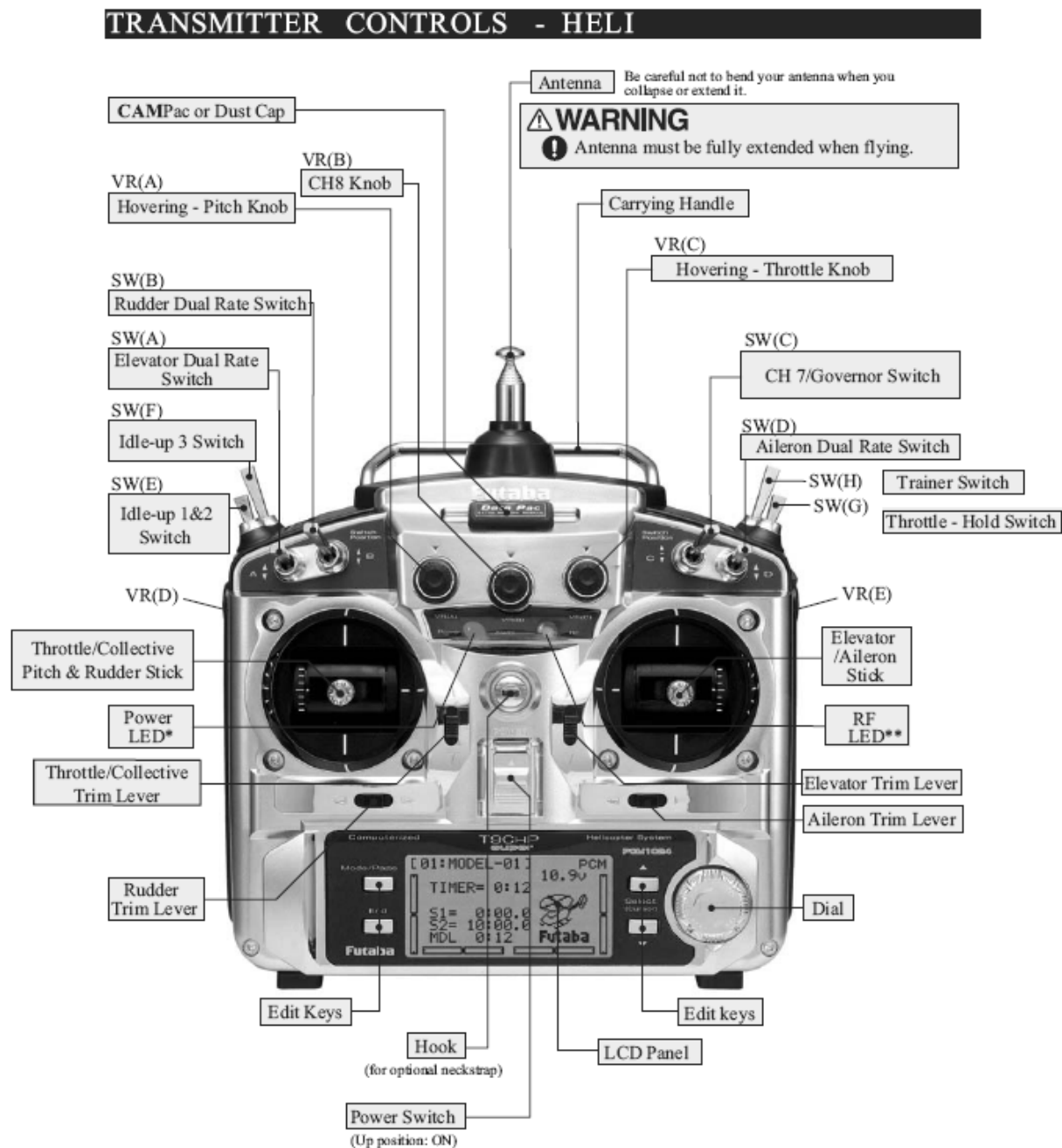


Figura 4.1: Controles de la emisora

El primer paso a la hora de configurar la emisora es ver en qué disposición están colocados los servos que moverán el plato. En función de dicha colocación habrá que seleccionar la mezcla de canales que se usará. Por mezcla de canales se entiende la posibilidad de mover dos canales originalmente independientes de manera conjunta. A continuación se muestra un detalle del manual [6] (figura 4.2) de las seis mezclas que permite la emisora.

Swashplate Types

HELISWH1 Type: Independent aileron, pitch and elevator servos linked to the swashplate. Most kits are **HELISWH1** type.

HELI SWH2 Type: pushrods positioned as shown. Elevator operates with a mechanical linkage. With Aileron inputs, the aileron and pitch servos tilt the swashplate left and right; with Pitch inputs, the aileron and pitch servos raise the swashplate up and down.

HELI SWH4 Type: pushrods positioned as shown. With Aileron inputs, the aileron and pitch servos tilt the swashplate left and right; with Elevator inputs, the servos tilt the swashplate fore and aft; with Pitch inputs, all four servos raise the swashplate up and down.

HELI SR-3 Type: pushrods positioned as shown. With Aileron inputs, the aileron and pitch servos tilt the swashplate left and right; with Elevator inputs, the three servos tilt the swashplate fore and aft; with Pitch inputs, all three servos raise the swashplate up and down.

HELI SN-3 Type: pushrods positioned as shown. With Aileron inputs, the three servos tilt the swashplate left and right; with Elevator inputs, the elevator and pitch servos tilt the swashplate fore and aft; with Pitch inputs, all three servos raise the swashplate up and down.

HELI SR-3s Type: pushrods positioned as shown. Fundamentally, the servo operations of **SR-3s** type are almost same as **SR-3** type. However, the servo arrangement about elevator operation differs.



82

Figura 4.2: Mezclas disponibles para la emisora Futaba Super 9C

Para cambiar el tipo de mezcla hay que seguir el camino que se muestra a continuación: `MODEL >>PARAMETER >>`.

Tal como se observó durante el montaje, los servos están colocados a 120° (figura 4.3) con el del elevador en la posición posterior. Comparando con la imagen, la mezcla que se debe seleccionar es la SR-3 por lo que en la función `PARAMETER` se debe seleccionar SR-3 para un correcto funcionamiento del modelo. Adicionalmente, como la colocación del servo del colectivo es opuesta al resto, hay que revertir su funcionamiento para que el plato suba de manera solidaria. Con tal fin se debe acudir a la opción `REVERSE`, seleccionar el canal 2 (correspondiente al servo anteriormente mencionado) e invertirlo. En el lugar que marca su funcionamiento se sustituirá `NOR` por `REV` y así se confirmará que el servo está invertido.

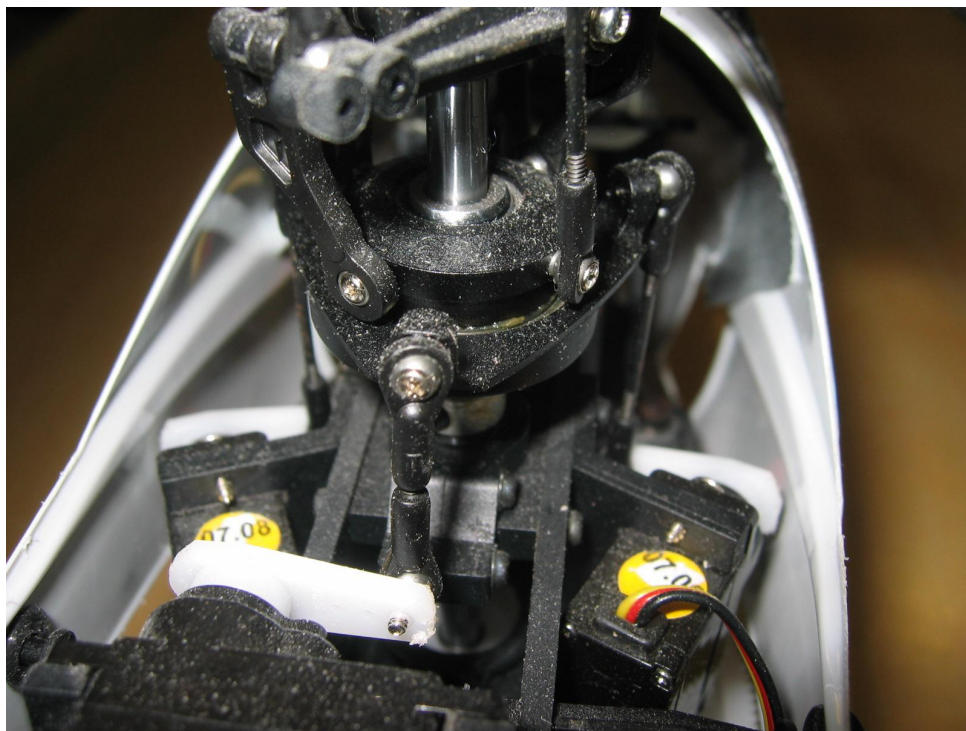


Figura 4.3: Posición de los servos

Esta emisora está indicada para usuarios de nivel avanzado y muy familiarizados con el vuelo de aparatos de radiocontrol. Permite todo tipo de ajustes, como la separación del throttle y el paso colectivo, pero por no ser del alcance de este proyecto están aquí omitidos

4.2. Receptor

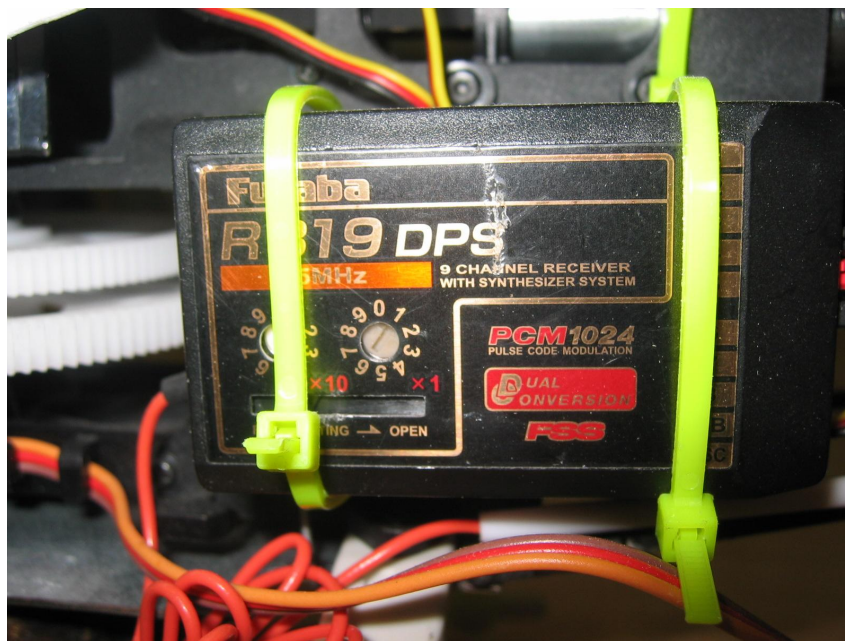


Figura 4.4: Receptor Futaba R319 DPS

El receptor usado es el R319 DPS (en la figura 4.4 se ve el utilizado en el modelo) también de Futaba. Se trata de un receptor digital sinterizado, por lo que no necesita cristal, (estos cristales son necesarios en receptores no digitales ya que la frecuencia a la que operan está predeterminada por un cristal de cuarzo). La ausencia de este cristal hace menos frágil al receptor, por lo que ante eventuales accidentes y vibraciones su resistencia es mayor. El R319, que opera hasta a 35 MHz y dispone de 99 canales, es además un receptor de tipo PCM (Modulación de Código de Pulso) por lo que cuando se producen errores en la transmisión (como por ejemplo una pérdida de señal) entra en modo *failsafe* y mueve los servos a una posición predeterminada por el usuario, por lo que se puede decir que el receptor es “inteligente”. Que el receptor sea de tipo PCM no implica necesariamente que elimine los accidentes, pero ayuda a evitarlos. En el caso que se aplica sería deseable que este PCM hiciese que el rotor parase, pero la configuración de éste no lo permite, como es lógico, ya que si al perder la conexión (en funcionamiento normal) el helicóptero parase, se estrellaría contra el suelo sin remedio alguno. En este caso, el modo *failsafe* hace que el motor funcione a bajas revoluciones, centrando los servos de manera tal que el helicóptero entra en vuelo axial.

Para la colocación del receptor en el modelo se ha utilizado cinta de doble cara y para asegurar la ubicación del mismo se han usado bridas de plástico. Durante la colocación de las últimas, se ha intentado que éstas se solapen con la pestaña que permite la apertura y cierre del cristal de seguridad que tapa el panel donde se cambia la frecuencia a la que opera el receptor para evitar que la cubierta se abra accidentalmente.

Cabe resaltar que tanto el receptor como la emisora usados están configurados para operar en el canal 91.

4.3. Servos

Los servos usados son los HS-65HB de Hitec (figura 4.5). Estos servos están disponibles con dos configuraciones cuya variación es el material del que están fabricados los engranajes anteriores. El material en cuestión puede ser metálico o tratarse de carbonita. El primero es más duradero, pero pierde sus características mecánicas óptimas rápidamente, mientras que el segundo es más frágil, pero tiene como ventaja el ser más exacto. Los servos usados en el modelo tienen engranaje de carbonita. Por otro lado, hay que señalar que tienen un motor tripolar de ferrita.



Figura 4.5: Servo HS-65HB de Hitec

Las características técnicas de estos servos son las que se pueden ver en la tabla 4.1:

Peso	Dimensiones	Par	Voltios	Velocidad
11.2 gf	12 x 24 x 24 mm	0.6 kg·cm	4.8 / 6.0 V	0.16/0.13 sec @ 60°

Tabla 4.1: Características técnicas HS-65HB

En cuanto al montaje, la principal precaución que hay que tener es que a la hora de acoplar los reenvíos hay que asegurarse de que estos formen un ángulo de 90° (figura 4.6) con el brazo del servo, de lo contrario el funcionamiento será defectuoso, aunque no completamente erróneo.

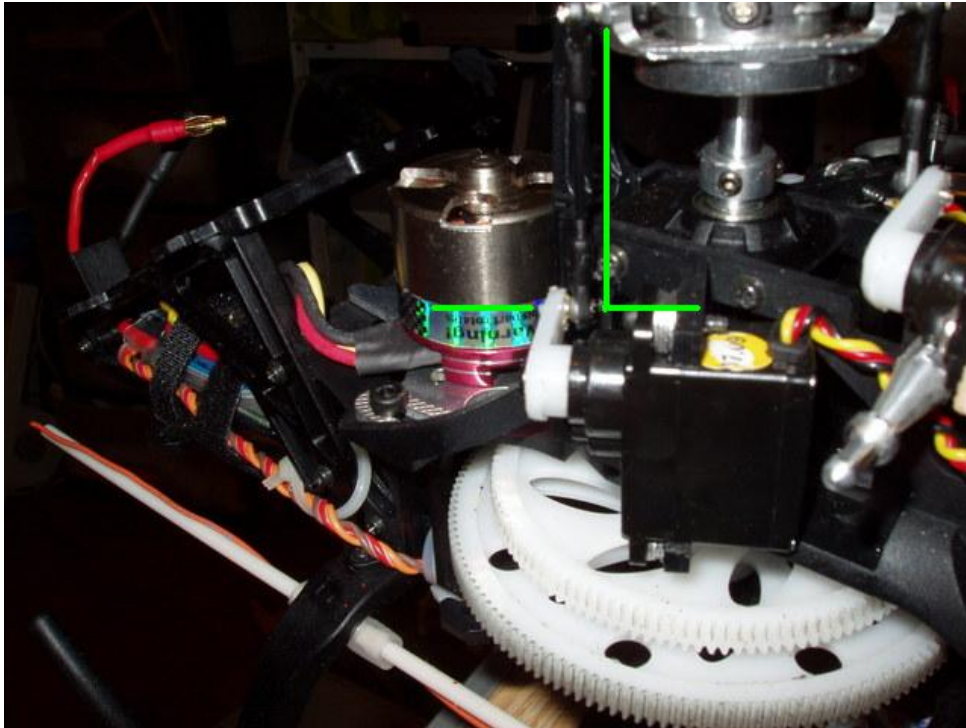


Figura 4.6: Detalle del montaje del reenvío a 90°

Durante el proceso caracterización del helicóptero ha habido que cambiar el servo que controla el paso del rotor de cola pues el original se quemó por una mala configuración del giróscopo. El nuevo servo es un MPX Nano Pro Karbonite (figura 4.7), cuyas características se muestran en la tabla 4.2.

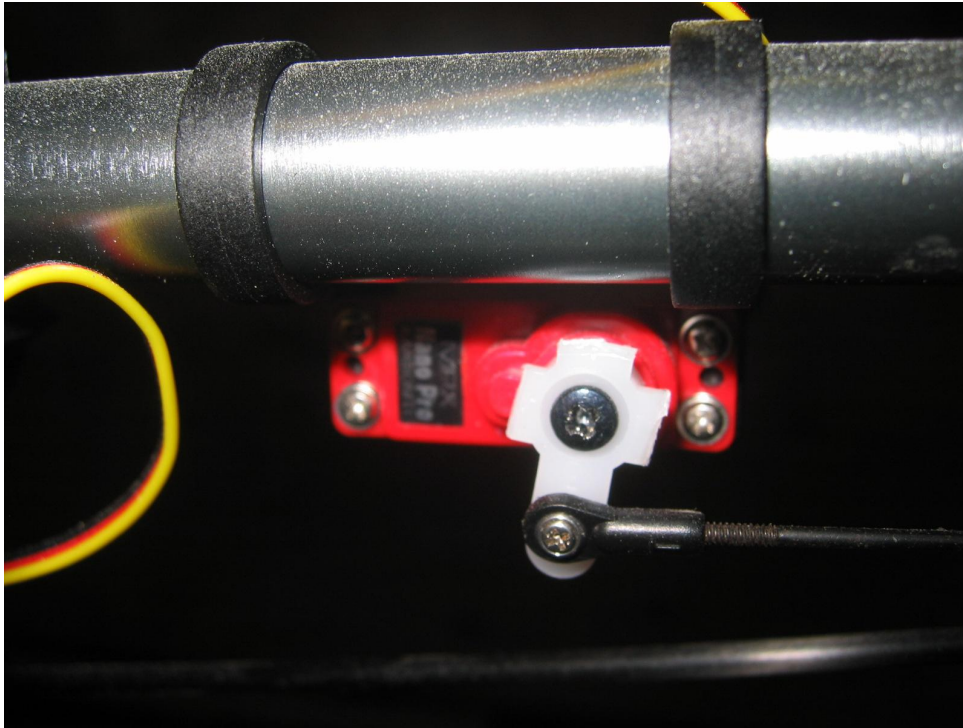


Figura 4.7: Nuevo servo de cola

Peso	Dimensiones	Par	Voltios	Velocidad
11.0 g	12.0 x 26.0 x 23.5 mm	1.6 kg·cm	4.8 / 6.0 V	0.09/0.07 sec @ 40°

Tabla 4.2: Características técnicas MPX

4.4. Giróscopo

En este caso, el giróscopo usado es el GY401 de Futaba. Para programarlo, en lugar de utilizar software preprogramado para el giróscopo, se pueden hacer manualmente los ajustes. Para ello se sigue la guía que se encuentra en la página web de Futaba [2] que se muestra, con variaciones para el Mini-Titan, a continuación. Los diferentes interruptores, “DS” y “DIR” (DIP) y potenciómetros, “delay” y “limit” (POTEN), se pueden observar en la figura 4.8.



Figura 4.8: Giróscopo GY401 de Futaba

Ajuste paso a paso:

1. Montar el giróscopo usando la almohadilla adhesiva de doble cara suministrada.
2. Antes de configurar el giróscopo, hay que asegurarse que el servo que va a controlar está montado correctamente. En la mayoría de los helicópteros viene bien colocar la rótula sobre el brazo del servo a una distancia de entre 12'5 y 14 mm de radio de circunferencia. Se recomienda usar brazos del tipo rueda frente a los del tipo estrella, porque mejoran la rigidez. En este caso, por tratarse de un mini-helicóptero se pone a 10'5 mm y se utiliza un servo de tipo brazo por no disponer de otro.
3. El helicóptero y el motor han de rodar de manera suave. El giróscopo no rendirá correctamente si el modelo vibra o si el motor está mal ajustado.
4. Confirmar que no hay ATV (Adjustable Travel Volume) o subtrims distintos de cero en la emisora en cualquier modo de vuelo para el canal de cola, que en este caso es el canal 4. Este punto es crítico. Por el momento, mantener el AFR o D/R (Dual Rate) para el canal de cola al 100 %.
5. Usando el potenciómetro marcado como "limit" en el giróscopo, ajustar el desplazamiento que varía el paso en el rotor de cola de manera que podamos obtener su máximo recorrido, pero sin llegar a forzar los extremos. Asegurarse de lo anterior en ambos extremos, izquierdo y derecho, porque muchos helicópteros tienen mecanismos de cambio de paso asimétricos en el rotor de cola.
6. El potenciómetro de "delay" retrasa la respuesta del giróscopo. Normalmente se requiere algo de valor en el retraso para suavizar los botes producidos por la recuperación en la cola cuando se ordenan movimientos rápidos desde la emisora.
7. Colocar el interruptor DIP del giróscopo "DS" en ON, si se tiene colocado un servo digital. Es muy importante dejarlo en OFF, por estar trabajando con servos analógicos. Si se pone en ON, con toda seguridad se quemará el servo.
8. Colocar el interruptor DIP del giróscopo "direction" de manera que un movimiento no deseado del morro del helicóptero hacia la izquierda provoque una corrección de mando hacia la derecha (comprobar el movimiento del servo). Un mal ajuste de este punto provoca que el helicóptero sea inestable y puede causar que, cuando el helicóptero se encuentra funcionando, aparezca un giro continuo y acelerado sobre sí mismo sin llegar a corregir la desviación.

9. El conector negro del giróscopo se coloca en el canal de dirección en el receptor (en el caso del receptor R319 de Futaba se trata del canal 4) mediante el cable de 3 polos.

10. El servo que mueve el paso de cola se conecta al conector hembra del giróscopo.

11. El conector de ganancia del giróscopo (se trata del conector rojo), se conecta a cualquier canal libre en el receptor (en el R319 de Futaba, el canal 5 está previsto para tal fin), mediante el conector de un polo.

12. Inhibir cualquier software de preprogramación de giróscopo en la emisora.

13. Con la emisora y el receptor encendidos, observar el led rojo del giróscopo después de encenderlo. Si el led está fijo en rojo, entonces el giróscopo se encuentra en modo AVCS/bloqueo de cola. Modificando la posición del interruptor asociado a la ganancia del giróscopo se cambia el modo a normal sin bloqueo de cola y el led rojo se apaga. El modo correcto de encendido del conjunto es de manera que esté en modo AVCS/Bloqueo de cola y esperar sin realizar ningún movimiento a que el led rojo quede encendido fijo, indicando que se ha inicializado correctamente.

14. El ATV para el canal asociado a la ganancia del giróscopo tiene dos lados. Un lado corresponde a la ganancia en modo AVCS/Bloqueo de cola y el otro lado a la ganancia en modo normal. Tan sólo mirando la emisora y el led rojo del giróscopo se puede saber a qué modo corresponde cada lado. Para comenzar se ajusta el ATV para cada lado al 50 %. Este valor raramente causa que la cola oscile en exceso en los primeros estacionarios.

15. Reducir el AFR D/R del canal 4 al 50 % en cada lado. Con esto se consigue una velocidad angular moderada en los giros. Este valor se irá subiendo posteriormente de manera progresiva de acuerdo a las necesidades de vuelo.

16. Volar el modelo en estacionario en modo Normal/sin bloqueo de cola. Ajustar la distancia de la varilla entre el servo y la cola de manera que el helicóptero se mantenga correctamente trimado. No tocar los trims del canal 4 de la emisora; cualquier corrección ha de ser mecánica, ajustando la distancia de la varilla entre el servo y la cola.

17. Una vez que la cola esté bien trimada mecánicamente, aterrizar el helicóptero. No mover la cola ni mecánicamente ni desde la emisora. Ahora mover el interruptor asociado a la ganancia del giróscopo (canal 5 en Futaba) conmutando tres veces rápidamente entre modo AVCS/Bloqueo y modo Normal/Sin bloqueo, acabando por dejar el interruptor en modo AVCS/Con bloqueo. El modelo volará entonces sin deriva alguna, sin tendencia a girar hacia un lado.

Siguiendo estos pasos, el giróscopo debe quedar configurado correctamente, evitando así que durante la práctica se tenga que equilibrar el aparato.

4.5. Batería

Aunque se han considerado diversas fuentes para la alimentación eléctrica del helicóptero, la inicial ha sido una batería de polímero de litio de la marca Flight Power. Para los modelos de radiocontrol eléctricos existen varias alternativas en lo que a alimentación se refiere, divididas en dos grupos: las basadas en litio y las basadas en níquel. En la actualidad, por motivos de autonomía, las más utilizadas son las de polímero de litio, de ahí la elección para el modelo. Las baterías adquiridas son una Flight Power EVO 25 (figura 4.9) y una Dualsky XP33003GT (figura 4.10) para tener una mayor autonomía.



Figura 4.9: Flight Power EVO 25



Figura 4.10: Dualsky XP33003GT mAh

Las características de las baterías seleccionadas son las que se presentan en la tabla 4.3 con datos obtenidos de las páginas web de sus respectivos fabricantes [7] [8].

Característica	Flight Power EVO 25	Dualsky XP33003GT
Capacidad (mAh)	2500 mAh	3300 mAh
Elementos en serie	3s	3s
Voltaje (V)	11.1 V	11.1 V
Dimensiones [Peso]	129.7 mm/40.2 mm/21.7 mm [209 gf]	145.0 mm/46.0 mm/20.0 mm [287 gf]
Descarga Continua (C)	25 C	22 C
Descarga Continua (A)	62.5 A	62.5 A
Descarga Máxima (C)	50 C	50 C
Descarga Máxima (A)	125 A	125 A

Tabla 4.3: Características de las baterías utilizadas

Una vez que se tiene claro que se va a utilizar una batería de polímero de litio, hay que tener en cuenta una serie de puntos ya que de lo contrario el manejo de estas puede resultar peligroso. Las recomendaciones son las que siguen, extraídas de la referencia [1]:

1. Usar cargadores destinados a baterías de Polímero de Litio. No utilizar otro tipo de cargador que no las soporte pues puede provocar explosiones.
2. Cargar en una zona ignífuga, nunca en el modelo ya que si hay accidentes se puede destruir éste.
3. A la hora de programar el cargador de baterías se debe tener muy en cuenta el pack usado, es decir, no cargar por encima de las especificaciones de la batería. En el caso de la batería usada, no hay que cargar por encima de 1750 mAh que se corresponde con 0,7 C. El cargador usado en el montaje es el Sigma EQ de Pro Peak (figura 4.11).



Figura 4.11: Carga de la batería

4. No cargar la batería por encima de 1C. Es incluso recomendable hacerlo con menos, ya que prolonga la vida de la batería.
5. Inspeccionar el pack antes de cargarlo, especialmente si ha sufrido un accidente. Si éste se encuentra deformado, desecharlo.
6. No descargar los elementos por debajo de 3V, en el caso de la batería usada, que tiene 3 elementos en serie, no dejar que la batería se descargue por debajo de 9V. Para que esto no ocurra es recomendable usar un avisador de voltaje mínimo.
7. No utilizar la batería por encima de su descarga máxima.
8. Si el pack se hincha, dejar de utilizarlo.
9. La máxima temperatura a la que se puede usar la batería es 60°C, si se supera este límite, la batería que se está utilizando no es la adecuada.
10. Si el electrolito que la batería contiene en su interior toca la piel del personal que la manipula lavar con abundante agua y jabón. En caso de entrar en contacto con mucosas, buscar ayuda médica.
11. Cuando se dejen de utilizar las baterías, guardarlas a carga media (3,7-3,8 V por elemento).

4.6. Motor

El motor usado en el modelo es un motor brushless (figura 4.12), esto significa que no emplea escobillas para realizar el cambio de polaridad en el rotor. Este tipo de motor fue desarrollado a partir del motor de corriente alterna asíncrono gracias a la electrónica que permite una fabricación más barata y una simplificación de su control. Este motor tiene la ventaja de que se puede alimentar directamente con corriente continua, teniendo el variador para que acondicione la señal, pudiéndose usar así baterías, lo que los hace idóneos para aplicaciones de radiocontrol. Una ventaja adicional frente a los motores de corriente continua con escobillas es su menor peso, lo que también es beneficioso para la aplicación anteriormente mencionada.



Figura 4.12: Motor Brushless usado en el modelo

El mecanismo de estos motores se basa en sustituir la conmutación (cambio de polaridad) mecánica, por otra electrónica sin contacto. En este caso, la espira sólo es impulsada cuando el polo es el correcto, y cuando no lo es, el sistema electrónico corta el suministro de corriente. Para detectar la posición de la espira del rotor se utiliza la detección de un campo magnético. Este sistema electrónico, además, puede informar de la velocidad de giro, o comunicar si el motor está parado, e incluso cortar la corriente si se detiene, para que no se queme. Por contra, este tipo de motor tiene la desventaja de que no gira al revés al cambiarle la polaridad. Para hacer el cambio se deben cruzar dos conductores del sistema electrónico, debido a esto, si se detecta que el motor gira en el sentido contrario al deseado, hay que cambiar un cable por otro en la conexión del variador al motor.

El modelo elegido es el OBL 29/35-10H de Thunder Tiger cuyas características se pueden ver en la tabla 4.4.

Características	
Rango de voltajes	7.4-11.1 V
rpm por voltio	3500 rpm/V
Dimensiones	28.5 mm $[\phi]$ x 21.0 mm
Diámetro del eje	3,175 mm
Corriente de eficiencia máxima	20 A
Resistencia interna	36 m Ω
Peso	55 gf
Máxima corriente admisible	30 A

Tabla 4.4: Características del motor

4.7. Variador

Este elemento del montaje es quizás el más importante, ya que sin él ninguno de los otros recibirá alimentación. Su misión es adecuar la energía eléctrica recibida de la batería y acondicionarla para el uso de los diferentes componentes eléctricos y electrónicos. Por un lado transforma la señal a 4,8V ó 6V (el funcionamiento de los servos es el mismo para ambos voltajes) para el uso de los servos y el receptor y por otro, utilizando circuitería electrónica interna, hace que el motor funcione alimentando alternativamente cada una de las bobinas del mismo.

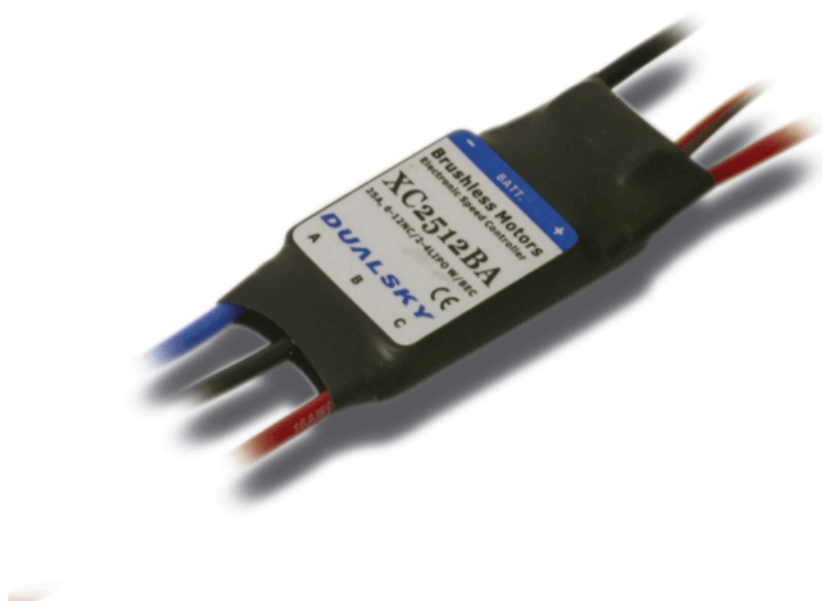


Figura 4.13: Variador Dualsky

El variador (figura 4.13), por trabajar en unas condiciones eléctricas determinadas, es una pieza muy delicada y debe ser manipulada con cuidado, tomando precauciones a la hora de conectar los terminales. Por otro lado, hay que tener en cuenta a la hora de alimentar el motor que, si se colocan mal los cables que van a éste, el motor girará en el sentido contrario del deseado. Para arreglar esto basta con intercambiar las conexiones de dos de los cables.

Para un funcionamiento apropiado, el variador debe ser programado. Esto se puede hacer de dos maneras, mediante ordenador o con la emisora. Usando ordenador es más fácil, pero se debe disponer de un adaptador que permita enviar información entre ambos. Durante el desarrollo del montaje se ha programado el variador mediante la emisora. Esta programación se hace usando los sticks de la misma y teniendo como información los pitidos que produce el variador. Se adjuntan las instrucciones de programación seguidas (figura 4.14), proporcionadas junto al variador.

Variador de Velocidad Brushless DUALSKY® XController

Instrucciones de Programación

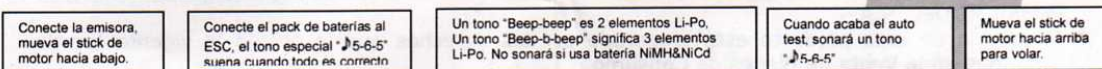
Enhorabuena por la adquisición de este Variador de Velocidad Electrónico (ESC) DUALSKY para motores brushless. Por favor lea este manual detenidamente antes de utilizar el Variador.

Características:

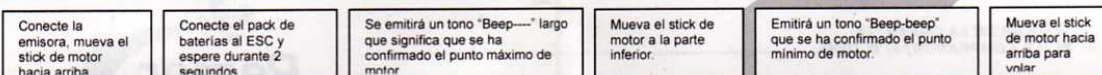
- Ajuste del freno:** Freno activo/ Freno Inactivo, el valor inicial es activo
- Tipo de Batería:** Li-xx(Li-ion ó Li-Po) / Ni-xx(NiMh ó Nicd), el valor inicial es Li-xx.
- Modo Protección Voltaje (Tipo Corte):** Reducción Potencia / Corte Potencia, el valor inicial es Reducción Potencia.
- Modo Protección Voltaje (Ajuste Voltaje Corte):** Bajo / Medio / Alto, valor inicial es Medio
 - Para batería Li-xx, el número de elementos es controlado automáticamente, el voltaje de corte bajo / medio/ alto de cada elemento es: 2.5V/2.75V/3.0V.
 - Para batería Ni-xx, los voltajes de corte bajo / medio/ alto son 60%/65%/70% del voltaje de comienzo.
- Modo Arranque:** Normal/Suave/Extrasuave, el valor inicial es normal.
El modo normal es ideal para aviones de ala fija. Suave/Extrasuave es ideal para helicópteros, las velocidades iniciales del modo Suave/Extrasuave son muy lentas, 1 seg (suave) / 2 seg (extra suave) desde el arranque a velocidad máxima. Pero si reduce el motor (stick motor hacia abajo) se abre de nuevo (stick motor arriba) antes de 3 segundos después del primer arranque, el arranque será en modo normal para eliminar la posibilidad de un accidente ocasionado por una respuesta inadecuada del arranque en vuelo acrobático.
- Timing:** Bajo / Medio / Alto, el valor inicial es medio.
En utilización normal se puede utilizar un timing bajo para la mayoría de motores. Pero para conseguir mayor eficiencia se recomienda un timing Bajo para motores de 2 polos y un timing Medio para motores de 6 o más polos. Para altas revoluciones, se puede utilizar un timing alto.

Atención: Un timing muy alto podría causar problemas en algunos motores. Por favor compruebe en el suelo en primer lugar!

Procedimiento arranque Normal:



Ajuste del motor: (Deberá ser ajustado cada vez que se utilice una nueva emisora)



Programación con emisora (4 pasos): También es posible programar el variador utilizando el programador XController Programme Card.

- Entrar en el modo de programación
- Seleccionar artículos
- Ajustar valor
- Salir programación

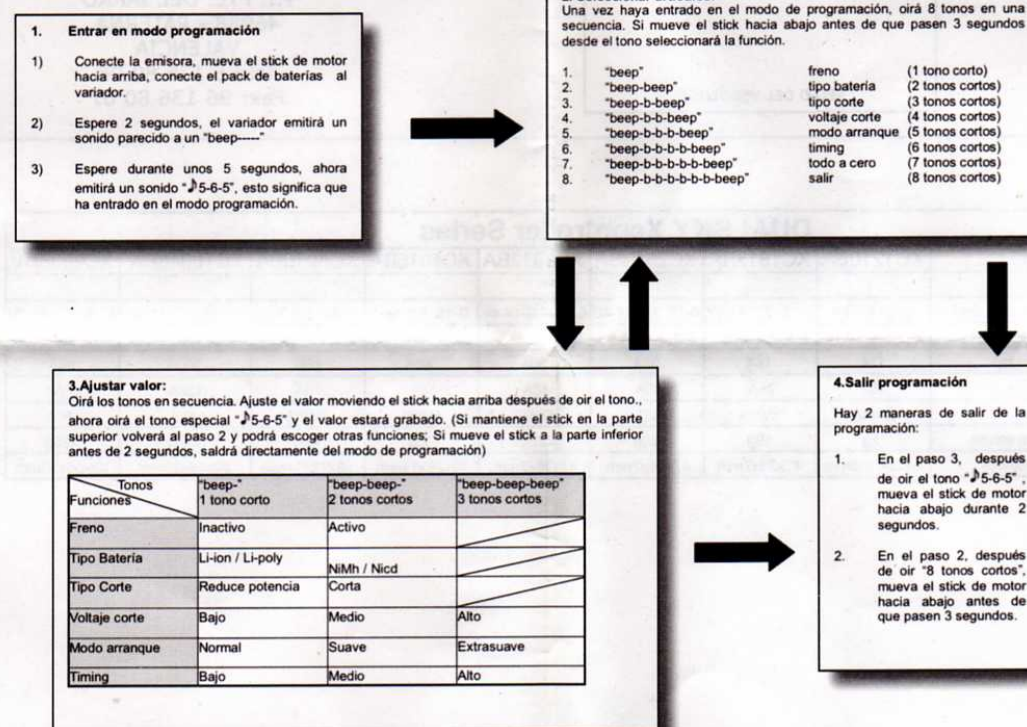


Figura 4.14: Instrucciones del variador Dualsky

Capítulo 5

Validación

El proceso de validación del montaje a través de diferentes modelos teóricos se puede realizar de dos maneras. La primera de estas maneras es estimar la potencia consumida y compararla con la potencia real medida; sin embargo, como se verá más adelante, el desconocimiento (por no facilitarlo el fabricante) de la curva de rendimiento del motor, hace que este método no se emplee. Conocer el rendimiento del motor es de vital importancia pues para ciertos modelos puede variar desde valores del orden de 0.4 hasta 0.8. En el segundo método, que ha sido el utilizado, se iguala la potencia medida a la calculada teniendo como incógnita el rendimiento del motor. De esta igualdad se calcula el rendimiento y se compara con curvas conocidas de otros motores brushless. Hay que tener en cuenta que esta estimación no es el valor exacto del rendimiento del motor, sino que agrupa también los errores debidos al modelado del resto de componentes, de cuyo comportamiento se tiene un mejor conocimiento. La cuantificación de la influencia en las actuaciones del helicóptero de la estructura de protección se deja para el capítulo 6.

A continuación se presentan las medidas realizadas, el modelo teórico empleado para la validación y los resultados obtenidos.

5.1. Medidas realizadas

Para estimar el rendimiento del motor, con las precauciones mencionadas en la introducción, se han hecho tres medidas, para disminuir la variabilidad de las mismas, bajo las condiciones atmosféricas mostradas en la tabla 5.1. En dicha tabla se muestra adicionalmente la densidad hallada usando el modelo mostrado en el apéndice B. Las medidas mencionadas están mostradas en las tablas 5.2, 5.3 y 5.4, donde la potencia de alimentación P_{in} se obtiene, al funcionar el montaje con corriente continua, como $P_{in} = I_{in} \cdot V_{in}$, siendo I_{in} y V_{in} la intensidad y el voltaje de entrada respectivamente.

T (°C)	P (mbar)	humedad %	$\rho(\text{kg/m}^3)$
19.4	1020	40	1.21

Tabla 5.1: Condiciones atmosféricas del día

Tracción (kgf)	I_{in} (A)	V_{in} (V)	rpm	P_{in} (W)
0.172	2.61	12.59	800	32.86
0.283	3.93	11.96	1000	47.00
0.413	5.21	11.81	1200	61.53
0.607	8.07	11.51	1300	92.89
0.715	12.11	11.12	1400	134.66
0.912	15.76	11.10	1400	174.94
1.020	18.47	10.98	1500	202.80
1.095	20.25	10.78	1500	218.30

Tabla 5.2: Serie de medidas 1

Tracción (kgf)	I_{in} (A)	V_{in} (V)	rpm	P_{in} (W)
0.174	2.62	12.06	800	31.60
0.290	3.96	11.95	1000	47.32
0.408	5.19	11.83	1200	61.40
0.620	8.20	11.62	1300	95.28
0.708	12.08	11.14	1400	134.57
0.906	15.75	11.11	1400	174.98
1.026	18.48	10.97	1500	202.73
1.100	20.27	10.77	1500	218.31

Tabla 5.3: Serie de medidas 2

Tracción (kgf)	I_{in} (A)	V_{in} (V)	rpm	P_{in} (W)
0.153	2.46	12.10	800	29.77
0.273	3.74	11.98	900	44.81
0.415	5.23	11.78	1200	61.61
0.631	8.41	11.22	1300	94.36
0.722	12.15	11.12	1400	135.11
0.903	15.68	11.11	1400	174.20
1.045	18.77	10.92	1500	204.97
1.114	20.41	10.75	1600	219.41

Tabla 5.4: Serie de medidas 3

A continuación en la figura 5.1, se muestra la potencia cedida por la batería frente a la tracción generada por el rotor. Para el cálculo de fuerzas se usa una gravedad de valor $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$.

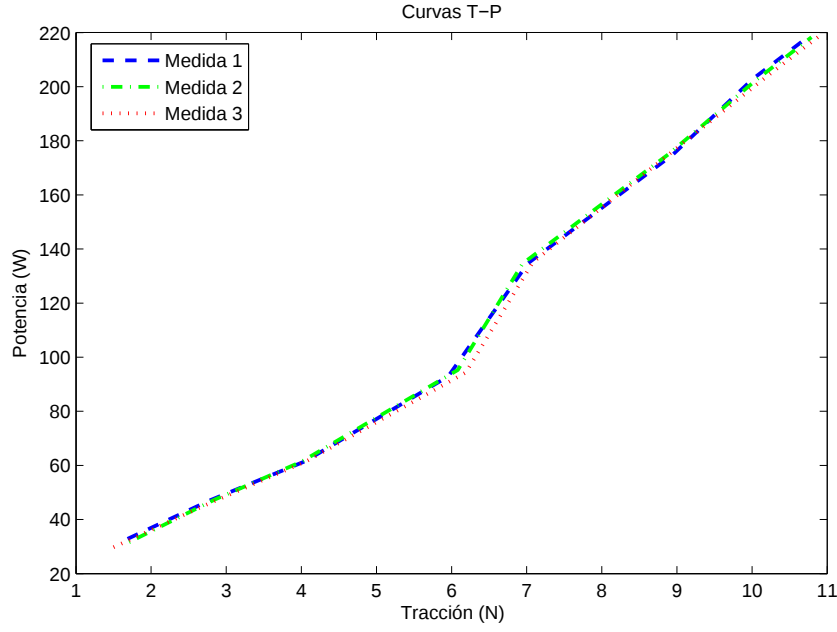


Figura 5.1: Potencia frente a tracción de las medidas

Como se observa en la figura, la repetibilidad de las medidas es muy buena pues las curvas muestran un comportamiento muy similar.

5.2. Modelo teórico utilizado

En esta sección se van a contabilizar las fuentes de consumo más importantes que están presentes en el montaje. Esto es necesario pues si no se incluyen estas fuentes, los resultados obtenidos pueden ser completamente discordantes de los esperados. De esta manera, la potencia que el montaje le requerirá a la batería se contabiliza de la siguiente manera:

$$P_{total} = \left[\frac{1}{\eta_{mec1}} (P_i + P_0) + P_{tr} \frac{1}{\eta_{mec1} \eta_{mec2} \eta_{mec3}} \right] \frac{1}{\eta_{eng}} + P_{elec} + P_{joule}$$

Donde el significado de cada término es el que sigue:

- P_i Potencia inducida en el rotor.
- P_0 Potencia de forma del rotor.
- P_{tr} Potencia consumida por el rotor de cola.
- P_{elec} Potencia consumida por la electrónica del helicóptero.
- P_{joule} Potencia disipada en forma de calor debida al efecto Joule en los cables del montaje.
- η_{mecx} Rendimiento mecánico del engranaje x.

- η_{eng} Rendimiento del motor brushless.

Las potencias inducida P_i y de forma P_0 del rotor se calculan usando la TCMEP, descrita en el apéndice C, e implementada en MATLAB usando el código mostrado en el apéndice E; de la misma manera se calcula la potencia consumida por el rotor de cola P_{tr} .

La potencia consumida por la electrónica se calcula midiendo el voltaje y la intensidad de corriente requerida por el helicóptero con el motor desconectado. Los valores obtenidos para la intensidad y el voltaje son $I_{elec} = 0.65A$ y $V_{elec} = 12.5V$ respectivamente. Teniendo en cuenta que

$$P_{elec} = I_{elec}V_{elec} = 0.65 \cdot 12.5 = 8W$$

De la misma manera la potencia disipada en forma de calor se calcula como:

$$P_{joule} = I_{in}^2 \cdot \Omega_{wire}$$

donde Ω_{wire} es la resistencia de los cables, medida usando el polímetro, siendo su valor 0.03 ohmios. Este término se hace más importante conforme crece I_{in} .

Por otro lado, para cada uno de los rendimientos mecánicos se ha supuesto un mismo valor, hipótesis que no se aleja en demasía del comportamiento real, de manera que $\eta_{mecx} = 0.85$. Este valor se encuentra en la horquilla $[0.8 - 0.9]$, que es el rango de valores típico para este tipo de engranajes, como se puede ver en la referencia [14].

Por último, es necesario comentar que el rendimiento de los motores brushless presenta el comportamiento que se muestra en la figura 5.2 obtenida de la referencia [11]. Se observa que presenta una variación significativa, pasando de 0.5 a casi 0.8 en función de la carga a la que se ve sometido. Esta gran variación es la que justifica el segundo método empleado para la validación.

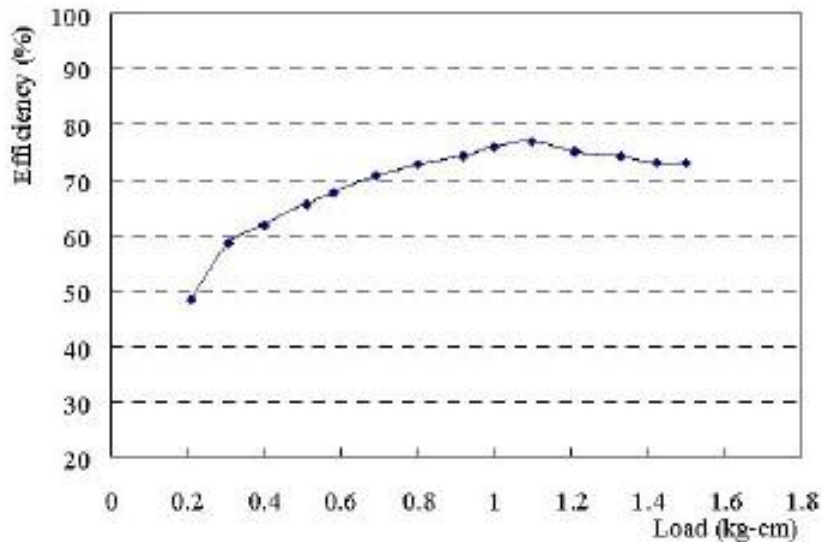


Figura 5.2: Comportamiento de un motor brushless genérico

5.3. Resultados

Una vez visto el modelo para el cálculo de la potencia cedida por la batería, hay que generar un método para validar el modelo. En este caso se iguala la potencia calculada según la expresión anterior a la que se obtiene de las medidas. De esta igualdad se obtiene η_{eng} aunque como se ha comentado anteriormente, su valor no es exactamente el rendimiento del motor ya que recoge errores en el modelado del resto de componentes. De esa manera, y para las tres series de medidas, la evolución del valor del rendimiento en cuestión se muestra en la figura 5.3.

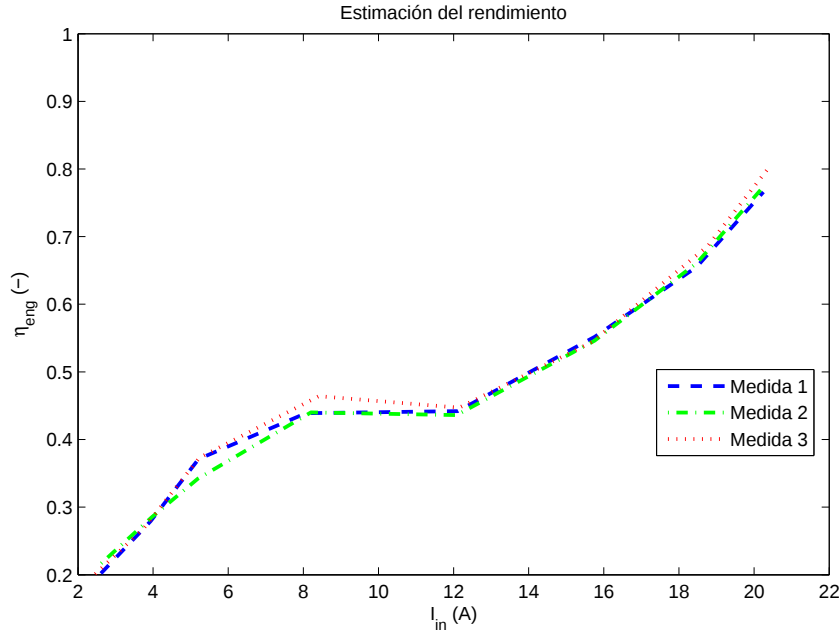


Figura 5.3: Evolución del rendimiento

En esta gráfica se observa la tendencia del rendimiento en función de la intensidad de entrada, y muestra cómo dicho rendimiento va subiendo a la vez que lo hace la intensidad de entrada. El problema que presenta esta gráfica es que no da la tendencia del rendimiento como función de la carga que soporta el motor, que es el tipo de gráfica que se tiene disponible para otros motores brushless con los que se va a comparar. Para obtener dicha tendencia hay que generar una nueva gráfica que muestre la relación entre rendimiento y par en el motor y comparar con la mostrada en la referencia [10].

Para obtener esa gráfica hay que realizar un cálculo estimado del par del motor, para ello se tiene en cuenta que la relación de transmisión entre el motor y el rotor es de 10:1, por lo que el primero gira diez veces más rápido que el segundo. El par del motor se calcula como:

$$P_{mec} = Q \cdot \Omega \Rightarrow Q = \frac{P_{mec}}{\Omega}$$

siendo,

$$P_{mec} = \left[\frac{1}{\eta_{mec1}} (P_i + P_0) + P_{tr} \frac{1}{\eta_{mec1} \eta_{mec2} \eta_{mec3}} \right]$$

es decir la potencia mecánica mostrada en la sección anterior.

Es necesario mencionar que para el cálculo del par se utiliza de nuevo el modelo aerodinámico, por lo que se introducen nuevas fuentes de inexactitudes, como son el mencionado modelo y la baja resolución del tacómetro. De hecho, es a la baja resolución del tacómetro a lo que se pueden atribuir los saltos bruscos mostrados en la figura 5.4. En dicha figura se observa que los valores obtenidos son del orden de los que se tienen para un motor brushless genérico pasando de rendimientos bajos (del orden de 0.4) para cargas pequeñas del motor, a rendimientos medio-altos (del orden de 0.7) para cargas mayores. Cabe recordar que en este rendimiento se enmascaran todos aquellos errores de modelado del resto de componentes de la potencia, lo cual puede explicar el hecho de que las tendencias de las curvas no sean exactamente iguales.

Por tanto, a la vista de estos resultados se puede concluir que las medidas que se han realizado son correctas y representan apropiadamente el comportamiento del helicóptero.

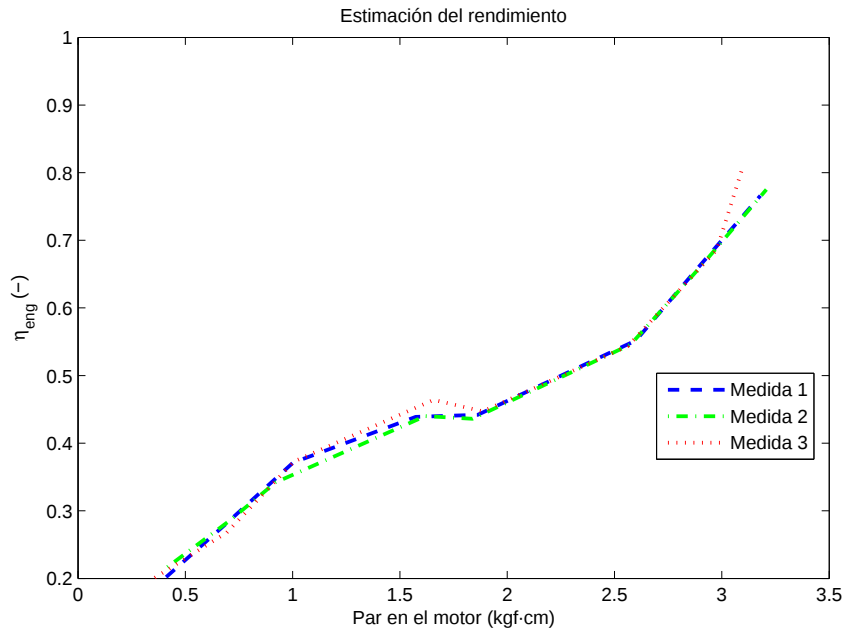


Figura 5.4: Estimación del rendimiento en función de la carga

Capítulo 6

Efecto suelo

Como aplicación práctica de la plataforma de ensayo de actuaciones descrita en los capítulos anteriores, se ha desarrollado un montaje que permita a los alumnos de la asignatura de Astronáutica y Aeronaves Diversas la experimentación con el efecto suelo en helicópteros.

6.1. Montaje para efecto suelo

A la hora de reproducir el efecto suelo se tienen dos posibilidades: acercar el helicóptero al suelo, o disponer de un elemento móvil (generalmente una placa) que ejerza el papel de suelo. Debido a la configuración de la plataforma desarrollada en el proyecto (descrita en el capítulo 3), la primera opción implicaría demasiadas modificaciones e iría en contra del requisito de modularidad. Por tanto, se ha escogido la segunda opción.

Para la instalación de un elemento que reproduzca el efecto suelo se han contemplado varias opciones y la que finalmente se ha escogido es la que sigue. Las soluciones descartadas, así como las razones esgrimidas para hacerlo, se muestran en el apéndice D.

El principal problema que se debe resolver es el ascenso coordinado del panel que ejercerá el papel de suelo. Se han estudiado muchas opciones pero finalmente se ha seleccionado la más sencilla de fabricar. Esta solución consiste en mantener el helicóptero a una altura fija y desplazar un panel cuyas dimensiones son 1.09 x 1.15 m. El tamaño de dicho panel es tal que pueda ser considerado como infinito por el chorro que llega desde el rotor del helicóptero, de aproximadamente el doble del tamaño del rotor.

La solución adoptada contempla la construcción de una estructura interior (figura 6.1) usando perfiles de ángulo ranurado, utilizados para la confección de estanterías y que facilitan la construcción de la mencionada estructura pues simplemente se unen mediante tornillos y tuercas. Durante su construcción surgieron ciertos problemas de rigidez que fueron solucionados mediante la colocación de escuadras (figura 6.2) y tornillos adicionales en los puntos de unión de tres perfiles (figura 6.3)



Figura 6.1: Estructura para el efecto suelo

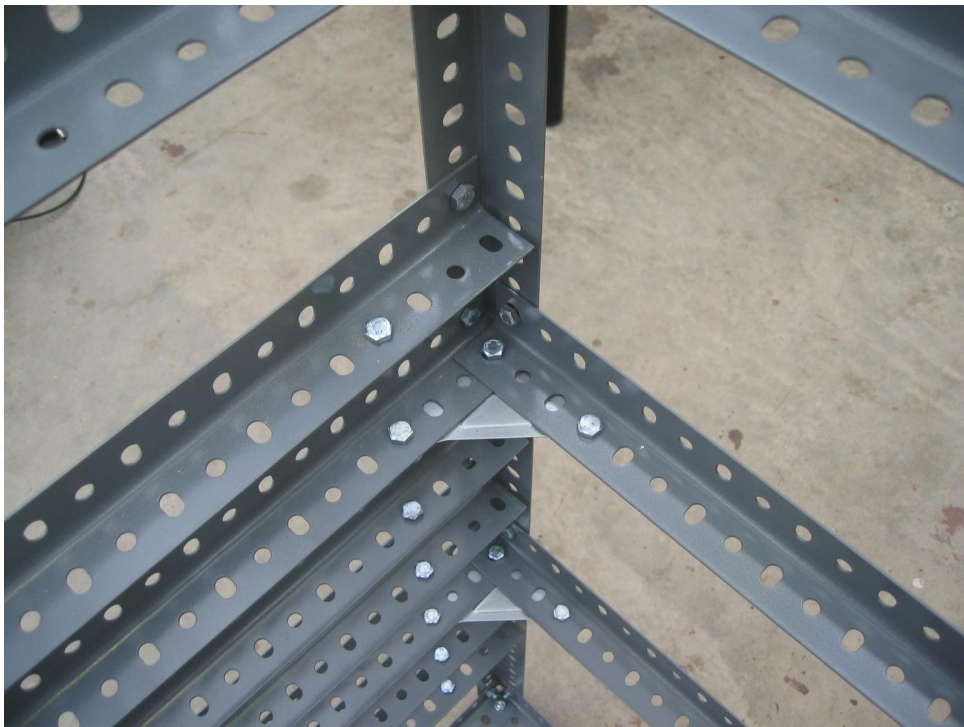


Figura 6.2: Escuadras rigidizadoras

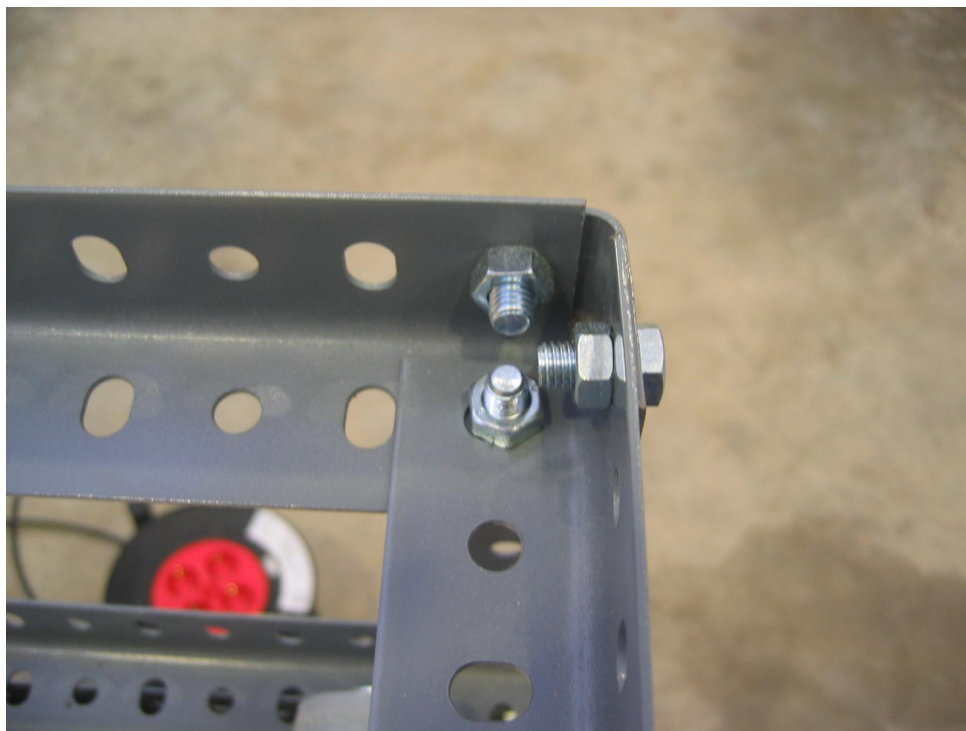


Figura 6.3: Rigidización mediante tornillos

Las distintas alturas a las que se va a colocar el panel que hace de suelo están determinadas por otros perfiles de angulo ranurado colocados horizontalmente. Esta solución tiene la ventaja de permitir variar las alturas a las que se hace la medida simplemente aflojando cuatro tornillos y colocando el perfil en otra situación. Para evitar choques con la estructura y aumentar las medidas disponibles se ha construido un banco accesorio (figura 6.4) que dobla el número de las mismas, ya que la distancia del helicóptero al suelo será diferente usando el banco y no usándolo, proporcionando así dos medidas diferentes para la misma altura del panel.



Figura 6.4: Banco accesorio

Otro punto importante a la hora de diseñar este experimento es construir un panel que haga las veces de suelo y que sea manejable por una sola persona. Esta limitación descarta el uso de madera maciza por lo que se ha construido un panel de material compuesto tipo sandwich de 3.9 cm de espesor. Antes de construirlo se diseñó un modelo en CATIA (figura 6.5) El núcleo de este panel está fabricado en poliestireno utilizando unos rigidizadores de madera, para evitar el pandeo debido al propio peso, y unas paredes exteriores de contrachapado de 3 mm de espesor (figura 6.6). Para mostrar el beneficio de utilizar material compuesto es conveniente resaltar que el peso del panel es de 6.920 kgf, mientras que si el panel fuese macizo, pesaría 43.99 kgf, como se puede ver en el siguiente cálculo.

$$\rho_{\text{haya}} = 900 \text{ kg/m}^3; m_{\text{panel}} = 0.039 \cdot 1.09 \cdot 1.15 \cdot 900 = 43.99 \text{ kg}$$

Incluso disminuyendo el grosor del panel en un 66 %, el peso obtenido sería casi el doble del que se tiene con el material compuesto

$$m_{\text{panel}} = 0.013 \cdot 1.09 \cdot 1.15 \cdot 900 = 14.66 \text{ kg}$$

Para facilitar la colocación del panel en las diferentes alturas se colocan unas ruedas que ayudan a deslizarlo (figura 6.7).

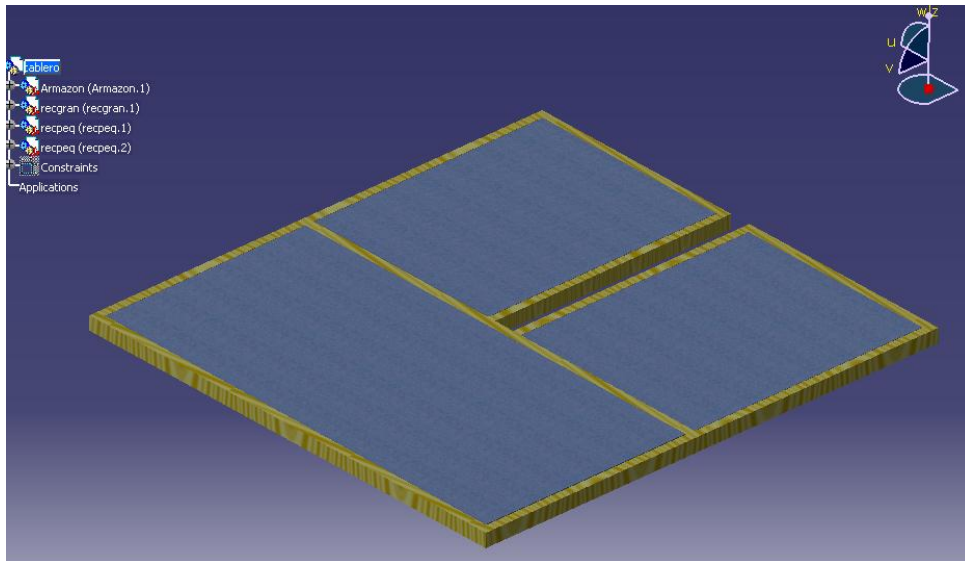


Figura 6.5: Tablero diseñado en CATIA

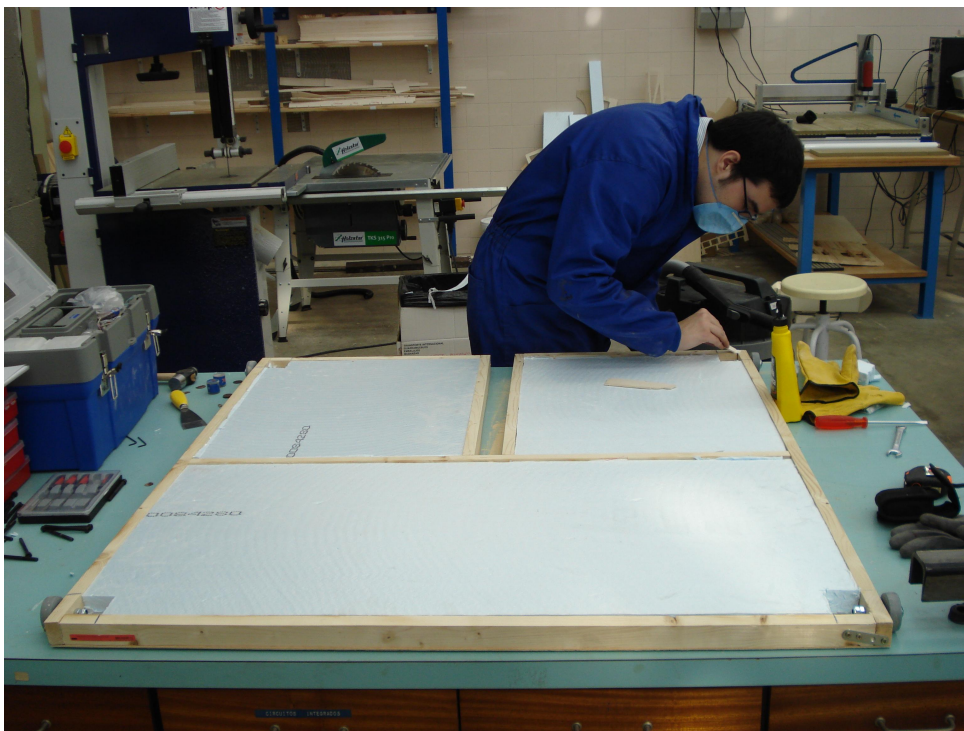


Figura 6.6: Panel efecto suelo

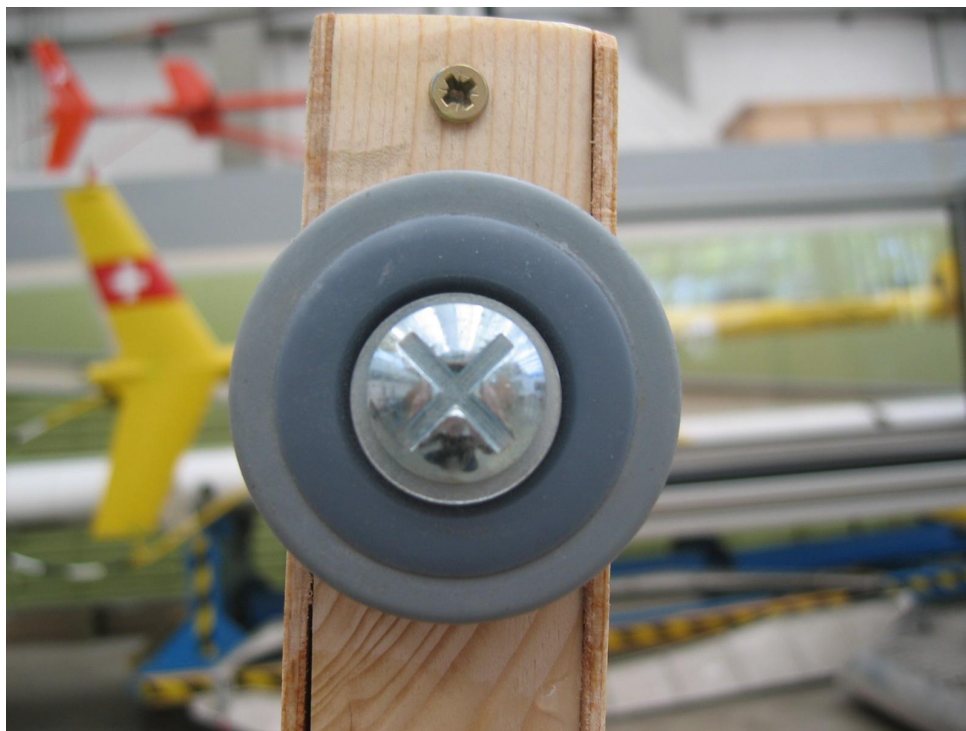


Figura 6.7: Detalle de una rueda

Pensando en futuras reparaciones, se han realizado unos puntos de acceso a la rueda por dentro para facilitar su mantenimiento (figura 6.8). Dada la manera de colocar el panel, hay que dejar una ranura por la que entre el mástil en que está sujetado el helicóptero. Esta ranura puede ser fuente de inexactitudes debidas a que el aire se cuele por ella, para solucionar esta incidencia se ha diseñado una tapa (figura 6.9) que se desliza por una carrilera (figura 6.10).



Figura 6.8: Puntos de acceso

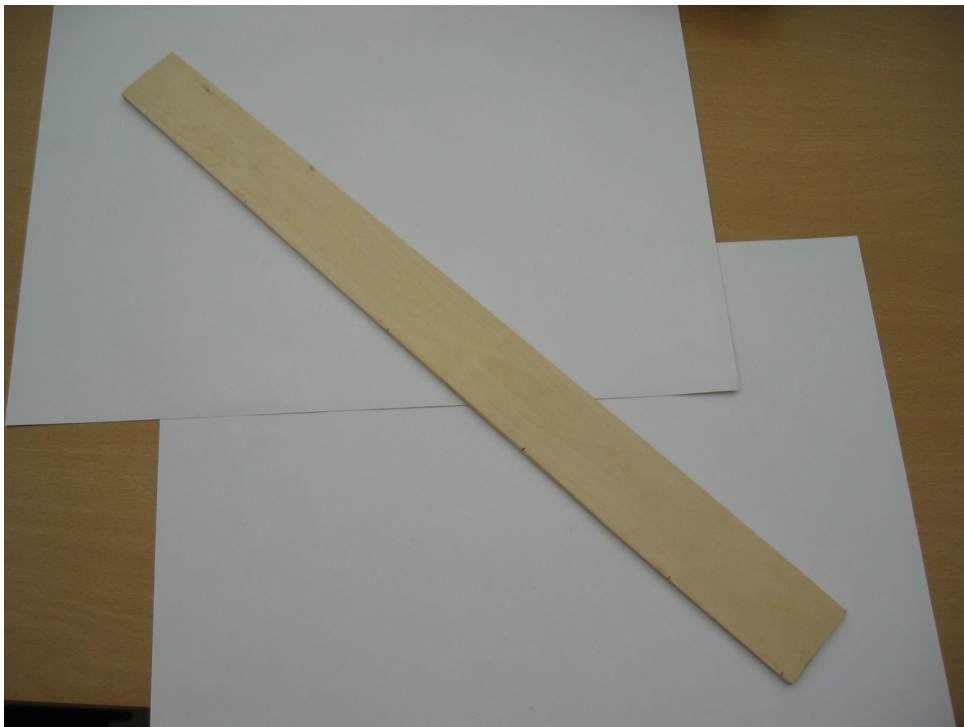


Figura 6.9: Tapa de la ranura



Figura 6.10: Carrilera

El aspecto final del panel completo es el que se muestra en la figura 6.11.



Figura 6.11: Panel completo

Para evitar un deslizamiento involuntario del panel se colocan unos tornillos que permiten la retención del panel una vez colocado (figura 6.12). Como se observa, en este montaje se ha primado la sencillez para evitar fallos mecánicos.

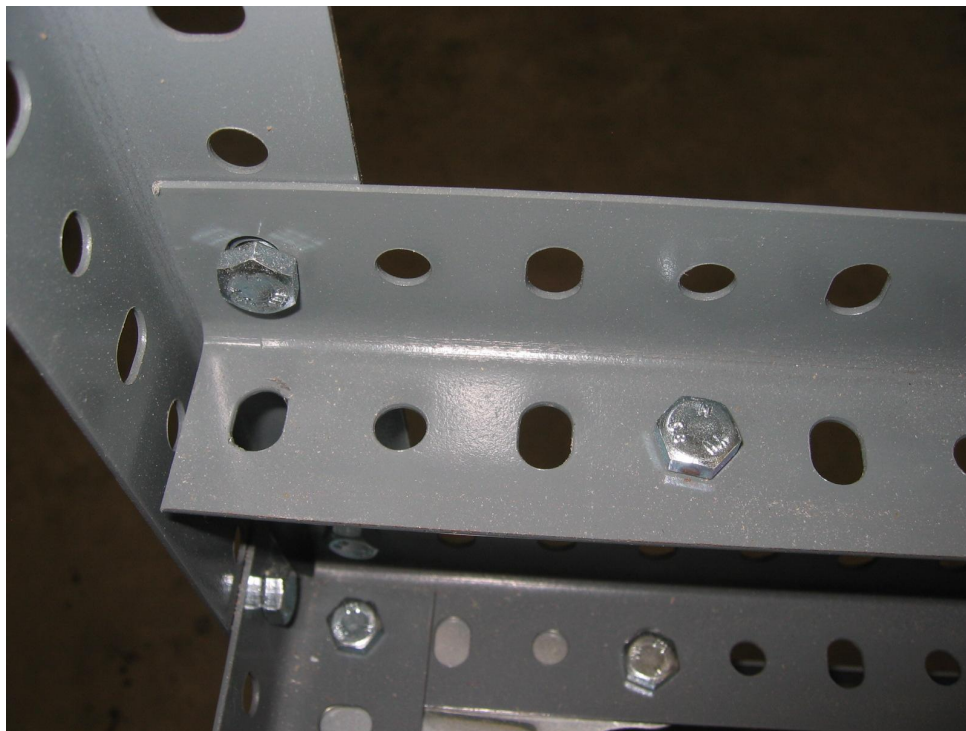


Figura 6.12: Tornillos de retención

Una vez realizado todo este proceso, el montaje de experimentación con el efecto suelo está completo (figura 6.13).



Figura 6.13: Montaje de efecto suelo completo

6.2. Resultados experimentales

Para comprobar que el montaje construido cumple su función, se ha realizado una serie de pruebas que consisten en la medida de la tracción que genera el helicóptero sin efecto suelo, y cómo varía ésta al ir acercando el suelo al helicóptero. La cuantía de este efecto se suele medir como el cociente de tracciones para una potencia constante. Es importante mencionar que la potencia permanece aproximadamente constante haya o no haya panel de efecto suelo, si esto no fuese así no se podrían comparar los datos. Para aplicar este conocimiento a las prácticas se han hecho pruebas con la estructura de protección colocada y sin ella.

6.2.1. Resultados obtenidos

Las medidas recogidas en la tabla 6.1 muestran unas medidas tomadas sin la estructura de protección, para un día con las condiciones atmosféricas mostradas en la tabla 5.1.

T_{OGE} (kgf)	T_{IGE} (kgf)	T_{IGE}/T_{OGE} (-)	Altura (m)	z/R (-)	T_{IGE}/T_{OGE} teórica (-)
0.753	0.815	1.082	0.45	1.250	1.125
0.753	0.795	1.056	0.55	1.528	1.080
0.753	0.779	1.035	0.65	1.806	1.056
0.753	0.769	1.021	0.75	2.083	1.042

Tabla 6.1: Medidas de efecto suelo sin protección

A continuación, en la tabla 6.2 se muestran las medidas para un mismo nivel de tracción pero con la estructura de protección colocada.

T_{OGE} (kgf)	T_{IGE} (kgf)	$T_{IGE}/T_{OGE}(-)$	Altura (m)	z/R (-)	T_{IGE}/T_{OGE} teórica (-)
0.730	0.816	1.118	0.45	1.250	1.125
0.730	0.782	1.071	0.55	1.528	1.080
0.730	0.767	1.051	0.65	1.806	1.056
0.730	0.755	1.034	0.75	2.083	1.042

Tabla 6.2: Medidas de efecto suelo con protección

En la tabla se observa una columna que muestra la relación de tracciones teórica, esta relación se ha calculado usando la teoría desarrollada por Cheeseman & Bennet mostrada en la referencia [3] y en el apéndice C, que para vuelo a punto fijo se reduce a:

$$\frac{T_{IGE}}{T_{OGE}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{R}{4z}\right)^2}$$

6.2.2. Conclusiones

Usando los datos del apartado anterior se construye una gráfica que muestra la correlación teórica enunciada por Cheeseman & Bennet y los valores medidos con protección y sin ella. Se puede ver en la figura 6.14.

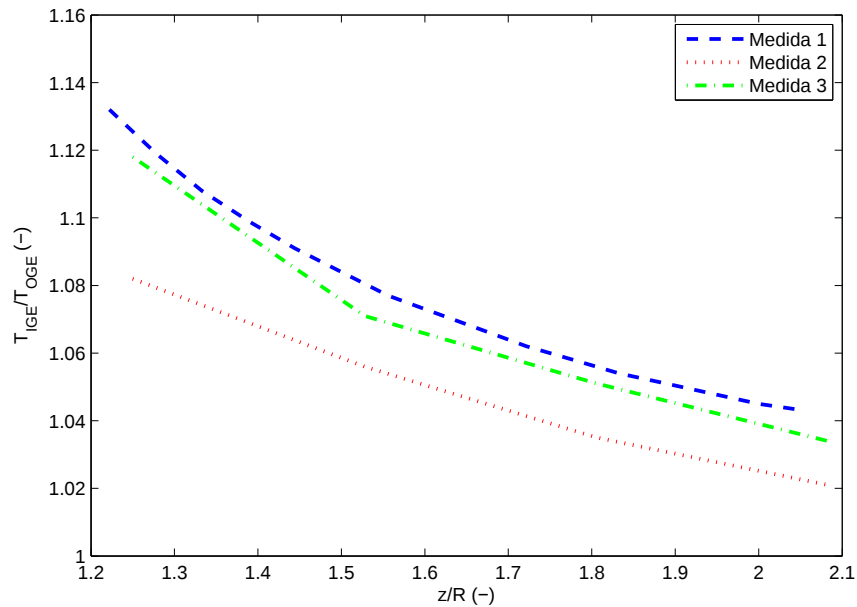


Figura 6.14: Comparación de medidas de efecto suelo

De la gráfica se puede concluir que la influencia de la protección existe, teniendo como efecto un aumento de la influencia del efecto suelo. Este hecho es debido a que las paredes laterales de la estructura protectora, junto con el panel de efecto suelo, confinan el flujo de la estela.

Así mismo, se puede observar que los resultados experimentales obtenidos quedan por debajo de la curva teórica propuesta por Cheeseman & Bennet. Esto también se aprecia en la figura 6.15, obtenida de la referencia [3], por lo que el modelo teórico suele sobrestimar la influencia del efecto suelo. Dado que el comportamiento es similar en ambos casos, se puede concluir que las medidas realizadas dan los resultados esperados.

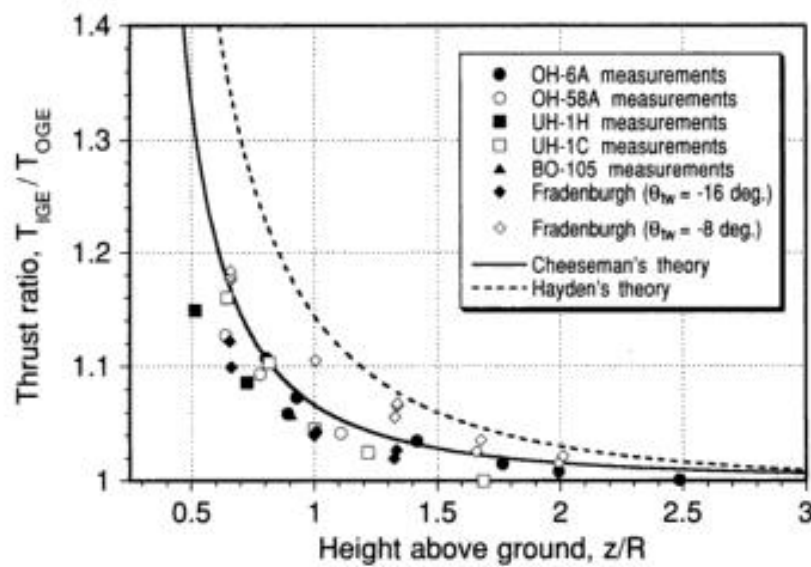


Figura 6.15: Variación de la tracción frente a la altura

Capítulo 7

Conclusiones

7.1. Resumen

El objetivo de este proyecto ha sido el diseño y construcción de una plataforma modular para el ensayo de helicópteros de radiocontrol. Este proceso ha implicado un diseño preliminar en función de unos requisitos de tamaño, medida, seguridad y funcionamiento, que se pueden consultar en el capítulo 2. El primer paso dado ha sido terminar de construir el helicóptero de R/C disponible en el laboratorio, como se puede ver en el capítulo 3.

Para la solución adoptada se han utilizado diferentes componentes electrónicos de los que ha sido necesario aprender su funcionamiento y programación. Destacan por su complejidad, entre los elementos anteriormente mencionados, la emisora y el variador, cuyos procesos de programación requieren un cuidado especial. Todos los detalles referentes a dicha configuración se encuentran en el capítulo 4. También se ha montado una estructura de protección para evitar accidentes del personal que maneja la plataforma. Dicha protección es de tipo mecánico y eléctrico para evitar golpes y choques eléctricos.

Con el conocimiento obtenido durante el proceso de construcción de la plataforma, se ha desarrollado una serie de directrices a seguir para una correcta configuración del montaje y un uso seguro. Las mencionadas directrices se encuentran recogidas en el capítulo 4. Adicionalmente se ha validado el montaje usando un modelo, generado durante la realización del proyecto, de la potencia consumida por el mismo. Dicho modelo puede ser consultado en el capítulo 5.

Como aplicación de la plataforma, se ha diseñado y construido un montaje para experimentar con el efecto suelo en helicópteros con el fin de ser utilizado en las prácticas de la asignatura Astronáutica y aeronaves diversas de 5º de Ingeniería Aeronáutica impartida en la Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Sevilla.

7.2. Posibilidades de mejora

Durante el desarrollo del proyecto ha surgido un gran número de ideas que, por estar fuera del alcance del proyecto, no han podido ser llevadas a la práctica. Dado que estas ideas pueden ser útiles para la futura mejora del montaje y su aplicación en distintos experimentos, se comentan algunas de ellas.

- El montaje puede ser ampliado para permitir la caracterización y experimentación del helicóptero en vuelo de avance. Para ello bastaría acoplar a la estructura de protección un

ventilador para producir una corriente de aire y un difusor que dirigiese dicha corriente, de tal manera que se pudiera considerar al helicóptero en vuelo de avance.

- Adquisición automática de datos del motor. Existen en el mercado algunos dispositivos que recopilan automáticamente los datos eléctricos relacionados con el motor, lo que permitiría hacer una serie de medidas continuas sin tener que recurrir al polímetro y a la pinza amperimétrica. El dispositivo en cuestión es el Unilog de SM-modelbau, fabricante alemán de electrónica usada en R/C. Se puede hallar mas información en la referencia [9].
- Adquisición automática de la velocidad de giro de las palas. El tacómetro disponible en el laboratorio tiene una resolución de 100 RPM, siendo la velocidad de giro de las palas del orden de 1000 RPM. Esto implica que la precisión de la medida es bastante baja, por lo que es recomendable la adquisición de un tacómetro con una mayor resolución. Adicionalmente, y relacionado con las palas, otra posibilidad de mejora es la implementación de un sistema que permita conocer el ángulo de paso al que están funcionando y así evitar tener que estimarlo.
- Uso de los canales disponibles en la emisora para controlar otros dispositivos, por ejemplo el movimiento del panel de efecto suelo o la adquisición de datos.
- Automatización del montaje de efecto suelo. En este proyecto se ha optado por un montaje de efecto suelo sencillo y barato, lo que ha ido en defecto de la automatización del mismo. Algunas ideas relacionadas con este punto están mostradas en el apéndice D de este proyecto.
- Caracterización de los elementos mecánicos. Para poder modelar completamente el helicóptero es necesario el modelado del motor, los engranajes y las palas. Este modelado puede ser materia de futuros proyectos del departamento.
- Uso de modelos aerodinámicos más avanzados. Esto permitiría tener una confirmación adicional de los cálculos realizados.
- Instalación de otras fuentes de alimentación eléctrica. Durante el desarrollo de la práctica se han utilizado baterías de aeromodelismo, pero es posible el uso de otras fuentes de alimentación para aumentar la autonomía del montaje.
- Programación de la emisora. En estos momentos el modelo de programación implementado en la emisora es el más sencillo posible. Un posible punto de mejora estaría en aislar el control del paso colectivo de las palas del control del throttle, lo que redundaría en un mejor control del helicóptero.
- Visualización del flujo. Otra opción de mejora es la fabricación de un montaje adicional que permitiese ver claramente el flujo a través de las palas del helicóptero.

Bibliografía

- [1] Foro de aficionados al aeromodelismo <http://www.miliamperios.com>
- [2] Página web de Futaba, consejos para la programación del giróscopo <http://www.futaba-rc.com/team/team-tip-002.html>
- [3] LEISHMAN, J.Gordon, Principles of Helicopter Aerodynamics (Cambridge Aerospace Series) 3ª Ed. Cambridge University Press . ISBN: 978-0-521-85860-1
- [4] Apuntes de la Escuela de Ingenieros de Sevilla. Teoría de Helicópteros. Óscar García López
- [5] Pagina web de un aficionado al aeromodelismo <http://www.skytechnologies.net/>
- [6] Manual de la emisora. Futaba
- [7] Pagina web del fabricante de baterías flightpower <http://www.flightpower.co.uk/>
- [8] Página web del fabricante de componentes de aeromodelismo dualsky <http://www.dualsky.com>
- [9] Fabricante alemán de electrónica para R/C <http://www.sm-modellbau.de/>
- [10] MING-SUE, S. & KUN-LIN, W. A voltage-controlled brushless DC motor drive over extended speed range. Department of electrical engineering, University of science and technology, Hsinchu Taiwan. IEEE Trans. Ind. Elect. January 2008
- [11] WEN SHIUE, C Analytical comparison between ferrite core and steel laminations losses of multi-polar brushless DC motors. Department of electrical engineering. National Taiwan University, Taipei, Taiwan. 33rd Annual conference of the IEEE industrial electronic conference (IECON) November 2007
- [12] BETZ, A. The ground effect on lifting propellers. Zeitschrift fur angewande Mathematik und Mechanik Vol.17, No 2, April 1937
- [13] CHEESEMAN, I.C. & BENNETT, W.E. The Effect on the Ground on a Helicopter Rotor in Forward Flight. Aeronautical research council reports and memoranda.
- [14] LARBÁBURU ARRIZABALAGA, N. (2004). Máquinas. Prontuario. Técnicas máquinas herramientas. Madrid: Thomson Editores. ISBN 84-283-1968-5.
- [15] JOHNSON, W. Helicopter Theory. New York: Dover Publications. ISBN 0-486-68230-7

Apéndice A

Características del Mini-Titan

En este apéndice se dan las características geométricas y aerodinámicas utilizadas para el cálculo de las diferentes potencias consumidas por el helicóptero (tabla A.1).

Característica	Valor
Peso del helicóptero	0.882 Kg
Cuerda de las palas	0.03 m
Torsión de las palas	0 rad/m
C_{l_α} (pala)	5.73
δ_0 (pala)	0.0085
δ_1 (pala)	0
δ_2 (pala)	0.263
Relación de vueltas	17:4
Comienzo de la pala	0.035 m

Tabla A.1: Características geométricas y aerodinámicas del Mini-Titan.

La relación de vueltas es el número de vueltas que da el rotor antipar por cada vuelta del rotor principal, es decir, 17 vueltas del antipar por cada 4 del principal. En cuanto al comienzo de la pala se mide desde el eje del rotor principal hasta que empieza a haber madera. Los valores de los coeficientes de $C_d(\alpha)$, δ_0, δ_1 y δ_2 se han obtenido de la referencia [4], para un perfil NACA 0012.

Apéndice B

Cálculo de la densidad

Con el fin de conocer la densidad del aire, necesaria para muchos de los cálculos que implica la obtención de la potencia y tracción del helicóptero se ha utilizado un modelo teórico en el que se tiene en cuenta la humedad relativa del aire. Para conocer dicha humedad relativa se dispone de una estación meteorológica que además de dar dicha magnitud, también ofrece la temperatura y la presión ambientales necesarias para el cálculo de la densidad que será modificada con esta teoría con el objeto de dar el resultado final.

El primer paso es calcular la densidad del aire sin tener en cuenta su porcentaje de humedad, para ello se supone que el aire es un gas ideal, por lo tanto:

$$\rho_d = \frac{p}{R_g T}$$

siendo:

- ρ_d Densidad del aire seco (kg/m^3)
- p Presión atmosférica (dato sacado de la estación meteorológica) (Pa)
- R_g Constante del aire de valor $287.05 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$
- T Temperatura del aire atmosférico (dato sacado de la estación meteorológica)(K)

Una vez conocido esto hay que calcular la densidad del aire húmedo:

$$\rho_w = \frac{p_d}{R_d T} + \frac{p_v}{R_v T}$$

donde:

- ρ_w Densidad del aire húmedo (kg/m^3)
- p_d Presión parcial del aire seco, se obtiene haciendo $p_d = p - p_v$ (Pa)
- R_d Constante del gas del aire seco $287.05 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$
- T Temperatura del aire (K)
- p_v Presión de vapor del agua (Pa)

- R_v Constante del gas del vapor de agua 461.495 J/(kg·K)

Para calcular la presión de vapor del agua, hay que realizar el siguiente cálculo:

$$p_v = \phi \cdot p$$

siendo:

- ϕ Humedad relativa del aire (dato obtenido a través de la estación meteorológica).
- p_{sat} Presión de saturación, que es la presión de vapor para el aire saturado, se puede obtener de manera aproximada (en milibares) mediante la siguiente relación:

$$p_{sat} = 6.1078 \cdot 10^{\frac{7,5T-2048,625}{T-38,45}}$$

para pasar la p_{sat} a pascuales sólo hay que tener en cuenta que 1 mbar es igual a 100 Pa.

Apéndice C

Modelos teóricos

C.1. Introducción

En este apéndice se comentarán someramente los modelos teóricos empleados a la hora de analizar el helicóptero de R/C utilizado durante el desarrollo de este proyecto. Se verán las distintas teorías utilizadas para validar los resultados de la práctica y los modelos de pérdida de punta de pala y de efecto suelo utilizados. Para una mayor simplicidad, las mencionadas teorías se analizarán únicamente en el caso de vuelo a punto fijo, pues será el único presente durante el vuelo del helicóptero.

Por vuelo a punto fijo (VPF) se conoce al caso de vuelo axial con velocidad vertical nula, en el que no existe velocidad relativa del rotor con respecto al aire. Las características del VPF implican que haya simetría con respecto a la posición azimutal y que las velocidades y las cargas sean independientes de la posición azimutal.

Para caracterizar el flujo generado por el vuelo a punto fijo, hay que tener en cuenta lo siguiente, tal como se ve en la referencia [3]:

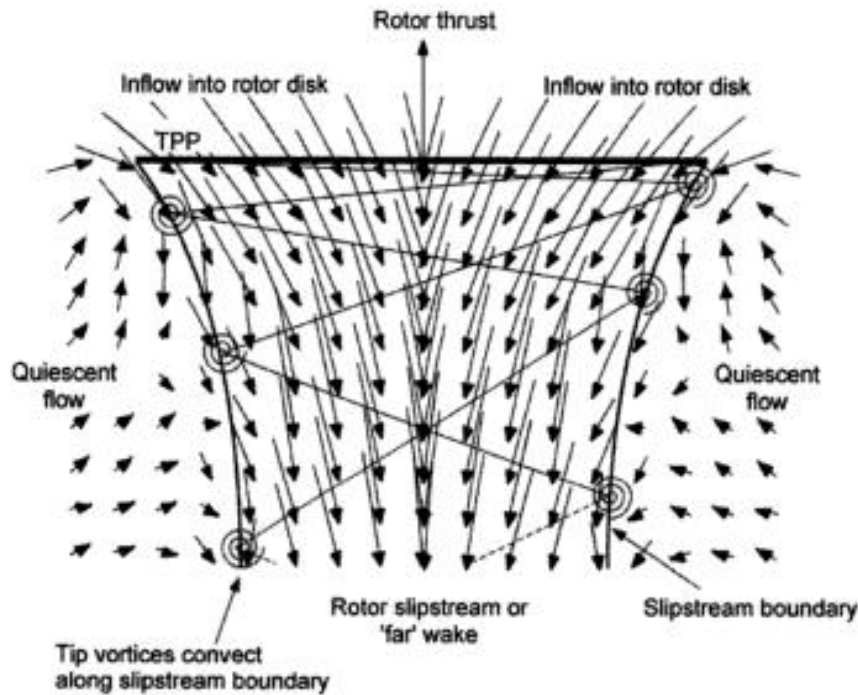


Figura C.1: Tubo de corriente a través del rotor y campo de velocidades

- La velocidad en el rotor es continua.
- Existirá un tubo de corriente que se contraerá y los torbellinos de punta de pala serán transportados a través de él.
- Las velocidades en dicho tubo son apreciables y no uniformes.

Aunque el modelo utilizado en los cálculos será el de teoría de cantidad de movimiento combinada con la teoría del elemento de pala, para una mejor comprensión se muestran la TCM y la TEP.

C.2. Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM)

La teoría de cantidad de movimiento (TCM) describe el flujo en el rotor de manera global y proporciona una primera estimación para la potencia inducida además de la velocidad inducida media. El primer paso a la hora de describirla es mencionar las hipótesis que se van a tomar:

1. Movimiento estacionario.
2. Esfuerzos viscosos y fuerzas másicas despreciables frente a esfuerzos convectivos.
3. Adiabático.

4. Movimiento unidimensional y uniforme.
5. Movimiento incompresible.

Para ver que el movimiento es incompresible se realizan los siguientes cálculos:

$$\begin{aligned}\rho_{aire} &\sim 1,2\text{kg/m}^3; \Omega_{pala} \sim 1000\text{RPM}; R_{pala} = 0,36\text{m}; \\ v_{tip} &\sim 104,7\text{rad/s} \cdot 0,36\text{m} = 37,69\text{m/s} \Rightarrow M_{tip} \sim 0,11\end{aligned}$$

Para obtener las relaciones que se verán a continuación, se utilizan las ecuaciones de conservación en su forma integral aplicadas a un volumen de control fijo V , de superficie S , que englobe al tubo de corriente del rotor.

Conservación de la masa:

$$\int_S \rho \mathbf{v} \Delta \mathbf{n} dA = 0$$

Conservación de la cantidad de movimiento:

$$\int_S \rho \mathbf{v} (\mathbf{v} \Delta \mathbf{n}) dA = - \int_S \rho \mathbf{n} dA$$

Conservación de la energía:

$$\int_S \frac{1}{2} \rho v^2 \mathbf{v} \Delta \mathbf{n} dA = - \int_S \rho \mathbf{v} \Delta \mathbf{n} dA$$

Usando esto se obtienen las siguientes relaciones:

$$v_2 = 2v_1$$

$$v_1 = v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

$$\frac{A_2}{A} = \frac{1}{2}$$

Por otro lado, la potencia inducida ideal será: $P_i = T v_i = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}}$

La tracción y la potencia anteriormente mencionadas se pueden adimensionalizar de la siguiente manera:

$$C_T = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A \Omega^3 R^3}$$

La TCM únicamente da como resultado la potencia inducida en el rotor, por lo que en los casos experimentales existen discrepancias debidas a no haber considerado:

1. La resistencia de forma del rotor (30 %)
2. Perdidas de punta de pala, numero finito de palas (4 %)
3. Velocidad inducida no uniforme (7 %)
4. Rotación de estela (4 %)

C.3. Teoría del Elemento de Pala(TEP)

La TEP está basada en una formulación local y determina las fuerzas sobre la pala debidas al movimiento relativo de la misma con respecto al aire. Para calcularlas, se asume que cada sección de la pala se comporta como un perfil bidimensional. Esta teoría fallará en zonas en las que aparezcan gradientes de velocidades inducidas elevados, como por ejemplo en la punta de la pala.

Con motivo de la influencia de la estela y el resto del rotor, existe un ángulo de ataque inducido, por lo que es necesario determinar la velocidad inducida mediante algún método como pueden ser la TCM, teoría de vórtices o medidas experimentales.

1. Movimiento estacionario.
2. Esfuerzos viscosos y fuerzas másicas despreciables frente a esfuerzos convectivos.
3. Adiabático.
4. Movimiento unidimensional y uniforme.
5. Movimiento incompresible.

Para ver que el movimiento es incompresible se realizan los siguientes cálculos:

$$\rho_{aire} \sim 1,2\text{kg/m}^3; \Omega_{pala} \sim 1000\text{RPM}=104,7\text{rad/s}; R_{pala} = 0,36\text{m};$$

$$v_{tip} \sim 104,7\text{rad/s} \cdot 0,36\text{m} = 37,69\text{m/s} \Rightarrow M_{tip} \sim 0,11$$

Debido a su formulación local se necesita una descripción detallada de la configuración del rotor. A continuación se muestran los datos requeridos y cuáles son en el caso del helicóptero estudiado:

1. Torsión geométrica de la pala θ . La pala en cuestión no tiene torsión ya que $\theta(x) = \theta_0 = cte$
2. Cuerdas de las secciones aerodinámicas. Las palas tienen una cuerda constante e igual a $c = 0,03\text{m}$
3. Características aerodinámicas bidimensionales de las secciones de la pala. Se trata de un perfil NACA 0012 en el que se asume que el material utilizado tiene buenas características de rugosidad, por lo que $C_{l\alpha} = 5,73$; $\delta_0 = 0,0085$; $\delta_2 = 0,263$. Donde $C_d = \delta_0 + \delta_2 \cdot \alpha^2$ Estos datos están tomados de la referencia [4].
4. Distribución local de velocidad inducida en el plano de rotor v_i .

Para la utilización de esta teoría hay que definir unas magnitudes adimensionalizadas:

- x posición adimensional sobre la pala: $x = \frac{r}{R}$
- λ coeficiente de velocidad normal: $\lambda = \frac{V_e + v_i}{\Omega R}$, para VPF $\lambda = \lambda_i$
- σ solidez: $\frac{\text{Superficie de las palas}}{\text{Superficie del rotor}} = \frac{bc}{\pi R}$

La TEP define los coeficientes adimensionales globales como:

$$C_T = \frac{1}{2} \int_0^1 \sigma(x) C_l(x) x^2 dx$$

$$C_P = \frac{1}{2} \int_0^1 \sigma(x) (\phi(x) C_l(x) + C_d(x)) x^3 dx$$

donde el término $C_d(x)$ contabiliza la resistencia del perfil.

C.4. Combinación de Teoría de Cantidad de Movimiento y Teoría del Elemento de Pala(TEP)

En este caso se combinan las dos teorías vistas anteriormente para conseguir una formulación local-global. El procedimiento consiste en establecer la TCM en formato diferencial, concretamente en un anillo del tubo de corriente, e igualar las tracciones usando TCM y usando TEP para determinar una distribución no uinforme de velocidad inducida. Se considera que la velocidad inducida en cada sección es debida únicamente al diferencial de tracción que soporta dicha sección. De dicha manera se consiguen las siguientes ecuaciones:

Conservación de la masa:

$$\frac{dm}{dt} = \rho (V_c + v_i) 2\pi r dr$$

Conservación de cantidad de movimiento:

$$dT = 2v_i \frac{dm}{dt} = 4\pi\rho (V_c + v_i) v_i r dr$$

Conservación de energía:

$$dT \cdot (V_c + v_i) = dP_i = \frac{1}{2} \frac{dm}{dt} (V_c + 2v_i)^2 - \frac{1}{2} \frac{dm}{dt} V_c^2 = 4\pi\rho (V_c + 2v_i)^2 v_i r dr$$

Adimensionalizando la ecuación de conservación de cantidad de movimiento, se obtiene la siguiente ecuación:

$$C_T = \int_0^1 4 (\lambda(x) - \lambda_c) \lambda(x) x dx$$

Simplificando para el caso de VPF, en el que $\lambda_c = 0$ se obtiene:

$$C_T = \int_0^1 4\lambda^2(x) x dx$$

$$C_{P_i} = \int_0^1 4\lambda^3(x) x dx$$

C.5. Pérdidas debidas al rotor antipar

Se puede estimar la potencia del rotor antipar como un porcentaje de la potencia del rotor principal, por lo tanto:

$$P_{tr} = k_{tr}(P_i + P_0)$$

donde k_{tr} está comprendido entre el 6 y el 10 %. No obstante se puede hacer un análisis más detallado, en el que se tiene en cuenta que el rotor antipar debe contrarrestar el par generado por el rotor principal, de dicha manera:

$$T_{tr}L_{tr} = Q_{tr} = \frac{P_r}{\Omega} = \frac{P_i + P_0}{\Omega}$$

siendo L_{tr} la distancia longitudinal entre el eje de rotación del rotor principal y el eje de rotación del rotor antipar. Esta expresión define la tracción que debe proporcionar el rotor antipar. La potencia del rotor antipar se puede calcular entonces mediante alguno de los métodos vistos anteriormente.

C.6. Pérdidas de punta de pala

La estela del rotor se puede describir mediante un sistema de torbellinos de punta de pala y una superficie de vorticidad desprendida. Debido a la formación del torbellino de punta de pala, sobre ésta zona se produce un flujo desde la parte inferior hacia la superior que reduce su capacidad de generar sustentación, disminuyendo así la cantidad de movimiento vertical.

Este efecto se traduce en que, para unas condiciones de vuelo dadas y un coeficiente de tracción, la distribución de velocidad inducida es mayor que la calculada, porque se tendrá un mayor ángulo de entrada de la corriente y un mayor coeficiente de potencia inducida.

Para aproximar estas pérdidas, existen dos tipos de modelos: los globales y los locales.

C.6.1. Modelo global de Prandtl

Esta teoría propone que para la misma tracción, el flujo inducido se incrementa en un valor $\lambda^* = \frac{\lambda}{B}$, siendo $B \leq 1$ el factor de pérdida de punta de pala. Esta teoría implica una mayor carga discal para un mismo coeficiente de tracción, y mayores velocidad y potencia inducidas. Los valores típicos de este factor son: $B \sim 0.95, 0.98$.

C.6.2. Modelo local de Prandtl

Es válido para puntas de pala con elevada curvatura, condiciones bajo las cuales se puede sustituir la superficie de vorticidad de la estela por una serie de planos. Según el método de Prandtl la velocidad inducida y la carga en el rotor pueden ser obtenidas considerando que la estela se encuentra lejos, aguas abajo del disco del rotor, con su solución dependiendo del modelo usado para la estela. El más simple de estos modelos considera los efectos de un número finito de palas y consiste de una hélice de torbellinos que parten de cada pala. El mayor efecto de dicho número finito de torbellinos es la reducción de la carga en la punta de la pala. Para simplificar el modelo se reemplazan las hélices por una serie de líneas semiinfinitas de torbellinos, por lo que se sustituye la simetría axial por un flujo bidimensional que se puede resolver mediante

teoría potencial. Las condiciones que debe cumplir son que no haya flujo a través de las líneas de torbellinos y que v y u se acerquen a v_0 y 0 respectivamente conforme x tiende a infinito. Utilizando las coordenadas mostradas en la figura C.2, la expresión del potencial complejo que cumple las condiciones definidas es:

$$w = -v_0 \frac{s}{\pi} \arccos(e^{bz/2\lambda})$$

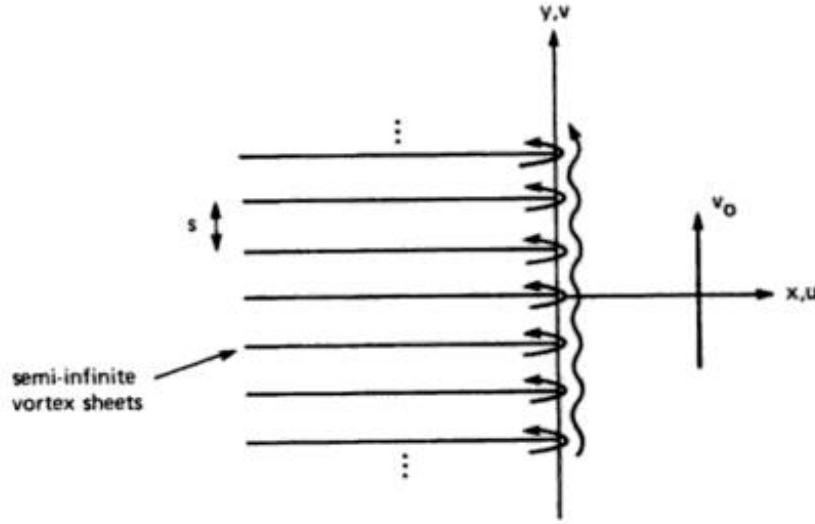


Figura C.2: Líneas de torbellinos

De la teoría anterior se deriva que la tracción elemental debe corregirse con un factor F :

$$F(x) = \left(\frac{2}{\pi}\right) \arccos(\exp(-f(x)))$$

siendo $f(x)$:

$$f(x) = \frac{b}{2} \left(\frac{x-1}{x\phi(x)} \right) = \frac{b}{2} \left(\frac{1-x}{\lambda(x)} \right)$$

C.7. Vuelo a punto fijo cerca del suelo

Las actuaciones de un helicóptero están afectadas por la presencia del suelo o cualquier otra frontera que altere o restrinja el flujo hacia el rotor o el desarrollo de la estela del mismo. Este efecto se conoce desde hace mucho, pero la aerodinámica del rotor bajo estas condiciones todavía no se comprende completamente tal como se comenta en la referencia [3]. El efecto suelo es de importancia tanto en la operación de helicópteros como en ensayos en túnel de viento o pruebas de rotores.

Si se considera un rotor en vuelo a punto fijo cerca del suelo, el flujo a través del rotor se comporta de la manera mostrada en la figura F.1, extraída de la referencia [3]. Debido a que

el suelo tiene que ser una línea de corriente del flujo, el tubo de corriente del rotor tiende a expandirse rápidamente cuando se acerca a la superficie. Esto altera las velocidades del fluido en todo el tubo de corriente y por tanto la velocidad inducida en el plano del rotor. Como consecuencia de esta variación de la velocidad inducida, la tracción proporcionada por el rotor y la potencia necesaria para generarla cambian.

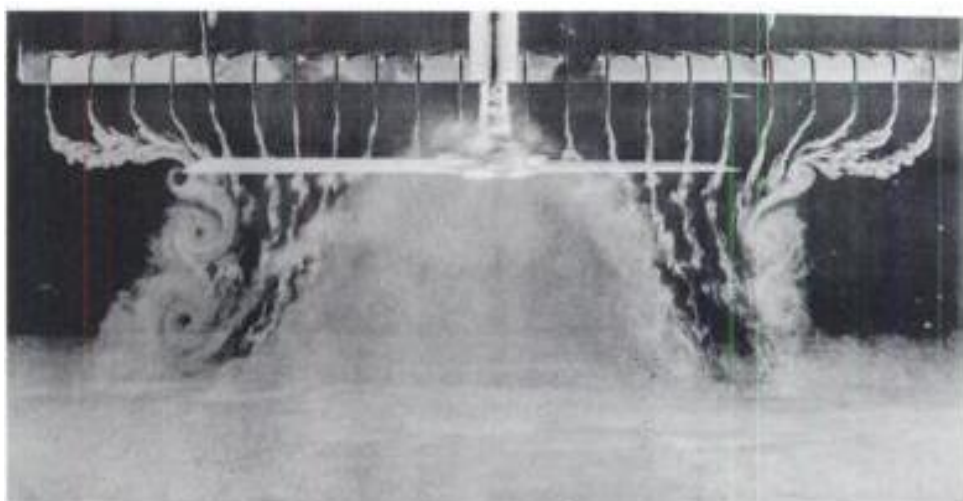


Figura C.3: Comportamiento de la estela de un rotor en vuelo a punto fijo cerca del suelo

Cuando un rotor vuela a punto fijo bajo condiciones de efecto suelo, la tracción generada por el rotor se incrementa para una potencia dada. Este efecto se puede ver en la imagen F.2 [3], en la que se muestra cómo varía la tracción generada en el vuelo a punto fijo frente a la distancia hasta el suelo. Dicha gráfica se deriva de varios experimentos con rotores operando a diferentes cargas discales.

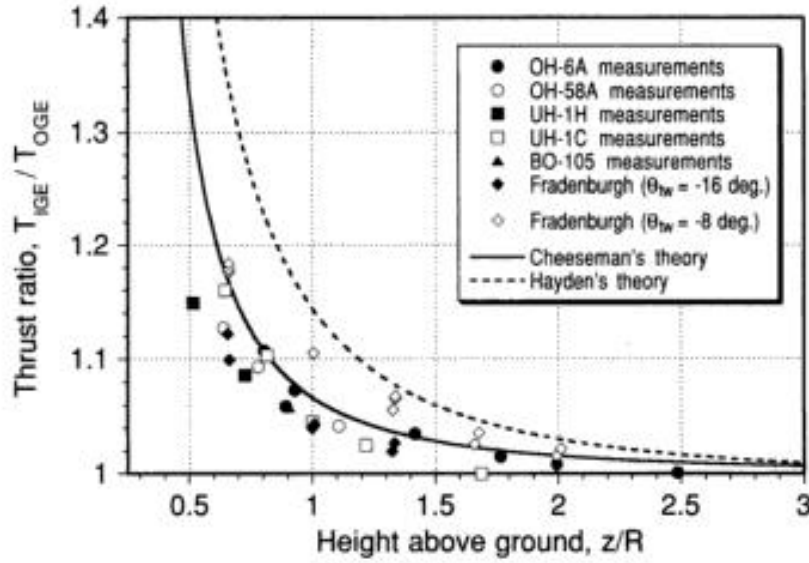


Figura C.4: Variación de la tracción frente a la altura

Los resultados anteriores sugieren que existen diferencias significativas en la actuación a efecto suelo para alturas menores a un diámetro del rotor. Los resultados anteriores también dependen de la carga discal (o lo que es lo mismo, del coeficiente de sustentación medio) y de la torsión de la pala.

El problema del efecto suelo también puede ser visto como una reducción de la potencia necesaria para una tracción dada. La mayoría de la reducción se produce en la potencia inducida, aunque hay una pequeña contribución de la potencia de forma debido a que las palas están operando a un menor ángulo de ataque para producir la misma tracción. Debido al efecto suelo existe una importante ventaja operacional que es la capacidad de despegar con un mayor peso para una misma altura debido a la presencia del efecto suelo, o la capacidad de despegar con el mismo peso a una altura mayor (y por lo tanto con una densidad del aire menor). Este exceso de tracción que se notará cerca del suelo servirá también como cojín a la hora del descenso del helicóptero en aterrizajes.

El efecto suelo para vuelo a punto fijo ha sido estudiado de manera analítica, aunque tan sólo se han conseguido resultados aproximados, mediante el método de las imágenes. Originalmente Betz (1937) modeló el rotor mediante un sumidero con su imagen, pero los resultados obtenidos contradecían la evidencia experimental. Para subsanar este error, Cheeseman & Bennet (1955) cambiaron el sumidero por un manantial y su respectiva imagen para simular el efecto suelo. Adicionalmente Knight & Hefner (1941) y Rossow (1985) usaron un cilindro de torbellinos, de esta manera se obtuvieron algunas relaciones analíticas para las variables implicadas en el efecto suelo. Usando el análisis de Cheeseman & Bennet, la influencia del efecto suelo en la tracción se puede expresar mediante la siguiente ecuación:

$$\left[\frac{T}{T_\infty}\right]_{P=cte} = \frac{1}{1 - \frac{(R/4z)^2}{1 + (\mu/\lambda_i)^2}}$$

donde z simboliza la distancia al suelo y λ_i es la velocidad inducida en el rotor. Esta ecuación tiene validez para $z/R \geq 0,5$. Si se incorpora el efecto de la carga discal se obtiene, también en la referencia [13]:

$$\left[\frac{T}{T_\infty}\right]_{P=cte} = \frac{1}{1 - \frac{\sigma C_{l\alpha} \lambda_i}{4C_T} \frac{(R/4z)^2}{1 + (\mu/\lambda_i)^2}}$$

aunque el término $\frac{C_T}{\sigma}$ tiene un efecto menor. Para el vuelo a punto fijo y despreciando los efectos de carga discal, lo anterior resulta en:

$$\left[\frac{T}{T_\infty}\right]_{P=cte} = \frac{1}{1 - (R/4z)^2}$$

Observando la figura C.4 en la que se mostraban los resultados de los experimentos, se ve que la anterior ecuación concuerda con los resultados experimentales. Debido a que el efecto suelo se puede expresar en términos de incremento de la tracción para una potencia dada, la siguiente relación se debe cumplir (llamando T_{IGE} a la tracción cuando el efecto suelo está presente y T_{OGE} a la tracción cuando no hay efecto suelo): $\lambda_{IGE} C_{T_{IGE}} = \lambda_{OGE} C_{T_{OGE}}$. Esta expresión lleva a la siguiente:

$$\frac{\lambda_{IGE}}{\lambda_{OGE}} = \frac{T_{OGE}}{T_{IGE}} = k_G$$

De la misma manera, la influencia del efecto suelo puede ser vista como una reducción de un factor k_G de la velocidad inducida en el rotor (para una tracción y altura sobre el suelo constantes) de tal manera que:

$$\left[\frac{\text{Potencia requerida IGE}}{\text{Potencia requerida OGE}}\right]_{T=cte} = \left[\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}\right]_{T=cte} = \left[\frac{C_{P_{IGE}}}{C_{P_{OGE}}}\right]_{T=cte} = k_G$$

Esto significa que en el modelo de Cheeseman & Bennet existe la posibilidad de una reducción del 25 % en la potencia y velocidad inducidas. Por otro lado el modelo de Betz (1937), más sencillo, sugiere que el efecto sobre la potencia del rotor para tracción dada se puede modelar mediante la siguiente ecuación:

$$\left[\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}\right]_{T=cte} = k_G = \frac{2z}{R}$$

En otros estudios, Hayden (1976) usó medidas realizadas en pruebas de vuelo para hallar la influencia del suelo en el vuelo a punto fijo. La fracción de la potencia debida a la potencia de forma se asume independiente de la potencia inducida de tal manera que sólo ésta tiene la influencia del efecto suelo, por lo tanto:

$$P = P_0 + k_G(P_i)_{IGE}$$

donde k_G se saca de ajustar la curva a los datos experimentales mediante la expresión

$$k_G = \frac{1}{A + B(2R/z)^2}$$

con los coeficientes $A = 0,9926$ y $B = 0,0379$. Como se observa en la figura C.4, Hayden sobreestima levemente la tracción proporcionada por el rotor. En todos los casos se observa que los efectos del suelo sobre el comportamiento del rotor se vuelven despreciables para vuelo a punto fijo a una altura mayor a dos radios del rotor.

Apéndice D

Soluciones alternativas para el efecto suelo

En este apéndice se verán las diferentes soluciones consideradas para realizar el montaje de experimentación con el efecto suelo, antes de la elección de la definitiva. El principal problema que presenta este montaje es el ascenso coordinado del panel que hace las veces de suelo, sobre todo porque el mecanismo elegido no debe interferir con la aerodinámica del montaje y por tanto se debe intentar que el flujo de aire que pasa por el rotor del helicóptero sea lo más limpio posible. Para las opciones contempladas se han diseñado modelos en CATIA que son las que se muestran a continuación.

D.1. Solución 1

La primera opción que se pensó fue la de subir el suelo usando cuerdas y poleas, pero el montaje de las últimas era muy complicado. Para sustituir a estas poleas se pensó en montar una estructura de tubos (figura D.1) por los que deslizaran las cuerdas que irían sujetas a las cuatro esquinas del panel. Esta solución se descartó porque alteraría en gran medida el flujo de aire que circula hacia el rotor. Los colores que se observan en la figura no son los reales de los materiales, sino que se pusieron así para distinguir las diferentes piezas. Como se ve en la figura, al ser diferente el movimiento del panel, el agujero realizado en el mismo es distinto del de la solución escogida. En esta solución, cada tubo rojo canalizaría una cuerda que se uniría con el resto en la pieza superior de tal manera que serían movidas por otra cuerda que circularía por el tubo exterior (en gris en el modelo).



Figura D.1: Estructura de tubos

D.2. Solución 2

En este caso, para evitar todos los problemas anteriormente mencionados debidos a la alteración del flujo por encontrarse el montaje por encima del plano del rotor, se intentó diseñar una alternativa que moviese el panel desde debajo del helicóptero (figura D.2). Como en el caso anterior, el principal problema es el acceso coordinado.

Para asegurar esta coordinación anteriormente mencionada se colocarían cuatro ejes roscados, cada uno de ellos equipado con un piñón, que se moverían solidariamente gracias a una cadena accionada por el personal que realiza la práctica. Con el fin de facilitar la rotación de los ejes, estos se montarían sobre rodamientos que irían apoyados sobre unos bloques colocados para adecuar la altura del panel con la del helicóptero.

Para mover la cadena estando a cierta distancia del montaje, con el fin de evitar posibles accidentes, se colocaría un eje intermedio con dos piñones (figura D.3), uno para accionar la

cadena que mueve las cuatro varillas roscadas, y otro para acoplar a la cadena movida por la palanca que accionaría el operador.

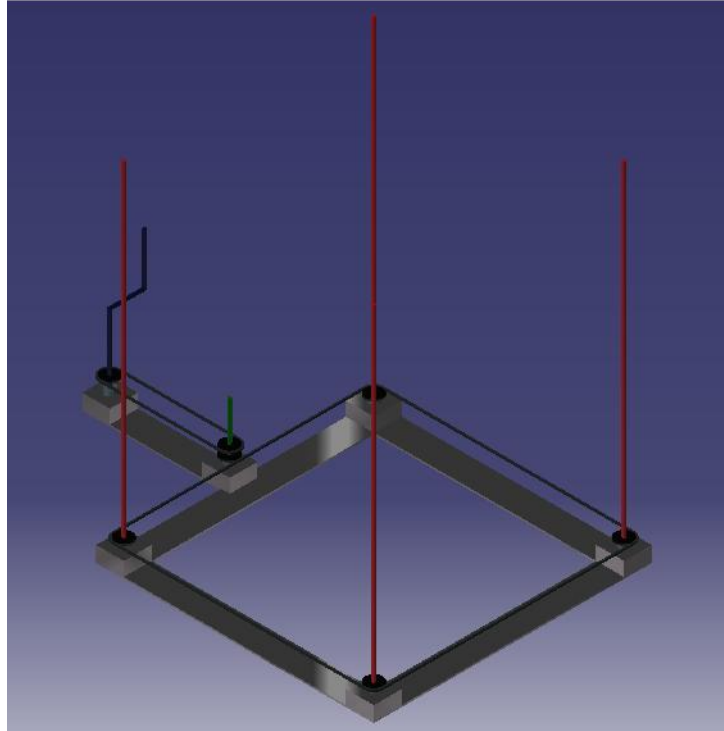


Figura D.2: Montaje de efecto suelo en CATIA

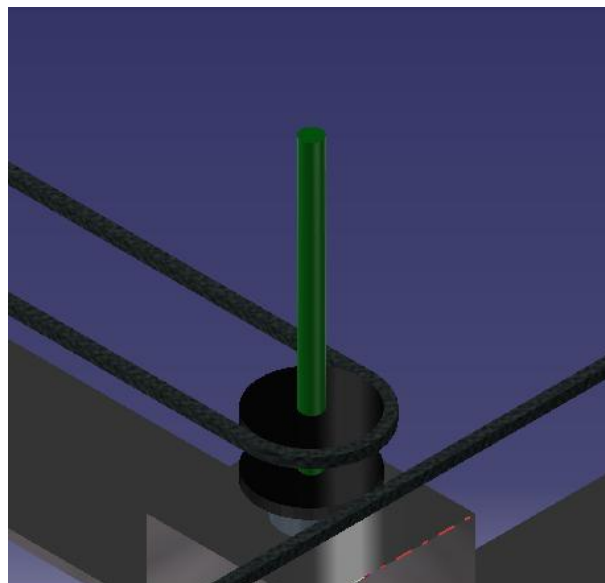


Figura D.3: Detalle del eje solidario en CATIA

Una vista de cómo quedaría el montaje completo se tiene en la figura D.4.

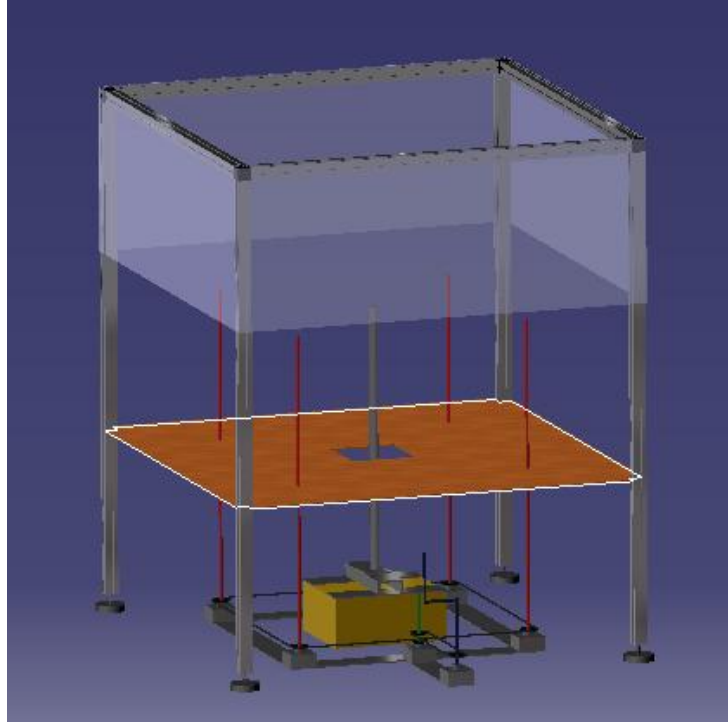


Figura D.4: Montaje alternativo completo

Apéndice E

Código MATLAB

E.1. Introducción

El código utilizado para validar los resultados con respecto a los distintos modelos teóricos ha sido modificado partiendo del utilizado en la asignatura de Astronáutica y Aeronaves Diversas. Además de calcular las potencias inducida y de forma del rotor, calcula las distribuciones de velocidad inducida en la pala.

E.2. Código

```
function calculo_potencias
%Características del rotor:
Rotor.T      = 10.742;      %[N] Tracción que debe dar el rotor.
Rotor.b      = 2;          %[-] Número de palas
Rotor.R      = 0.36;        %[m] Radio del rotor
Rotor.Omega  = 157.05;      %[rad/s] %Velocidad angular del rotor

%Características de las palas del rotor:
Rotor.palas.c      = 0.03;    %[m] Cuerda de las palas
Rotor.palas.theta_1 = 0;      %[deg] Torsión de la pala

%Características aerodinámicas de las palas del rotor:
Rotor.palas.C_l_alpha = 5.73;  %[-] Coeficiente de sustentación de las palas
Rotor.palas.C_delta_0 = 0.0085; %[-] Término independiente de C_d_0
Rotor.palas.C_delta_2 = 0.263;  %[-] Término cuadrático de C_d_0

%Altitud de vuelo
rho = 1.214;                %[kg/m^3] Densidad a nivel del mar

[theta_OTCM,v_iTCM]      = VPF(Rotor,rho,'TCM');
[theta_OTCMEP,v_iTCMEP]  = VPF(Rotor,rho,'TCMEP');
[theta_OTCMEP_TL,v_iTCMEP_TL] = VPF(Rotor,rho,'TCMEP_TL');
```

```

[theta_OTCM theta_OTCMEP theta_OTCMEP_TL]

R = [0.1:0.01:Rotor.R-1e-6];
figure, hold on
xlabel('R [m]')
ylabel('v_i [m/s]')
plot(R,v_iTCM(R))
plot(R,v_iTCMEP(R))
plot(R,v_iTCMEP_TL(R))

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
function [theta_0,v_i] = VPF(Rotor,rho,metodo)

%Parámetros adimensionales
%Coeficiente de tracción
C_T      = Rotor.T/(rho*pi*Rotor.R^2*(Rotor.Omega*Rotor.R)^2);
%Solidez
sigma    = Rotor.b*Rotor.palas.c/(pi*Rotor.R);
%Coeficiente de sustentación de las palas
C_l_alpha = Rotor.palas.C_l_alpha;
%Torsión de la pala
theta_1   = Rotor.palas.theta_1*pi/180;
%Término independiente de C_d_0

delta_0   = Rotor.palas.C_delta_0;
%Término cuadrático de C_d_0
delta_2   = Rotor.palas.C_delta_2;

theta = @(theta_0,x) theta_0 + theta_1 * x;

switch metodo
case 'TCM'
    %Según TCM, la velocidad inducida adimensional toma el valor:
    lambda = @(theta_0,x) sqrt(C_T/2)*ones(1,length(x));
case 'TCMEP'
    %Según TCMEP, la velocidad inducida adimensional toma el valor:
    lambda = @(theta_0,x) -(sigma*C_l_alpha/16)+...
        sqrt((sigma*C_l_alpha/16)^2+...
        sigma*C_l_alpha/8*theta(theta_0,x).*x);
case 'TCMEP_TL'
    %Según TCMEP con pérdidas de punta de pala,
    %la velocidad inducida adimensional es:
    Rotor.C_T = C_T;
    Rotor.sigma = sigma;
    lambda     = @(theta_0,x) TCMEP_TL(Rotor,theta_0,x);

```

```

end

C_T_TEP = @(theta_0) quadl(@(x) sigma*C_l_alpha/2*(theta(theta_0,x).*x.^2 -...
    lambda(theta_0,x).*x),0.1,1-1e-6);

theta_0 = fzero(@(theta_0) C_T_TEP(theta_0)-C_T,3*(2*C_T/sigma/C_l_alpha -...
    theta_1/4 + sqrt(C_T/2)/2));

v_i = @(R) lambda(theta_0,R/Rotor.R)*Rotor.Omega*Rotor.R;

C_Pi = quadl(@(x) sigma*C_l_alpha/2*(theta(theta_0,x).*x.^2 -...
    lambda(theta_0,x).*x).*lambda(theta_0,x),0.1,1-1e-6);

C_PO = quadl(@(x) sigma/2*((delta_0 + delta_2.*(theta(theta_0,x) -...
    lambda(theta_0,x)./x).^2).*x.^3),0.1,1-1e-6);

theta_0 = theta_0*180/pi;

dim = rho*pi*Rotor.R^5*Rotor.Omega^3;

P_i = C_Pi*dim
P_0 = C_PO*dim

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
function lambda = TCMEP_TL(Rotor,theta_0,x)
C_T      = Rotor.C_T;
sigma    = Rotor.sigma;
C_l_alpha = Rotor.palas.C_l_alpha;
theta    = @(theta_0,x) theta_0 + Rotor.palas.theta_1*pi/180 * x;

f        = @(lambda,x) Rotor.b/2*((1-x)/lambda);
F        = @(lambda,x) 2/pi*acos(exp(-f(lambda,x)));

lambda = zeros(1,length(x));
for i = 1:length(x)
    lambda(i) = fzero(@(lambda) lambda -...
        (-(sigma*C_l_alpha./(16*F(lambda,x(i))))+...
        sqrt((sigma*C_l_alpha/(16*F(lambda,x(i))))).^2....
        +sigma*C_l_alpha./(8*F(lambda,x(i))).*theta(theta_0,x(i)).*x(i))), ...
        [0 10*sqrt(C_T/2)]);
end

```

Apéndice F

Práctica: Comprobación experimental del efecto suelo

En este apéndice se desarrolla el enunciado de una práctica para la asignatura de Astronáutica y Aeronaves Diversas de 5º de Ingeniería Aeronáutica.

F.1. Introducción

Con este documento se pretende dar al alumno de Astronáutica y Aeronaves Diversas, una plantilla para favorecer la comprensión y realización de la práctica en la que se analiza el efecto suelo. Para ello se dará información de como manejar el montaje y una orientación de cómo usar los datos obtenidos.

F.2. Modelo teórico utilizado

Las actuaciones de un helicóptero están afectadas por la presencia del suelo o cualquier otra frontera que altere o restrinja el flujo hacia el rotor o el desarrollo de la estela del mismo. Este efecto se conoce desde hace mucho, pero la aerodinámica del rotor bajo estas condiciones todavía no se comprende completamente [3]. El efecto suelo es de importancia tanto en la operación de helicópteros como en ensayos en túnel de viento o pruebas de rotores.

Si se considera un rotor en vuelo a punto fijo cerca del suelo, tal como se muestra en la figura F.1, extraída de la referencia [3]. Debido a que el suelo tiene que ser una línea de corriente del flujo, el tubo de corriente del rotor tiende a expandirse rápidamente cuando se acerca a la superficie. Esto altera las velocidades del fluido en todo el tubo de corriente y por tanto la velocidad inducida en el plano del rotor. Como consecuencia de esta variación de la velocidad inducida, la tracción proporcionada por el rotor y la potencia necesaria para generarla cambian.

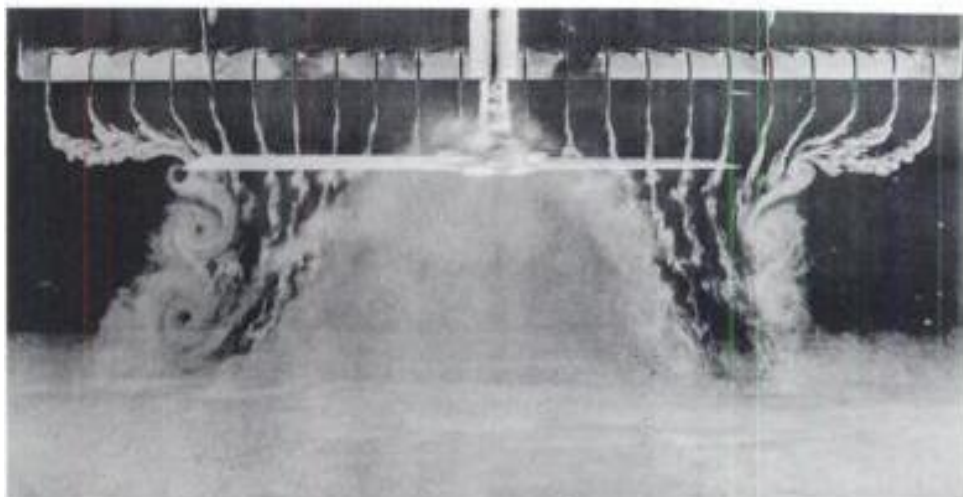


Figura F.1: Comportamiento de la estela de un rotor en vuelo a punto fijo cerca del suelo

Cuando un rotor vuela a punto fijo bajo condiciones de efecto suelo, la tracción generada por el rotor se incrementa para una potencia dada. Este efecto se puede ver en la figura F.2 (referencia [3]), en la que se muestra cómo varía la tracción generada en el vuelo a punto fijo frente a la distancia hasta el suelo. Dicha gráfica se deriva de varios experimentos con rotores operando a diferentes cargas discales.

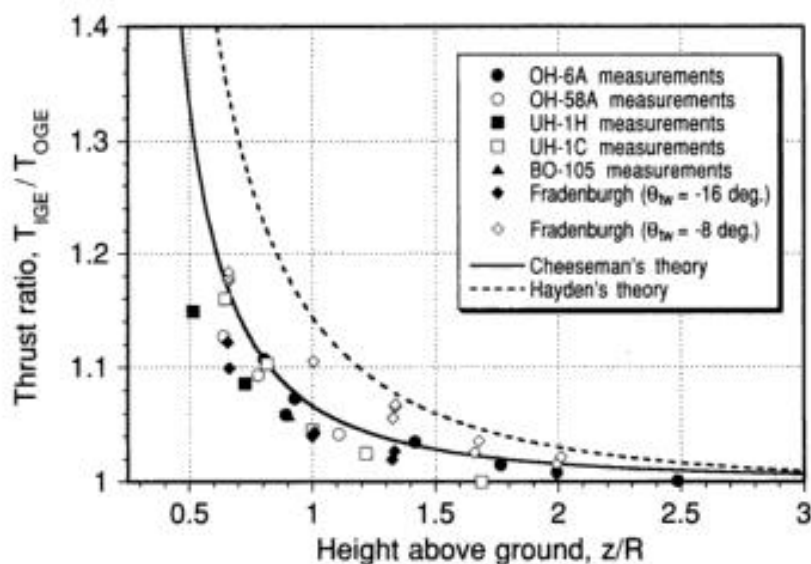


Figura F.2: Variación de la tracción frente a la altura

Los resultados anteriores sugieren que existen diferencias significativas en la actuación a efecto suelo para alturas menores a un diámetro del rotor. Los resultados anteriores también dependen

de la carga discal (o lo que es lo mismo del coeficiente de sustentación medio) y de la torsión de la pala.

El problema del efecto suelo también puede ser visto como una reducción de la potencia necesaria para una tracción dada. La mayoría de la reducción se produce en la potencia inducida, aunque hay una pequeña contribución de la potencia de forma debido a que las palas están operando a un menor ángulo de ataque para producir la misma tracción. Debido al efecto suelo, existe una importante ventaja operacional que es la capacidad de despegar con un mayor peso para una misma altura debido a la presencia del efecto suelo, o la capacidad de despegar con el mismo peso a una altura mayor (y por lo tanto con una densidad del aire menor). Este exceso de tracción que se notará cerca del suelo servirá también como cojín a la hora del descenso del helicóptero en aterrizajes.

El efecto suelo para vuelo a punto fijo ha sido estudiado de manera analítica, aunque tan solo se han conseguido resultados aproximados, mediante el método de las imágenes. Originalmente Betz (1937) modeló el rotor mediante un sumidero con su imagen, pero los resultados obtenidos contradecían la evidencia experimental. Para subsanar este error, Cheeseman & Bennet (1955) cambiaron el sumidero por un manantial y su respectiva imagen para simular el efecto suelo. Adicionalmente Knight & Hefner (1941) y Rossow (1985) usaron un cilindro de torbellinos, de esta manera se obtuvieron algunas relaciones analíticas para las variables implicadas en el efecto suelo. Usando el análisis de Cheeseman & Bennet, la influencia del efecto suelo en la tracción se puede expresar mediante la siguiente ecuación:

$$\left[\frac{T}{T_\infty}\right]_{P=cte} = \frac{1}{1 - \frac{(R/4z)^2}{1 + (\mu/\lambda_i)^2}}$$

donde z simboliza la distancia al suelo y λ_i es la velocidad inducida en el rotor. Esta ecuación tiene validez para $z/R \geq 0,5$.

Para el vuelo a punto fijo y despreciando los efectos de carga discal lo anterior resulta en:

$$\left[\frac{T}{T_\infty}\right]_{P=cte} = \frac{1}{1 - (R/4z)^2}$$

Observando la figura F.2 en la que se mostraban los resultados de los experimentos, se ve que la anterior ecuación concuerda con los resultados experimentales. Debido a que el efecto suelo se puede expresar en términos de incremento de la tracción para una potencia dada, la siguiente relación se debe cumplir (llamando T_{IGE} a la tracción cuando el efecto suelo está presente y T_{OGE} a la tracción cuando no hay efecto suelo): $\lambda_{IGE} C_{T_{IGE}} = \lambda_{OGE} C_{T_{OGE}}$. Esta expresión lleva a la siguiente:

$$\frac{\lambda_{IGE}}{\lambda_{OGE}} = \frac{T_{OGE}}{T_{IGE}} = k_G$$

De la misma manera, la influencia del efecto suelo puede ser vista como una reducción de un factor k_G de la velocidad inducida en el rotor (para una tracción y altura sobre el suelo constantes) de tal manera que:

$$\left[\frac{\text{Potencia requerida IGE}}{\text{Potencia requerida OGE}}\right]_{T=cte} = \left[\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}\right]_{T=cte} = \left[\frac{C_{P_{IGE}}}{C_{P_{OGE}}}\right]_{T=cte} = k_G$$

Esto significa que en el modelo de Cheeseman & Bennet existe la posibilidad de una reducción del 25 % en la potencia y velocidad inducidas. Por otro lado, el modelo de Betz (1937), más

sencillo, sugiere que el efecto sobre la potencia del rotor para tracción dada se puede modelar mediante la siguiente ecuación:

$$\left[\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}\right]_{T=cte} = k_G = \frac{2z}{R}$$

Por otro lado Hayden (1976) usó medidas realizadas en pruebas de vuelo para hallar la influencia del suelo en el vuelo a punto fijo. La fracción de la potencia debida a la potencia de forma se asume independiente de la potencia inducida de tal manera que sólo esta tiene la influencia del efecto suelo, por lo tanto:

$$P = P_0 + k_G(P_i)_{IGE}$$

donde k_G se saca de ajustar la curva a los datos experimentales mediante la expresión

$$k_G = \frac{1}{A + B(2R/z)^2}$$

con los coeficientes $A = 0,9926$ y $B = 0,0379$. Como se observa en la figura F.2, Hayden sobreestima levemente la tracción proporcionada por el rotor. En todos los casos se observa que los efectos del suelo sobre el comportamiento del rotor se vuelven despreciables para vuelo a punto fijo a una altura mayor a dos radios del rotor.

F.3. Encendido del montaje

Para encender el montaje hay que seguir un proceso muy sencillo pero muy específico. De no hacerlo de la manera explicada se puede desprogramar el variador y afectar al control del helicóptero. El proceso paso a paso es el que sigue:

1. Comprobar que el stick de throttle de la emisora está en su punto más bajo, de no ser así bajarlo.
2. Conectar los cables que van del variador a la batería.
3. Poner en funcionamiento el helicóptero y esperar a que se estabilice.

Una vez que se ha hecho lo anterior se puede proceder a realizar las medidas necesarias para la práctica. Teniendo el helicóptero estabilizado, se va introduciendo el panel que hace las veces de suelo en cada una de las posiciones disponibles. Una vez introducido, se espera a que se estabilicen los valores dados por los instrumentos y se anotan en la tabla F.1.

Distancia Rotor - Suelo	Tracción Medida
∞ (medida sin tabla)	

Tabla F.1: Medidas de tracción obtenidas

Para comparar con los modelos teóricos se pueden usar las relaciones dadas en la sección anterior.